

КЛИМОВСКИЕ ЧТЕНИЯ—2019:
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ
РАЗВИТИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

СБОРНИК СТАТЕЙ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ



Санкт-Петербург
2019

УДК 629.7
ББК 39.55
К49

К49 Климовские чтения—2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019. — 402 с.

Сборник статей объединил в себе труды участников международной научно-технической конференции «Климовские чтения-2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения»

Климовские чтения традиционно посвящены актуальным вопросам современного авиадвигателестроения, отраженным в исследованиях работников научных, производственных и научно-производственных организаций. Материалы сборника могут быть полезны специалистам в области авиационного двигателестроения, а также студентам и преподавателям вузов соответствующего профиля.

Тексты сборника публикуются в авторской редакции, авторы докладов несут ответственность за содержание и достоверность представленных ими данных.

ISBN 978-5-98620-385-0

ISBN 978-5-98620-385-0

© АО «ОДК-Климов», 2019
© ООО «Скифия-принт», 2019



*Уважаемые коллеги!
Дорогие участники!*

От имени АО «ОДК-Климов» приветствую вас на очередной научно-технической конференции «Климовские чтения — 2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения».

Современный мир стоит на пороге промышленной революции «Индустрия 4.0». Революция всегда предусматривает коренные изменения, к которым каждый из нас должен быть готов, должен уметь оперативно реагировать на вызовы, находить правильные ответы на вопросы, возникающие в рамках новой парадигмы.

«Климовские чтения» дают нам всем такую возможность, предоставляют широкую площадку для эффективного взаимодействия, обмена мнениями и знаниями по многим актуальным вопросам и проблемам авиационного двигателестроения.

Особенно радует участие в подобных мероприятиях молодежи. Это позволяет помимо накопленного опыта предшественников и многолетних, даже вековых, традиций иметь современный свежий взгляд на ситуацию в отрасли.

В этом году конференция имеет особое значение — в эти дни АО «ОДК-Климов» отмечает свое 105-летие. Это прекрасная возможность подвести итоги проделанной работы, вместе подготовить конструктивную основу для следующих побед. Уже многое достигнуто. Общими усилиями мы достойно справились с масштабными задачами, реализовали программу импортозамещения, сделали значимые шаги в конверсии производства. Дальше — новые достижения, возможные благодаря каждому из вас.

Я уверен, что работа конференции будет плодотворной и полезной и обща мы добьемся высоких результатов!

*А. И. Ватагин,
исполнительный директор
АО «ОДК-Климов»*



Уважаемые коллеги и друзья!

Приветствую всех участников научно-технической конференции «Климовские чтения — 2019. Перспективные направления развития авиадвигателестроения».

Только там, где есть движение, есть победа. Двигателестроение — это самая высокотехнологичная отрасль авиационной промышленности, которая не терпит застоя, постоянно нуждается в инновационных идеях и новаторских подходах.

Сегодня важно понимать, что цифровизация производства, искусственный интеллект, внедрение самого современного оборудования — это не призрачные перспективы, а вполне осязаемая реальность и будущее отрасли, к которому необходимо готовиться уже сегодня, здесь и сейчас.

Я верю, что «Климовские чтения» создают для этого все необходимые условия. Речь идет не просто о научно-исследовательской деятельности, а об умении выходить за рамки привычного, делать шаг в неизвестность, разрушать шаблоны, открывать принципиально новые горизонты и возможности — вот главная движущая сила отрасли!

Проведение конференции уже превратилось в традицию и ежегодно собирает инициативных, неравнодушных и талантливых людей — студентов, работников предприятий, экспертов и научных деятелей. Вклад каждого участника очень ценен. За время существования конференции рассмотрены важнейшие аспекты развития авиадвигателестроения, открыты и утверждены новые и современные подходы к изучению актуальных, острых тем. Многие идеи нашли практическое применение. Это большое достижение! Но всегда есть к чему стремиться, и мы продолжаем двигаться вперед. Уверен, что конференция 2019 года станет плодотворной, будет интересна всем ее участникам, послужит достойной площадкой для дискуссий и взаимовыгодного общения профессионалов.

Желаю всем успехов и удачи!

*А. В. Григорьев,
генеральный конструктор
АО «ОДК-Климов»*

ТЕРМОДИНАМИКА И ГАЗОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.515

А. И. Боровков, И. Б. Воинов, Ю. Б. Галеркин, А. А. Дроздов

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, СПб.

ОПЫТ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ДИАГОНАЛЬНОГО КОМПРЕССОРА

Аннотация. Представлен опыт работы авторов по проектированию и расчету диагонального компрессора. Рабочие колеса спроектированы по методике НИЛ «Газовая динамика турбомашин» при помощи программы невязкого квазитрехмерного расчета. Рассмотрены три варианта рабочего колеса и четыре варианта неподвижных элементов. Газодинамические характеристики лучшего варианта сопоставлены с спроектированной ранее центробежной компрессорной ступенью.

Условные обозначения: η — коэффициент полезного действия; Φ — условный коэффициент расхода; Ψ_T — коэффициент теоретического напора; $\bar{D}_{от}$ — диаметр втулки.

Сокращения: КПД — коэффициент полезного действия; ЛД — лопаточный диффузор; НЭД — неподвижный элемент диагонального компрессора; НЭ — неподвижные элементы; ОРК — осерадиальное рабочее колесо; ОДК — оседиагональное рабочее колесо; СА — спрямляющий аппарат.

Подстрочные индексы: расч — относящийся к расчетному режиму (по расходу); max — максимальный.

Надстрочные индексы: * — относится к полным параметрам (параметры торможения).

Введение

Проблемам проектирования сверхзвуковых радиальных турбокомпрессоров уделяется большое внимание. Наличие скачков уплотнения и накладываемые ограничения прочностного характера требуют тщательного подхода к их расчету. Этим проблемам посвящены работы [1; 2].

Диагональные компрессоры занимают промежуточное положение между центробежными и осевыми. Особенности этих компрессоров посвящены работы [3; 4].

Преимущества диагонального компрессора перед центробежным:

- при сохранении требования к минимизации радиального габарита размеры неподвижных элементов в меридиональной плоскости можно приблизить к оптимальным;
- угол поворота потока в меридиональной плоскости у радиального компрессора близок к 1800. У диагонального компрессора угол поворота потока может быть меньше.

В работе [5] представлен опыт проектирования и оптимизации проточной части сверхзвукового циклового компрессора. В результате рассмотрения более десяти вариантов проточной части был спроектирован одноступенчатый центробежный компрессор.

В продолжение этих исследований был проведен комплекс работ по проектированию диагонального компрессора на те же параметры.

Проектирование диагонального компрессора

Рабочее колесо диагонального компрессора создано в соответствии с общими принципами проектирования лаборатории «Газовая динамика турбомашин» на основании опыта проектирования сверхзвуковых центробежных компрессоров [6–10]. Безразмерные параметры проектирования: $\Phi_{расч} = 0,122$, $\psi_{T расч} = 0,825$, $\bar{D}_{от} = 0,287$.

Проектирование рабочего колеса производилось при помощи программы невязкого квазитрехмерного расчета 3ДМ.023 при условном числе Маха 1,06.

Для анализа предлагаемых вариантов исполнения проточной части использован программный комплекс ANSYS/CFX. Расчетная модель состоит из трех подобластей: двух неподвижных, описывающих входное устройство и спрямляющий аппарат, и одной подвижной области рабочего колеса. Сопряжение подобластей выполняется с использованием интерфейса типа Stage (Mixing Plane), при которой параметры потока осредняются по окружному направлению. Полная модель для компрессора состоит из ~30 млн элементов.

За основу проектирования был взят лучший вариант ОРК, полученный в работе [5]. В процессе оптимизации ОДК1 соотношения меридиональных размеров и лопаточные углы претерпели значительные изменения по сравнению с ОРК. На рисунке 1 представлена информация о форме рабочего колеса, а на рисунке 2 —

информация о распределении скоростей на лопатках рабочего колеса и скоростей в меридиональной плоскости.

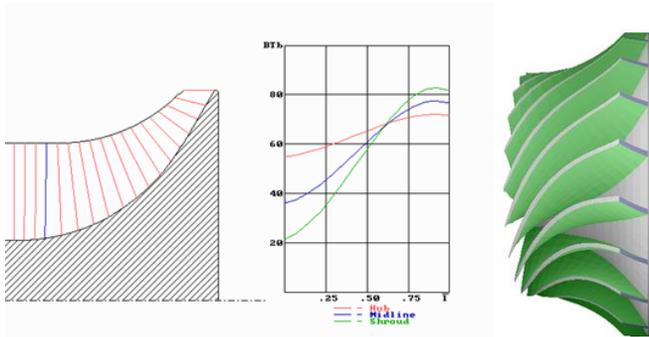


Рисунок 1. Проточная часть ОДК1 в меридиональной плоскости, графики изменения лопаточных углов на трех осесимметричных поверхностях и внешний вид лопаточной решетки

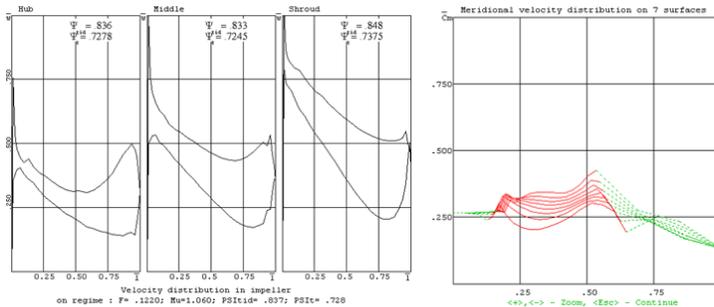


Рисунок 2. Диаграммы распределения скоростей на лопатках ОДК1 и профиль меридиональных скоростей в меридиональной плоскости

Особенности проекта: обычно у ОДК образующая выходной кромки в меридиональной плоскости расположена по нормали к меридиональному направлению потока. У ОДК1 образующая параллельна оси ротора, как у ОРК. У принятой формы есть аэродинамические достоинства и авторы не считают это недостатком.

При проектировании НЭ за основу взят лучший вариант конструкции неподвижных элементов центробежной компрессорной ступени, рассмотренный в ра-

боте [5]. Неподвижные элементы компрессора — лопаточный диффузор и спрямляющий аппарат в виде пластин, заходящих в поворотное колено. Число лопаток ЛД уменьшено по сравнению с вариантом прототипа, так как протяженность ЛД в меридиональной плоскости больше. Густота решеток ЛД у центробежной и диагональных ступеней одинаковая. Выбор формы и размеров НЭ в меридиональной плоскости сделан путем сопоставления многочисленных вариантов. Внешний вид окончательного вариант НЭ показан на рисунке 3.

Структура потока, как и суммарные характеристики, указывают на неудовлетворительную работу неподвижных элементов. Потеря КПД, равная 18,5 %, происходит на них. Диагональное колесо ОДК1 не уступает по КПД радиальному аналогу ОРК. Анализ структуры потока показывает, что повышение КПД можно ожидать при уменьшении угла установки лопаток ЛД и СА.

Параллельно с этим был произведен прочностной расчет конструкции. Он показал, что напряжения, возникающие в лопатках ОДК, ниже, чем напряжения в лопатках ОРК, но по-прежнему превышают допустимый уровень.

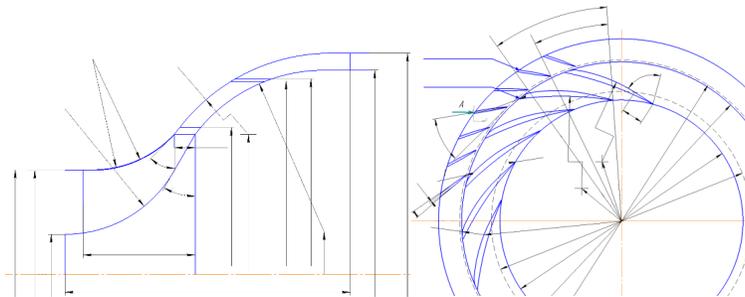


Рисунок 3. Меридиональный контур компрессора и форма лопаток ЛД и СА в радиальной плоскости ОДК1-НЭД1, вариант № 9

Второй вариант ОДК2 спроектирован с уменьшенными углами навала с целью уменьшения изгибных напряжений. Угол навала на выходе был принят равным нулю, а входной угол лопаток у втулки увеличен. При этом получается положительный угол атаки на расчетном режиме, но угол навала лопаток на входе уменьшается. Сопоставление газодинамических характеристик двух вариантов диагональной компрессорной ступени представлено на рисунке 4. КПД отнесены к максимальному КПД компрессора ОДК2-НЭД1.

Большой положительный угол атаки у втулки привел к улучшению всех характеристик. При положительном угле атаки растет нагрузка лопаток, следова-

тельно, растет значение коэффициента теоретического напора. КПД данной конструкции увеличилось на 2,3 % по сравнению с предыдущим вариантом конструкции.

Анализ обтекания неподвижных элементов НЭД1 указывает на целесообразность уменьшения угла установки лопатки СА. Вариант НЭД2 отличается от НЭД1 уменьшением угла установки лопаток СА на 4 градуса. Газодинамическая характеристика этого варианта компрессора представлена на рисунке 5. КПД отнесены к максимальному КПД компрессора ОДК2-НЭД2.

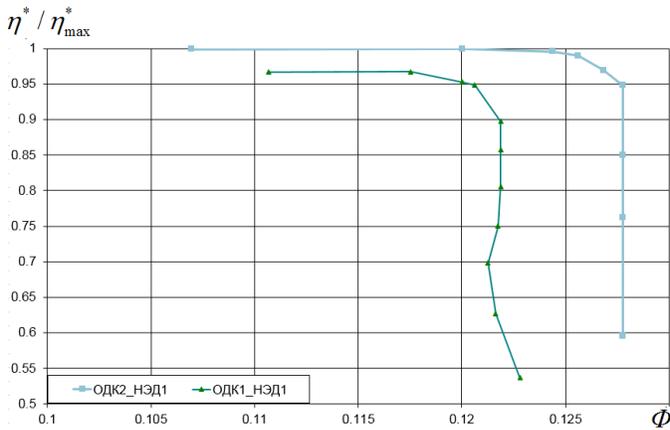


Рисунок 4. Характеристики КПД ОДК2-НЭД1, ОДК1-НЭД1

Изменение угла установки лопаток дало незначительное улучшение всех параметров. Проблема повышения эффективности диагональных неподвижных элементов пока не решена.

Анализ диаграмм распределения давлений на лопатках ЛД НЭД2 указывает на обтекание с положительным углом атаки при условном коэффициенте расхода $\Phi = 0,124$. Вариант НЭД3 получен из предыдущих уменьшением угла установки ЛД на 2 градуса поворотом лопаток относительно входной кромки. Выходной диаметр ЛД при этом уменьшился. Соответственно уменьшен диаметр начала лопаток СА. Их угол установки также уменьшен на 2 градуса по сравнению с НЭД2. Газодинамическая характеристика этого варианта компрессора представлена на рисунке 6. КПД отнесены к максимальному КПД компрессора ОДК2-НЭД2.

Уменьшение угла установки лопаток диффузора привело к понижению КПД и отношения давлений. Повторный анализ диаграмм давлений на лопатках диффузора показал целесообразность применения пространственной формы лопаток ЛД.

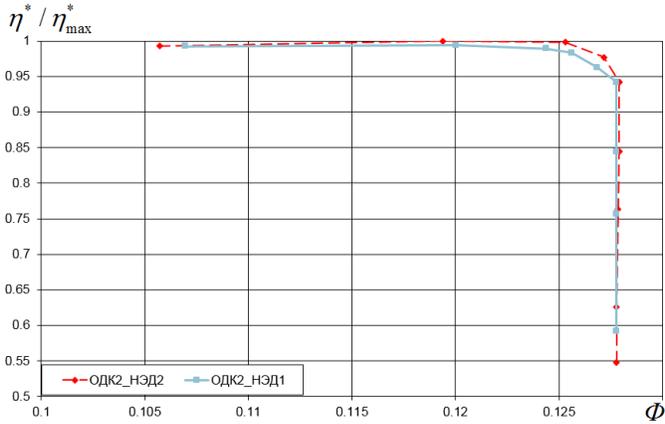


Рисунок 5. Характеристики КПД ОДК2-НЭД2, ОДК2-НЭД1

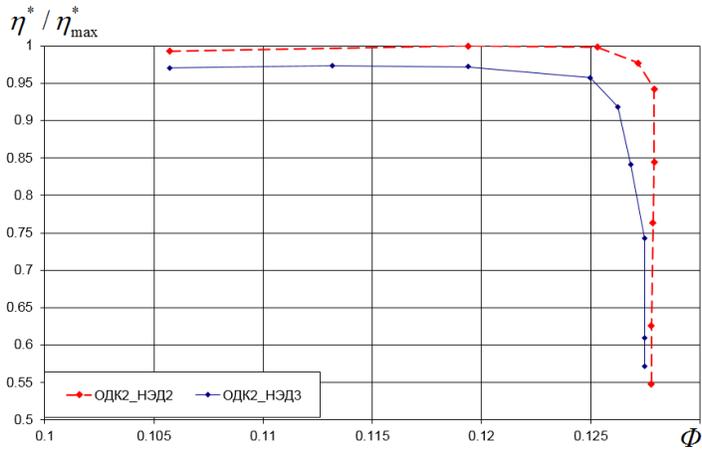


Рисунок 6. Характеристики КПД ОДК2-НЭД2, ОДК2-НЭД3

Было произведено проектирование четвертого варианта неподвижных элементов. Лопатки ЛД сделаны с переменным углом установки по высоте. У втулки профиль лопатки ЛД НЭД4 повторяет профиль лопатки ЛД НЭД2, на периферии угол установки лопатки ЛД уменьшен на 2 градуса. Выходной угол лопатки ЛД оставлен без изменения как у втулки, так и на периферии, как у ЛД НЭД2. Расчет этого варианта НЭ пока не был произведен.

С целью понижения напряжений, возникающих в лопатке рабочего колеса компрессора под действием центробежных сил, была изменена толщина лопаток ОДК2. Рабочее ОДК3 имеет те же лопаточные углы, что и ОДК2, но толщина лопаток на периферии уменьшена, а у втулки увеличена. Уровень напряжений не превышает допустимый. Рабочее колесо ОДК3 рассчитано с неподвижными элементами НЭД2. Газодинамическая характеристика этого варианта компрессора представлена на рисунке 7. КПД отнесены к максимальному КПД компрессора ОДК3-НЭД2.

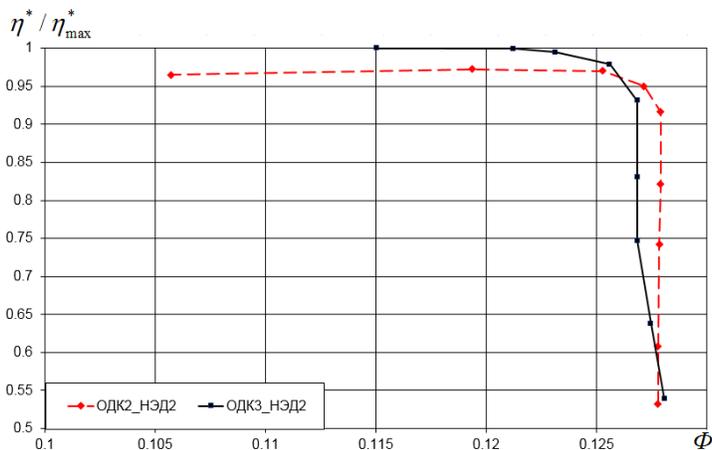


Рисунок 7. Характеристики КПД ОДК2-НЭД2, ОДК3-НЭД2

Утолщение лопаток у втулки уменьшило проходные сечения, что уменьшило значение максимального расхода. Утолщение профилей приводит к уменьшению положительного угла атаки. Значение КПД увеличилось на 2,2 %. Коэффициент теоретического напора практически не изменился.

Лучший вариант диагонального компрессора был сопоставлен с лучшим вариантом центробежного компрессора из работы [5], рисунок 8. КПД отнесены к максимальному КПД центробежного компрессора.

Диагональный компрессора обладает несколько меньшим КПД. С другой стороны, он работает в расчетной точке, в то время как газодинамическая характеристика центробежного компрессора лежит левее точки с проектным условным коэффициентом расхода.

Коэффициент теоретического напора у диагонального компрессора несколько выше, чем у центробежного.

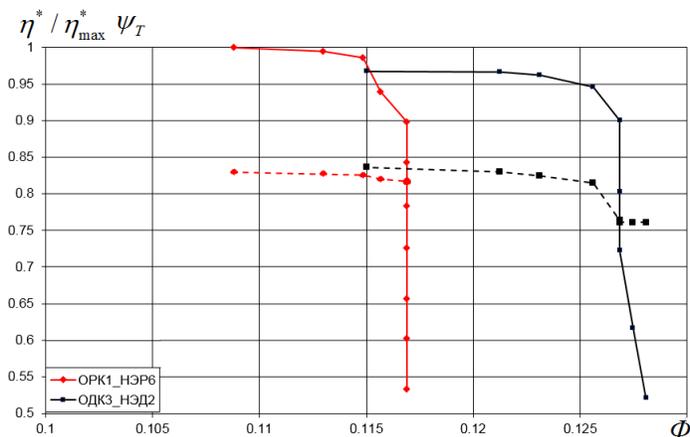


Рисунок 8. Характеристики КПД и коэффициента теоретического напора ОРК1-НЭР6, ОДК3-НЭД2

Заключение

Авторами спроектированы и рассчитаны несколько вариантов диагонального компрессора. Несмотря на ряд сложностей и отсутствие обширного опыта по разработке компрессоров этого типа, удалось получить конструкцию, незначительно уступающую по эффективности центробежному компрессору, спроектированному ранее на те же параметры, но превосходящую по зоне работы и теоретическому напору.

Основные потери в спроектированной конструкции диагонального компрессора происходят в неподвижных элементах. Предложенный вариант НЭД4 должен

улучшить эффективного диагонального компрессора и помочь достичь заданных параметров проектирования.

Расчеты проводились с использованием суперкомпьютерного центра «Поли-технический» СПбПУ.

Литература

1. *Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1986. — 431 с.
2. *Белоусов А. Н.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — Самара: ФГУП «Издательство Самарский Дом печати», 2003.
3. *Sadagopan A., Camci C.* A design strategy for a 6:1 supersonic mixed-flow compressor stage. *Sci. Technol.* (2019) [Электронный ресурс]. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.02.026>
4. *Hazby H. R., Casey M. V., Numakura R., Tamaki H.* Design and testing of a high flow coefficient mixed flow impeller. *Institution of Mechanical Engineers — 11th International Conference on Turbochargers and Turbocharging 2014*, P. 55–64.
5. *Боровков А. И., Воинов И. Б., Галеркин Ю. Б., Рекстин А. Ф., Дроздов А. А.* Опыт оптимизации проточной части сверхзвукового циклового центробежного компрессора. *Компрессорная техника и пневматика.* — 2018. № 2. — С. 4–10.
6. *Галеркин Ю. Б., Рекстин А. Ф., Солдатова К. В., Дроздов А. А., Попов Ю. А.* Развитие научной школы турбокомпрессоростроения ЛПИ-СПбПУ Петра Великого, результаты сотрудничества с компрессоростроителями // 17 Международная научно-техническая конференция. Казань. 2017. — С. 19–29.
7. *Григорьев А. В., Соловьева А. В., Галеркин Ю. Б., Рекстин А. Ф.* Вопросы аэродинамического проектирования сверхзвуковых центробежных компрессорных ступеней // *Компрессорная техника и пневматика.* — 2014. № 6. — С. 21–27.
8. *Рекстин А. Ф., Солдатова К. В., Дроздов А. А.* Особенности моделирования газодинамических характеристик высоконапорных центробежных ступеней // *Климовские чтения. Перспективные направления авиадвигателестроения.* — СПб., 2013. — С. 45–55.
9. *Галеркин Ю. Б.* Турбокомпрессоры. Рабочий процесс, расчет и проектирование проточной части. — М.: ООО «Информационно-издательский центр «КХТ», 2010. — 596 с.
10. *Рекстин А. Ф., Солдатова К. В., Дроздов А. А.* Особенности моделирования газодинамических характеристик высоконапорных центробежных ступеней // *Климовские чтения. Перспективные направления авиадвигателестроения.* — СПб., 2013. — С. 45–55.

*А. В. Григорьев, М. Ю. Илюшин, А. А. Косматов, О. А. Рудаков,
А. В. Соловьева*

АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург
klimov@klimov.ru

ОПТИМАЛЬНЫЙ ГАЗОГЕНЕРАТОР

Аннотация. В статье обоснована необходимость создания оптимального газогенератора газотурбинного двигателя, в котором обеспечено согласование совместной работы его узлов: компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора с целью сокращения сроков доводки вновь разрабатываемых изделий, повышения их топливной экономичности, обеспечения работоспособности лопаток высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора и выполнения всех эксплуатационных характеристик, связанных с работой оптимальной камеры сгорания, включая широкий диапазон режимов устойчивого горения, высотный запуск при отрицательной температуре воздуха и топлива, исключение загрязнения атмосферы токсичными выбросами. Разработаны методы оптимизации параметров согласования совместной работы узлов газогенератора, которыми являются приведённые скорости потока в пограничных, стыковочных поперечных сечениях потока между компрессором и камерой сгорания λ_k и между камерой сгорания и турбиной компрессора λ_z . Функцией цели при оптимизации принят эффективный коэффициент полезного действия термодинамического цикла двигателя η_c . Функциональным ограничением является потребная глубина охлаждения лопаток турбины $\theta_{\text{лотр}}$, определенная с учетом расчетов неравномерности и нестабильности поля температуры газа и фактической интенсивности турбулентности потока на входе лопаток. Выполнен теоретический анализ влияния различных воздействий на поток газа, вызывающих изменение полного давления потока в каналах газодинамической модели газогенератора, то есть изменение коэффициентов полезного действия его узлов. Показано, что большое время доводки опытного двигателя, около пяти лет, из-за необходимости дорогостоящих, натуральных испытаний с изготовлением опытных образцов связано, в частности, с произвольным, не обоснованным, не согласованным заданием при проектировании значений приведенных скоростей потока в пограничных сечениях узлов газогенератора. Создание оптимального газогенератора возможно только на основе интегральной математической модели оптимальной камеры сгорания.

Газогенератор представляет собой основную часть газотурбинного двигателя, и он состоит из компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора.

В газотурбинном двигателе полная энергия газового потока на выходе из газогенератора может быть преобразована в политропическую работу расширения газа и далее в механическую работу (крутящий момент) с помощью свободной турбины

(турбовальный двигатель), или преобразована в силу тяги (реактивный двигатель), или часть свободной энергии будет затрачена на вращение вентилятора (двухконтурный реактивный двигатель). Следовательно, один и тот же газогенератор может использоваться для многих видов тепловой машины. Поэтому проектирование оптимального газогенератора с учетом необходимости снижения сроков доводки и повышения надежности работы двигателя, в состав которого входит газогенератор, является *первостепенным условием успешного создания новых опытных изделий.*

Введение

Существующие методы расчета лопаточных машин газогенератора предусматривают произвольное, не согласованное с камерой сгорания задание скорости потока в пограничных сечениях турбины и компрессора с камерой сгорания без учета особенностей ее рабочего процесса, что дестабилизирует поток газа в горячей части газогенератора, приводит к дефектам лопаток высокотемпературной охлаждаемой турбины компрессора, ухудшает характеристики камеры сгорания [1], о чем свидетельствует мировой опыт разработки авиационных газотурбинных двигателей. При этом время доводки двигателя велико в связи с необходимостью устранения этих и других дефектов в его горячей части. На доводку опытного двигателя четвертого, пятого и шестого поколений для истребителя уходит примерно 5 лет, независимо от страны-изготовителя. При этом суммарное время создания нового двигателя составляет, соответственно 10, 15, 20 лет, которое затрачивается как на его доводку, так и на выполнение научно-исследовательских и экспериментальных работ (создание научно-технического задела) [2]. Доводка предусматривает необходимость проведения дорогостоящих, длительных, натурных испытаний, для которых необходимо изготавливать опытные образцы. Любое численное моделирование, представляющее собой приближенный метод поверочного расчета для конкретной конструкции, требует обязательной верификации, то есть проведения тех же натурных испытаний, и может быть успешно применено только для качественной оценки изменения параметров процесса.

Поэтому согласование совместной работы узлов газогенератора с учетом особенностей каждого уже на стадии проектирования нового двигателя является актуальным и, в частности, предотвратит возникновение в эксплуатации возможных потенциальных дефектов его горячей части и сократит длительность создания опытного изделия, что и составляет цель исследования.

В работах [3; 4] установлено, что параметрами согласования совместной работы узлов газогенератора являются критерии механического подобия потоков, приведенные скорости газа в пограничных поперечных сечениях между компрессором и камерой сгорания λ_k и между камерой сгорания и турбиной компрессора λ_z .

Газодинамическая модель газогенератора

Назначением газогенератора является получение на выходе из его турбины компрессора газового потока как источника полной энергии газа.

Характеристиками полной энергии являются параметры заторможенного потока: полная температура газа, T^* , как меры энергии и полное давление газа, p^* , характеризующее качество энергии, ее «цену». Чем больше полное давление, тем большее количество полной энергии можно преобразовать в полезную работу газа. Следовательно, термодинамическая эффективность газогенератора, как и любой тепловой газовой машины, будет определяться значениями коэффициента восстановления полного давления газа в его узлах, что и определяет их коэффициенты полезного действия.

В связи с важностью изменения полного давления газа в узлах газогенератора, как показателя его эффективности, выполним анализ влияния различных воздействий на поток газа, на изменение его полного давления. Для этого совместно решим дифференциальные уравнения движения и энергии элементарной газовой частицы в следующих параметрах: число M , p^* , T^* для одномерного потока идеального газа и получим следующее выражение:

$$\frac{dp^*}{p^*} = -\frac{dL_{\text{вн}}}{RT^*} - \left[\frac{k-1}{2} \right] \cdot M^2 \cdot \left(\frac{dQ_{\text{вн}}}{RT^*} \right) - dL_{\text{тр}},$$

где: $L_{\text{вн}}$, $Q_{\text{вн}}$, и $L_{\text{тр}}$, соответственно, внешняя работа, внешняя теплота и работа сил трения с учетом влияния отрыва струй, завихрений потока, течения в диффузоре. Все эти последние воздействия на поток газа подобны трению и приводят к росту энтропии.

Определим влияние каждого члена уравнения движения на изменение полного давления газа:

1. $d Q_{\text{вн}} = 0, d L_{\text{тр}} = 0.$

Пусть $dL_{\text{вн}} < 0$, то есть внешняя работа совершается над газом (компрессор), тогда $dp^* > 0$; $dL_{\text{вн}} > 0$, газ совершает работу расширения (турбина) и $dp^* < 0$.

Следовательно, при подводе к газу энергии механическим путем полное давление возрастает (компрессор). При отводе от газа энергии механическим путем полное давление падает (турбина)

2. $d L_{\text{вн}} = 0, d L_{\text{тр}} = 0.$

Если $dQ > 0$, то $dp^* < 0$ (камера сгорания); $dQ < 0$, то $dp^* > 0$. Следовательно, при подводе внешней теплоты к газовому потоку полное давление падает (камера сгорания). При отводе теплоты от газового потока полное давление возрастает. Величина изменения полного давления будет зависеть от числа M .

3. $d L_{\text{вн}} = 0, d Q_{\text{вн}} = 0.$

$d L_{\text{тр}} = d Q_{\text{тр}} > 0, d p^* < 0.$

Следовательно, при отсутствии внешних энергетических воздействий полное давление падает во всех случаях, когда увеличивается энтропия dS , так как при

подводе внешней теплоты и при выделении теплоты трения энтропия возрастает, $dS = \frac{dQ}{T}$, ибо знак энтропии соответствует знаку теплоты. Полное давление возрастает, когда трение уменьшается.

Особенность дифференциальных уравнений переноса состоит в том, что они записываются для некоторого объема газа, ограниченного контрольной поверхностью, и дают возможность судить о процессах, протекающих в этом объеме, по параметрам газа на границах этой поверхности (вход — выход), не вскрывая механизма процессов внутри объема.

На основании вышеизложенного представим **газодинамическую модель газогенератора** в виде трех последовательно расположенных каналов, потоки газа в которых связаны между собой изменением приведенных скоростей потока в пограничных, стыковочных поперечных сечениях этих каналов (рис. 1).

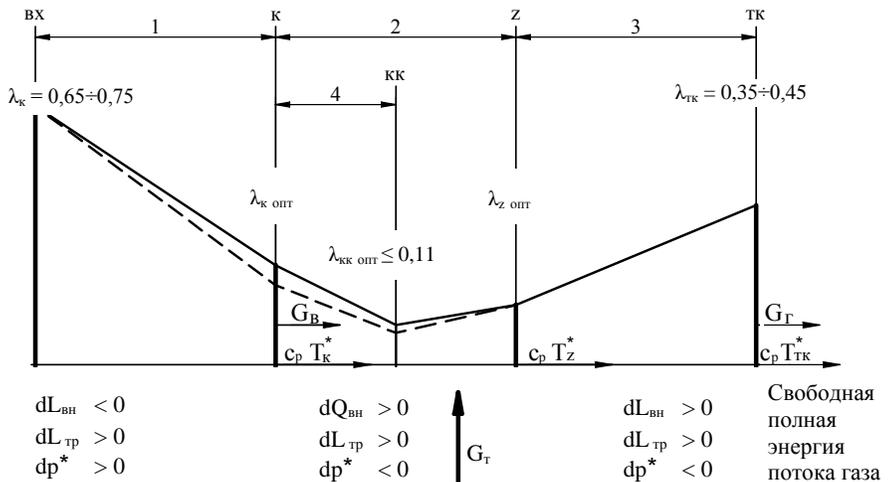


Рисунок 1. Газодинамическая модель газогенератора:

вх, к, з, тк, кк — обозначение пограничных сечений узлов газогенератора; кк — кольцевой канал камеры сгорания [1].

λ — приведенная скорость потока газа; G — массовые расходы воздуха, топлива и газа;

$dL_{вн}, dQ_{вн}, dL_{тр}, dp^*$ — изменение внешней работы, внешней теплоты, изменение сил трения и изменение полного давления, соответственно;

$c_p T^*$ — полная энергия потока 1 кг газа; $c_p = \text{const}$ — теплоемкость газа;

1, 2, 3 — газодинамические модели компрессора, камеры сгорания и турбины;

4 — газодинамическая модель диффузора камеры сгорания [1];

контур газогенератора с осевым компрессором (—) и с центробежным компрессором (-----).

Вертикальные жирные линии пропорциональны значениям λ .

Показатель адиабаты k и частота вращения роторов компрессора и турбины n постоянны. Число Прандтля во всех каналах $Pr = \text{const}$, а влияние числа Рейнольдса не учитывается. При этом текущий в каналах газ подвергается внешним энергетическим воздействиям. Преодоление потоком гидравлических сопротивлений в проточной части каналов, например, сопротивлений при обтекании лопаток компрессора и турбины с учетом утечек газа в радиальных зазорах, сопротивлений при обтекании решеток отверстий, щелей и завихрителей камеры сгорания; сопротивлений при течении потока в диффузорах приводит к потерям полного давления газа, то есть к изменению коэффициентов полезного действия узлов газогенератора. Например, коэффициент полезного действия процесса сжатия в компрессоре η_c , как отношение изоэнтальпической работы газа к политропической, связан с коэффициентом восстановления полного давления в этом процессе σ_c следующими выражениями:

$$\sigma_c = \left[\frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}}}{\left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_c} + 1} \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad \eta_c = \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} \cdot \frac{1}{\sigma_c^{\frac{k-1}{k}}} - 1},$$

где: π_k — степень повышения полного давления в процессе сжатия; k — показатель адиабаты.

Первый канал модели газогенератора, преимущественно диффузор, к текущему газу в котором подводится внешняя энергия в виде механической работы. Этот канал является **газодинамической моделью компрессора**. (Диффузором называется канал, скорость газа в котором на выходе из него меньше, чем на входе, в отличие от конфузора). Отношение $\frac{n}{\sqrt{T_{\text{вх}}^*}} = \text{const}$, где $T_{\text{вх}}^*$ — полная температура воздуха на входе в компрессор. Пограничными сечениями этого канала являются площади входа и выхода, значения приведенных скоростей потока в них обозначены, соответственно, $\lambda_{\text{вх}}$ и λ_k (выход из компрессора или вход в камеру сгорания).

Второй канал представляет собой изоэнергетический диффузор, переходящий в конфузор, к газовому потоку в котором подводится внешняя энергия в виде удельной низшей теплоты сгорания топлива — **газодинамическая модель камеры сгорания** с входным диффузором (физическая и математическая модели камеры сгорания представлены в работе [1]). Изоэнергетический поток в диффузоре камеры сго-

рания может отрываться от стенок канала, что приводит к возникновению неустойчивости параметров потока и, в частности, к неустойчивости поля температуры газа на выходе из камеры сгорания. Устранение возникающих при этом дефектов турбины требует длительной доводки горячей проточной части газогенератора, что увеличивает сроки создания двигателя. Второй канал ограничивается следующими площадями: от входа в диффузор камеры сгорания (выход из компрессора) до выхода из камеры сгорания (вход в сопловые лопатки турбины). Приведенные скорости потока в этих площадях обозначены, соответственно, λ_k и λ_z .

Третий канал модели газогенератора является конфузуром. В этом канале, представляющем собой **газодинамическую модель турбины компрессора**, от потока газа отбирается часть его полной энергии в виде внешней механической работы, подводимой далее к потоку газа в первом канале. Эта работа затрачивается на сжатие воздуха в компрессоре. Вторая часть энергии потока газа на выходе из турбины компрессора является свободной энергией, которая преобразуется в работу расширения газа для получения внешней работы в зависимости от типа газотурбинного двигателя. Отношение $\frac{n}{\sqrt{T_T^*}} = \text{const}$, где T_T^* — полная температура газа на

входе в рабочие лопатки первой ступени турбины компрессора. Третий канал ограничивается площадями сечений потока газа от входа в турбину (выход из камеры сгорания) до выхода из турбины. В этих сечениях приведенные скорости потока газа обозначены, соответственно, λ_z и $\lambda_{тк}$.

Таким образом, отметим следующие приведённые скорости потока газа в характерных пограничных сечениях газогенератора: $\lambda_{вх}$, λ_k , λ_z , и $\lambda_{тк}$. Первая и последняя скорости потока в этом ряду задаются в процессе проектирования двигателя. Так, $\lambda_{вх} = 0,65 - 0,75$ [5], $\lambda_{тк} = 0,35 - 0,45$ [6].

Задача состоит в том, чтобы оптимизировать значения приведённых скоростей потока в пограничных, стыковочных сечениях рассматриваемых каналов λ_k и λ_z , исключив произвольное задание этих значений при проектировании лопаточных машин. Приведённые скорости потока λ_k и λ_z в оптимальном газогенераторе должны быть оптимизированы.

Оптимальный газогенератор

Оптимальным газогенератором будем считать такой турбокомпрессор, у которого **параметры согласования** совместной работы его узлов — компрессора, **оптимальной камеры сгорания** и высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора **имеют оптимальные значения**. Применение оптимального газогенератора уменьшит время доводки изделия.

За **функцию цели** при оптимизации параметров согласования примем значение эффективного коэффициента полезного действия термодинамического цикла газотурбинного двигателя η_e [1]:

$$\eta_e = \frac{\eta \cdot \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \cdot \left[\frac{\theta \cdot \eta_p \cdot \eta_c \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{\frac{k}{k}} \cdot \sigma_{kc}^{\frac{k-1}{k}}} \right)}{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1} - \frac{1}{(1 + q_T) \cdot (1 - \delta_{отб})} \right]}{\left(\theta - \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_c} - 1 \right)},$$

где η — коэффициент полноты сгорания топлива; σ_{kc} — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания; $\delta_{отб}$ — относительный расход воздуха, отбираемый из камеры сгорания для охлаждения турбины и не проходящий через «горло» соплового аппарата, то есть не участвующий в работе цикла;

η_c — коэффициент полезного действия процесса сжатия, $\eta_c = 0,83-0,85$; η_p — коэффициент полезного действия процесса расширения, $\eta_p = 0,92-0,90$; π_k — степень повышения давления в цикле; θ — степень повышения полной температуры газа в цикле; q_T — относительный расход топлива.

Функциональным ограничением в процессе оптимизации будет являться потребная глубина охлаждения лопаток турбины компрессора [7], которая определяется допустимой температурой стенки лопаток, температурой газа с учетом неравномерности и нестабильности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания, температурой охлаждающего лопатки воздуха при заданной системе их охлаждения и интенсивностью турбулентности потока газа, набегающего на лопатки [1; 8]. **Ограничением** являются также допустимые напряжения в корневой части рабочих лопаток при заданном коэффициенте запаса прочности [3].

Параметрами варьирования при оптимизации являются приведенные скорости потока в пограничных, стыковочных сечениях узлов газогенератора λ_k и λ_z .

Методика определения оптимального значения $\lambda_{k\text{ опт}}$ изложена в работах [3; 9; 10], как результат поиска **компромисса** между противоречиво влияющих на изменение эффективного коэффициента полезного действия термодинамического цикла газотурбинного двигателя η_e таких характеристик газогенератора, как: коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания σ_{kc} , относительный расход воздуха охлаждающих лопатки турбины $\delta_{охл}$, не проходящих через «горло»

соплового аппарата турбины, не участвующий в создании работы расширения газа, и коэффициент полезного действия компрессора η_k . Часть потерь полного давления в компрессоре может иметь место из-за наличия диффузорности его проточной части, определяемой отношением приведённых скоростей потока на входе и выходе $\lambda_{вх}$ и λ_k с учетом температуры газа. При этом $\delta_{охл}$ определяется значением потребной глубины охлаждения лопаток высокотемпературной турбины компрессора, $\theta_{потр}$ [7] при заданной системе охлаждения лопаток турбины. Потребная глубина охлаждения $\theta_{потр}$ зависит от коэффициента неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания θ_{max} , от интенсивности турбулентности потока за камерой сгорания как функция ее геометрических критериев и зависит также от нестабильности поля температуры газа, $\Delta\theta_{max}$ [3]. Последняя величина зависит от значения критерия стабильного течения в диффузоре камеры сгорания A , как функция λ_k . Безотрывное течение в диффузоре камеры сгорания обеспечивается при $A = 0,374$ [1], что исключает необходимость существующего сегодня прямого или косвенного контроля в производстве поля температуры газа на выходе из камеры сгорания.

Для примера, оптимизация была выполнена для параметров серийного, высокотемпературного двухконтурного реактивного двигателя и было найдено значение $\lambda_{k\text{ опт}} = 0,28$ [10]. При этом на серийном двигателе $\lambda_k = 0,294$. Изменение λ_k с 0,294 до 0,280 обеспечивает рост относительного значения η_e на $\sim 0,6\%$.

В таблице 1 и на рисунке 2 приведены результаты определения $\lambda_{k\text{ опт}}$ для серийного многорежимного двигателя по разработанной методике.

Расчет η_e для трех значений $\lambda_k = 0,25; 0,294; 0,35$ и определение $\lambda_{k\text{ опт}}$.

Исходные данные:

Компрессор осевой, $\lambda_{вх} = 0,65; \lambda_k = 0,294$ при $\overline{n_{пр}} = 1$.

Турбина компрессора одноступенчатая. Сопловые лопатки имеют конвективно-пленочное охлаждение, рабочие — конвективное. $T_{лс} = 1373, K; T_{лр} = 1223, K$ — допустимая температура стенок сопловой и рабочей лопаток.

$\pi_k^* = 22,48; T_r^* = 1528, K; T_z = 1595, K; T_k^* = 760, K; G_B = 48,5, \text{ кг/с}; \theta = 5,3; q_T = 1,0228; k = 1,3; \eta = 0,99; \eta_p = 0,9; \lambda_{вх} = 0,65; \eta_c = 0,83; H = 0; M = 0$.

Т а б л и ц а 1

Изменение параметров двигателя в зависимости от λ_k

λ_k	0,250	0,294	0,350
η_c	0,817	0,830	0,836
$\delta_{отб}$	0,098	0,102	0,117
$\sigma_{кс}$	0,963	0,950	0,930
η_e	0,337	0,338	0,329

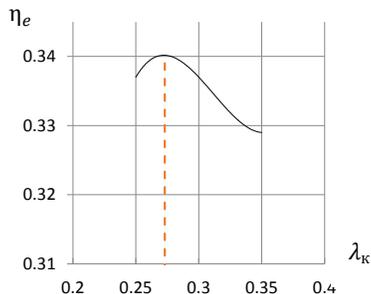


Рисунок 2. Изменение η_e в зависимости от λ_k

В таблице 2 показаны значения приведенной скорости потока на выходе из компрессора серийных двигателей.

Т а б л и ц а 2

Значения λ_k для серийных двигателей

Двигатель	F-101	CF6-50	НК-8	РД-33
λ_k	0,250	0,250	0,250	0,294

Анализ результатов расчета, таблицы 1 к рисунку 2, показывает, что оптимальное значение параметра согласования $\lambda_{k \text{ опт}} = 0,280$ подтверждается значениями $\lambda = 0,250 \div 0,294$ на серийных двигателях, таблица 2.

Особенность оптимизации приведенной скорости потока газа на входе в турбину и определение $\lambda_{z \text{ опт}}$ [3] состоит в том, что повышение конфузурности газосборника жаровой трубы камеры сгорания, в частности за счет уменьшения площади выхода из камеры сгорания (входа в турбину), приводит к существенному снижению коэффициента неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания θ_{max} [1]. Соответственно снижается значение $\delta_{\text{охл}}$ и, следовательно, **увеличивается η_e** . В то же время при заданном среднем диаметре ротора турбины уменьшается высота ее рабочих лопаток h_r и, следовательно, растет значение относительного радиального зазора Δh_r . Увеличение утечек газа через радиальный зазор приводит к **уменьшению η_e** . Компромисс между противоречивым влиянием на η_e указанных выше параметров обеспечивается оптимальным значением $\lambda_{z \text{ опт}}$. В то же время увеличение высоты рабочей лопатки турбины определяет рост дей-

ствующих напряжений в ее корневой части σ , ограничиваемых нормированным коэффициентом запаса прочности.

Обязательным условием создания оптимального газогенератора является наличие в его составе **оптимальной камеры сгорания**, геометрические и газогидродинамические критерии которой определены так, чтобы эффективный коэффициент полезного действия термодинамического цикла двигателя имел максимальное значение, $\eta_e = \eta_{e\max}$, [1; 3; 11–14].

В таблице 3 приведены геометрические критерии и параметры, характеризующие проточную часть оптимальной конструкции камеры сгорания, обеспечивающие на заданном режиме работы максимальное значение эффективного коэффициента полезного действия термодинамического цикла двигателя [1].

При этом обеспечивается его оптимальная экологическая характеристика, минимальный уровень неравномерности поля температур газа на входе в турбину, максимальный предел срыва пламени при обеднении смеси топлива с воздухом. Критерии описаны более подробно в работе [1].

Таблица 3.

Значения критериев оптимальной камеры сгорания

Конструктивный параметр	Оптимальное значение параметра, обеспечивающее функцию цели	Влияние на характеристики камеры сгорания
$F_{ж}/\sum \mu F_{ож}$	6,3	Значение параметра обеспечивает также минимальный коэффициент окружной неравномерности поля температуры газа
$\overline{\mu F_3}$	0,17	Мягкий запуск
\overline{W}	0,8	Минимальное дымление
$N_{\phi} \cdot 10^{-2} / F_{ж}; F_{ж}, M^2$	3	Обеспечивает также минимальную токсичность отработавших газов
Минимально допустимое значение параметра, обеспечивающее выполнение функциональных ограничений		
$\overline{l_{зг}}$	0,8 min	Минимальный выброс NOx
	0,05 min	
Пределы изменения конструктивных параметров, обеспечивающие выполнение функциональных ограничений		
$F_{кк}/\sum \mu F_{ож}$	$\geq 1,8$	Стабильность характеристик камеры сгорания
$\lambda_{кк}$	$\leq 0,11 = 1/2 \lambda_{ож}$	

Конструктивный параметр	Оптимальное значение параметра, обеспечивающее функцию цели	Влияние на характеристики камеры сгорания
$t_{\phi}/h_{ж}$	≤ 1	Исключение влияния на поле температуры числа форсунок
$\frac{V_d \left(1 - F_k/F_{kk} \right)}{F_k \cdot l_d \cdot \bar{l}_d^{0,38}}$	$\leq 0,374$ (0,374 — 0,6)	Устойчивость горения
$\lambda_{ож}$	0,15 — 0,3 (0,22)	Устойчивость горения
	1,1 — 1,5	Запуск с минимальным забросом температуры газа
$F_{ж}/F_{вых}$	$\geq 2^*$	Диапазон величин (*) обеспечивает минимальную неравномерность поля температур газа
\bar{l}_r	$\geq 1,5^*$	

Оптимальные геометрические размеры и критерии проточной части камеры сгорания **однозначно** определяются на основе ее **интегральной математической модели [1]. Модель** создана решением дифференциальных уравнений переноса теплоты, массы и количества движения с источниками и стоками теплоты и массы для турбулентного потока газа. Рассмотрены нестационарные процессы. В результате получены уравнения, связывающие все характеристики камеры сгорания с ее геометрическими и гидродинамическими критериями.

Оптимальная камера сгорания обеспечивает высокий уровень полноты сгорания топлива, устойчивость процесса горения, запуск двигателя в широком диапазоне климатических условий. защиту окружающей среды от загрязнения продуктами сгорания топлива.

Таким образом, применение оптимального газогенератора в газотурбинных двигателях существенно сокращает продолжительность доводки опытного изделия. Обеспечивает максимальную топливную экономичность двигателя, работоспособность лопаток высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора. Обеспечивает все эксплуатационные характеристики двигателя, определяемые работой камеры сгорания, включая широкий диапазон устойчивого горения, высотный запуск двигателя при отрицательной температуре воздуха и топлива, минимальное содержание вредных веществ в выхлопных газах. Исключает необходимость постоянного, прямого или косвенного контроля в производстве поля температуры газа на выходе из камеры сгорания.

Заключение

1. Оптимальный газогенератор является таким, в котором параметры согласования совместной работы его узлов — компрессора, оптимальной камеры сгорания и турбины компрессора, имеют оптимальные значения. Параметрами согласования определены приведённые скорости потока газа в пограничных стыковочных сечениях узлов газогенератора.
2. Созданы методы оптимизации параметров согласования совместной работы узлов газогенератора. При этом за функцию цели принят эффективный коэффициент полезного действия термодинамического цикла газотурбинного двигателя. Функциональным ограничением является потребная глубина охлаждения лопаток турбины компрессора с учетом неравномерности и нестабильности поля температуры газа и фактической турбулентности потока перед лопатками.
3. Проектирование оптимального газогенератора предотвратит возникновения в эксплуатации возможных потенциальных дефектов высокотемпературной охлаждаемой турбины компрессора и, следовательно, обеспечит существенное сокращение сроков доводки опытного образца вновь создаваемого двигателя при максимальном значении эффективного коэффициента полезного действия его термодинамического цикла. Исключается контроль поля температуры газа в производстве.
4. Рабочий процесс оптимальной камеры сгорания описывается ее интегральной математической моделью, представляющей собой зависимость характеристик камеры сгорания от ее гидродинамических и геометрических критериев и размеров, что дает возможность однозначно определить оптимальные значения скоростей потока в проточной части камеры сгорания от ее входа до выхода и обеспечить все требуемые техническими условиями характеристики камеры, включая: устойчивость горения, запуск при всех климатических условиях, исключение загрязнения атмосферы токсичными выбросами.
5. Для обоснования газодинамической модели газогенератора, параметры которой участвуют в оптимизации, выполнен теоретический анализ влияния на поток различных воздействий, внешних (подвод или отвод энергии) или внутренних (трение), вызывающих изменение полного давления газа.
6. Газодинамическая модель газогенератора состоит из трех последовательно расположенных каналов, представляющих собой газодинамические модели компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора, при этом текущий в каналах газ подвергается внешним энергетическим воздействиям, а преодоление потоком гидравлических сопротивлений в каналах, например, в форме лопаток компрессора и турбины, решеток отверстий и щелей, завихрителей

камеры сгорания, диффузоров в проточной части приводит всегда к потерям полного давления газа, то есть к снижению топливной экономичности двигателя. Значения приведенных скоростей потока в пограничных сечениях каналов определяют согласование совместной работы узлов газогенератора.

Литература

1. Григорьев А. В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Саливон Н. Д. Теория камеры сгорания / под ред. О. А. Рудакова. — СПб.: Наука, 2010. — 228 с.
2. Скибин В. А., Солонин В. И., Палкин В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). ISBN5-94049-014-X, ЦИАМ, 2010.
3. Оптимизация камеры сгорания / под. ред. О. А. Рудакова / А. В. Григорьев [и др.]. — СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 2015. — 152 с.
4. Григорьев А. В. Концепция согласования совместной работы камеры сгорания с турбиной и компрессором газогенератора / М. Ю. Илюшин, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева. — Самара: изд-во СГАУ, 2011. — Вып. 5 (29). — С. 78–81.
5. Теория воздушно-реактивных двигателей / под. ред. д-ра техн. наук С. М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1975. — 568 с.
6. Абианц В. Х. Теория авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1979. — 246 с.
7. Рудаков О. А., Дьяченко О. В., Сафонов А. Ю., Грачев А. М. Методология расчета потребной глубины охлаждения лопаток первой ступени турбины компрессора // Климовские чтения — 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2017. — С. 83–88.
8. Рудаков О. А., Митрофанов В. А. Определение параметров турбулентности потока газа в камере сгорания на основе интегрирования и преобразований уравнений Рейнольдса и Навье–Стокса / Вестник Самарского аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева. — Самара: изд-во СГАУ, 2002. — Вып. 2 (2). — С. 92–96.
9. Григорьев А. В. Условия совместимости компрессора и камеры сгорания, обеспечивающие работоспособность турбины при их работе в составе газогенератора / М. Ю. Илюшин, В. А. Митрофанов, В. А. Рассохин, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени С. П. Королева. — Самара: изд-во СГАУ, 2013. — Вып. 3 (41), ч. 1. — С. 73–78.
10. Григорьев А. В., Илюшин М. Ю., Рудаков О. А., Соловьева А. В. Оптимизация параметров согласования совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора // Климовские чтения — 2018. Перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2018. — С. 5–10.

11. Патент на изобретение № 2145669. Способ работы газотурбинного двигателя и огневой блок для сжигания смеси топлив, ав. Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Саркисов А. А., Саливон Н. Д., Сигалов Ю. В.: пр. 05.03.1009.
12. Патент на изобретение № 2171432. Камера сгорания с оптимальным числом форсунок, ав. Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Саркисов А. А., Саливон Н. Д., Сигалов Ю. В.: пр. 25.04.2000.
13. Патент на изобретение № 2343355. Жаровая труба газотурбинного двигателя, ав. Рудаков О. А.: пр. 10.03.2009.
14. Патент на изобретение № 2400673. Камера сгорания с оптимальным режимом работы, ав. Григорьев А. В., Рудаков О. А. Саливон Н. Д.: пр. 11.01.2009.

Б. И. Мамаев, И. М. Стародумова

ОКБ им. А. Льюльки — филиал ПАО «УМПО», Москва

ПОИСК ОПТИМАЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КРИВИЗНЫ ПО КОНТУРУ ПРОФИЛЯ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Аннотация. Рассматривается задача об определении оптимального закона распределения кривизны спинки профиля в ее каналообразующей части (от входной кромки до горловины) до- и трансзвуковой турбинной решетки. Основные этапы работы включают в себя выбор исследуемых видов решеток и законов распределения кривизны, проектирование серий решеток с различными законами в каждой серии и их расчетно-экспериментальные исследования по определению эпюры скоростей на профиле и коэффициента потерь энергии на разных режимах. Результаты такого исследования позволяют получить обоснованные рекомендации по выбору оптимальной кривизны спинки в проектируемой решетке и оценить положительный эффект оптимизации.

Введение и постановка задачи

Повышение КПД турбины имеет огромное народно-хозяйственное значение. Учитывая большие мощности турбин, их высокие рабочие ресурсы и значительный парк двигателей, поднятие КПД даже на десятые доли процента может дать существенный эффект. Например, оценка показывает, что при эксплуатации сверхзвукового самолета Ту-144 затраты, связанные с топливом, составляли около 40 % всех летных затрат. При коммерческой нагрузке 12 т и 2 тыс. часов налета в год экономия топлива вследствие увеличения КПД турбины на 0,1 % составила примерно 625 т при парке в 40 таких самолетов. Другой пример показывает, что для энергетической ГТУ мощностью 50 МВт с эффективным КПД 38 % (установка типа SGT-800 фирмы Siemens) повышение КПД турбины всего на 0,1 % может дать 300 т экономии топлива в год.

Учитывая достигнутый высокий уровень аэродинамического совершенства турбин, повышение КПД является не только актуальной, но и очень сложной задачей.

Известно, что КПД турбин во многом зависит от совершенства лопаточных венцов, которое в основном определяется эффективностью их решеток профилей. Поэтому специалистам приходится рассматривать и изучать любые возможности снижения потерь в решетке. Для коэффициента профильных потерь в дозвуковой решетке можно записать следующую формулу:

$$\zeta_{\text{проф}} = \zeta_{\text{трения}} + \zeta_{\text{кромоч.}}$$

Видно, что профильные потери в значительной степени зависят от потерь трения в погранслое. Но и вторичные потери, которые определяются перетеканием погранслоя на концевых поверхностях венца, имеют ту же природу, что и профильные, то есть зависят от потерь трения. Потери от числа Рейнольдса и потери из-за нестационарности тоже имеют связь с профильными потерями. Таким образом, снижение профильных потерь — цель, которая, в конечном счете, ведет к снижению общих потерь энергии в венце и повышению КПД турбины.

Поэтому одна из основных задач, встающих при профилировании турбинных лопаток, — построение решеток профилей, реализующих заданную величину и направление скорости потока на выходе при условии минимума аэродинамических потерь и удовлетворения требований прочности, охлаждения и технологии изготовления.

Потери в решетке зависят от распределения скорости на профиле, которое во многом определяется геометрическими параметрами решетки и распределением кривизны по обводам спинки и корыта профиля. В связи с этим разработаны обоснованные рекомендации по выбору таких величин, как оптимальный шаг $\bar{t} = t/b$, оптимальный конструктивный угол входа $\beta_{1к}$, целесообразный угол отгиба δ и др. (рис. 1). И при этом отмечается необходимость соблюдать определенные требования по распределению кривизны по контуру профиля, в основном по его спинке.

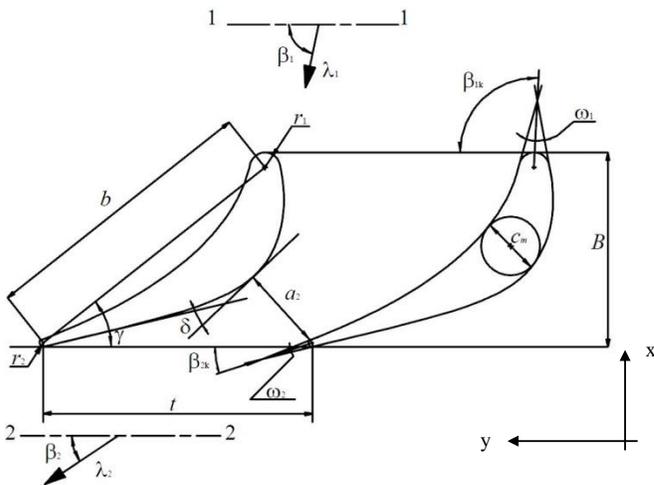


Рисунок 1. Решетка профилей. Основные обозначения

Вопрос о распределении кривизны затрагивается во многих работах, есть некоторые рекомендации по ее выбору. Обзор отечественной и зарубежной литературы ([1–5] и др.) показывает, что в основном советуют применять плавное изменение кривизны. Поэтому при построении решеток в графических, аналитических, машинных способах профилирования издávна используют различные плавные кривые: дуги окружностей, параболы, гиперболические спирали, лемнискаты, степенные многочлены и др. (рис. 2).

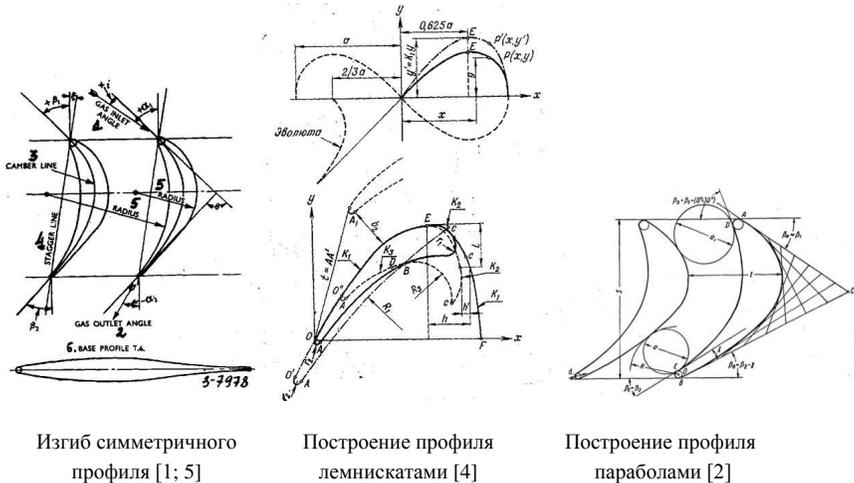


Рисунок 2.

Конфузорные решетки (решетки сопловых лопаток, в особенности первых ступеней), как правило, выполняют с плавным уменьшением кривизны от входа до выхода. В этом случае распространены решетки, имеющие постоянную кривизну на входном участке, а затем ее снижение. Решетки с меньшей конфузорностью и активные решетки имеют возрастающе-убывающий закон изменения кривизны. Очевидно, возможны и другие законы изменения кривизны, но они редки. Например, Г. Ю. Степанов [2] приводит для рабочей лопатки такой закон распределения кривизны: возрастающая-постоянная-убывающая. Но, по сути, это частный случай с возрастающе-убывающей кривизной. И еще одно условие: в настоящее время большинство исследователей единодушно в том, что контур спинки должен выполняться без скачков кривизны. Такие скачки сопровождаются пиками скоростей, которые ведут к дополнительным потерям.

Кривизна другой стенки канала, участвующей в его формообразовании, — корыта соседнего профиля — влияет на картину течения и потери значительно слабее, так как скорости обтекания и вероятность отрыва потока на ней ниже. Поэтому строгих ограничений и рекомендаций по кривизне при профилировании корыта профиля нет.

Если рассмотреть турбинную решетку, то в ней можно выделить два участка: канальную часть (от входа до горла) и косой срез. В канальной части конфузренное течение более устойчивое и потери трения в канальной части, как правило, не превышают 30 % всех потерь. Основные потери возникают в косом срезе, поскольку течение в нем обычно с перерасширением потока и выходной диффузностью. Область торможения дает основные потери в решетке. Учитывая такое соотношение долей потерь (30 % — в канальной части и 70 % — в косом срезе), основное внимание уделяется косому срезу. Существует много рекомендаций, как профилировать спинку в косом срезе. При этом основная идея сводится к тому, что с увеличением скорости на выходе λ_2 средняя кривизна косого среза должна снижаться [1]. Это иллюстрируется на рисунке 3.

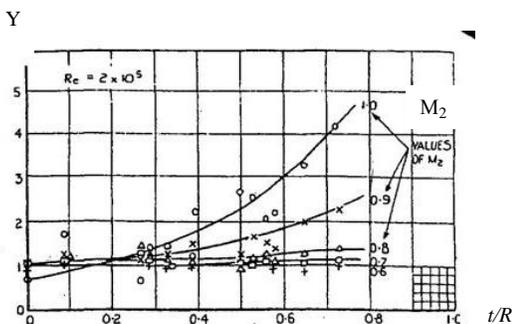


Рисунок 3. [1] — Влияние кривизны спинки на потери в решетке:

Y — относительные потери (к потерям при $M_2 = 0,5$); R — средний радиус кривизны спинки в косом срезе; M_2 — число Маха

В литературе также существуют дополнительные рекомендации, касающиеся кривизны спинки. В частности:

- при малой средней кривизне сделать прямой участок на выходе [6];
- профили сопловых и рабочих решеток для околосвуковых скоростей должны иметь прямолинейную спинку в косом срезе [3];
- сделать вогнутый участок на спинке в косом срезе, то есть с отрицательной кривизной [7] (рис. 4).

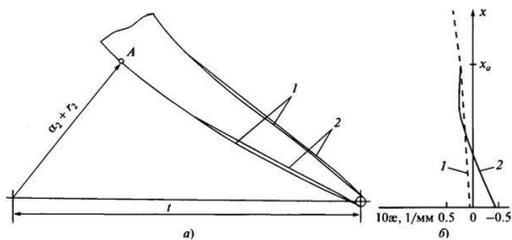


Рисунок 4. [9] — Задняя часть профиля (а) и кривизна обвода спинки на участке косого среза (б)

А вот по кривизне каналобразующей части спинки рекомендации минимальны либо отсутствуют.

Действительно, в работе [8] показано, что среди всего многообразия различных исследований, посвященных влиянию на эффективность работы решетки профилей различных ее параметров, вопросу влияния распределения кривизны уделялось незначительное внимание. В то же время оптимизация распределения кривизны вдоль наружных обводов профиля является, пожалуй, основным средством улучшения аэродинамических характеристик проектируемых решеток, так как реализация оптимальных значений таких величин, как густота решетки, относительная толщина профиля и др. зачастую невозможна из-за ужесточенных технологических и конструктивных ограничений.

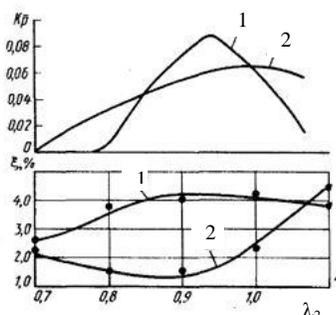


Рисунок 5. [10] — Распределение кривизны по спинке и экспериментальная зависимость коэффициента потерь ζ (λ_2):

1 — решетки с возрастающе-убывающей кривизной; 2 — решетки с убывающей кривизной.

В работе [8] экспериментальные исследования подтвердили предположение, выдвинутое на основании анализа характера распределения скорости по обводу профиля многих турбинных решеток, что наиболее аэродинамически совершенным является профиль с наличием протяженного участка постоянной кривизны вблизи входной кромки и плавным уменьшением кривизны вдоль спинки. И эта работа [8] продемонстрировала значительное влияние кривизны на потери (более 1 %) (рис. 5).

Но в ней авторы не дали рекомендаций по выбору оптимальной кривизны для широкого класса решеток. Дело в том, что метод построения профиля с помощью лемнискаты Бернулли, который использовали авторы, не позволял, меняя кривизну в канале, выдерживать геометрию косого среза, то есть углы δ , $\beta_{2к}$ и ω_2 , которые сильно влияют на потери. В частности, сами авторы пишут, что обнаруженный ими резкий рост потерь (более 2 %) при $\lambda_2 > 0,9$ для исследованных решеток объясняется появлением интенсивного отрыва, связанного с большим углом отгиба (рис. 5). Таким образом, используя лемнискатный метод, авторы не могли получить аккуратные, надежные рекомендации по выбору кривизны. Этот пример показывает особую важность выбора правильного метода построения решеток.

В настоящей работе поставлена задача разработать рекомендации по выбору оптимального закона распределения кривизны для каналообразующей части спинки в решетках разной конфузурности и с разным поворотом потока для различных до- и трансзвуковых скоростей выхода. Как показал анализ литературы, данная задача актуальна и не решена. Очевидно, она требует проектирования и исследования серий решеток с разными законами кривизны.

Этапы и методы решения

Представляем план и способ решения задачи о выборе кривизны спинки профиля в ее каналообразующей части.

1. Определение серий решеток, которые необходимо обследовать.

Степень конфузурности $K = \sin \beta_{1к} / \sin \beta_{2эф}$ — один из главных геометрических параметров решетки. Очевидно, решетки с разной конфузурностью могут иметь разный оптимальный закон кривизны.

Выбираются варианты серий изучаемых решеток:

- 1) $\beta_{1к} = 110 — 70^\circ$; $\beta_{2эф} = 15 — 30^\circ$ — решетки высокой конфузурности (широкий класс сопловых решеток и периферийных сечений рабочих лопаток);
- 2) $\beta_{1к} = 40 — 70^\circ$; $\beta_{2эф} = 25 — 40^\circ$ — решетки умеренной конфузурности (сопловые решетки промежуточных и последних ступеней, рабочие лопатки);
- 3) $\beta_{1к} = 25 — 40^\circ$; $\beta_{2эф} = 25 — 40^\circ$ — активные решетки (корневые сечения рабочих лопаток);

4) $\beta_{1к} = 110 — 140^\circ$; $\beta_{2эф} = 25 — 40^\circ$ — конфузорные решетки с небольшим поворотом потока (периферийные сечения рабочих колес, особенно длинных лопаток последних ступеней турбины).

2. Выбор для каждой серии решеток законов распределения кривизны

Из опыта известны следующие законы, охватывающие практически все важные случаи распределения кривизны по обводу профиля от входной кромки до горла (рис. 6):

- 1) постоянная-уменьшающаяся кривизна;
- 2) растущая-уменьшающаяся кривизна;
- 3) непрерывно уменьшающаяся кривизна.

3. Выбор метода профилирования

Как уже отмечалось, важный этап решения поставленной задачи — выбор метода проектирования. Известен лишь один метод построения — метод доминирующей кривизны [9], который позволяет управлять законами изменения кривизны и обладает возможностью реализовать ее различный характер при неизменных геометрических параметрах профиля, то есть позволяет автономно получить различные распределения кривизны при фиксированных параметрах решетки. Именно этот метод может сохранять геометрию косога среза при изменении закона распределения кривизны спинки в канале.

Этот метод отвечает целям задачи, поэтому его вполне можно выбрать в качестве метода построения решеток намеченных серий.

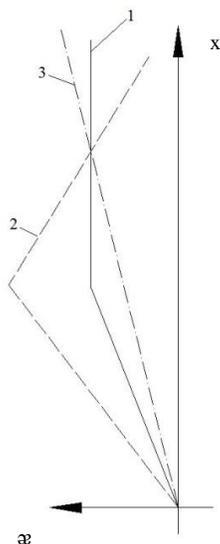


Рисунок 6. Законы изменения кривизны спинки в ее каналообразующем участке

4. Проектирование серий решеток с тремя законами распределения кривизны

Параметры решетки, такие как относительный шаг $\bar{t} = t/b$, конструктивный угол входа $\beta_{1к}$ выбираются оптимальными, согласно рекомендациям [4]. Например, оптимальный относительный шаг \bar{t}_{opt} находится в сильной зависимости от различных режимных и геометрических параметров решетки и, в первую очередь, от углов потока и скорости λ_2 . В работе [4] представлена зависимость, позволяющая учесть влияние углов потока, толщины выходной кромки и скорости λ_2 на оптимальный шаг \bar{t}_{opt} (рис. 7).

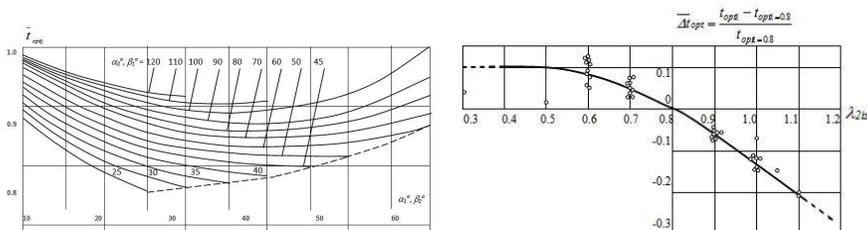


Рисунок 7. [4] Зависимости значения оптимального относительного шага решетки

Выбор оптимального конструктивного угла входа $\beta_{1к}$ связан с задачей достижения наименьших потерь энергии. При $\beta_1 < 70^\circ$ минимум потерь в решетке имеет место при положительных углах атаки (целесообразно при проектировании корневых сечений рабочих лопаток), при $\beta_1 > 90^\circ$ минимум потерь для всех β_2 имеет место при отрицательных углах атаки (рис. 8). А угол установки профиля в решетке γ определяется конструктивными углами на входе и выходе $\beta_{1к}$ и $\beta_{2к}$. Остальные параметры (угол отгиба, диаметр входной кромки, толщина \bar{C}_m и др.) выбираются согласно известным статистическим зависимостям и рекомендациям, обеспечивающим получение приемлемых решеток.

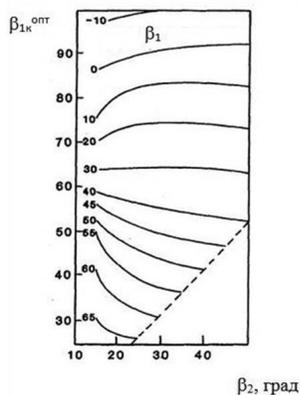


Рисунок 8. [4] Зависимости для выбора конструктивных углов входа

Главное требование при проектировании серий: изменение кривизны в канальной части не должно изменять геометрию косого среза (то есть величины δ , ω_2 , $\beta_{2к}$).

5. Выбор метода расчета потока в решетке

В настоящее время существует множество методов и программ расчета вязкого потока в решетке по уравнениям Навье — Стокса (например, [10]). Хотя современные расчетные методы исследования потока в лопаточных решетках турбин являются достаточно надежным способом оценки качества решеток, в особенности при расчетных условиях на входе, необходимо проверить его на адекватность по результатам испытаний разных решеток при разных значениях λ_2 и углах атаки $\Delta\beta_1$.

6. Выполнение расчета потока для серий решеток с разными законами распределения кривизны по профилю при разных значениях λ_2 (например, 0,6 и 0,8) и разных углах атаки $\Delta\beta_1 = (\pm 10...15^\circ)$. Результаты расчета для каждой решетки — значения коэффициента потерь и эпюра скорости.

7. Анализ полученных результатов расчетов и разработка рекомендаций по оптимальной кривизне в канальном участке профиля, например, в виде зависимостей от степени конфузурности, скорости на выходе λ_2 и угла атаки $\Delta\beta_1$.

8. Выбор установки для испытаний и проведение испытаний серий решеток с разными законами распределения кривизны по профилю с целью проверки рекомендаций п. 7.

9. Уточнение рекомендаций или зависимостей для оптимального распределения кривизны по профилю (п. 7) на основании полученных экспериментальных данных.

10. Оценка возможного эффекта использования полученных рекомендаций по снижению потерь в решетке и повышению КПД ступени.

Заключение

Подводя итоги исследования о выборе кривизны в каналообразующей части спинки, можно сказать, что описанная задача важная и достаточно тонкая, поскольку в ряде случаев возможно рассчитывать на небольшой эффект, особенно в конфузурных решетках, где распределение скоростей благоприятное. В рассматриваемой задаче требуется экспериментальное подтверждение полученных расчетным методом рекомендаций. Все это делает рассматриваемую работу трудоемкой.

В данной работе сформулирована постановка задачи, описаны поэтапный план и способы ее решения. Реализация плана позволит получить обоснованные

рекомендации по выбору оптимального закона изменения кривизны для каналообразующей части спинки в проектируемой решетке разной геометрии и разных режимах и оценить положительный эффект оптимизации в снижении потерь в решетках. Использование рекомендаций на практике должно привести к повышению КПД ступени.

Литература

1. *Ainley D. G., Mathieson G. C. R.* An Examination of the Flow and pressure Losses in Blade Rows of Axial-Flow Turbines. Reports and Memoranda № 2891, 1951.
2. *Степанов Г. Ю.* Основы теории лопаточных машин, комбинированных и газотурбинных двигателей. — М.: Машгиз, 1958.
3. *Дейч М. Е., Филиппов Г. А., Лазарев Л. Я.* Атлас профилей решеток осевых турбин. — М.: Машиностроение, 1965.
4. *Аронов Б. М., Жуковский М. И., Журавлев В. А.* Профилирование лопаточных авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1975.
5. *Saravanamuttoo H. I. H., Rogers G. F. C., Cohen H.* Gas turbine theory. — Harlow: Pearson Education Limited, 2001.
6. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов паровых и газовых турбин / Е. А. Гукасова, М. И. Жуковский и др. / под ред. В. С. Жуковского и С. С. Кутателадзе. — Л.: Госэнергоиздат, 1960.
7. *Мамаев Б. И., Майорский Е. В.* Аэродинамическая разработка и исследование трансзвуковых рабочих решеток турбины // Теплоэнергетика. 2015. № 5. — С. 1–6.
8. Основы проектирования турбин авиадвигателей / А. В. Деревянко, В. А. Журавлев, В. В. Зикеев и др. / под ред. С. З. Копелева. — М.: Машиностроение, 1988.
9. *Мамаев Б. И., Рябов Е. К.* Построение решетки турбинных профилей методом доминирующей кривизны // Теплоэнергетика. 1979. № 2. — С. 52–55.
10. *Курманов Б. И., Подвидз Г. Л.* Расчет течения в решетках турбомашин на основе уравнений Навье — Стокса с использованием математической модели турбулентности ($q-w$). — М.: Ученые записки ЦАГИ, 2001. Том XXXII. № 3–4. — С. 81–95.

А. В. Стародумов, Б. И. Мамаев, В. Л. Мурашко, С. А. Полубаяринова

ОКБ им. А. Люльки — филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва

andrey.starodumov@okb.umpo.ru

ГЛАВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Аннотация. Анализ результатов экспериментальных исследований большого числа турбинных решеток и расчетов вязкого потока в ряде специально спроектированных серий решеток с разными значениями относительного шага и толщины входной и выходной кромок позволил уяснить причины и установить некоторые общие закономерности изменения распределения скорости на профиле, профильных потерь и угла выхода в зависимости от угла атаки и скорости выхода потока.

Приведенная изэнтропическая скорость выхода λ_2 и угол входа потока β_1 (или угол атаки $\Delta\beta_1$) в автомодельной области по числу Re определяют главные характеристики турбинной решетки — распределение скорости на профиле $\lambda(s)$, коэффициент профильных потерь ζ , угол выхода β_2 и критическую скорость выхода $\lambda_{2кр}$, при которой на профиле достигается скорость звука. Эти характеристики тесно связаны между собой, а распределение скорости на профиле, рисуящее физическую картину течения, помогает понять эту взаимосвязь.

Скорость выхода λ_2 — режимный параметр, сильно влияющий на газодинамические параметры решетки. С превышением критического значения $\lambda_{2кр} < 1$ обычно начинается рост потерь, а достижение предельной величины $\lambda_{2пред} > \lambda_{2кр}$ ведет решетку к ее заклиниванию по расходу [1].

Адекватность расчетного метода [2] была подтверждена сравнениями результатов расчета и эксперимента для многих решеток. Для примера на рисунках 1 и 2 показаны результаты такого сравнения для рабочей решетки № 68 из атласа [3]. Ее геометрические параметры: конструктивный угол входа $\beta_{1к} = 65,6^\circ$; эффективный угол выхода $\beta_{2эф} = 33,8^\circ$; относительный шаг $\bar{t} = 0,71$, межпрофильный канал в решетке без местной диффузности на входе.

Из рисунка 1 видна удовлетворительная сходимость распределений скорости по корыту и спинке профиля. При $\lambda_2 = 0,8$ по расчету и эксперименту максимальная величина λ_{max} на спинке вблизи горловины канала составляет $\sim 0,94$. Приблизительно одинаково и положение λ_{max} (при $\lambda_2 = 0,8$ $\bar{S}_{max} \approx 0,25$, где \bar{S} — относительная криволинейная координата вдоль обводов профиля). Расчетные значения ζ при $\Delta\beta_1 = 0, 10$ и 15° показаны на рисунке 2. Видно, что с ростом λ_2 от 0,6 до 0,95 потери снижаются при всех $\Delta\beta_1$. Рост $\Delta\beta_1$ ведет к увеличению потери от угла атаки $\Delta\zeta$.

По расчету рост степени входной турбулентности потока в диапазоне 1–12 % ведет к ожидаемому увеличению потерь в решетке, но практически не влияет на обтекание профиля при разных значениях $\Delta\beta_1$ и λ_2 .

Таким образом, расчет обеспечивает удовлетворительное качественное и количественное согласование с экспериментом по обтеканию и потерям в широких диапазонах изменения λ_2 и $\Delta\beta_1$.

Конфузорность решетки $k_p = \sin\beta_{1к}/\sin\beta_{2эф}$ — один из основных геометрических параметров, во многом определяющий эпюру скоростей на профиле и значения коэффициента ζ и критической скорости $\lambda_{2кр}$.

На рисунке 3 представлены экспериментальные характеристики сопловой решетки № 4 [3] с $\beta_{1к} = 100^\circ$; $\beta_{2эф} = 19,9^\circ$; $\bar{t} = 0,69$ и высокой конфузорностью $k_p = \sin\beta_{1к}/\sin\beta_{2эф} \approx 2,9$. Видно, что при $\Delta\beta_1 = 0$ и разных значениях λ_2 обтекание решетки благоприятное. При увеличении λ_2 в докритическом диапазоне от 0,38 до 0,89, то есть в $\sim 2,3$ раза, на спинке увеличение максимальной скорости равно ~ 2 . Таким образом, рост λ_2 обгоняет увеличение λ_{max} . Как показывает анализ, это обстоятельство типично для до- и околосвуковых турбинных решеток. Одновременно в них на корыте увеличивается разгон потока от точки разветвления на входной кромке до выходной кромки, где достигается скорость λ_2 .

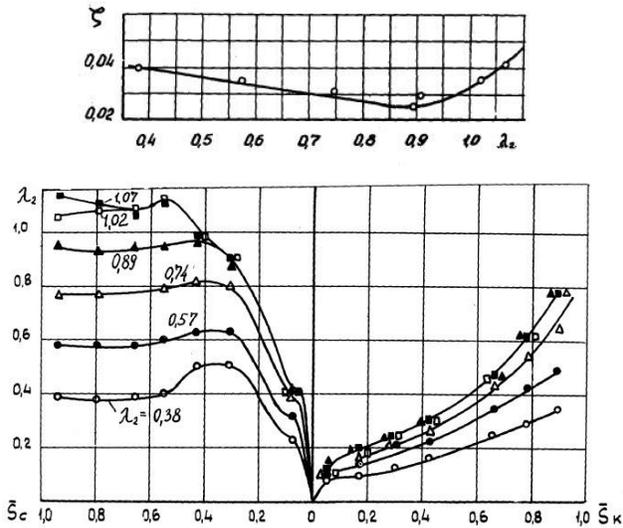


Рисунок 3. Потери и обтекание сопловой решетки по эксперименту

Отсюда следует весьма важное обстоятельство: при $\lambda_2 < \lambda_{2\text{пред}}$ и расчетном натекании рост λ_2 повышает ускорение потока на конфузорных участках обтекания, которые обычно занимают большую часть обвода профиля. Но в конфузорной решетке скорости течения в межпрофильном канале и максимальная местная скорость на спинке λ_{max} увеличиваются в меньшей степени, чем скорость λ_2 . В результате с ростом λ_2 снижается степень выходной диффузорности $D_e = (\lambda_{\text{max}} - \lambda_2) / \lambda_2$. По этим причинам (ускорениям потока в канале и снижению D_e) потери в решетке с ростом λ_2 уменьшаются. К тому же именно уменьшением потерь и степени диффузорности течения на участке за горлом объясняется давно обнаруженное и хорошо известное снижение угла β_2 с ростом скорости выхода при $\lambda_2 < \lambda_{2\text{пред}}$ [1; 4–5].

В известной литературе, например [1; 4], при объяснении причин снижения коэффициента ζ с ростом λ_2 обычно называют ускорение потока на конфузорных участках обтекания профиля, а торможение потока на выходном участке спинки даже не упоминается. По-видимому, это серьезный недостаток физического объяснения причин изменения потерь. При расчетном натекании или бесрывных углах атаки потери в решетке возникают в основном на диффузорном участке спинки профиля, где имеется более толстый пограничный слой. Понятно, что фактор диффузорности \mathcal{D}_e определяет весьма значительную часть потерь, которая возникает на том участке спинки профиля, где имеется диффузорное течение на выходе из решетки [6]. Поэтому именно падение \mathcal{D}_e в основном и определяет характер зависимости профильных потерь в турбинной решетке с ростом λ_2 .

В решетках умеренной и высокой конфузорности ($k_p \geq 1,5$) при расчетном натекании изменение толщины входной кромки в широком диапазоне значений слабо влияет на обтекание и потери. Утолщение кромки при $\Delta\beta_1 < 0$ увеличивает несколько скорости на носике со стороны корыта, но практически не изменяет потери, а при $\Delta\beta_1 > 0$ немного снижает пики на спинке у кромки и незначительно повышает атакоустойчивость решетки.

Экспериментами и расчетами подтверждается тот факт, что углы атаки, как правило, не изменяют обтекание спинки профиля в косом срезе и отрывные зоны течения за входной кромкой со стороны корыта и спинки замыкаются в канальной части решетки (см. рис. 4 для решетки № 105 с $\beta_{1к} = 47,9^\circ$; $\beta_{2\text{эф}} = 25,8^\circ$; $\bar{\epsilon} = 0,83$; $k_p = 1,7$ [3]).

При умеренных величинах $\Delta\beta_1 < 15^\circ$ и $\lambda_2 < \lambda_{2\text{пред}}$ при изменении угла атаки не изменяется ни критическая скорость выхода, ни величина фактора выходной диффузорности, ни положение максимальной скорости на выходном участке спинки профиля.

Характер изменения потерь от угла атаки $\Delta\zeta$ в различных решетках при изменении угла атаки и скорости выхода определяется главным образом изменением обтекания спинки профиля, которое превалирует над изменением обтекания корыта.

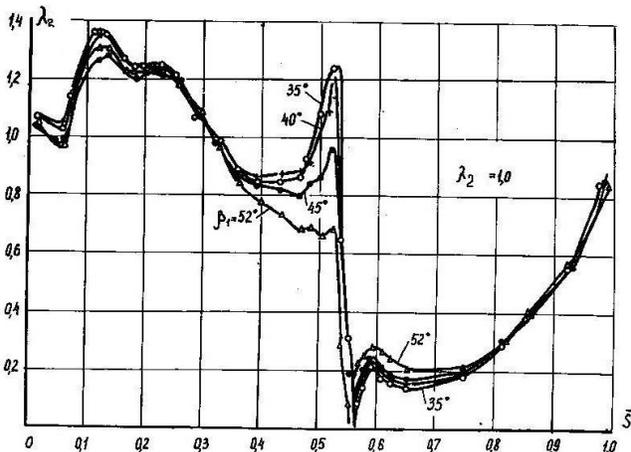


Рисунок 4. Обтекание рабочей решетки при разных углах атаки по эксперименту [3]

При увеличении положительного угла атаки рост потерь объясняется ростом пика скорости на спинке у входной кромки и глубины торможения за этим пиком, а также уменьшением последующего ускорения потока до максимальной скорости, обычно достигаемой вблизи горловины канала в правильно спроектированной решетке.

В конфузурной решетке с ростом λ_2 снижаются относительные скорости течения λ/λ_2 в передней части канала и влияние этой части на общие характеристики падает. По этой причине с ростом λ_2 ослабляется влияние угла атаки и потери $\Delta\zeta$ снижаются. При умеренных значениях $\Delta\beta_1$ (обычно не более $10-15^\circ$) в некоторых решетках эти потери могут снижаться до нуля (рис. 5). Скорость выхода λ_2 , при которой это происходит, близка к предельной и в первом приближении может быть принята равной 0,95. При более высокой скорости в том диапазоне λ_2 , когда влияние волновых потерь не стало еще весьма большим, значение $\Delta\zeta$ остается приблизительно постоянным и равным своему минимуму.

При разных углах атаки $\Delta\beta_1 \geq 0$ с ростом λ_2 до некоторого близкого к значению $\lambda_2^{\text{пред}}$ на спинке при приблизительно постоянной степени торможения потока за растущим пиком скорости у входной кромки увеличивается последующее ускорение потока до максимальной скорости λ_{max} вблизи горловины канала и несколько снижается степень выходной диффузности \mathcal{D}_e , поскольку значение λ_{max} растет меньше, чем значение λ_2 . Можно утверждать, что разгон потока за пиком скорости

у входной кромки и снижение фактора диффузорности \mathcal{D}_e на спинке — главные причины снижения профильных потерь с ростом λ_2 при разных углах атаки.

Расчеты и эксперименты показывают, что увеличение толщины выходной кромки профиля увеличивает профильные потери, но не меняет заметно обтекание профиля и потери от угла атаки. Таким образом, подтверждается принципиально важное в методическом отношении положение, что потери от угла атаки $\Delta\zeta$ правильно представлять в виде абсолютной величины, а не отношения к профильным потерям при расчетном натекании.

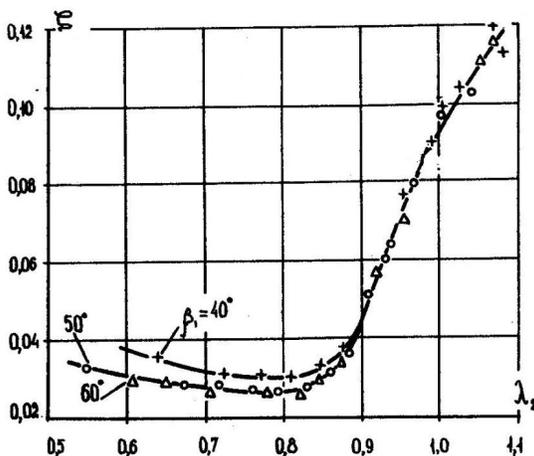


Рисунок 5. Потери в решетке по эксперименту при разных значениях λ_2 и β_1 [3]

Рост потерь от увеличения относительного шага \bar{t} в области $\bar{t} > \bar{t}_{\text{опт}}$ объясняется резким ухудшением обтекания спинки: ростом пика скорости вблизи входной кромки, увеличением λ_{max} до значений $\lambda_{\text{max}} > 1$ и увеличением фактора \mathcal{D}_e до значений, выше оптимальных. Как обычно, эти изменения пересиливают влияние улучшений по корыту — исчезновения пика и снижения уровня скоростей на носике профиля.

Анализ экспериментальных и расчетных данных дал обоснованный ответ на важный вопрос об основных геометрических и режимных параметрах решетки, учет которых позволяет разработать достаточно надежную методику оценки потерь от угла атаки. Это углы решетки $\beta_{1к}$ и $\beta_{2зф}$, относительный шаг \bar{t} , относительные толщины профиля \bar{c}_m и его входной кромки \bar{a}_1 , а также скорость выхода λ_2 .

При этом влияние местной входной диффузорности канала и угла заострения входной кромки профиля, по сути, будет учтено перечисленными параметрами.

Заключение

Полученные результаты позволят уточнить не только расчет характеристики турбины в широком диапазоне ее рабочих режимов, но и рекомендации по выбору оптимальной геометрии проектируемой турбинной решетке.

Литература

1. *Дейч М. Е.* Газодинамика решеток турбомашин. — М.: Энергоатомиздат, 1996. — 528 с.
2. *Курманов Б. И., Подвидз Г. Л.* Расчет течения в решетках турбомашин на основе уравнений Навье — Стокса с использованием математической модели турбулентности ($q-\omega$). — М.: Ученые записки ЦАГИ, 2001. № 3–4. — С. 81–95.
3. *Венедиктов В. Д., Грановский А. В., Карелин А. М. и др.* Атлас экспериментальных характеристик решеток охлаждаемых газовых турбин. — М.: ЦИАМ, 1990. — 393 с.
4. *Абианц В. Х.* Теория авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1979. — 246 с.
5. *Аронов Б. М., Жуковский М. И., Журавлев В. А.* Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. — М.: Машиностроение, 1975. — 192 с.
6. *Мамаев Б. И., Рябов Е. К.* Распределение потерь в турбинной решетке по участкам межлопаточного канала. — Казань: ИВУЗ «Авиационная техника», 2000. № 1. — С. 62–64.

ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОМАССОБМЕНА

УДК.621.45.00.11.001.2

О. А. Гришианов

ПАО «Кузнецов», г. Самара

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ХЛАДОРЕСУРСА КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА В МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЕ ГТД

Аннотация. В статье рассмотрены практические вопросы применения криогенного топлива для охлаждения масла ГТД.

Охлаждение масла, циркулирующего в масляной системе ГТД, топливом, поступающим в его камеру сгорания, известно давно и широко применяется в авиационной технике. Если в компоновке ГТД отсутствует редуктор, то для съема тепла, подводящегося к маслу, хладоресурса жидкого топлива бывает, как правило, достаточно. Известны также масляные системы ГТД наземного применения, в которых масло охлаждается газообразным топливом.

Ниже приведены технические подробности применения криогенного топлива для охлаждения масла, в частности, сжиженного природного газа. Наше предприятие получило опыт работы с такими хладагентами при создании авиационных двигателей НК-88 и НК-89, работающих на водороде и сжиженном природном газе (СПГ), а также проектировании и постройке силовых блоков двух первых опытных экземпляров магистральных газотурбовозов.

Силовой блок ГТЭ-8,3/НК для магистрального газотурбовоза был спроектирован ОАО «СНТК имени Н. Д. Кузнецова», в настоящее время вошедшего в ПАО «Кузнецов», по заказу ОАО «Российские железные дороги». Данный силовой блок представляет собой авиапроизводный газотурбинный двигатель мощностью 8,3 МВт, который приводит во вращение электрогенератор. Топливом ГТД марки НК-361 является СПГ, перед подачей в камеру сгорания проходящий газификацию в теплообменнике, установленном в выхлопном тракте двигателя.

Масляная система силового блока ГТЭ-8,3/НК выполнена в виде двух автономных систем, обеспечивающих работу газотурбинного двигателя и турбогенератора. Данное техническое решение обусловлено использованием в них различных сортов масел. В масляной системе ГТД, в опорах которого применяются подшипники качения, используют маловязкие синтетические масла (сорта «Петрим» или ИПМ-10), при этом обладающие высокой термостабильностью. Для смазки подшипников скольжения турбогенератора по требованию разработчика применяются более вязкие минеральные турбинные масла (Тп-22с или Тп-30).

Масляная система газотурбинного двигателя НК-361 по принципиальной схеме и конструкции агрегатов практически не отличается от подобных систем двигателей семейства НК авиационного и наземного применения. У последних традиционным является применение воздушного охлаждения масла. Особенностью масляной системы турбогенератора являлось требование разработчика подшипниковых опор ограничить температуру масла на входе в подшипники скольжения величиной 50 °С. При заданной техническим заданием предельно допустимой температуре воздуха, также составляющей 50 °С, от воздушного охлаждения пришлось отказаться. В результате пришлось обратить внимание на хладоресурс используемого в качестве топлива сжиженного природного газа (СПГ).

Основной особенностью процесса охлаждения масла непосредственно криогенным компонентом является то, что температура на стенке теплопередающей трубки теплообменника существенно (на 150...170 °С) ниже температуры застывания масла. В результате вокруг трубки с СПГ образовывается слой «замороженного» масла. Отсюда в процессе теплопередачи от жидкой среды к жидкой, отделенной от нее твердой стенкой, существенную роль играет эффективность теплопередачи в самой многослойной (металл + масло) стенке. Очевидно, что внешняя граница слоя застывшего масла размыта, и конвекция на ней по характеру приближается к конвекции в вязких средах. Как известно, в общем случае теплопередача (количество тепла, переданное за определенное время) записывается уравнением $Q = K \cdot \Delta T \cdot F \cdot t$, где K — коэффициент теплопередачи, ΔT — тепловой напор, F — площадь поверхности теплообмена, t — время. Поскольку исследования в данной области практически не проводились, критериальные уравнения для такого типа устройств, обычно основанные на эмпирических данных, на настоящее время не известны. Однако существует возможность экспериментального определения коэффициента теплопередачи K в зависимости от расхода хладагентов. Так в 1992 году была проведена серия стендовых испытаний двухтопливного авиационного газотурбинного двигателя НК-89, основным топливом которого являлся СПГ [1]. Полученная в результате зависимость коэффициента теплопередачи от расхода

СПГ, рассчитанная с использованием числа единиц переноса тепла, приведена на рисунке 1. На двигателе для охлаждения циркулирующего в топливной системе керосина был установлен авиационный топливо-масляный теплообменник трубчатого типа 4262ТА, топливная полость которого с целью увеличения пропускной способности доработана из четырехходовой в двухходовую. Площадь теплообмена данного агрегата составляет $1,61 \text{ м}^2$, диаметр теплопередающей трубки 2 мм, прокачка масла — до 80 л/мин.

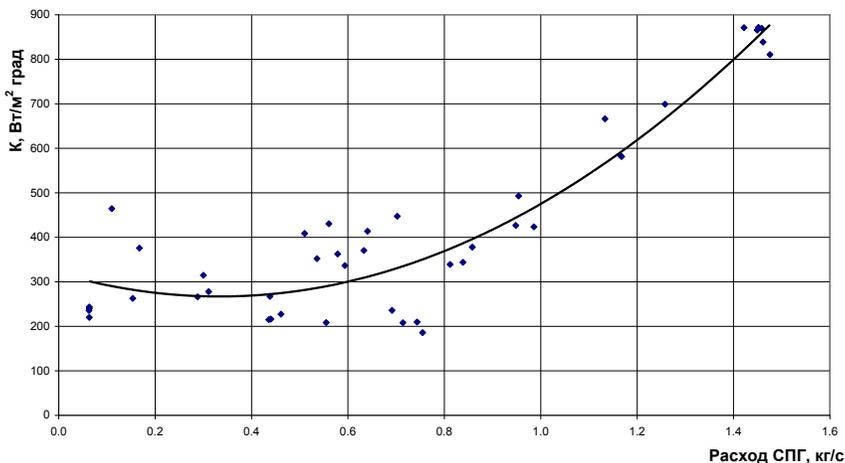


Рисунок 1. Зависимость коэффициента теплопередачи теплообменника, доработанного из ТТМ 4262ТА, от расхода СПГ (керосин — СПГ)

Указанный теплообменник перед использованием в масляной системе силового блока газотурбовоза был проверен на специально подготовленной установке на достаточность охлаждения и на обеспечение приемлемого гидравлического сопротивления по линии масла. Очевидно, что вязкость масла существенно превышает вязкость керосина, поэтому в компактном теплообменнике возможно застывание масла с перекрытием проходного сечения. Принципиальная схема установки приведена на рисунке 2.

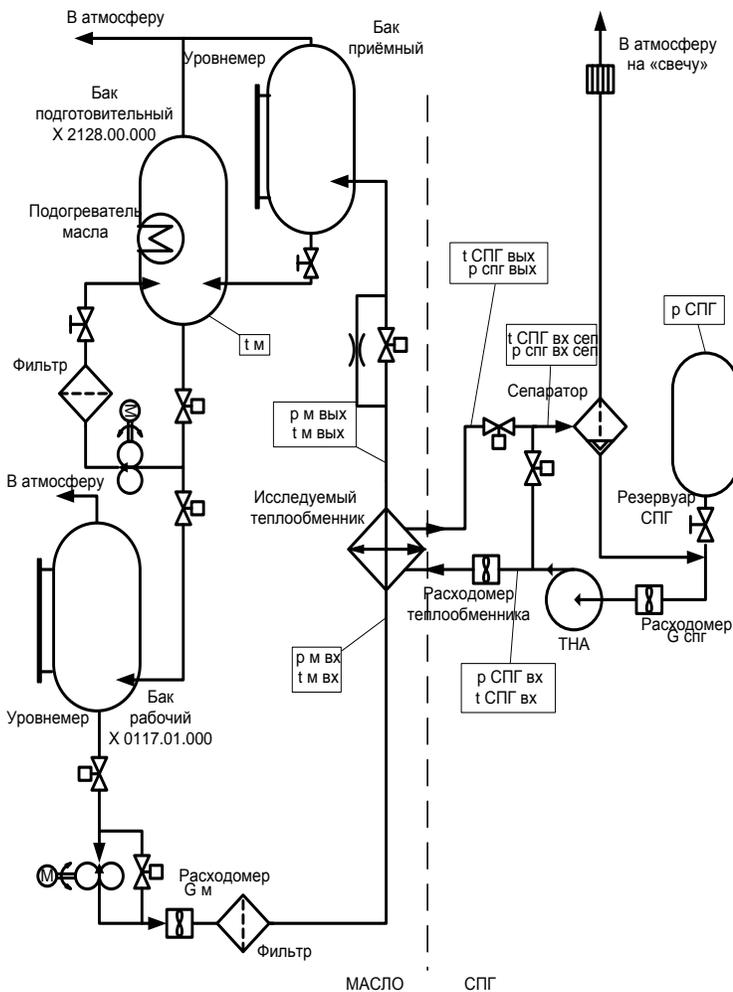


Рисунок 2. Принципиальная схема установки для испытания топливо-масляного теплообменника с СПГ в качестве хладагента

Поскольку при испытании обеспечить непрерывный процесс передачи тепла было невозможно ввиду большой потребной мощности нагрева масла (до 60 кВт), испытание проводилось отдельными этапами, в начале каждого из них проводился нагрев гораздо менее мощным электрическим нагревателем масла в баке установ-

ки до заданной рабочей температуры. Далее при включенной подаче СПГ открывался клапан, и насос прокачивал масло через теплообменник. После достижения установившегося температурного режима хладагентов следовало измерение параметров. В результате проведенного испытания были получены основные параметры теплообменного процесса и подтверждена принципиальная возможность обеспечения охлаждения масла в контуре двигателя и турбогенератора в составе силового блока газотурбозова.

Обработка данных испытания позволила получить показанный на рисунке 3 график зависимости коэффициента теплопередачи K от расхода СПГ. Обращает внимание вид данной зависимости, у которой с увеличением расхода хладагента эффективность охлаждения падает. Этим он отличается от традиционной картины для топливо-масляных теплообменников противоточной схемы, при которой с ростом расхода компонентов эффективность процесса только возрастает (пример типичной характеристики у базового агрегата 4262ТА показан на рисунке 4). Отличия имеются и от ранее полученного вида зависимости при работе на керосине, у которой проявляются как ниспадающие, так и возрастающие участки. По-видимому, таким образом проявляется увеличение толщины слоя застывшего масла относительно керосина.

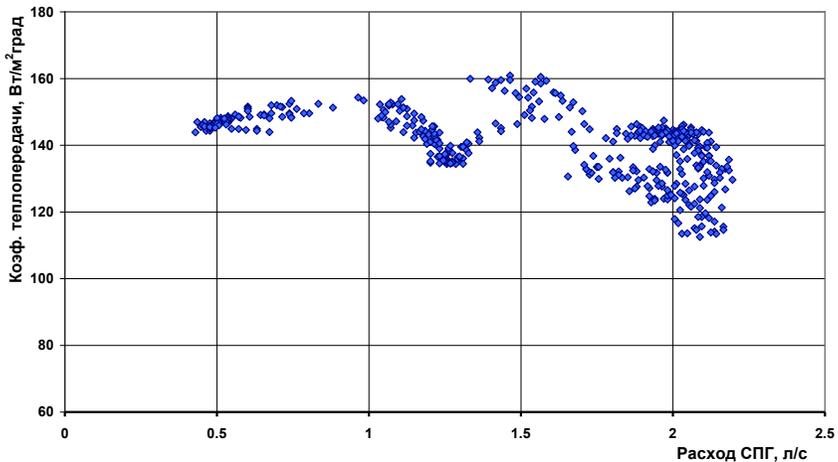


Рисунок 3. Зависимость коэффициента теплопередачи теплообменника, доработанного из ТТМ 4262ТА, от расхода СПГ (испытание на установке, компоненты масло — СПГ)

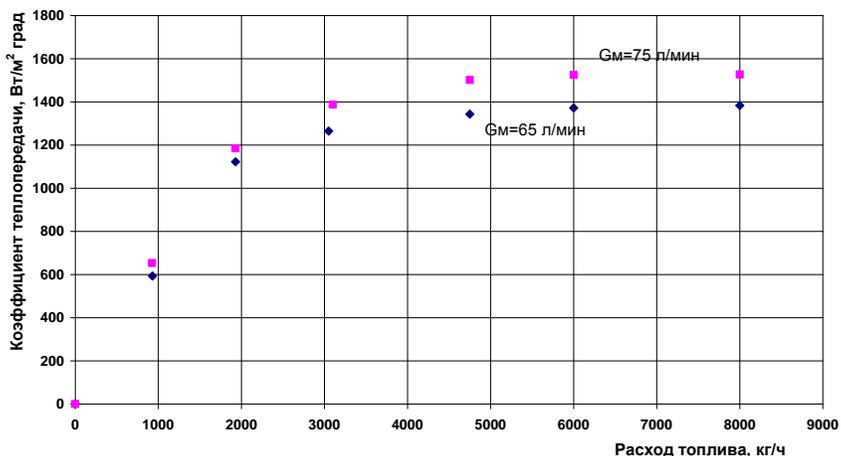


Рисунок 4. Зависимость коэффициента теплопередачи базового ТТМ 4262ТА (масло — керосин)

Охлаждение масла при помощи СПГ было реализовано в силовом блоке газотурбовоза. По линии СПГ оба теплообменника упомянутой выше конструкции включены параллельно. Распределение расхода СПГ через каждый из теплообменников осуществлялось при помощи соответствующего подбора дроссельных шайб. В частности, в теплообменник двигателя без шайбы поступал вдвое больший расход СПГ, чем в теплообменник турбогенераторов с соответствующей шайбой на входе.

Собранный силовой блок ГТЭ-8,3/НК был испытан на открытом стенде ПАО «Кузнецов» (в то время ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова») с нагрузкой турбогенератора на водяной реостат. На рисунках 5 и 6 приведены графики, отражающие эффективность охлаждения масла при помощи сжиженного природного газа. Вид полученной зависимости в целом подтвердил аномалию, ранее выявленную при испытании агрегата на установке. Теплота, передаваемая от масла, обеспечивала начало газификации СПГ в полости теплообменника, что усложняло оценку результатов теплообмена. Кроме этого, в отличие от лабораторного испытания, на практике в условиях нестационарного режима работы ГТД и эффекта гистерезиса от тепловой инерции масляной системы увеличился разброс измеренных величин от их среднестатистического значения. Несмотря на это, проведенные испытания показали, что выбранные агрегаты системы охлаждения масла обеспечивают необходимую температуру масла на входе в опоры.

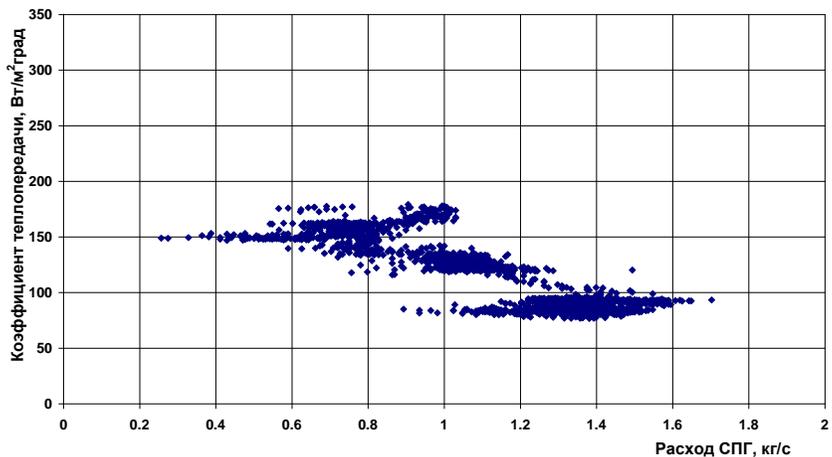


Рисунок 5. Зависимость коэффициента теплопередачи ГМТ двигателя от расхода СПГ (испытания газотурбовоза ГТн-001). *Максимальная прокачка масла 62 кг/мин*

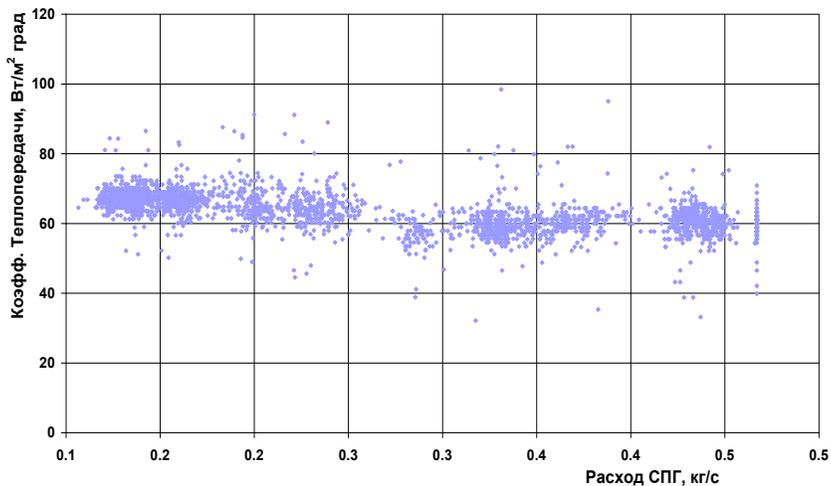


Рисунок 6. Зависимость коэффициента теплопередачи ГМТ турбогенератора от расхода СПГ (испытания газотурбовоза ГТн-001). *Прокачка масла 27 кг/мин*

В настоящее время идет эксплуатация локомотивов ГТн-001 и ГТн-002 с силовым газотурбинным блоком ГТЭ-8,3/НК. В процессе работы силового блока в суровых зимних условиях Зауралья несколько раз отмечалось резкое возрастание гидравлического сопротивления теплообменников как двигателя, так и турбогенератора, приводившее к необходимости повторного запуска ГТД. Причиной этого, по нашему мнению, явилось застывание масла в полости теплообменников. Мероприятиями, последовавшими после анализа записи параметров, стал алгоритм опережающего включения подачи масла на запуске. Планируется также, начиная с ГТн-003, учитывая приведенные выше экспериментальные характеристики, снизить расход СПГ через теплообменники за счет введения шунтирующей магистрали с дросселирующим клапаном на участке их включения в топливную систему.

Литература

1. Технический отчет ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» № 001.12485. Результаты испытаний топливо-керосинового теплообменника двигателя НК-89. Авторы: к. т. н. Козьмин Ю. П., Терехов Г. А.

А. А. Каровецкий

АО ОДК-Климов, Санкт-Петербург
uc@klimov.ru

АВТОМАТИЗАЦИЯ РАСЧЕТА ГЕОМЕТРИИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Аннотация. Работа посвящена разработке программного обеспечения для автоматизации инженерных расчетов камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД). Автором была разработана программа для расчета геометрии проточной части камеры сгорания газотурбинного двигателя. Была проведена апробация программы на основе проверочного расчета камер сгорания, уже спроектированных и опробованных в работе. Использование предлагаемого программного обеспечения позволит сократить время на расчет новых конструкций и обеспечить все эксплуатационные характеристики двигателя, определяемые камерой сгорания и заданные техническими условиями.

Введение

В настоящий момент рынок программного обеспечения, применяемого при расчете узлов газотурбинного двигателя, в России представлен в основном иностранными компаниями — ANSYS, Mathcad, SolidWorks и др. Из отечественного программного обеспечения можно выделить лишь чертежные программы — например, «Компас 3д» и «Астру» — систему автоматизированного газодинамического расчета и анализа (АСТРА), разработку Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева [1]. Однако она, как и более распространенный ANSYS, предназначена для газодинамического расчета конструкции по уже спроектированной геометрии. Программы для расчета геометрических параметров конструкции, по которым в дальнейшем осуществляется газодинамический расчет, на рынке и вовсе не представлено. Данная программа может занять пустующую нишу рынка.

Целью работы является создание программного обеспечения расчета оптимальных геометрических размеров, геометрических критериев и характеристик камеры сгорания газотурбинного двигателя. За основу была взята методика, предложенная в [2–6]. Основной расчетный блок представляет собой 75 формульных зависимостей, дополненных так называемыми параметрами варьирования, заданными в виде диапазонов. Программа осуществляет многократный пересчет формульных зависимостей расчетного блока с различными значениями параметров варьирования, после чего выбирает наилучшую конструкцию по максимуму эффективного коэффициента полезного действия при условии соблюдения заданных

пользователем ограничений — габаритных размеров, максимальной температуры газозвдушной смеси на выходе из камеры сгорания, содержания вредных примесей в выхлопе двигателя и других. Программа была написана в программном пакете Matlab и получила название «Перспектива». Она может быть запущена как с помощью программного пакета Matlab (или его бесплатного аналога «Октава»), так и на компьютере, где Matlab не установлен, — для этого нужно установить на компьютер Matlab component runner (распространяется бесплатно), после чего программа будет готова к работе. Вес программы составляет менее 20 МБ. Время расчета составляет порядка 60 секунд.

Программа имеет простой и понятный интерфейс и поддерживает несколько режимов работы — прежде всего, это выбор типа камеры сгорания — расчет индивидуальной, прямоточной или противоточной камеры сгорания. Кроме того, это режимы «расчет без оптимизации» (быстрый расчет с параметрами варьирования в виде констант, подходит для первичной оценки характеристик конструкции) и «расчет с оптимизацией» (полноценный расчет с выбором оптимальной конструкции). Программа позволяет задать тип охлаждения сопловой и рабочей лопаток (конвективный, пленочный или комбинированный), учитывает отбор воздуха за компрессором на наддув лабиринтных уплотнений подшипников.

Внешний вид интерфейса программы представлен на рисунках 1–3.



Рисунок 1. Стартовое окно программы

Расчёт проточной части камеры сгорания

Данная программа предназначена для расчёта габаритов проточной части камеры сгорания. Для начала работы программы введите необходимые вводные параметры в поля ниже.

<p>Параметры за компрессором</p> <p>Расход воздуха на выходе из компрессора для расчётного режима энергостанции, кг/с <input type="text" value="2"/></p> <p>Давление воздуха на выходе из компрессора для расчётного режима энергостанции, МПа <input type="text" value="0.10200"/></p> <p>Температура воздуха на выходе из компрессора для расчётного режима энергостанции <input type="text" value="530"/></p> <p>Степень повышения давления компрессора <input type="text" value="8.2"/></p> <p>$T_{2,3} / T_{1,2}$ <input type="text" value="0"/></p> <p>КПД компрессора <input type="text" value="0.74"/></p>	<p>Геометрические параметры</p> <p>Параметр сечения на выходе из компрессора $F_{1,2}$ <input type="text" value="0.0773586"/></p> <p>Параметр сечения на выходе из компрессора $L_{1,2}$ <input type="text" value="0.009"/></p> <p>Параметр сечения на выходе из компрессора $D_{1,2}$ <input type="text" value="0.261"/></p> <p>Параметр сечения на выходе из камеры сгорания $F_{3,4}$ <input type="text" value="0.0511656"/></p> <p>Параметр сечения на выходе из камеры сгорания $L_{3,4}$ <input type="text" value="0.022"/></p>	<p>Функциональные ограничения</p> <p>Ограничение по длине КС <input type="text" value="0.15"/></p> <p>Ограничение по наружному диаметру КС <input type="text" value="0.27"/></p> <p>Ограничение по внутреннему диаметру КС <input type="text" value="0.11"/></p> <p>Ограничение по п.КС <input type="text" value="0.99"/></p> <p>Ограничение по температуре К <input type="text" value="1373"/></p> <p>Ограничение по выбору СО <input type="text" value="100"/></p> <p>Ограничение по выбору ИО <input type="text" value="100"/></p>	<p>Прочие параметры</p> <p>Подогрев в дегазере <input type="text" value="5.55"/></p> <p>Температура стены сопловой лопатки, К <input type="text" value="1100"/></p> <p>Температура стержня рабочей лопатки, К <input type="text" value="1000"/></p> <p>Температура створки топлива = <input type="text" value="4.312e+07"/></p> <p>Центральный угол расширения безгравитационного диффузора камеры сгорания <input type="text" value="25"/></p>
<p>Режим "Расчёт малоразмерного ГД"</p> <p><input type="radio"/> Блокичен</p>			
<p>Параметры турбины</p> <p>Среднемассовая температура газа в "горле" соплового аппарата, К <input type="text" value="1123"/></p> <p>Среднемассовая температура газа в отстойнике дожимки перед рабочими колёсами турбины, К <input type="text" value="1100"/></p> <p>КПД турбины <input type="text" value="0.77"/></p> <p>Относительный расход воздуха, отбраненный за компрессором и идущий на охлаждение лопатки проточной части турбины, К <input type="text" value="0"/></p> <p>Наддув габаритного уплотнения первой ступи <input type="text" value="0"/></p> <p>Наддув габаритного уплотнения второй ступи <input type="text" value="0"/></p> <p>Изменение температуры охлаждающего воздуха в связи с наличием аппарата закрутки <input type="text" value="30"/></p>	<p>Система охлаждения лопаток турбины</p> <p><input checked="" type="radio"/> Конвективная</p> <p><input type="radio"/> Конвективно-плёночная (1:1)</p> <p><input type="radio"/> Конвективно-плёночная (1:2)</p> <p><input type="radio"/> Конвективно-плёночная (1:3)</p>		
<p>Выбор типа КС</p> <p><input checked="" type="radio"/> Прямоточная схема</p> <p><input type="radio"/> Противоточная схема</p>	<p>Оптимизация</p> <p><input checked="" type="radio"/> Включена</p> <p><input type="radio"/> Выключена</p>		
<p><input type="button" value="Начать расчёт"/> <input type="button" value="Отмена"/> <input type="button" value="Справка"/></p>			

Рисунок 2. Окно ввода исходных параметров

Расчёт проточной части камеры сгорания

Основные размеры

	Значение
Принадлежность к входу в камеру сгорания	
Площадь кольцевого зазора (наружного и внутреннего)	
Площадь жаровой трубы в мм ²	
Суммарная площадь отверстий жаровой трубы	
Средний диаметр жаровой трубы	
Диаметр жаровой трубы в мм	
Диаметр наружной обечайки жаровой трубы	
Диаметр внутренней обечайки жаровой трубы	
Диаметр наружного корпуса камеры сгорания	
Диаметр внутреннего корпуса камеры сгорания	
Средняя высота между миделевыми и выгоревым сечениями	
Длина газооборачива	
Длина зоны сгорания	
Длина жаровой трубы	
Расстояние от диффузора до обечайки жаровой трубы	
Степень расширения диффузора	
Высота канала на выходе из диффузора	
Длина диффузора	
Длина камеры сгорания	
Объем жаровой трубы	
Боковая поверхность жаровой трубы	
Температура стенок жаровой трубы	
Максимальная температура стенок жаровой трубы камеры сгорания	
Критерий формирования	
Полнота сгорания топлива	
Коэффициент неравномерности поля температур	
Температурный критерий 1	
Температурный критерий 2	

Единица Text

Увеличить

Конструктивный облик камеры сгорания

Пересчитать

Новый расчёт

Сохранить результаты

Настройки

Закрыть программу

Андрей Корovin, 2018. Использование без разрешения владельца запрещается.

Рисунок 3. Окно вывода результатов

На выходе программа выдает следующие параметры камеры сгорания:

1. Геометрические характеристики жаровой трубы и внешнего корпуса камеры сгорания
2. Суммарная площадь отверстий жаровой трубы
3. Температуру стенки жаровой трубы
4. Коэффициент полноты сгорания топлива
5. Коэффициент неравномерности поля температуры газа
6. Относительную глубину охлаждения сопловой и рабочей лопатки турбины
7. Относительные расходы воздуха на конвективное и пленочное охлаждение рабочей и сопловой лопаток
8. Относительный расход топлива, коэффициент избытка воздуха
9. Температура газа на выходе из камеры сгорания
10. Коэффициент восстановления полного давления камеры сгорания
11. Время пребывания и относительный расход топлива в зоне горения
12. Величины вредных примесей в выхлопе двигателя, число дымности
13. Требуемое число форсунок и число форсунок, подключаемых на запуске
14. Критерий стабильного течения в диффузоре камеры сгорания
15. Характеристики запуска камеры сгорания
16. Характеристики устойчивого горения

С целью проверки корректности работы программы был осуществлен проверочный расчет камеры сгорания МГТД тягой на 100 Н, разработанный на базовой кафедре ОДК — Климов в БГТУ ВОЕНМЕХ имени Д. Ф. Устинова. Сравнение результатов программного расчета с параметрами уже существующей конструкции показало высокую точность работы программы [7].

Заключение

Создано программное обеспечение для расчета оптимальных геометрических размеров, геометрических критериев и характеристик камеры сгорания газотурбинного двигателя. Использование программного обеспечения позволяет снизить время расчета новой конструкции и обеспечить выполнение всех характеристик камеры сгорания при оптимальных ее геометрических критериях.

Литература

1. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ-системе «АСТРА» [Электронный ресурс]. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf> (дата обращения: 13.06.2019).

2. Григорьев А.В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Саливон Н. Д. Теория камеры сгорания / под ред. О. А. Рудакова. — СПб.: Наука, 2010. — 228 с. 74 ил.
3. Оптимизация камеры сгорания / под ред. О. А. Рудакова / А. В. Григорьев [и др.]. — СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 2015. — 152 с.
4. Митрофанов В. А., Рудаков О. А., Сигалов Ю. В., Рассохин В. А., Раков Г. Л., Оленников С. Ю. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Основы теории и алгоритм расчета: учеб. пособие. — СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 2006. — 60 с.
5. Рудаков О. А., Саркисов А. А., Саливон Н. Д., Сигалов Ю. В. Конструкция, теория и расчет камер сгорания газотурбинных двигателей: учебное пособие. — СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 1993. — 170 с.
6. Саркисова А. А., Рудаков О. А. Основы теории и расчет камеры сгорания газотурбинного двигателя (расчетная оптимизация проточной части камеры сгорания). — СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 1992. — 89 с.
7. Выпускная работа бакалавра А. А. Каровецкого — Расчет камеры сгорания перспективного ГТД, БГТУ ВОЕНМЕХ имени Д. Ф. Устинова. — СПб, 26.06.2019.

ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.8

В. Ф. Безъязычный

Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П. А. Соловьева, Рыбинск
technology@rsatu.ru

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Аннотация. Предложена методика назначения технологических условий обработки (режим резания, геометрия режущей части инструмента, свойства обрабатываемого и инструментального материалов и др.), обеспечивающих заданные параметры качества поверхностного слоя при механической обработке, и расчетного определения показателей эксплуатационных свойств изделий на основе известных параметров качества поверхностного слоя.

Актуальность решения задачи по определению технологических условий обработки обусловлена необходимостью достижения стабильности или изменяемости по желаемым законам характеристики качества поверхностного слоя, когда отдельные поверхности ответственных деталей ГТД работают в различных температурно-силовых условиях (диски, лопатки ГТД и др.)

Для деталей газотурбинных двигателей необходимо обеспечить наряду с заданной точностью обработки комплекс параметров, характеризующих поверхностный слой. В этом случае требуется определить взаимосвязь технологических условий обработки с параметрами качества поверхностного слоя, точности обработки, свойствами обрабатываемого и инструментального материалов, жесткостью технологической системы СПИЗ, размерами детали, что может быть представлено следующим образом:

$$(t, S, v, r, \varphi) = f \left(\begin{array}{l} \sigma_{\text{ост}}, h_H, Rz, \Delta_{\Sigma}, T_p, \sigma_B, \sigma_T, E_D, \tau_p, \\ \mu, \beta_D, \beta_p, \lambda_{\text{ст}}, a, \lambda_D, \lambda_p, (c\rho)_{\text{и}}, (c\rho)_{\text{д}}, \\ \theta_{\text{пл}}, \gamma, \alpha, \varphi_1, \rho_1, j_{\text{сист}}, B_1, H_1, L, H \end{array} \right) \quad (1)$$

где σ_B и E_D — предел прочности и модуль упругости обрабатываемого материала, МПа;

β_D и β_p — коэффициент температурного линейного расширения обрабатываемого и инструментального материалов, $1/^\circ\text{C}$;

τ_p — сопротивление обрабатываемого материала пластическому сдвигу, МПа;

μ — коэффициент Пуассона обрабатываемого материала;

λ_p, λ_D — коэффициент теплопроводности инструментального и обрабатываемого материалов соответственно, Дж/(м·сек $^\circ\text{C}$);

α и γ — задний и передний углы инструмента, (радиан);

φ и φ_1 — главный и вспомогательный углы резца в плане, (радиан);

r и ρ_1 — радиус при вершине резца в плане и радиус округления режущей кромки резца, мм;

$j_{\text{сист}}$ — жесткость технологической системы СПИЗ, Н/м;

L и H — длина и высота детали, мм;

B_1 и H_1 — высота и ширина сечения державки резца, мм;

v — скорость резания, м/с;

σ_T — предел текучести обрабатываемого материала, МПа;

h_H — глубина наклепа материала поверхностного слоя, мкм;

Rz — высота неровностей профиля поверхности, мкм;

t и S — глубина резания и подача, мм;

Δ_{Σ} — суммарная погрешность обработки, мкм;

$\sigma_{\text{ост}}$ — величина остаточных напряжений на заданном уровне от поверхности, МПа;

a — температуропроводность обрабатываемого материала, $\text{м}^2/\text{с}$;

$(c\rho)_D$ и $(c\rho)_{\text{и}}$ — удельная объемная теплоемкость обрабатываемого и инструментального материалов; Дж/ $\text{м}^3 \text{K}$;

T_p — стойкость режущего инструмента, мин;

$\theta_{\text{пл}}$ — температура плавления материала обрабатываемой детали.

Для реализации функциональной зависимости (1) необходимо иметь расчетные зависимости для определения параметров качества поверхностного слоя (остаточных напряжений в поверхностном слое, степени и глубины наклепа и параметров шероховатости поверхности, погрешности обработки). Такие зависимо-

сти получены [1]. Так, например, при $r \left[1 - \sqrt{1 - (S/2r)^2} \right] \leq t \leq r(1 - \cos \varphi)$ высота неровностей на обработанной поверхности

$$Rz = \frac{1}{8r} \left\{ \begin{aligned} & \frac{1}{\tau_p \left[1 + \frac{1}{B} + \operatorname{tg}(\operatorname{arctg} B - \gamma) \right]} \left[\frac{a_1^{0,125} b_1^{0,7} c_p \theta \rho_1^{0,1} a^{0,43}}{v \lambda \sin^{0,165} \alpha} \right] \times \\ & \times \left[2,85 (\sin^{0,115} \alpha) v^{0,57} a_1^{0,345} \lambda b^{0,3} + 0,6625 \lambda_p \beta \varepsilon a_1^{0,57} \rho_1^{0,075} \right] - \\ & - 0,5 \tau_p \rho_1 b \left(\arccos \left(1 - a_2 B^{-b_2 (1 - \sin \gamma)^{-x}} \right) + \frac{a_2 B^{1-b_2 (1 - \sin \gamma)^{-x}}}{\sin \alpha (\cos \gamma + B \sin \gamma)} + \frac{\delta}{\rho_1} \right) \times \cos \alpha \end{aligned} \right\}, \text{ мм}$$

где $B = 1/\operatorname{tg} \beta$ — безразмерный комплекс процесса резания, характеризующий степень пластических деформаций материала снимаемого припуска и материала поверхностного слоя обрабатываемой детали; β_1 — угол наклона условной плоскости сдвига, градус; a_1 и b_1 — толщина и ширина сечения среза; β и ε — угол заострения и угол при вершине резца в плане; δ — высота фаски износа резца по задней поверхности; a_2, b_2, x — величины зависящие от комплекса B [1].

Глубина наклепа обработанной поверхности при точении жаропрочных сталей и сплавов

$$h_H = \frac{2,36 \cdot 10^{-8} \tau_p^{0,75} S^{0,6} \rho_1^{0,17} \varphi^{0,35}}{v^{0,28} \mu^{3,55} \lambda^{1,7} \alpha^{0,09} \gamma^{0,33}}, \text{ м,}$$

где τ_p — Н/м^2 ; S — м/об; t — м; ρ_1 — м; α, γ, φ — градус; r — м.

Расхождения между значениями h_H , вычисленными по формуле, и экспериментальными значениями не превышают 10 %. Формула справедлива для следующих условий обработки: $t = 0,5 \dots 2$ мм; $S = 0,05 \dots 0,4$ мм/об; $v = 0,1 \dots 0,8$ м/с (для ХН73МБТЮ и ХН77ТЮР); $r = 0,5 \dots 2$ мм; $\rho_1 = 20 \dots 100$ мкм; $\varphi = 15 \dots 90^\circ$; $\rho_1 = 15^\circ$; $\alpha = 5 \dots 20^\circ$; $\gamma = 5 \dots 20^\circ$. При наличии фаски износа резца $\delta = 0,1 \dots 1$ мм.

С использованием таких зависимостей может решаться задача по определению технологических условий обработки, обеспечивающих заданные значения остаточных напряжений, глубины наклепа, шероховатости поверхности и точности обработки, а также могут быть рассчитаны различные показатели, характеризующие качество поверхностного слоя обработанной детали, такие как шероховатость поверхности, глубина и степень наклепа материала поверхностного слоя, распределение остаточных напряжений, показатели, характеризующие погрешность обработки, возникающую при резании и вызванную влиянием силовых и

температурных деформаций системы СПИЗ, размерным износом режущего инструмента. Разработана система расчета параметров качества поверхностного слоя, алгоритм функционирования которой представлен на блок-схеме (рис. 1).

Разработана также многоуровневая система расчета режимов резания, обеспечивающих заданные показатели точности обработки и качества поверхностного слоя деталей авиационных двигателей, для возможных сочетаний задаваемых параметров точности обработки и качества поверхностного слоя при различных сочетаниях искомых технологических условий и ограничениях, накладываемых на процесс оптимизационного поиска решения. Анализ результатов расчетов показал, что использование многоуровневого алгоритма системы расчета режимов резания обеспечивает значительно лучшее приближение получаемых показателей точности обработки и качества поверхностного слоя к их заданным величинам.



Рисунок 1. Система расчета параметров качества поверхностного слоя и точности обработки деталей

Параметры качества поверхностного слоя представляют практический интерес с точки зрения обеспечения эксплуатационных свойств изделий, таких как усталостная прочность, износостойкость, контактная жесткость и др.

В качестве характеристик сопротивления усталости материала детали используется критерий поврежденности материала, который определяется по изменению модуля упругости $E_{обр}/E_{исх}$, где $E_{обр}$ и $E_{исх}$ — модули упругости материала поверхностного слоя детали после обработки и в исходном состоянии. Исследованиями В. Ф. Безъязычного совместно с кандидатами технических наук Б. М. Драпкиным, М. В. Тимофеевым, Н. В. Осадчим, Р. В. Любимовым, А. Л. Водолагиным получена зависимость [1]:

$$\sigma_{-1} = \frac{C\sigma_{-исх}}{E_{исх} \left(\frac{2,85E^{0,1}}{B^{0,43} \sin^{0,05} \alpha} + 0,6625 \frac{\Gamma D^{0,3} E^{0,175}}{B \sin^{0,165} \alpha} \right)^K} \quad (2)$$

где B, V, Γ, D, E — безразмерные комплексы процесса резания [1]; C и K — величины, зависящие от свойств обрабатываемого материала; σ_{-1} и $\sigma_{исх}$ — предел выносливости материала детали после обработки и в исходном состоянии (до обработки).

Указанные комплексы определяются по приведенным ниже формулам [2].

$B = \frac{Va_1}{a}$ — безразмерный комплекс процесса резания, характеризующий степень влияния режимных условий процесса резания по сравнению с влиянием теплофизических свойств обрабатываемого материалов; $\Gamma = \frac{\lambda_p}{\lambda_g} \beta \epsilon$ — безразмерный комплекс, отражающий влияние геометрии инструмента и отношения теплопроводностей инструментального и обрабатываемого материалов; $D = a_1/b_1$ — безразмерный комплекс, характеризующий геометрию сечения среза; $E = \rho/a_1$ — безразмерный комплекс, характеризующий влияние на процесс резания геометрической формы режущей кромки резца.

Установлена взаимосвязь предела выносливости материала детали от комплекса параметров качества поверхностного слоя:

$$\begin{aligned} \text{— при точении} \quad \sigma_{-1} &= m \cdot (\sigma_B / \sigma_{BЭ})^K \cdot Rz^{-0,05} \cdot h_c^{0,147} \cdot \sigma_{ост}^{-0,009}, \\ \text{— при фрезеровании} \quad \sigma_{-1} &= n \cdot (\sigma_B / \sigma_{BЭ})^L \cdot Rz^{-0,067} \cdot h_c^{0,139} \cdot \sigma_{ост}^{-0,063}, \end{aligned}$$

где m, n, K, L — величины, зависящие от вида обработки [1];

$\sigma_B/\sigma_{BЭ}$ — отношение предела прочности обрабатываемого материала к пределу прочности электротехнической стали.

При обработке точением с оптимальной скоростью резания v_o , соответствующей минимуму износа режущего инструмента и минимальной высоте неровностей на обработанной поверхности, интенсивность изнашивания обрабатываемой поверхности J_h определяется по следующей зависимости:

$$J_h = 0,0316 \cdot 3,7^{v+1} a_2^{0,5} b \times \left\{ \frac{1}{8r} \times \left[\frac{0,6625 a_1^{0,125} c \rho \theta_o \times \left[4,3 \left(\sin^{0,115} \alpha \right) v_o^{0,57} a_1^{0,345} \lambda \left(\frac{t}{m} \right)^{0,3} + \lambda_p \beta \epsilon a^{0,57} \rho_1^{0,075}}{\tau_p a^{-0,43} \left(\sin^{0,05} \alpha \right) v_o t^{0,25} c_o m^{0,74-n_o} \times b^{0,04} \rho_1^{n_o-0,1} (1-0,45 \sin \gamma)} \right]^{1-n_o} \right\}^{0,719-0,2(v+1)+5,2t_y} \cdot (v+1) \left(\frac{34,64 \sigma_o}{k f_m} \right)^{t_y} \left(\frac{N}{A_c} \right)^{-0,323(v+1)+0,161-1,16t_y} \left(\frac{1-\mu^2}{E} \right)^{0,161+0,84t_y-0,323(v+1)}$$

где C_0 и n_0 — величины, зависящие от соотношения толщины сечения среза и радиуса округления режущей кромки резца; m — величина, зависящая от соотношения подачи, глубины резания и радиуса при вершине резца в плане [2]; v и b — параметры кривой аппроксимации опорной поверхности; σ_0 — действующее напряжение, Па; k — коэффициент, характеризующий напряженное состояние на контакте; f_m — молекулярная составляющая коэффициента трения; N — сила, сжимающая контактируемые тела, Н; A_c — номинальная площадь соприкасающихся тел, мм²; t_y — параметр кривой функциональной усталости.

Таким образом, интенсивность изнашивания поверхности является функцией условий ее обработки, а также свойств материала детали.

Одним из видов соединений деталей газотурбинных двигателей является соединение с натягом. Требуемые прочностные характеристики сборочных единиц в этом случае зависят от физико-механических свойств материалов деталей, их геометрических размеров, вида сборки и от параметров качества обработанной поверхности (шероховатости, степени наклепа, остаточных напряжений), которые в свою очередь зависят от технологических условий их обработки (свойств обрабатываемого и инструментального материалов, режимов обработки).

В настоящее время расчет соединений с натягом выполняется по известным классическим формулам с использованием справочных данных, как правило, с учетом шероховатости контактируемых поверхностей. Известны также рекомендации по расчетному определению номинального натяга с учетом как шероховатости контактируемой поверхности, так и степени ее упрочнения (наклепа) [3]. Следует отметить, что учет при расчете величины натяга параметров качества поверхностного слоя собираемых деталей не позволяет однозначно определять степень влияния режимных условий обработки на величину номинального натяга и, следовательно, прочность прессового соединения.

Как известно, прочность прессового соединения характеризуется осевой силой P_0 , которая входит в зависимость для расчета натяга δ_p (формула Ляме).

$$\delta_p = \frac{P_o}{\pi l f p_{oc}} \left(\frac{C_1}{E_1} + \frac{C_2}{E_2} \right) \quad (4)$$

где l — длина контакта сопрягаемых деталей; f_{oc} — коэффициент трения при осевом сдвиге; C_1 и C_2 — величины, зависящие от номинальных размеров сопрягаемых деталей и коэффициентов Пуассона материала этих деталей [4]; E_1 и E_2 — модули упругости материалов охватываемой и охватывающей деталей.

Исследованиями установлено, что модуль упругости материала детали вследствие воздействия на него в процессе обработки теплового и силового факторов изменяется [5]. При механической обработке модуль упругости материала поверхностного слоя детали $E_{обр}$ определяется следующей зависимостью:

$$E_{обр} = C \cdot A^K, \quad (5)$$

где C и K — величины, зависящие от материала обрабатываемой детали [1], A — энергетический критерий подобия процесса резания, который определяется по формуле профессора С. С. Силина [2]:

$$A = \frac{1}{\frac{2,85E^{0,1}}{B^{0,43} \sin^{0,05} \alpha} + 0,6625 \frac{\Gamma D^{0,3} E^{0,175}}{B \sin^{0,165} \alpha}} \quad (6)$$

Решение уравнение (4) с учетом (5) и (6) позволяет определить величину расчетного натяга с учетом режимных условий обработки, геометрии режущего инструмента и свойств обрабатываемого и инструментального материалов.

Литература

1. *Безъязычный В. Ф.* Метод подобия в технологии машиностроения. — М.: Машиностроение, 2012. — 320 с.
2. *Силин С. С.* Метод подобия при резании материалов. — М.: Машиностроение, 1979. — 152 с.
3. *Безъязычный В. Ф., Федулов В. М.* Технологическое обеспечение качества пресовых соединений «Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П. А. Соловьева». 2011. № 2 (20). — С. 92–100.
4. Сборка и монтаж изделий машиностроения: Справочник. В 2 т. / ред. совет: В. С. Корсаков (предс.) и др. — М.: Машиностроение / под ред. В. С. Корсакова, В. К. Замятина, 1983. — 480 с.
5. *Драпкин Б. М., Кононенко В. К., Безъязычный В. Ф.* Свойства сплавов в экстремальном состоянии. — М.: Машиностроение, 2004. — 256 с.

*Н. Е. Щеголева, Ю. Е. Лебедева, А. С. Чайникова, С. А. Евдокимов,
Г. М. Прокопченко, А. А. Шавнев*

ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт
авиационных материалов, Москва

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ТЕПЛОАГРУЖЕННЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

Аннотация. В работе рассматривается вопрос перспективности применения керамических композиционных материалов (волоконно- или дисперсноупрочненных) в теплонагруженных узлах перспективной авиационной техники взамен металлических материалов. Показаны результаты исследований по получению керамических композиционных материалов на основе карбида кремния с применением различных модифицирующих добавок методами искрового плазменного спекания и горячего прессования и исследованию их физико-механических и термических свойств.

Создание образцов перспективной авиационной техники (например, перспективных вертолетов) диктует новые требования к применяемым в ответственных узлах и конструкциях материалам. В первую очередь это относится к высоконагруженным элементам конструкций, в частности — элементам двигателей, таких как облицовка стенок жаровой трубы, статорные лопатки сектора соплового аппарата и др. Применяемые в настоящее время металлические материалы (жаропрочные сплавы) способны долговременно работать при температурах не выше 1 100–1 300 °С, что связано с необходимостью применения системы охлаждения и, как следствие, не обеспечивает полного сгорания топлива непосредственно в камере сгорания и уменьшает тягу и КПД двигателя. Кроме того, для жаропрочных сплавов характерен высокий удельный вес — 7 000–8 000 кг/м³. Одним из путей решения данной проблемы является применение в составе теплонагруженных элементов конструкций керамических композиционных материалов ККМ (волоконно- или дисперсноупрочненных), удельный вес которых в среднем не превышает 4 000 кг/м³ и которые характеризуются высокими физико-механическими свойствами, высокой коррозионной стойкостью, высокой рабочей температурой в окислительной среде (1 500 °С и выше). При этом открытым остается вопрос создания не только непосредственно материалов, но и технологий изготовления сложно-профильных элементов для деталей двигателей из них.

Такие фирмы, как General Electric (США), Siemens Westinghouse Power Corporation (США), Societe Europeenne de Propulsion (Франция), Snecma и Heracles (Франция), IshikaWajima-Harima Heavy Industries (Япония), HITACHI LTD (Япония), NGK Insulators (Япония) и др., проводят работы в области создания высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики для изделий авиационной техники. Наибольший интерес в данной области материаловедения представляют керамические композиционные материалы на основе карбида кремния с применением различных модифицирующих добавок и армирующих наполнителей. Так, для изготовления наиболее теплонагруженных изделий ГТД, подверженных значительным динамическим нагрузкам в условиях воздействия продуктов сгорания топлива, зарубежные компании (General Electric (США), Snecma Propulsion Solide (Франция) и др.) предлагают применять керамические композиционные материалы, армированные различными непрерывными волокнами (C, SiC, муллит и др.), однако для наиболее нагруженных узлов ГТД в первую очередь рассматриваются карбидокремниевые SiC-волокна, поскольку обладают высокой стойкостью к окислению, высоким уровнем теплофизических и механических характеристик. В настоящий момент только две страны — Япония и США — промышленно выпускают SiC-волокна марок Nicalon (Япония), Tuganpo (Япония), Sylramic (США) для производства ККМ, но продажа их запрещена на территории Российской Федерации. Несмотря на популярность использования волоконного армирующего наполнителя на основе карбида кремния, отсутствие его изготовления на территории РФ, а также отсутствие специального ткацкого оборудования для производства и плетения волокна и для заполнения заготовок матрицей делают на настоящий момент невозможным решение вопроса получения подобных материалов и изделий из них в отечественном производстве.

В связи с этим наиболее перспективным направлением в данной области является создание дисперсно-упрочненных керамических композиционных материалов, например, на основе карбида кремния, армированных нитевидными кристаллами (вискерами) карбида кремния.

На сегодняшний день во ФГУП «ВИАМ» разработаны образцы-имитаторы теплонагруженных элементов камеры сгорания из керамического композиционного материала марки ВМК-3 с использованием высокотемпературного химического синтеза на рабочую температуру 1 400 °С и прочностью при изгибе порядка 200 МПа. Материал марки ВМК-11, полученный по такой же технологии, отличается от ВМК-3 более высокими прочностными характеристиками при рабочих температурах (до 250–300 МПа) и термостабильностью. Однако значений прочности этих материалов все же недостаточно для изготовления на их базе ответственных элементов конструкции перспективных двигателей. Кроме того, использование технологии высокотемпературного химического синтеза имеет такие недостатки, как длительность и многоста-

дийность технологического процесса. Данных недостатков лишены метод горячего прессования и искрового плазменного спекания (ИПС). В связи с этим при создании перспективных изделий авиационной техники (перспективного вертолета) весьма актуальной остается задача разработки керамических композиционных материалов с высоким уровнем физико-механических и теплофизических свойств для их применения в качестве таких элементов конструкции, как, например, облицовка жаровой трубы камеры сгорания или статорные лопатки сектора соплового аппарата.

В данной работе проведены исследования по получению керамических композиционных материалов на основе карбида кремния с применением методов искрового плазменного спекания и горячего прессования и исследованию их физико-механических и термических свойств в зависимости от вида модифицирующих и спекающих добавок.

При получении ККМ для применения в качестве элементов облицовки стенок жаровой трубы исследовались материалы следующих химических систем: состав 1 (ККМ 1) — $\text{SiC-ZrB}_2\text{-C-SiC}_w$; состав 2 (ККМ 2) — $\text{SiC-ZrB}_2\text{-AlN-C-SiC}_w$; состав 3 (ККМ 3) — $\text{SiC-Al}_2\text{O}_3\text{-SiC}_w$; состав 4 (ККМ 4) — $\text{SiC-AlN-Y}_2\text{O}_3\text{-SiC}_w$.

При получении ККМ для применения в статорных лопатках сектора соплового аппарата для исследования влияния различных модифицирующих добавок на процесс спекания и свойства ККМ было выбрано пять дисперсно-упрочненных вискерами карбида кремния составов: состав 5 (ККМ 5) — $\text{SiC-B}_4\text{C-AlN}$; состав 6 (ККМ 6) — $\text{SiC-Si}_3\text{N}_4\text{-Y}_2\text{O}_3\text{-AlN}$; состав 7 (ККМ 7) — $\text{SiC-Al}_2\text{O}_3\text{-Y}_2\text{O}_3\text{-AlN}$; состав 8 (ККМ 8) — $\text{SiC-B}_4\text{C-HfB}_2$; состав 9 (ККМ 9) — $\text{SiC-Y}_2\text{O}_3\text{-HfB}_2$.

Измельчение исходных компонентов проводили на планетарной мельнице в карбидовальфрамowych барабанах, исследование гранулометрического состава исходных компонентов до и после помола проводили на лазерном дифрактометре «Анализете 22» (Fritsch, Германия). Прессование экспериментальных образцов проводили на горячем прессе и на установке гибридного искрового плазменного спекания в среде аргона/азота в графитовых пресс-формах. Плотность образцов ККМ определяли по ГОСТ 24409-80 методом гидростатического взвешивания, прочность при четырехточечном изгибе — по ГОСТ 24409-80 на испытательной машине Zwick Z 010, микротвердость по Виккерсу — по ГОСТ 9450-76 на микротвердомере DugaScan 20. Для образцов ККМ составов № 5–9 дополнительно определяли критический коэффициент интенсивности напряжений (K_{Ic}), который рассчитывали по формуле:

$$K_{Ic} = 0,048 \left(\frac{l}{a} \right)^{-1/2} \left(\frac{H_V}{E\Phi} \right)^{-2/5} \left(\frac{H_V a^{1/2}}{\Phi} \right),$$

где Φ — постоянная величина ($\Phi \approx 3$); H_V — микротвердость (твердость по Виккерсу), ГПа; E — модуль упругости, ГПа; l — средняя длина радиальных трещин, воз-

никающих около отпечатка индентора (пирамиды Виккерса) и измеренных от угла отпечатка, мкм; a — длина полудиagonали отпечатка пирамиды Виккерса (значение E зависит от рассчитанного объемного содержания исходных компонентов).

Коэффициент термического расширения определяли на высокотемпературном горизонтальном dilatометре DIL 402 PC фирмы Netzsch в воздушной атмосфере в интервале температур (20–1 500) °C.

По результатам проведенных исследований для составов ККМ 1 — ККМ 4 установлено, что материалы, полученные методом искрового плазменного спекания, характеризуются более высоким уровнем физико-механических свойств, которые представлены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1 .

Свойства материалов ККМ 1 — ККМ 4, полученных методом искрового плазменного спекания

Свойство	Состав ККМ			
	ККМ 1	ККМ 2	ККМ 3	ККМ 4
Плотность, г/см ³	3,4–3,5	3,4–3,5	3,1–3,2	3,1–3,3
Открытая пористость, %	0,8–1,3	1,2–1,8	0,6–0,9	0,4–0,9
Прочность при четырехточечном изгибе, МПа	300–350	420–430	425–440	430–450
Микротвердость H_v , ГПа	20,5–21,5	21,5–22,0	20,5–22,0	21,0–23,0
ТКЛР·10 ⁶ (20–1 500 °C), К ⁻¹	4,6–4,8	5,1–5,3	4,3–4,5	4,8–5,0

Для указанных материалов изучен также фазовый состав и исследована микроструктура. Фазовый анализ поверхностного слоя образцов выполнен с применением дифрактометра Еmргеап методом рентгеновской дифракции. Расшифровка дифрактограмм проведена с помощью специализированной программы HighScore и базы данных PDF-2. Результаты представлены в таблице 2.

Т а б л и ц а 2 .

Результаты рентгенофазового анализа ККМ1 — ККМ4

ККМ	Состав шихты	Фазовый состав материала
ККМ 1	SiC, ZrB ₂ , C, SiC _w	SiC (гексаг.), ZrB ₂ (гексаг.), следы α SiC (ромб.) и графита С (гексаг.)
ККМ 2	SiC, ZrB ₂ , C, AlN, SiC _w	SiC (гексаг.), ZrB ₂ (гексаг.), Zr ₂ CN, следы α SiC (ромб.) и графита С (гексаг.)
ККМ 3	SiC, Al ₂ O ₃ , SiC _w	SiC (гексаг.), следы α SiC и твердого раствора на основе алюминия
ККМ 4	SiC, AlN, Y ₂ O ₃ , SiC _w	SiC (гексаг.), Y ₂ O ₃ , Y ₂ Al ₄ O ₉ , следы α SiC и AlN

Исследование микроструктуры проведено на растровом электронном микроскопе Zeiss EVO MA 10. Все образцы имеют поликристаллическую структуру. Для образцов ККМ 1 (рис. 1а) и ККМ 2 (рис. 1б) структура представлена непрерывной фазой (матрицей) серого цвета на основе карбида кремния с распределенными в ней частицами белого (борида циркония) и черного цвета (графита), локально объединенными в агломераты размером не более 15–25 мкм. Структура образца ККМ 3 (рис. 1в) представлена матрицей из карбида кремния (участки светло-серого цвета) и твердого раствора на основе алюминия (участки темно-серого цвета), в которой равномерно распределены зерна белого цвета. Микроструктура образца ККМ 4 (рис. 1г) представлена непрерывной фазой карбида кремния (рис. 1г), по объему которой равномерно распределена фаза темно-серого цвета, содержащая кремний, углерод, алюминий и азот (твердые растворы SiC и AlN). Частицы белого цвета представляют собой фазу, содержащую алюминий, кремний, иттрий, кислород (по РФА — Y_2O_3 , $Y_2Al_4O_9$). На всех снимках присутствуют вытянутые зерна (серого цвета), которые представляют собой вис커еры карбида кремния.

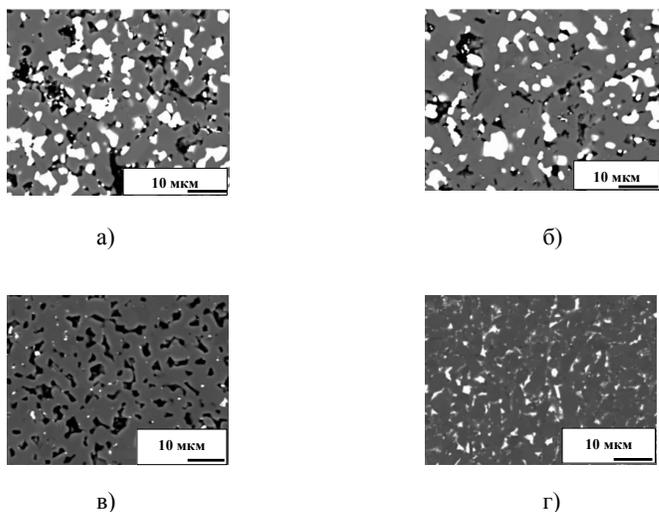


Рисунок 1. Микроструктура образцов керамических композиционных материалов:

а) ККМ 1; б) ККМ 2; в) ККМ 3; г) ККМ 4

При исследовании керамических композиционных материалов ККМ 5 — ККМ 9 установлено, что применение метода искрового плазменного спекания также позволяет получить высокоплотный материал с более высокими значениями

прочности при изгибе. Физико-механические характеристики ККМ 5 — ККМ 9 представлены в таблицах 3–4.

Таблица 3.

Плотность полученных экспериментальных образцов ККМ 5 — ККМ 9

Образец	Состав	Плотность, г/см ³	
		SPS	Горячее прессование
ККМ 5	SiC-B ₄ C-AlN-SiC _w	3,06	2,89
ККМ 6	SiC-Si ₃ N ₄ -Y ₂ O ₃ -AlN-SiC _w	3,31	3,11
ККМ 7	SiC-Al ₂ O ₃ -Y ₂ O ₃ -AlN-SiC _w	3,30	3,10
ККМ 8	SiC-B ₄ C-HfB ₂ -SiC _w	3,50	3,29
ККМ 9	SiC-Y ₂ O ₃ -HfB ₂ -SiC _w	3,48	3,27
SiC	SiC	2,89	2,82

Таблица 4.

Прочность при четырехточечном изгибе экспериментальных образцов ККМ 5 — ККМ 9, полученных методом горячего прессования и электроискрового плазменного спекания

Состав	Прочность при изгибе, МПа	
	Горячее прессование	SPS
ККМ 5	401 ± 5,17	403 ± 2,88
ККМ 6	397 ± 3,87	405 ± 5,12
ККМ 7	407 ± 4,20	418 ± 3,17
ККМ 8	405 ± 2,89	410 ± 3,17
ККМ 9	401 ± 4,81	414 ± 2,15
SiC	154 ± 8,3	192 ± 6,7

Из полученных данных видно, что введение модифицирующих добавок снизило температуру спекания карбида кремния при применении метода горячего прессования на 200 °С, а при применении метода электроискрового плазменного спекания — на 300–450 °С по сравнению с температурой спекания карбида кремния без добавок. Плотность образцов ККМ, близкая к теоретической (97–99 %), была достигнута при использовании SPS-метода и составила от 3,04 до 3,50 г/см³ для ККМ 5 — ККМ 9. При использовании метода горячего прессования была достигнута максимальная относительная плотность для образцов — 94 %. Плотность

карбида кремния без добавок при использовании метода горячего прессования составила 88 %, при использовании SPS-метода — 90 %.

Для полученных образцов также проведено исследование микроструктуры с помощью растровой электронной микроскопии. Установлено, что при использовании метода горячего прессования происходит рост зерен фаз вводимых модифицирующих добавок, таких как карбид бора и борид гафния. При использовании метода SPS роста зерен не наблюдается.

Значение ТКЛР образцов ККМ 5 — ККМ 9 оказалось близко и составило $5,5\text{--}6,0 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, ТКЛР карбида кремния составил $4,9 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$.

В таблице 5 представлены результаты определения микротвердости по Викерсу (HV) и критического коэффициента интенсивности напряжений (K_{IC}) экспериментальных образцов ККМ 5 — ККМ 9, полученных методом SPS.

Таблица 5.

**Микротвердость и трещиностойкость экспериментальных образцов
ККМ 5 — ККМ 9**

№ состава	Модуль упругости, ГПа	Среднее значение HV, ГПа	Среднее значение K_{IC} , МПа·м ^{1/2}
ККМ 5	390	25,8	6,51
ККМ 6	356	24,7	7,33
ККМ 7	363	32,9	7,11
ККМ 8	371	22,7	7,29
ККМ 9	395	32,5	7,79
SiC	400	21,3	3,1

Для всех изготовленных в работе образцов ККМ проведено исследование жаростойкости при температуре 1 500 °С в течение 600 ч. Изменение массы после испытаний не превысило 1,60 %. Наилучшую окислительную стойкость имеют керамические композиционные материалы составов ККМ 4, ККМ 5, ККМ 8 и ККМ 9, для которых изменение массы составило не более 0,32–0,87 %.

Исследование структуры образцов ККМ после определения окислительной стойкости показало, что для всех образцов характерно образование поверхностного слоя, состоящего из продуктов окисления — стеклофазы, силикатов и оксидов гафния, иттрия, алюминия. В объеме все образцы ККМ сохранили исходную структуру — матрицу на основе карбида кремния с распределенными по объему вискерами SiCw, с включениями модифицирующих добавок (B_4C , AlN, Y_2O_3 ,

Al_2O_3 , Si_3N_4 , HfB_2). Толщина поверхностного окисленного слоя составила от 10 до 50 мкм.

Заключение

Таким образом, в данной работе показано, что керамические композиционные материалы на основе карбида кремния, дискретно упрочненные нитевидными кристаллами, характеризуются высоким уровнем физико-механических свойств, а также высокой жаростойкостью при длительной выдержке в окислительной среде при температуре 1 500 °С и тем самым являются перспективными материалами для применения в качестве теплонагруженных элементов конструкции двигателя перспективного вертолета.

Литература

1. *Каблов Е. Н.* Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // *Авиационные материалы и технологии*. 2015. № 1. — С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
2. *Сорокин О. Ю., Гращенков Д. В., Солнцев С. С, Евдокимов С. А.* Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов // *Тр. ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн.* 2014. № 6. Ст. 08 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.viam-works.ru>. DOI: dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8.
3. *Noviyanto A., Dang-Hyok Y., Young-Hwan H.* of SiC/SiC hybrid composites fabricated by hot pressing and spark plasma sintering // *Advances in Applied Ceramics*. V. 110. N 7. 2011. — P. 375–382. DOI:10.1179/1743676111Y.0000000025.
4. *Corman G.* Melt infiltrated composites (HIPERCOMP) for gas turbine engine applications // *GE Global Research High Temperature and Structural Ceramics Laboratory Niskayuna, N.Y.* 2006. DOI: 10.2172/936318.

В. М. Серпова, Д. В. Сидоров, Е.И. Курбаткина, Е. И. Краснов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский институт авиационных материалов», Государственный научный центр Российской Федерации (ФГУП «ВИАМ»)

ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВОЛОКНИСТЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ТИТАНОВОГО СПЛАВА

Аннотация. В настоящей статье приведен обзор матричных сплавов и непрерывных армирующих компонентов, используемых для изготовления волокнистых композиционных материалов (КМ) на основе титанового сплава. Рассмотрены методы изготовления волокнистых КМ на основе титанового сплава. Рассмотрены основные проблемы, возникающие при получении волокнистых КМ и пути их решения. Рассмотрена область применения.

При реализации новых проектов в авиационной, космической, машиностроительной, энергетике, судостроении и других отраслях промышленности широкое распространение находят композиционные материалы (КМ), характеризующиеся высокими прочностью и модулем упругости, легкостью, повышенной сопротивляемостью распространению трещин при статических и циклических нагрузках, высоким сопротивлением ползучести [1–2].

Отдельную нишу занимают металлические композиционные материалы (МКМ), армированные неорганическими волокнами, имеющие высокую прочность, сопротивление усталостного разрушения, жаропрочность. Ключевым фактором при изготовлении таких МКМ являются армирующие волокна, придающие материалу прочность, жесткость и воспринимающие напряжения, возникающие при приложении нагрузки.

Для изготовления МКМ в качестве армирующего неорганического наполнителя могут применяться монофиламентные волокна (моноволокно) или многофиламентные. Преимуществом армирования монофиламентным волокном, по сравнению с многофиламентным, является их пониженная чувствительность к химическому взаимодействию с матричным материалом.

Кроме того, монофиламентные волокна обладают большим межволоконным пространством, что способствует лучшей инфильтрации матричного материала между волокон, связыванию по границе раздела волокно — матрица и формирова-

нию монолитного композиционного материала. Многофиламентные волокна имеют преимущество по цене и могут переплетаться друг с другом при формировании разнонаправленного армирующего каркаса.

Одними из перспективных и востребованных армирующих волокон являются карбидокремниевые волокна за счет своей высокой химической и термической стойкости в различных средах. Высокая стойкость волокна обусловлена наличием близкому к стехиометрическому составу карбида кремния в своей структуре, который имеет температуру плавления около 3 110 °С. В нейтральных средах карбид кремния сохраняет свою структуру длительное время вплоть до 2 000 °С, в окислительных средах до 1 200 °С, также он не растворяется в водных растворах кислот и щелочей.

Монофиламентные карбидокремниевые волокна производят методом химического парового осаждения карбида кремния на поверхность керна (проволока из тугоплавкого металла или углеродное волокно), многофиламентные — методом расплавленного формования полимера или олигомера с последующим пиролизом [3]. Сравнительные испытания оксидных и бескислородных армирующих неорганических волокон позволили выявить превосходство карбидокремниевых волокон над алюмоксидными (Nextel 312, Nextel 550, Nextel 650, Nextel 720, Almax, Saphikon) и бескерновыми волокнами карбида кремния (Tyranно Lox M, Tyranно ZMI, Tyranно SA, Nicalon, Hi-Nicalon, Hi-Nicalon Type S, Sylramic, Sylramic-iBN) при испытании в течение 1000 часов при высоких температурах и под нагрузкой 500 МПа в окислительной среде [4].

Керновые карбидокремниевые волокна представляют собой непрерывные монофиламентные поликристаллические волокна диаметром 90–200 мкм (в зависимости от использования). Наиболее распространенными являются волокна торговых марок: SCS-6, SCS-Ultra, SCS-9, SM1140+ и SM3056, промышленно выпускаемые фирмами Specialty Materials (США) и TISICS (Великобритания) соответственно. Благодаря высоким физико-механическим характеристикам керновых волокон карбида кремния, в частности прочности (около 3 400 МПа) и модуля упругости (до 400 ГПа), достигают высоких эксплуатационных показателей разрабатываемых композиционных материалов с металлической матрицей.

Для изготовления металлических композиционных материалов, упрочненных карбидокремниевыми волокнами, применяют в основном титановые сплавы [5], характеристика которых представлена в таблице 1.

Наиболее распространенные сплавы для изготовления волокнистых МКМ на основе титана

Сплав	Химический состав	Плотность, г/см ³	Прочность при растяжении, МПа	Модуль упругости, ГПа	КТР при 20 °С, 10 ⁻⁶ /К
Ti-15-3	Ti-15V-3Al-3Cr-3Sn	4,78	1 160	103	8,6
β-21S	Ti-15Mo-2.7Nb-3Al-0.2Si	4,94	930	99	7,07
Ti-6-4	Ti-6Al-4V	4,43	950	113	8,6
Ti-6-2-4-6	Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo	4,65	1 200	114	8,6
Ti-6-2-4-2	Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo	4,54	1 010	120	7,7
Ti-1100	Ti-6Al-2.7Sn-4Zr-0.4Mo-0.45Si	4,50	1 000	120	8,8
IMI 834	Ti-5.8Al-4Sn-3.5Zr-0.7Nb-0.5Mo-0.35Si	4,55	1 050	120	10,6
Ti-48Al-2Cr-2Nb	33Al-2.6Cr-4.8Nb	3,90	610	167	10,8

При выборе технологических приемов для изготовления МКМ на основе титановых сплавов с использованием упрочняющих карбидкремниевых волокон лимитирующими факторами выступают хрупкость и высокий модуль упругости моноволокна, а также высокая температура плавления и химическая активность титановых сплавов. Исходя из этого, наибольшее развитие с технологической и экономической точек зрения получили способы: фольга/волокно/фольга, плазменная металлизация или физическое осаждение в вакууме с последующим термомодеформационным объединением.

По методу фольга/волокно/фольга проводят консолидацию поочередно уложенной фольги (толщиной 80–120 мкм) и плоского каркаса из уложенных по одной оси моноволокон, который формируют путем текстильной переработки с проволокой, лентой или с летучим органическим связующим, испаряемым до финальной консолидации. Этот метод подходит для формирования волокнистого КМ на основе титанового сплава, относящегося к классам α, α+β, некоторым псевдо α. К недостатку рассматриваемого метода можно отнести неравномерное распределение волокон в некоторых областях матрицы, что приводит к ухудшению механических свойств композиционного материала, особенно при возникновении усталостной трещины.

В случае плазменной металлизации порошок из сплава (размер частиц 20–100 мкм) непрерывно подается в плазму, где он расплавляется и направляется с

высокой скоростью на монослой или на намотанное на барабан волокно. Изготовленные по этому способу моноленты затем разрезают, складывают и подвергают горячему прессованию для получения МКМ. При этом качество монолент сильно зависит от чистоты используемого газа и поверхностного разрушения волокна из-за ударов расплавленными каплями. Распределение волокна при плазменной металллизации лучше по сравнению с предыдущим методом фольга/волокно/фольга [5].

Физическое осаждение сплава из газовой фазы на волокно освоено относительно недавно и происходит за счет испарения пучком электронов с последующим осаждением или магнетронным распылением. В этом варианте карбидокремниевые волокна полностью покрывают тонким слоем матричного материала перед консолидацией, исключая применение фольги и порошка по сравнению с предыдущими способами. Основные преимущества рассматриваемого метода заключаются в исключении соприкосновения волокон друг с другом и достижении равномерного распределения волокна в матрице. Кроме того, объемная доля волокон в конечном МКМ может быть задана толщиной покрытия на волокнах, а за счет оболочки из матричного материала на каждом волокне последующие технологические операции и консолидация менее травматичны для волокна.

Способ, базирующийся на испарении сплава пучком электронов включает в себя использование электронной пушки для испарения и последующую конденсацию паров на поверхности карбидокремниевых волокон. Скорость испарения сплава зависит от мощности электронной пушки, температуры и давления насыщенного пара химического элемента. Теоретически покрытие на волокне должно иметь тот же химический состав, что и исходный сплав. Однако на практике это не выполняется из-за разного давления насыщенных паров химических элементов, входящих в состав сплава матричного материала.

Разработанная магнетронная система триодного типа [6] позволяет наносить на поверхность волокна различные матричные сплавы, такие как: Ti-6-4, Ti-6-2-4-2, IMI 834. Скорость осаждения в данной системе составляет 20 мкм/час, что значительно ниже по сравнению с предыдущим способом, а коэффициент использования сплава достаточно высок и составляет свыше 80 %.

На рисунке 1 показаны микрофотографии структуры образцов МКМ, упрочненных карбидокремниевыми волокнами и изготовленных разными способами. При сравнении микрофотографий видно, что наилучшее распределение волокна наблюдается в композиционном материале, полученном магнетронным распылением.

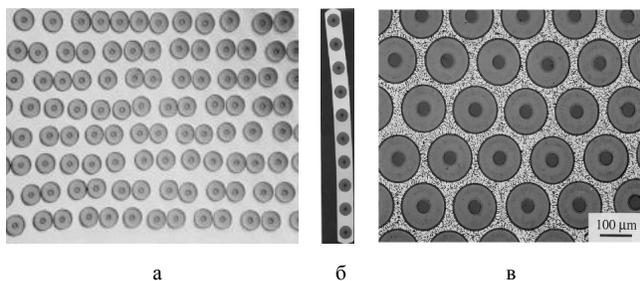


Рисунок 1. Микрофотография образцов МКМ, изготовленных по методам [5; 6]: а — фольга/волоконно/фольга, б — плазменная металлизация, в — магнетронное распыление

В США компания FMW Composite Systems на протяжении 15 лет разрабатывает методологии по изготовлению МКМ на основе титанового сплава, армированного карбидокремниевыми волокнами, для авиакосмической отрасли. В частности, детали из таких МКМ были успешно внедрены в авиационные двигатели Pratt & Whitney F119 (шток поршня выходного сопла, рис. 2), General Electric F110 (силовой привод выходного сопла). Также FMW Composite Systems производит тяги двигателя для Boeing 787. Применение данного МКМ позволяет снизить массу изготовленных из них деталей на 30–45 % по сравнению с монолитным титаном или сталью в зависимости от требований к применению. В волокнистых КМ на основе титанового сплава, армированного карбидокремниевыми волокнами, по сравнению с титановым сплавом сопротивление ползучести значительно улучшается за счет наличия упрочняющих волокон. Также компания FMW развивает направление использования такого МКМ для структурных компонентов корпусов летательных аппаратов [7].



Рисунок 2. Шток поршня для двигателя Pratt & Whitney F119 из МКМ на основе титанового сплава, армированного карбидокремниевыми волокнами [7]

В Великобритании фирмой TISICS освоено производство МКМ с упрочняющими карбидокремневыми волокнами для частей авиационных ГТД (распорки, валы, несущие конструкции, стационарные детали, кольца компрессора, блиски и блинги), а также для стоек шасси, ферменных конструкций, космических аппаратов и сосуды высокого давления (рис. 3), деталей в спортивном моторостроении и робототехнике (рис. 4).



Рисунок 3. Поршневые штоки гидропривода и боковые стойки для Airbus A320 (а, б), сосуды высокого давления (в) [8]



Рисунок 4. Деталь робота манипулятора из МКМ на основе титанового сплава [8]

Перспективным направлением использования МКМ с упрочняющими карбидокремневыми волокнами являются сосуды высокого давления для планетарных зондов и спускаемых космических аппаратов, которые планируется использовать для полета на Венеру [9].

В университете Виргинии (США) разработан ячеистый материал с эффективной поддерживающей решетчатой топологией [9], микрофотография которого представлена на рисунке 5.

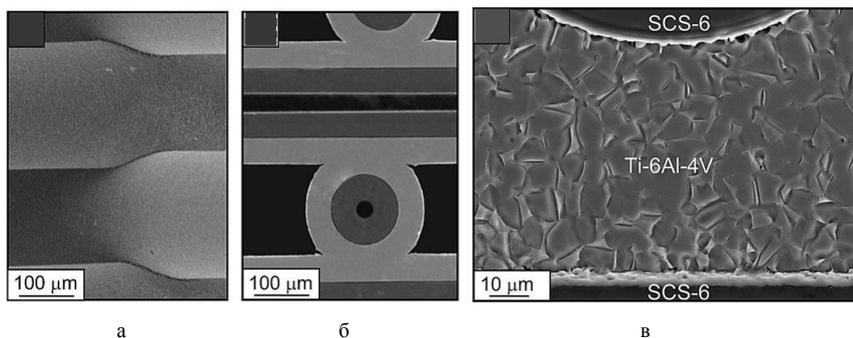


Рисунок 5. Микрофотографии ячеистой структуры МКМ на основе титанового сплава [9]

а — деформация металлического покрытия в узле, б — межсекционные узлы, в — область диффузионного связывания между моноволокнами

Ячеистый материал коллинеарной структуры с квадратной ориентацией изготовлен из нанесенного на моноволокна марки SCS-6 сплава Ti-6Al-4V. Каждое моноволокно покрыто слоем металлического сплава методом физического осаждения до диаметра 240 мкм. Формирование решетки проводят на фиксаторах из нержавеющей стали с BN-покрытием для улучшения проскальзывания моноволокон. Ячейки формируются путем направленного ориентирования в пространстве за счет укладки моноволокон. Диффузионное связывание решеток проводится в вакуумной печи при остаточном давлении 10^{-7} мм рт. ст. и температуре 900 °С. За счет высокой прочности и модуля упругости решетки обеспечивается превосходство по сравнению с традиционными ячеистыми структурами в несколько раз (от 2 до 10). Предполагается, что такой материал найдет свое применение в высокотемпературной области в качестве нагруженных легковесных поддерживающих устройств.

Таким образом, особенности изготовления металлических композиционных материалов, упрочненных карбидокремниевыми волокнами, непосредственно связаны с хрупкостью, высоким модулем упругости волокна, а также высокой температурой плавления и химической активностью сплавов. В связи с этим наибольшее развитие с технологической и экономической точек зрения для рассматриваемых композиционных материалов получили способы: фольга/волокно/фольга, плазменная металлизация, физическое осаждение в вакууме.

Высокие физико-механические характеристики керновых карбидокремниевых волокон позволяют создавать уникальные металлические композиционные материалы, разнообразные детали и изделия на их основе.

Литература

1. *Сидоров Д. В., Серпова В. М., Шавнев А. А.* Способы изготовления и области применения высокопрочных волокнистых композиционных материалов, армированных карбовым волокном карбида кремния // Все материалы. 2018. № 3. — С. 15–23.
2. *Каблов Е. Н.* Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1. — С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
3. *Сидоров Д. В., Щербакова Г. И.* Высокотехнологичные компоненты композиционных материалов и специальные волокна для широкого спектра применения // Химическая технология. 2016. Т. 17, № 4. — С. 183–192.
4. Handbook of Ceramic Composites // NASA Glenn Research Center, USA. 2005. — 554 p.
5. *Vassel A.* Continuous fibre reinforced titanium and aluminium composites: a comparison // Materials Science and Engineering. 1999. V. A263. — P. 305–313.
6. *Vassel A., Indrigo C., Pautonnier F.* Titanium'95 science and technology. 1996. Vol. 3. — P. 2739–2746.
7. [Электронный ресурс]. URL: https://www.tms.org/superalloys/10.7449/1996/superalloys_1996_579_586.pdf (дата обращения 15.05.2019).
8. *Doorbar P. J., Kyle-Henney S.* 4.19 Development of Continuously-Reinforced Metal Matrix Composites for Aerospace Applications // Comprehensive Composite Materials II. 2018. Vol. 4. — P. 439–463.
9. *Moongkhamklang P., Elzey D. M., Wadley H. N. G.* Titanium matrix composite lattice structures // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2008. Vol. 39, Iss. 2. — P. 176–187.

Л. В. Морозова¹, С. Р. Музафарова²

¹ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, morozovalv@viam.ru

²АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург, muzafarova@klimov.ru

К ВОПРОСУ О ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Аннотация. Настоящая работа посвящена актуальным вопросам исследования факторов возможного повреждения подшипников качения из стали 8Х4В9Ф2Ш (ЭИ347-Ш) в авиационных газотурбинных двигателях (АГТД). Проведено комплексное исследование случаев эксплуатационных разрушений подшипников качения; методами оптической и электронной микроскопии, химического и металлографического анализа проведена оценка макро- и микроструктуры, изучен химический состав и характер разрушения деталей. Установлено, что разрушению деталей способствовало наличие повышенных нагрузок и выраженного абразивного износа контактной поверхности беговой дорожки наружного кольца. С целью предотвращения преждевременного выхода подшипников из строя рекомендовано усиление контроля качества сборки и монтажа подшипников в узел изделия, а также контроля качества рабочего масла.

Введение

Подшипники являются частью сложных технических систем (СТС), работоспособность которых напрямую зависит от совокупной надежности всех элементов. Срок службы изделия в большей части зависит от уровня технологии производства, условий хранения, качества сборки, установки и соответствием эксплуатационных параметров типоразмеру выбранного конструктором подшипника. Также большое влияние оказывают качественный монтаж, эффективное смазывание и уплотнение. Наличие множества факторов, влияющих на оптимальные условия эксплуатации, обуславливает сложность реализации потенциальных возможностей подшипников с точки зрения ресурса работы [1; 2].

Основные причины досрочного выхода подшипников из строя можно условно разделить на три группы: нарушения в процессе производства, нарушения в процессе монтажа и установки в узел при сборке, и нарушения в процессе эксплуатации изделия.

Важным фактором, обеспечивающим безотказность работы подшипников, является металлургическое качество материала детали — стабильный химический состав, минимальное содержание газов и неметаллических включений при отсут-

ствии разнообразных ликвационных неоднородностей, а также благоприятная микроструктура, достигаемая оптимальной термической обработкой. При любом отклонении от отмеченных требований, а также при недостаточном поэтапном технологическом контроле качества, включая процесс выплавки и последующего металлургического передела, могут возникнуть причины, ведущие к снижению прочностных и физико-механических характеристик материала [3].

Низкое качество обработки поверхности и наличие рисок на поверхности деталей провоцируют возникновение разрушения по концентраторам напряжений. Перекок при монтаже приводит к возникновению сложного напряженного состояния и повышенных нагрузок, снижающих ресурс подшипника. Разрывы смазочной пленки даже при кратковременном «масляном» голодании приводят к возникновению выкрашиваний на поверхности детали и возникновению контактной усталости. При абразивном истирании металла поверхности элементов подшипника возможно изменение его геометрии, что и является одной из причин выхода из строя. Предполагаемый механизм абразивного воздействия следующий: тела качения при вращении захватывают посторонние частицы, которые, попав на дорожку качения подшипника, оставляют случайные царапины, в районе которых могут возникать разрывы масляной пленки. При недостаточном наличии и несоответствующем подборе антиокислительных и противоистираемых добавок в масле, а также при низком качестве самого масла последнее может способствовать усталостному выкрашиванию металла и появлению выбоин [4].

Установление причин разрушения в процессе эксплуатации позволяет корректировать условия производства и работы деталей, а также обосновывать сроки проведения очередного ремонта и технического обслуживания системы [5].

В работе [6] было сделано предположение, что появление трещины связано с производством подшипников, с наличием повышенного содержания общего и диффузионно-подвижного водорода в поверхностном слое и возникновением высоких поверхностных остаточных напряжений сжатия, при неблагоприятном строении материала.

Целью данной работы является определение типов дефектов на деталях подшипника и оценка качества материала деталей с целью снижения факторов риска, влияющих на разрушение подшипника.

Материалы и методы исследования

Материалами исследуемых подшипников качения являются сталь 8Х4В9Ф2Ш (ЭИ347-Ш) и бронза (БрАЖМц 10-3-1,5).

Химический состав деталей подшипников определяли на рентгенофлуоресцентном спектрометре S4 EXPLORER по ГОСТ 28033-89. Определение содержа-

ния углерода и серы выполнили на анализаторе LECO CS 600 по ГОСТ 24018.7-91 и ГОСТ 24018.8-91.

Исследования поверхности и микроструктуры деталей подшипников выполнили методами растровой электронной микроскопии на электронном микроскопе JSM-6490LV с приставкой для рентгеноспектрального микроанализа IncaEnergy и оптической микроскопии с применением комплекса Leica. Материал стальных деталей подшипников проверяли на соответствие ГОСТ 1778-70 «Сталь. Методы определения неметаллических включений», ГОСТ 801-78 «Сталь подшипниковая. Технические условия» и ГОСТ 56299-2014 «Прокат из подшипниковой стали». Карбидную неоднородность оценивали по шкале ТУ 14-1-2244-2005 для стали ЭИ347.

Подготовку металлографических образцов осуществляли на оборудовании фирмы Struers с использованием оригинальных материалов для полирования DP-Suspension М 3 и 1 мкм, а также OP-U Suspension на основе коллоидного кремния.

Измерения твердости проводили на приборе DuraVision 300 в соответствии с ГОСТ 9013-59 «Металлы. Метод измерения твердости по Роквеллу» и ГОСТ 2999-75 «Металлы и сплавы. Метод измерения твердости по Виккерсу».

Измерения микротвердости проводили на твердомере DuroScan 20 при нагрузке 100 г в соответствии с ГОСТ 9450-76 «Измерение микротвердости вдавливанием алмазных наконечников».

Определение содержания диффузионно-подвижного и общего водорода в стальных деталях подшипников проводилось методом вакуум-нагрева на анализаторе водорода АВ-1 с масс-спектрометрическим окончанием. Измерения проводились в соответствии с ГОСТ 17745-90. Диффузионно-подвижный водород определялся при температуре 520 °С до полной экстракции из образца, температура определения связанного водорода составляла 880 °С.

Съемка дифракционных спектров для рентгеновского фазового анализа (РФА) произведена на многофункциональном дифрактометре EMPYREAN фирмы PanAlytical. Расшифровка дифрактограмм для РФА проводилась с помощью специализированной программы HighScore+ и базы данных PDF-2 2014.

Результаты и их обсуждение

Проведено исследование подшипников качения с условными номерами 1 и 2 после их выхода из строя в процессе эксплуатации. Время наработки подшипников № 1 и 2 составило соответственно 1 287 часов и 72 часа.

На торцевых поверхностях и внешнем (посадочном) диаметре кольца подшипника № 1, а также на торцевых и внутренних поверхностях полуколец присутствуют следы абразивного изнашивания. На дорожке качения имеются участки выкрашивания металла как единичные мелкие, так и протяженные (до 30–35 мм),

образовавшиеся в местах вдавливания шариков, а также отдельные поперечные трещины, ориентированные перпендикулярно к направлению скольжения (рис. 1). На поверхности шариков имеются следы абразивного износа, на одном из шариков присутствует выкрашивание размером ~ 5 мм (рис. 2). На наружном диаметре сепаратора имеются неравномерные следы абразивного изнашивания, две глубокие кольцевые риски и фрагментирования поверхности, в окнах присутствуют следы проработки и углубления от шариков (рис. 3).

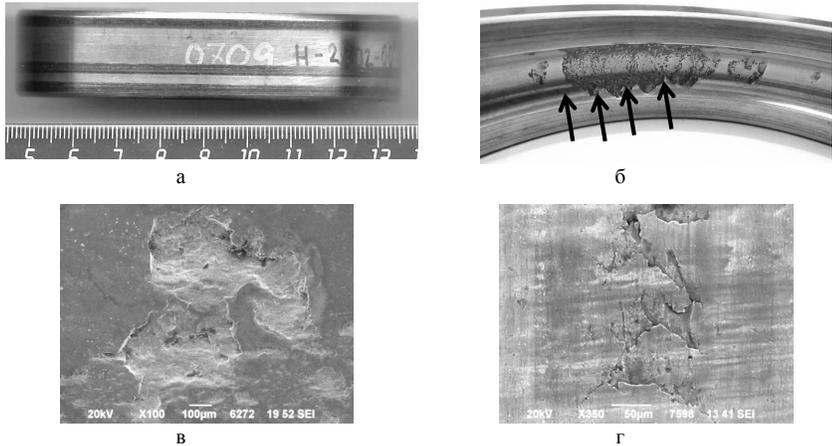


Рисунок 1. Наружное кольцо подшипника № 1:

а — следы абразивного изнашивания на внешнем диаметре наружного кольца; б — следы вдавливания шариков (стрелки), выкрашивания; в — выкрашивание на дорожке качения; г — выкрашивания и трещины на внешнем диаметре наружного кольца

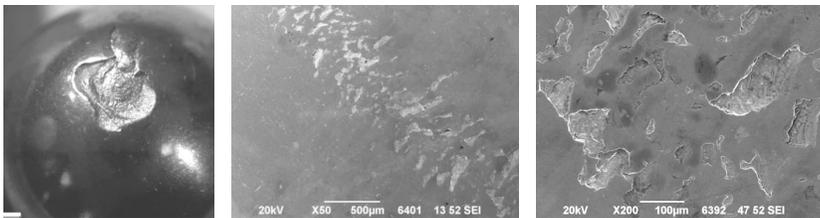


Рисунок 2. Выкрашивания на поверхности шарика подшипника № 1

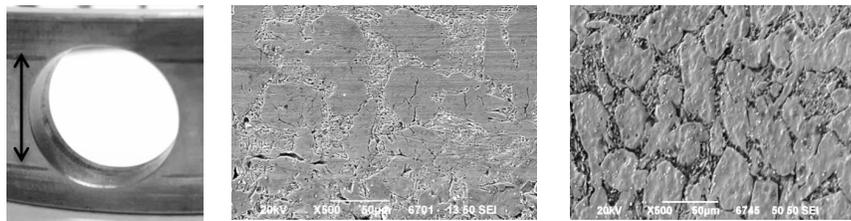


Рисунок 3. Состояние поверхности сепаратора подшипника № 1

На внешней стороне наружного кольца подшипника № 2 присутствуют следы абразивного изнашивания, выраженные в меньшей степени, чем в подшипнике № 1. На дорожке качения имеются множественные участки с выкрашиваниями металла (2–7 мм), смещенные от центра к торцу, что свидетельствует о воздействии на подшипник осевой нагрузки. Также на дорожке качения присутствуют многочисленные поперечные трещины, ориентированные перпендикулярно к направлению скольжения (рис. 4). На поверхности шариков имеются многочисленные выкрашивания металла, кольцевые следы приработки и трещины (рис. 5). На наружном диаметре сепаратора имеются неравномерные следы абразивного изнашивания, более выраженные вблизи одной из торцевых поверхностей, две глубокие кольцевые риски, в отдельных окнах присутствуют углубления от шариков и следы фрагментирования поверхности (рис. 6). На торцевых поверхностях внутренних полуколец (в том числе и сопрягаемых) и дорожке качения следы абразивного изнашивания отсутствуют.

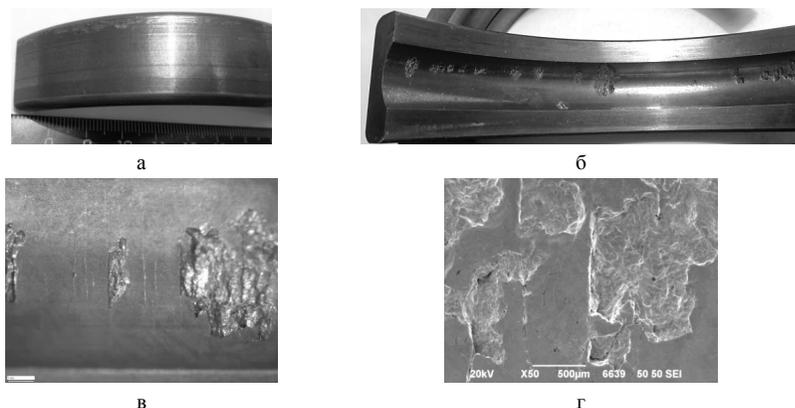


Рисунок 4. Наружное кольцо подшипника № 2:

а — следы абразивного изнашивания на внешнем диаметре наружного кольца; б — выкрашивания на дорожке качения; в, г — трещины и выкрашивания на дорожке качения

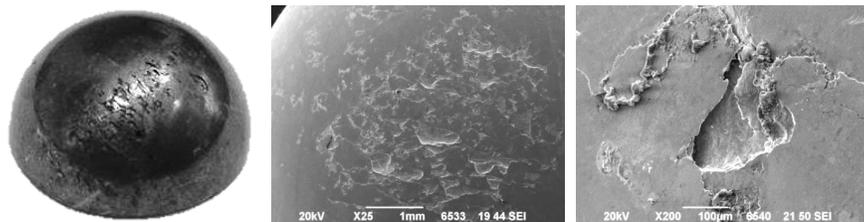


Рисунок 5. Выкрашивания на поверхности шарика подшипника № 2

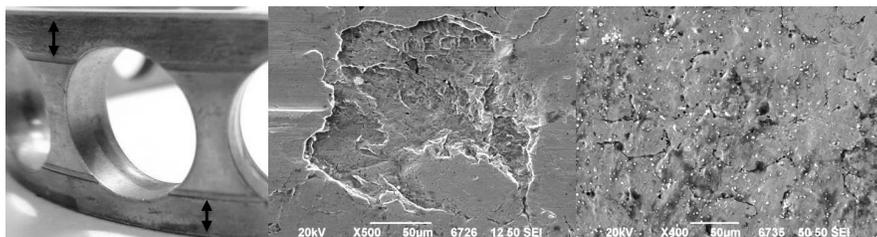


Рисунок 6. Состояние поверхности сепаратора подшипника № 2

По результатам химического анализа материал деталей подшипников № 1, 2 соответствует марке стали 8Х4В9Ф2Ш (ЭИ347-Ш) согласно ТУ 14-1-2244-05. Материал сепараторов подшипников № 1, 2 соответствует бронзе марки БрАЖМц 10-3-1,5 согласно ГОСТ 18175-78.

По результатам химического анализа деталей было обнаружено, что в материале внутреннего полукольца подшипника № 1 наблюдается превышение по содержанию вольфрама, а в материале шариков — снижение содержания вольфрама и превышение по содержанию молибдена.

Согласно ТУ 14-1-2244-2005, наличие в стали молибдена более 0,30 %, до 0,60 % не является браковочным признаком при условии снижения массовой доли вольфрама в стали на величину из расчета: 1 % молибдена заменяют 2 % вольфрама. Повышенное содержание вольфрама на поверхности косвенно свидетельствует о его массопереносе при выкрашивании карбидов вольфрама.

На дорожке качения подшипника № 1 наблюдаются выкрашивания материала, следы абразивного изнашивания, трещины, многочисленные карбиды, как сохранившие связь с матрицей, так и выкрошившиеся (рис. 7). Есть участки, где трещины зарождаются непосредственно на карбидах (рис. 7, в, г). Наиболее наглядно это в режиме СОМРО, где изображение формируется в режиме обратно-отраженных электронов, при котором контраст определяется средним атомным

номером фазы. Чем выше средний атомный номер исследуемой области (фазы), тем светлее выглядит данный участок (рис. 7, г, е).

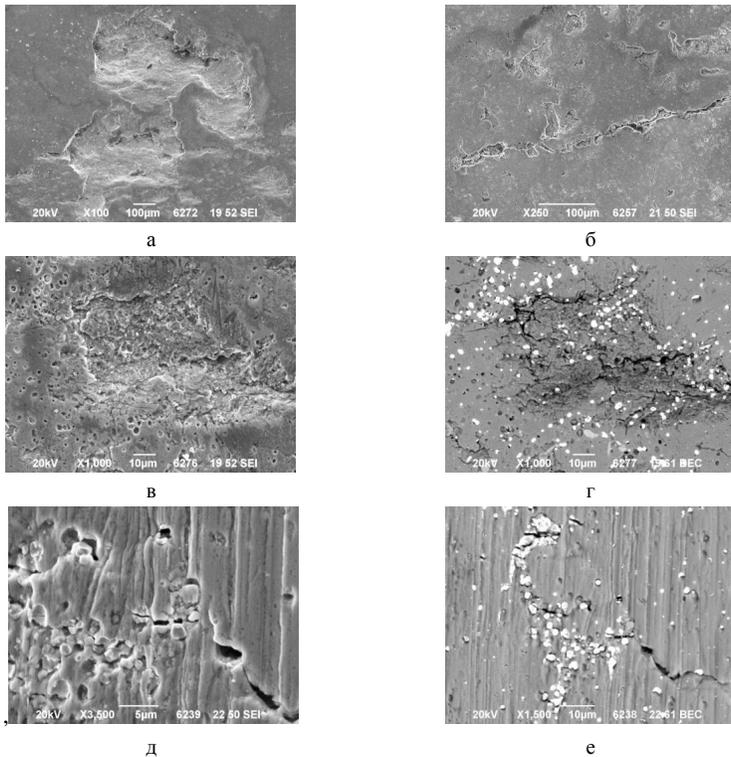


Рисунок 7. Состояние дорожки качения наружного кольца подшипника № 1:

- а — выкрашивание; б — мелкие выкрашивания, трещина;
- в — следы фреттинга на дорожке качения. Изображение во вторичных электронах;
- г — следы фреттинга на дорожке качения (там же). Изображение в режиме COMPO;
- д — развитие трещин по карбидам. Изображение во вторичных электронах;
- е — развитие трещин по карбидам. Изображение в режиме COMPO

Рентгеноспектральным микроанализом (РСМА) было установлено, что в материале деталей подшипников № 1 и 2, изготовленных из стали ЭИ347-Ш, преобладают карбиды на основе вольфрама (W), ванадия (V) и хрома (Cr) (рис. 8). В участках с выкрашиваниями присутствуют оксиды, образующиеся в процессе абразивного изнашивания поверхности. Посторонних включений в материале подшипников не выявлено.

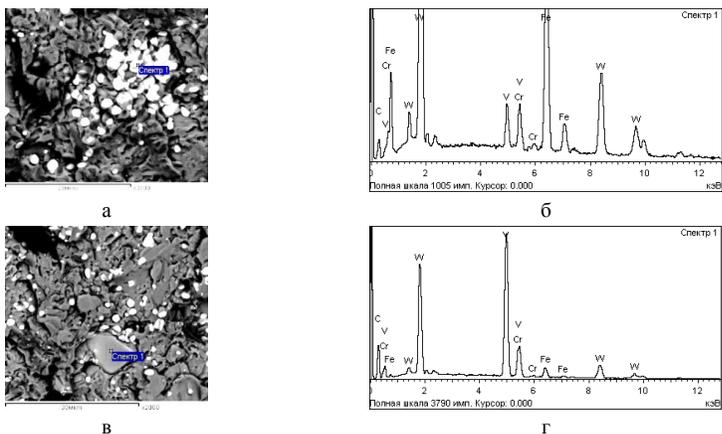


Рисунок 8. Результаты РСМА. Вид типичных карбидов в режиме СОМРО:
а, в — карбиды; б, г — спектры характеристического рентгеновского излучения

Фрактографический анализ вскрытых трещин в подшипниках № 1 и 2 показал, что они развиваются от дорожки качения и имеют усталостное строение. Глубина развития трещин в подшипнике № 1 и подшипнике № 2 достигает соответственно 0,7 мм и 1,0 мм. Посторонних включений и структурных изменений металла в очаговых зонах не выявлено. Трещины не имеют следов окисления и обезуглероживания, возникающих при воздействии повышенной температуры. Очагами зарождения усталостных трещин являются как карбиды, расположенные в приповерхностном слое, так и дефекты типа выкрашиваний поверхностного слоя, глубина которых составляет до 0,3 мм. В отличие от зоны развития усталостной трещины, в долоте разрушение проходит внутриверно, с формированием мелкоямочного рельефа (рис. 9).

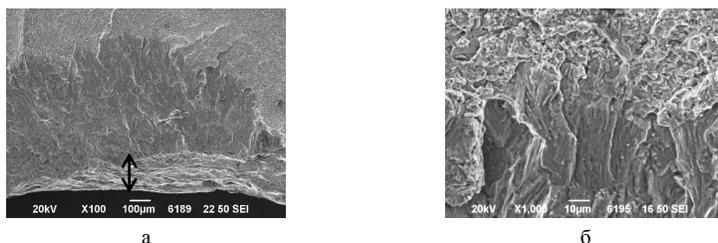


Рисунок 9. Строение вскрытой трещины на дорожке качения наружного кольца подшипника № 1:

а — развитие усталостной трещины от выкрашиваний на дорожке качения. Двойной стрелкой отмечена глубина дефекта; б — переходная зона между усталостным и однократным разрушением

Оценка неметаллических включений (оксиды точечные, сульфиды) производилась на нетравленных шлифах, изготовленных из дефектных и бездефектных участков стальных деталей подшипников № 1, 2 методом сравнения с эталонными шкалами при просмотре всей площади шлифов в соответствии с ГОСТ 1778-70, вариант Ш4.

Загрязненность металла стальных деталей подшипников не превышает 1 балла по каждому типу неметаллических включений.

На шлифах, изготовленных из наружных колец подшипников № 1 и 2 перпендикулярно дорожке качения, присутствуют трещины, распространяющиеся на глубину до 0,5–0,6 мм и подповерхностные трещины, расположенные параллельно дорожке качения (рис. 10). Наличие подобных трещин указывает на воздействие повышенных нагрузок в процессе эксплуатации. На шлифах, изготовленных из шариков, присутствуют выкрашивания. Границы всех дефектов не имеют следов окисления и обезуглероживания, что было подтверждено измерением микротвердости от поверхности вглубь детали.

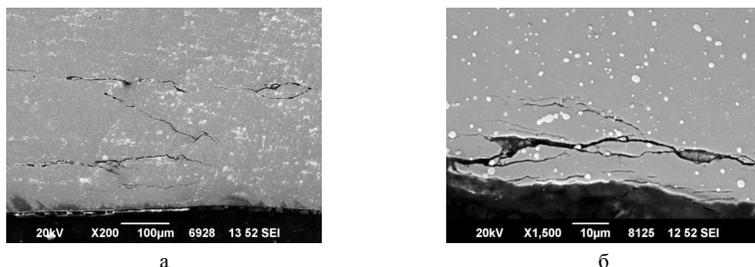


Рисунок 10. Подповерхностные трещины, развивающиеся от дорожек качения наружных колец подшипников № 1 и 2

Твердость деталей подшипников, изготовленных из стали 8Х4В9Ф2-Ш, составляет 60–61 HRC, что соответствует требованиям чертежа (≥ 60 HRC).

Прижогов и следов обезуглероживания на поверхности деталей подшипников № 1 и 2 не обнаружено, что подтверждается измерениями микротвердости.

Микроструктура колец и шариков подшипника представляет собой мелкоигольчатый мартенсит и карбиды, что характерно для упрочняющей термообработки стали ЭИ347-Ш. Структурных изменений в материале деталей подшипников не выявлено. Карбидная неоднородность исследуемых деталей не превышает 3–4 баллов по ТУ14-1-2244-77.

Микроструктура сепараторов подшипников № 1 и 2 изготовленных из бронзы БрАЖМц 10-3-1,5 представляет собой α -твердый раствор, эвтектидную смесь и Fe-составляющую. Дефектов структуры не выявлено. Твердость сепараторов составляет 120–140 НВ.

Настоящими исследованиями не подтверждены ранее сделанные предположения о связи поверхностных дефектов в виде трещин с наличием повышенного содержания общего и диффузионно-подвижного водорода в поверхностном слое, поскольку его содержание не превышало, соответственно, 0,90 ppm и 0,28 ppm.

Заключение

В результате комплексного исследования установлено, что в подшипниках № 1 и 2 выявленные дефекты делятся на два типа:

- возникшие вследствие воздействия высоких эксплуатационных нагрузок (вмятины от шариков, выкрашивания поверхностного слоя, поверхностные трещины, расположенные перпендикулярно дорожке качения, подповерхностные трещины, расположенные преимущественно параллельно дорожке качения);
- возникшие вследствие абразивного износа (царапины, выкрашивания карбидов, следы фреттинга), обусловленного недостатком смазочного материала.

Очагами зарождения усталостных трещин являются как карбиды, расположенные в приповерхностном слое, так и дефекты типа выкрашиваний поверхностного слоя. Наличие обнаруженных трещин указывает на воздействие повышенных нагрузок в процессе эксплуатации и в данных конкретных случаях не связано с наличием содержания общего и диффузионно-подвижного водорода в поверхностном слое.

Дополнительно было выявлено, что присутствие оксидов на поверхности привело к ее абразивному изнашиванию, что, в свою очередь, способствовало усталостному выкрашиванию металла и появлению выбоин.

При этом в подшипнике № 1 с наработкой 1 287 часов дефекты расположены по центру дорожки качения, что свидетельствует о качественной установке и соосности деталей, а в подшипнике № 2, наработка которого составила всего 72 часа, выявленные дефекты смещены к торцевой поверхности наружного кольца, что указывает на воздействие осевой нагрузки, возникшей вследствие незначительного перекоса при монтаже.

Так как по химическому составу, механическим свойствам и микроструктуре материал соответствует требованиям нормативной документации и досрочный вы-

ход из строя не связан с качеством изготовления подшипников, то качество сборки и установки детали является решающим фактором, обеспечивающим длительность эксплуатации. Таким образом, с целью предотвращения выхода механизмов из строя рекомендовано усиление контроля качества сборки и монтажа детали в узел изделия, а также контроль и проверка качества смазочного материала.

Авторы выражают признательность ведущему специалисту АО «ОДК-Климов» А. А. Живушкину за помощь и консультации, оказанные при выполнении работы и написании данной статьи.

Литература

1. Черменский О. Н., Федотов Н. Н. Подшипники качения: справочник-каталог. — М.: Машиностроение, 2003.
2. Спришевский А. М. Подшипники качения. — М: Машиностроение. 1968. — 632 с.
3. Чичинадзе А. В., Браун Э. Д., Буше И. А., Буяновский И. А. и др. Основы трибологии (трение, износ, смазка). — М.: центр «Наука и техника», 1995. — 778 с.
4. Беркович М. С. Долговечность подшипников качения в условиях несоосности их колец // Вестник машиностроения. 1983. № 10. — С. 9–12.
5. Орлов М. Р., Григоренко В. Б., Морозова Л. В., Наприенко С. А. Исследование эксплуатационных разрушений подшипников методами оптической, растровой электронной микроскопии и рентгеноспектрального микроанализа // Труды ВИАМ. 2016. № 1 (37). — С. 62–79.
6. Музафарова С. Р., Иванова Т. О., Севальнев Г. С. Исследование возможных факторов, влияющих на эксплуатационную стойкость подшипников качения в авиационных газотурбинных двигателях. Климовские чтения — 2018. Перспективные направления развития авиадвигателестроения. — СПб.: Скифия-принт, 2018. — С. 393–398.

О. В. Чупринова, А. С. Степашкина

ФГАОУ ВО ГУАП, Санкт-Петербург

ololya97@mail.ru

ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИТЫ В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ И ЭЛЕКТРОННОЙ ИНДУСТРИИ

Аннотация. В работе получен композиционный полимерный материал на основе полипропиленовой матрицы и углеродных наполнителей (технический углерод, углеродные нановолокна — *varog—grown carbon fibers*). Показано, что такие материалы при определенной массовой доле наполнителя в матрице обладают определенными электро- и теплопроводящими свойствами и могут быть использованы как антистатические, электропроводящие и теплоотводящие материалы. Изготовление подложек из таких материалов позволит снимать остаточные заряды и отводить избыточную теплоту от электронных и радиоэлектронных систем.

Введение

При эксплуатации ионизирующих электромагнитных устройств, оборудования под высоким напряжением возможно возникновение остаточного заряда после выключения, электризация корпусов. Зачастую проведение ремонтных и сервисных работ небезопасно без осуществления предварительных мероприятий по снятию заряда. Для этого используют специальные диэлектрические штанги, клещи, браслеты, коврики и пр.

Другой проблемой, с которой сталкиваются при эксплуатации устройств, влияющей на качество их работы, является нагрев и необходимость отвода теплоты. Существуют различные способы охлаждения: воздушное охлаждение, использование подложек из специальных материалов и т. д. [1–4].

Для комплексного решения вышеизложенных задач в работе предложено использование подложки на основе полимерного композиционного материала. В качестве матрицы используется широко доступный и недорогой полипропилен, наполнителями служат технический углерод и углеродные нановолокна (*varog-grown carbon fibers*). В работе изучены тепло- и электропроводящие свойства полученных материалов, показано, что при определенных концентрациях наполнителя изделия из полученных полимерных композитов могут использоваться для теплоотвода и снятия остаточного заряда.

Изготовление материалов

В качестве матрицы использовался полипропилен (ПП) марки «Бален-01270» в гранулах. В качестве электропроводящих наполнителей — технический углерод (ТУ) марки П-805Э; углеродные нановолокна (УНВ) марки VGCF-H. ТУ является доступным и относительно дешевым сырьем, УНВ обладают уникальными теплопроводящими свойствами, а также при малых концентрациях УНВ увеличивается прочность ПКМ по сравнению с исходным материалом матрицы. Изготовление образцов осуществлялось по расплавной технологии в двухшнековом микрокомпаундере. Формование образцов происходило в специальной пресс-форме. Параметры исследуемых образцов: 30 x 10 x 5 мм.

Исследование электро- и теплопроводящих свойств

Измерение удельного электрического сопротивления ρ образцов осуществлялось четырехконтактным методом с использованием высокочувствительного электромметра. На образец, находящейся в экранированной камере, закреплялись контакты с помощью серебряной пасты. Значение удельного электрического сопротивления определялось по вольт-амперным характеристикам (ВАХ).

Были проведены измерения коэффициента теплопроводности на приборе ИТП-МГ4 для всех типов наполнителей при различных значениях концентрации.

Экспериментальные результаты

На рисунке 1 приведены графики зависимости удельного электрического сопротивления от концентрации наполнителя для образцов полипропилен/углеродные нановолокна (ПП/УНВ) и полипропилен/технический углерод (ПП/ТУ). Резкое снижение ρ наблюдается при определенных значениях концентраций наполнителей, которые называются пороговыми (перколяционными). Различие пороговых значений образцов может объясняться, во-первых, тем, что значение удельного электрического сопротивления УНВ (10^{-4} Ом·м) ниже, чем ТУ ($1,3 \cdot 10^{-3}$ Ом·м), во-вторых, при получении образцов КМ по расплавной технологии анизотропные частицы УНВ могут располагаться в структуре КМ более упорядоченно. Важным практическим результатом этих исследований являются экспериментально определенные значения концентраций наполнителей, при которых полученные композиционные материалы обладают антистатическими и экранирующими свойствами (рис. 1).

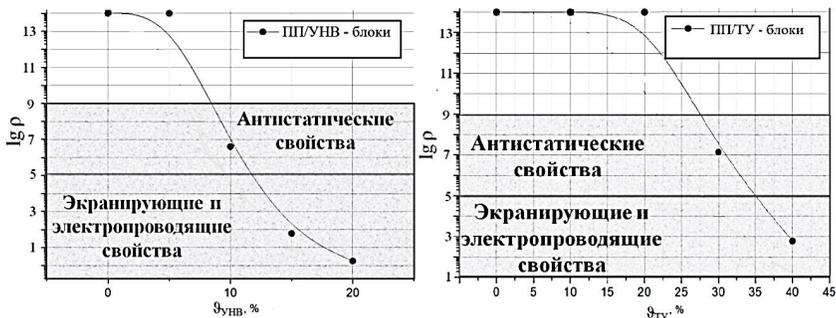


Рисунок 1. Зависимость удельного электрического сопротивления от концентрации наполнителя для КМ ПП/ТУ и ПП/УНВ

На рисунке 2 приведены экспериментальные результаты исследования коэффициента теплопроводности от концентрации наполнителя ПП/УНВ и ПП/ТУ. Низкий коэффициент теплопроводности полимерной матрицы ($\lambda = 0,22 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$) при введении наполнителей увеличивается: для ТУ — до значения $0,31 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$ для УНВ — до значения $5,5 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$. Известно, что для некоторых изделий микроэлектроники крайне востребованы материалы со значением коэффициента теплопроводности в диапазоне $\approx 1 \div 8 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$. Таким образом, полученные материалы ПП/УНВ могут быть использованы в качестве теплоотводящих. Кроме того, при концентрации УНВ 10–15 %, помимо теплоотводящих свойств, КМ обладают еще и антистатическими свойствами.

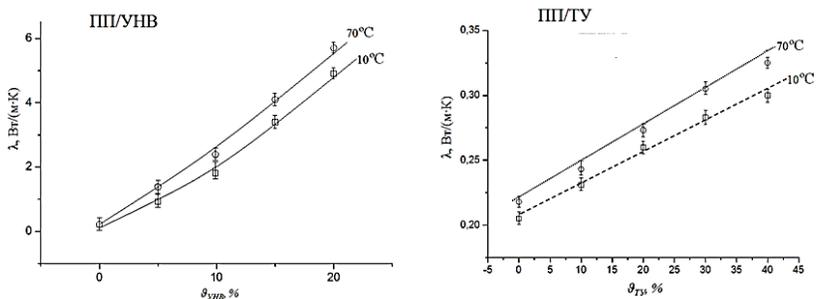


Рисунок 2. Зависимость коэффициента теплопроводности от концентрации наполнителя для материалов ПП/УНВ и ПП/ТУ

Полученные КМ выгодно отличаются от аналогов рядом свойств:

- изотропностью электро- и теплопроводящих свойств;
- стойкостью к химическим воздействиям;
- сохраняют свои свойства на протяжении длительного времени.

В работе были проведены исследования старения материалов. На протяжении 2 лет образцы хранились при различной влажности, температуре, механическом воздействии. Электропроводящие свойства изменились в пределах 2 %: увеличение удельного электрического сопротивления наблюдалось в пределах порядка. Теплофизические свойства остались неизменными, влияние механических воздействий на блочные образцы не повлияло на их проводящие свойства, однако стоит отметить, что при увеличении степени нагружения при растяжении образцов КМ в виде пленок наблюдается значительная зависимость удельного электрического сопротивления от деформации [5].

Основные выводы

Получены композиционные материалы на основе полипропиленовой матрицы и наполнителей в виде углеродных нановолокон и технического углерода, обладающие антистатическими, экранирующими и теплоотводящими свойствами. Такие материалы могут быть использованы для изготовления защитных антистатических теплоотводящих подложек.

Литература

1. *Лопаткина С. В.* Инновационные технологии производства материалов в кабельной промышленности // Инновационные технологии производства и хранения материальных ценностей для государственных нужд. Международный научный сборник. 2015. Вып. 3. — С. 195–202.
2. *Кондратенко В. С., Сакуненко Ю. И.* Необычные пластики — новые решения // РИТМ машиностроения. — М., 2014. № 8, вып. 96. — С. 52–60.
3. *Цобкалло Е. С., Москалюк О. А., Степашикина А. С., Юдин В. Е.* Трансэнергопластики на основе пленочных композиционных материалов // Химические волокна. — СПб., 2018. № 4. — С. 22–28.
4. *Иевкин И. Н., Бугров В. Е., Ковш А. Р., Однолюдов М. А., Шалковский А. Г., Романов А. Е.* Модификация теплообмена и оптимизация свойств материалов пластиковых радиаторов ретрофитных светодиодных ламп // Физика и механика материалов. — 2013. Вып. 17. — С. 178–182.
5. *Цобкалло Е. С., Москалюк О. А. и др.* Влияние ориентационной вытяжки на физико-механические свойства полипропиленовых пленочных нитей, наполненных наночастицами технического углерода // Известия вузов. Технология легкой промышленности. — 2010. № 4. — С. 25–29.

Е. Л. Лебедев, О. В. Кожнов, А. В. Михайленко

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург
kofnov@mail.ru

КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Аннотация. Изделия, выполненные с использованием аддитивных технологий (трехмерной печати), находят все большее применение в авиационном двигателестроении. В статье рассмотрено использование электромагнитного излучения инфракрасного и терагерцового диапазонов для определения внутренних дефектов в изделиях, выполненных с использованием аддитивной технологии. Проанализирована прозрачность материалов, применяемых при трехмерной печати, для излучения разных длин волн. С учетом широкого использования материалов, прозрачных для терагерцового излучения, предложен дифракционный способ определения внутренних дефектов изделий, выполненных по аддитивной технологии. По сравнению с томографией, при использовании этого способа снижается стоимость оборудования и повышается оперативность обнаружения дефекта.

Под аддитивными технологиями понимаются технологии послойного наращивания материала изделия, в частности, при выполнении трехмерной печати.

Одним из преимуществ такого производства является уменьшение количества деталей, так как данные технологии позволяют выполнять без применения сборочных операций такие части конструкции, которые раньше в силу технологических ограничений можно было выполнить только в виде сборочных единиц. Все это позволяет повысить прочность конструкции, уменьшить количество зазоров и снизить число сборочных операций при производстве двигателя, что в свою очередь повышает качество и снижает стоимость, в том числе за счет снижения ручного труда. В качестве примера можно привести серию турбовинтовых двигателей *АТР* корпорации General Electric, в которых 845 конструктивных элементов удалось объединить в 11 деталей, выполняемых методом трехмерной печати [1].

Трехмерная печать значительно упрощает изготовление изделий сложной формы, в частности, топливных форсунок. В данном случае проектируемый профиль канала может быть передан напрямую от программы САПР, формирующей электронную модель форсунки, на 3D-принтер, минуя стадию бумажной конструкторской документации, что снижает потери точности изготовления, а также затраты на выполнение и хранение чертежей. Конструктивные изменения, которые

могут быть внесены в электронную модель по результатам испытаний и эксплуатации изделия, будут применены немедленно для каждого последующего напечатанного экземпляра.

Учитывая, что процесс трехмерной печати полностью автоматический, по переданной компьютером программе, без использования ручного труда в принципе, произведенная по такой технологии продукция имеет значительно меньшую себестоимость, чем при традиционном производстве, и допускает полную роботизацию производственного процесса. При этом по своим физико-механическим характеристикам (прочность, твердость, износостойкость и пр.) такие изделия, выполненные методом напыления, ничем не уступают деталям, изготовленным из цельных кусков (отливок, болванок, паковок) материала, а иногда и превосходят их.

Технологически сложными до появления аддитивных технологий также являлись такие узлы двигателя, как вращающиеся камеры сгорания и вращающиеся форсунки кольцевых камер сгорания, которые устанавливаются непосредственно на роторе. Использование подобных конструкций позволило бы повысить эффективность двигателя за счет реализации термодинамического процесса, максимально приближенного к изохорному. С помощью 3D-принтера может быть напечатан полый вал с форсункой как единое целое, что попутно снижает массу изделия при сохранении необходимой прочности. Использование аддитивных технологий при изготовлении турбинных лопаток и вращающейся камеры сгорания вертолетного двигателя *Aneto* французской компании *Safran Helicopter Engines* позволяет достигнуть 15%-й экономии топлива [2].

Так как в авиационной технике используется значительное количество титана, то в качестве материала для трехмерной печати рассматриваются порошки титановых сплавов ВТ6 и ВТ9 [3]. Кроме того, при изготовлении деталей авиационных двигателей могут быть применены керамические порошки на основе оксида алюминия и диоксида циркония, обладающие коррозионной и жаростойкостью, низкой теплопроводностью, отличными механическими свойствами при высоких температурных нагрузках. В менее температуронапряженных узлах ($T \leq 100\text{--}300\text{ }^\circ\text{C}$) возможно применение термопластиков: акрилонитрилбутадиенстирол *ABS* (устойчивость к влаге, кислотам и маслу), нейлон (высокая износоустойчивость и низкий коэффициент трения), поликарбонат *PC* (высокая прочность и ударная вязкость, устойчивость к высоким и низким температурам), полиэтилен высокой плотности *HDPE* (низкая стоимость, экологичность за счет возможности переработки бытовых пластиковых отходов и мусора), полифенилсульфон *PPSU* (химическая и тепловая устойчивость, негорючесть), полиметилметакрилат (прочность, влагостойчивость, прозрачность). Основным достоинством термопластиков, по-

мимо себестоимости, является простота их использования в 3D-принтерах за счет относительно низкой температуры плавления. В сочетании с дополнительными связующими возможна трехмерная печать с использованием стекло- и углеволокон. Использование выборочной лазерной плавки позволяет выполнять трехмерной печатью детали из сплавов кобальт-хрома (CoCr), нержавеющей стали и алюминия. Кроме того, по аддитивным технологиям могут изготавливаться детали из порошков большинства известных сплавов. Трехмерная печать позволяет использовать в одной детали слои из разных по химическому составу материалов, что невозможно при классической технологии, но позволяет получить уникальные физические и химические свойства.

При производстве всех деталей авиационных двигателей главное внимание уделяется их прочности, низкой вероятности разрушения. Очевидно, что наиболее опасны в этом случае неоднородности и пустоты, которые могут возникнуть в процессе напыления, а также после затвердевания слоев изделия. Так как печать детали на трехмерном принтере — процесс в достаточной степени индивидуальный (зависит от износа принтера, состава порошка, условий печати), то актуальным является вопрос контроля качества каждой произведенной единицы. В этом случае не обойтись без неразрушающих бесконтактных методов контроля.

Так как производимые детали в большинстве своем оптически непрозрачны, то возможно использование акустического (ультразвукового) метода контроля либо метода, использующего неоптическое электромагнитное излучение (рентгеновское, ультракоротковолновое, инфракрасное), свободно проникающее через материал детали.

Не останавливаясь на преимуществах и недостатках ультразвукового и рентгеновского методов определения дефектов структуры изделий, обратим внимание на методы, использующие электромагнитные волны длиной 0,74–100 мкм (инфракрасное излучение) и 0,1–1 мм (терагерцовое излучение). Эти виды излучения обладают достаточно хорошей проникаемостью (о чем будет сказано ниже), безопасны для человека, достаточно легко генерируются и улавливаются относительно недорогой приемной аппаратурой (в случае инфракрасного излучения).

Металлы и их сплавы демонстрируют низкую прозрачность для электромагнитного излучения оптического диапазона и более длинных волн в отличие от полупроводников и диэлектриков. Так на основе имеющихся экспериментальных данных можно сказать, что для основных металлов (медь, алюминий, цинк, титан, железо и др.) величины показателя поглощения и коэффициента отражения даже возрастают при увеличении длины волны от видимого ($\lambda = 0,5$ мкм) до инфракрасного ($\lambda = 5,0$ мкм) диапазона. В частности, для титана показатель поглощения возрастает в три раза, коэффициент отражения в два раза. То же может быть сказано и

о сплавах металлов. Напротив, для такого полупроводника, как диоксид циркония, коэффициент пропускания при увеличении длины волны от видимого до инфракрасного диапазона поднимается до 80 % и дальше практически не меняется. Для органических соединений, к которым относятся полимеры и углеволокна, в инфракрасной спектроскопии существуют диапазоны поглощения $1/\lambda$, за пределами которых эти материалы являются прозрачными для инфракрасного и излучения с большей длиной волны. В частности, для акрилонитрилбутадиенстирола поглощение будет осуществляться парами молекул углерод-водород и углерод-азот. При этом следует учитывать, что длина волны излучения, применяемого для неразрушающего контроля, не должна превышать размеры исследуемого образца.

Таким образом, инфракрасное и терагерцовое излучение могут быть использованы в бесконтактных неразрушающих методах контроля качества изделий, выполненных по аддитивной технологии из керамики и термопластиков.

Помимо использования в томографических установках, которые являются сложными и дорогими, а сам процесс выявления дефектов с их помощью занимает достаточное время, излучение инфракрасного диапазона и длиннее может быть применено для определения внутренних дефектов изделия, размеры которых имеют величины порядка длины волны, с использованием явления дифракции на препятствиях, в качестве которых данные дефекты и выступают. Определение дефектов в инфракрасном излучении уже достаточно хорошо известно. Использование терагерцового излучения выгодно тем, что наиболее критичные дефекты структуры изделия, которые могут образовываться при трехмерной печати, имеют размеры от 0,1 до 1 мм, что как раз соответствует длине волны терагерцового излучения.

В отличие от метода компьютерной томографии, где выполняется просвещение образца с нескольких ракурсов, при дифракционном контроле делается только одно изображение предмета в терагерцовых лучах. В случае присутствия в образце дефектов на полученном изображении будут присутствовать наборы дифракционных максимумов, по интенсивности и расположению которых можно определить размеры и расположение дефектов внутри образца. Данный метод не может обеспечить такой же высокой точности в определении размеров дефектов, как метод компьютерной томографии, но может ответить на вопрос о необходимости выбраковки изделия, при этом данный метод требует более простого оборудования и меньшего времени на проведение замеров, что позволяет его использовать непосредственно в процессе производства, прерывая печать на короткое время.

В качестве такого оборудования необходимы источник когерентного излучения (условие возникновения дифракции) и приемник этого излучения, позволяющий преобразовывать полученную картину в компьютерное изображение для последующего анализа (рис. 1).

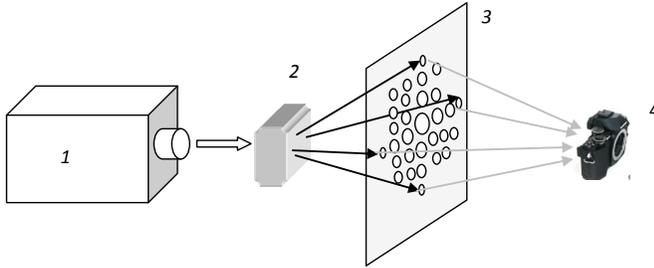


Рисунок 1. Схема получения дифракционной картины при проведении неразрушающего контроля

Источник когерентного излучения *1* облучает исследуемый образец *2*. Если внутри исследуемого образца присутствуют дефекты структуры материала, размеры которых сопоставимы с длиной волны когерентного излучения, это вызовет появление на экране *3* дифракционной картины, проявляющейся в виде набора максимумов интенсивности прошедшего через образец излучения. Эта дифракционная картина регистрируется с помощью приемника *4* и преобразуется в компьютерное изображение для последующей обработки.

В случае использования инфракрасного излучения в качестве приемника может выступать даже обычный цифровой фотоаппарат (при условии затемненности помещения, в котором выполняется контроль). Для улавливания терагерцового излучения может быть использовано устройство [4].

Если расстояния между источником излучения, исследуемым образцом и экраном достаточно небольшие, то есть удовлетворяют соотношению [5]:

$$ka^2 \left(\frac{1}{D_p} + \frac{1}{D_q} \right) \gg 1, \quad (1)$$

где $k = 2\pi/\lambda$, λ — длина волны, a — линейный размер рассеивающей свет неоднородности, D_q — расстояние от источника света до рассеивающей свет неоднородности, D_p — расстояние от нее до экрана, где проецируется дифракционная картина, то возникающее явление может быть описано как дифракция Френеля. Для математического описания такой дифракции может быть использована формула Релея — Зоммерфельда [6]:

$$U(P_0) = \frac{1}{i\lambda} \iint_{S_1} U(P_1) \frac{\exp(ikr)}{r} \cos\theta dS, \quad (2)$$

где $U(P_0)$ — комплексная амплитуда излучения в точке P_0 на экране, $U(P_1)$ — комплексная амплитуда излучения в точке P_1 внутри объекта, r — расстояние между точками P_0 и P_1 , λ — длина волны излучения, θ — угол между нормалью из точки P_1 к плоскости экрана и вектором r из точки P_0 в точку P_1 , i — мнимая единица, S_1 — поверхность, содержащая семейство точек P_1 .

Так как комплексную амплитуду измерить сложно, то вместо нее может быть рассмотрено распределение интенсивности электромагнитного излучения в каждой точке экрана [7]:

$$I(x, y) = U(x, y)U^*(x, y) = \text{Re}^2(U) + \text{Im}^2(U), \quad (3)$$

где U^* — величина, комплексно сопряженная с U в той же точке экрана.

В результате получается двумерное поле распределения максимумов интенсивности, где среднее расстояние между соседними максимумами определяется формулой:

$$\bar{\Delta} = \frac{\sum_{j=0}^{j_{\max}} \Delta_{j,j+1}}{j_{\max}}, \quad (4)$$

где $\Delta_{j,j+1}$ — расстояние между соседними дифракционными максимумами M_j и M_{j+1} ; j — индекс максимума, где $j = 0$ — индекс центрального дифракционного максимума, j_{\max} — индекс последнего наблюдаемого (наиболее удаленного от центрального) дифракционного максимума.

В результате проведенных экспериментов установлена зависимость (рис. 2) величины среднего расстояния между дифракционными максимумами и расстояния между дефектом и экраном.

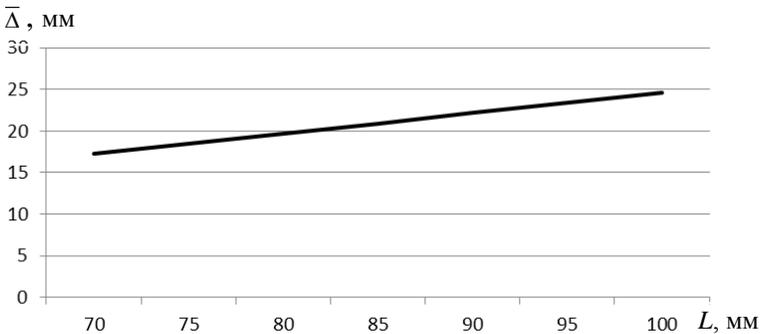


Рисунок 2. Зависимость среднего расстояния между дифракционными максимумами Δ от расстояния L между дефектом и экраном

Учитывая, что изделие и экран располагаются на строго фиксированном расстоянии друг от друга, это позволяет определить положение дефекта внутри изделия.

Таким образом, предложен простой бесконтактный способ качественного определения дефектности изделия, выполненного по аддитивной технологии (методом трехмерной печати). Данный способ обладает следующими несомненными преимуществами:

- изделие не разрушается в процессе контроля;
- контролю могут быть подвергнуты все изготовленные детали без существенного повышения стоимости изготовления и контроля;
- используемое излучение безопасно для человека, так что указанный способ может быть применен для медицинских, косметических, бытовых и прочих изделий, находящихся в непосредственном контакте с человеческим телом.

По сравнению с методом терагерцовой томографии при одинаковой стоимости источника излучения предлагаемый метод использует более простой приемник излучения и не требует послыонного измерения интенсивности прошедшего сигнала с последующим решением достаточно сложных уравнений Радона. Это позволяет говорить о снижении стоимости и повышении оперативности контроля качества при использовании дифракционного метода.

Литература

1. *Kellner T.* GE's New Aviation Plant In The Heart. Of Europe Will Build Engines With 3D Printed Parts For Next-Gen Cessna Denali. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ge.com/reports/ges-new-aviation-plant-heart-europe-will-build-3d-printed-engines-next-gen-cessna-planes/> (дата обращения: 24.04.2019).
2. SAFRAN HELICOPTER ENGINES. Official website [Электронный ресурс]. URL: <https://www.safraan-helicopter-engines.com/aneto-1k-0> (дата обращения: 24.04.2019).
3. *Илларионов А. Г., Попов А. А.* Технологические и эксплуатационные свойства титановых сплавов. — Екатеринбург: изд-во Уральского университета, 2014 — 137 с.
4. Патент RU 2545497 С1. Чесноков В. В., Чесноков Д. В., Кочкарев Д. В., Кузнецов М. В. Способ изготовления детекторов терагерцового диапазона. Заявка № 2014100144/28 от 09.01.2014, опубликовано: 10.04.2015. Бюл. № 10.
5. *Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М.* Теоретическая физика. Теория поля. Т. 2. — М.: Наука, 1988. — 509 с.
6. *Гудмен Дж.* Введение в Фурье-оптику. — М.: Мир, 1970. — 364 с.
7. *Борн М.* Основы оптики. — М.: Наука, 1973. — 720 с.

А. С. Политов¹, Р. Р. Латыпов²

¹ПАО «ОДК-УМПО», ^{1,2}ФГБОУ ВО «УГАТУ», Уфа

¹altair1976politov@gmail.com, ²latipov050450@mail.ru

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРИБОЛОГИИ В ПРОЦЕССЕ ПРОТЯГИВАНИЯ НА СТАНКАХ С ЧПУ ПУТЕМ ПЛАЗМЕННОГО УПРОЧНЕНИЯ ПРОТЯЖЕК

Аннотация. Рассмотрено развитие структуры жаропрочных никелевых сплавов для изготовления деталей газотурбинных двигателей (ГТД). Проанализировано влияние микроструктуры гранулированных жаропрочных сплавов на основе никеля, особенности изменения размеров их зерен γ -твердого раствора на обрабатываемость резанием. Приведен опыт исследований обрабатываемости резанием деталей ГТД из гранулированных жаропрочных никелевых сплавов. Исследовано влияние плазменного упрочнения с нанесением многослойного нанопокртия системы Si-O-C-N применительно к износостойкости протяжек из порошковых быстрорежущих сталей для обработки сложнопрофильных деталей ГТД из труднообрабатываемых материалов.

Концепция развития структуры жаропрочных никелевых сплавов для изготовления деталей ГТД в мировой индустрии обуславливается развитием эксплуатационных характеристик изделий, использующих ГТД. Аспекты развития и перспектива создания нового поколения этих сплавов актуализированы ФГУП «ВИ-АМ» в рамках «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки до 2030 года» [1] и ФГУП «ВИЛС» по обсуждению перспективы развития стратегических материалов и технологий на период до 2040 г. [2].

Согласно опубликованным данным, на протяжении более 50 лет отечественной практики в настоящей сфере наблюдается успешное применение материалов вакуумно-дугового переплава (ВДП) (рис. 1, *а*): ЭИ698-ВД, ЭП741-ИД, ЭП742-ИД и др. В то же время на современном этапе мирового и в том числе отечественного производства ГТД активно получают приоритет гранулированные сплавы (рис. 1, *б*, *в*). Наиболее известные из них ЭП741-НП, Rene88DT, ВВ751П.

В ближайшей перспективе рассматривается создание высокотемпературных наноструктурированных композиционных материалов, в том числе на основе никелевых сплавов и технологии производства дисков ГТД с переменной структурой гранулированного сплава, обусловленной формированием различного размера зерен γ -твердого раствора, упрочненных γ' -фазой, более мелкими в ступице (для

высокой прочности и сопротивления малоциклового усталости (МЦУ) и более крупными на ободе (для высокой жаропрочности) [2].

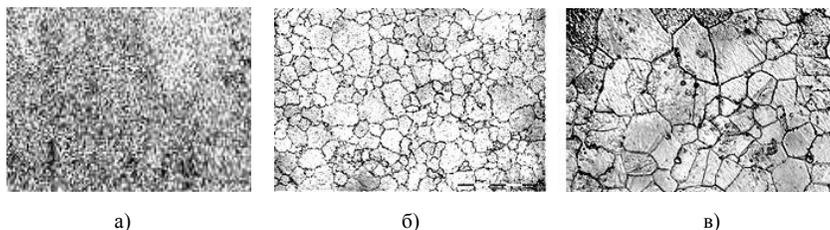


Рисунок 1. Микроструктура (x500) жаропрочных сплавов:

a — образец 1 — ЭП742-ИД (вакуумно-дугового переплава); *б* — образец 2 — ЭП741-НП (гранульной металлургии — прямого ГИП); *в* — образец 3 — ЭП741-НП (гранульной металлургии — ГИП с последующей деформацией и термообработкой)

Современная гранульная (или порошковая) металлургия основана на производстве сферических гранул размером менее 100 мкм, заполнении ими капсул по форме изделия, горячем изостатическом прессовании (ГИП) и последующей термообработке [1]. Разработчиками материалов активно исследуется процесс роста зерна γ -твердого раствора, как важного параметра микроструктуры, влияющего на общий комплекс механических свойств гранулированного сплава. Прорабатываются две схемы [1]: прямое ГИП (рис. 1, б) и ГИП с последующей деформацией и термообработкой (рис. 1, в).

Уже повышены механические свойства в новом сплаве ВВ752П с сопротивлением МЦУ до 1 180 МПа для 20 000 циклов наработки при температуре 650 °С и частоте 1 Гц [2]. При этом высокая жаропрочность обусловлена ростом зерна γ -твердого раствора до 30–35 мкм. В дальнейшем для гарантированной стабильности механических характеристик предполагается рост зерна γ -твердого раствора до 40 мкм и γ' -фазы размером не менее 0,2 мкм с приграничной тонкой сеткой вторичных карбидных выделений, что приведет к повышению прочности σ_b до 1 610...1 670 МПа [2]. Это обуславливает большее относительно обычного снижение пластичности материала, что для эксплуатации значительный прогресс, но для обработки резанием важный параметр, который в совокупности с крупными зер-

нами γ -твердого раствора, упрочненными γ' -фазой и приграничными вторичными карбидами, требует особого внимания.

На практике уже обнаружена тенденция ухудшения механической обработки деталей ГТД из этих сплавов, что явилось одной из самых актуальных проблем как отечественного, так и мирового производства [4; 8]. Известные исследования в этом направлении позволили определить причину ухудшения обрабатываемости в комплексе свойств жаропрочных сплавов, изменяемых инновационными металлургическими процессами. А именно: в низкой теплопроводности, приводящей к повышению температуры на вершине и передней поверхности инструмента; тенденции к наклепу во время обработки; высокой температуре в зоне резания инструмента с наростообразованием и адгезией материала заготовки на режущей кромке; наличии твердых абразивных частиц (например, карбидов, оксидов), что в совокупности оказывает существенное влияние на трибологические параметры процесса механической обработки материалов рассматриваемой группы и приводит к интенсивному износу рабочих элементов обрабатывающего инструмента [4; 7; 8].

По опыту производства в процессе протягивания деталей ГТД из жаропрочных сплавов на никелевой основе также наблюдается повышенный износ зубьев протяжек, наиболее проявляемый на зубьях протяжек, изготовленных из быстрорежущей стали [4; 7].

Для обработки деталей ГТД из материалов рассматриваемой группы все большее применение находят быстрорежущие стали, получаемые методом порошковой металлургии [7]. Однако при обработке жаропрочных гранулированных никелевых сплавов, имеющих прочность σ_b до 1 610...1 670 МПа, повышенную за счет увеличения зерен γ -твердого раствора до 40 мкм и γ' -фазы размером более 0,2 мкм с приграничной тонкой сеткой вторичных карбидных выделений [2], стойкость протяжного инструмента даже из порошковой быстрорежущей стали не всегда является достаточной [7].

В ПАО «ОДК-УМПО» исследована обрабатываемость резанием жаропрочных сплавов (рис. 1): образец 1 — ЭП742-ИД (ВДП, $\sigma_b = 1\,290$ МПа, $d_{отп} = 3,10$ мм); образец 2 — ЭП741-НП (гранульной металлургии — прямого ГИП, $\sigma_b = 1\,340$ МПа, $d_{отп} = 3,05$ мм); образец 3 — ЭП741-НП (гранульной металлургии — ГИП с последующей деформацией и термообработкой, $\sigma_b = 1\,610$ МПа, $d_{отп} = 2,65$ мм) [6]. По результатам исследований разными видами обработки на образцах 2 и 3 в сравнении с образцом 1 стойкость режущего инструмента снижается соответственно в 5–6 и 10–12 раз. При долбежной обработке шлиц и протягивании «елочных» пазов в образце 3 по сравнению с образцом 2 наблюдается снижение стойкости режущего инструмента в 2,5 раза.

Повышение износостойкости режущего инструмента в настоящее время может быть достигнуто благодаря использованию покрытий. Опыт отечественного инструментального производства показывает наиболее рациональное для нанесения тонкопленочных износостойких покрытий применение малогабаритного, безвакуумного, недорогого и простого в обслуживании оборудования. Известна технология бескамерного химического осаждения тонкопленочных покрытий при атмосферном давлении с применением летучих жидких элементоорганических соединений и газовых сред с одновременной активацией поверхности электродуговой плазмой (*PECVD by cold atmospheric plasma*) [3]. Исследования показали, что плазменная обработка способствует повышенному качеству подготовки поверхности подложки, ведет к более быстрому прохождению химических реакций, а также к более высоким скоростям осаждения покрытия [3].

На основе известных рекомендаций [3; 5; 7] в ПАО «ОДК-УМПО» проводились исследования износостойкости зубьев протяжек из порошковых быстрорежущих сталей P12Ф2К5М3-МП производства «Днепроспецсталь» (Украина) и S390 производства Böhler (Австрия), в том числе с нанесением многослойного нанопокртия системы Si-O-C-N. Процесс упрочнения тонкопленочным покрытием системы Si-O-C-N и исследование образцов порошковой быстрорежущей стали выполнялся на оборудовании ООО ЦУП «Металлресурс» (г. Старый Оскол).

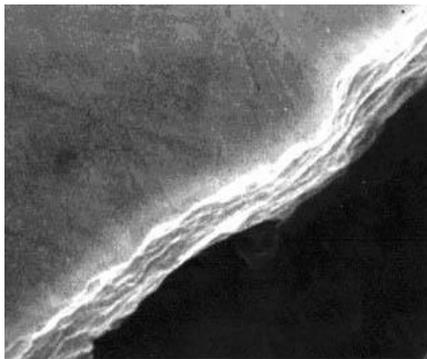


Рисунок 2. Поперечный шлиф образца из стали P12Ф2К5М3-МП с плазменным упрочняющим пленочным покрытием, полученным при атмосферном давлении (x10000)

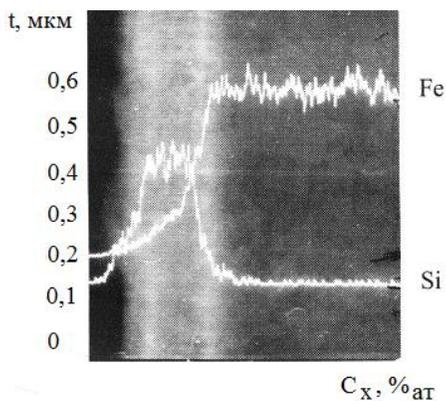


Рисунок 3. Концентрационные кривые Si и Fe на поперечном шлифе образца из стали P12Ф2К5М3-МП с плазменным упрочняющим пленочным покрытием, полученным при атмосферном давлении

Нанесение покрытия выполнялось безвакуумным плазменным методом, при этом на фотографиях поперечных шлифов упрочненного образца, полученных при увеличении $\times 10000$ с помощью электронного микроскопа Jeol в исследуемом покрытии не обнаруживаются несплошности, поры и другие дефекты (см. рис. 2). Поперечные шлифы образцов из стали P12Ф2К5М3-МП с нанесенным пленочным покрытием толщиной 2 мкм также исследовались на микрорентгеноспектральном анализаторе Comebacks. Диаметр зонда составлял 0,5 мкм. Вид концентрационных кривых кремния и железа (см. рис. 3) позволяет сделать вывод: с учетом диаметра зонда, если зона взаимной диффузии элементов покрытия и основы существует, то ее протяженность не превышает 0,5 мкм.

Исследования износостойкости зубьев протяжек в процессе протягивания проводились на заготовках гранулированных жаропрочных никелевых сплавов ВВ751П с прочностью $\sigma_b = 1\ 610$ МПа, твердостью поверхности $d_{отп} = 2,65$ мм. Использовались заготовки, полученные способом горячего изостатического пресования быстрозакаленных гранул с последующей изостатической деформацией и закалкой и предназначенные для изготовления турбинных дисков современных и перспективных ГТД.

В процессе исследования обработка «елочных» пазов (90 пазов в каждом образце) производилась в ПАО «ОДК-УМПО» многосекционными протяжками на горизонтально-протяжном комплексе RAWMX 25x7500x320 HOFFMANN (Германия). Резание осуществлялось по генераторно-ступенчатой схеме с скорректированным профилем зуба [5] на скорости протягивания $V = 1,7$ м/мин с

подачей на окончательных зубьях $S_z = 0,07$ мм/зуб. Трибологическое влияние на ресурс протяжек из исследуемых материалов определяли по величине износа h_3 по задней поверхности зубьев протяжек (см. рис. 4).

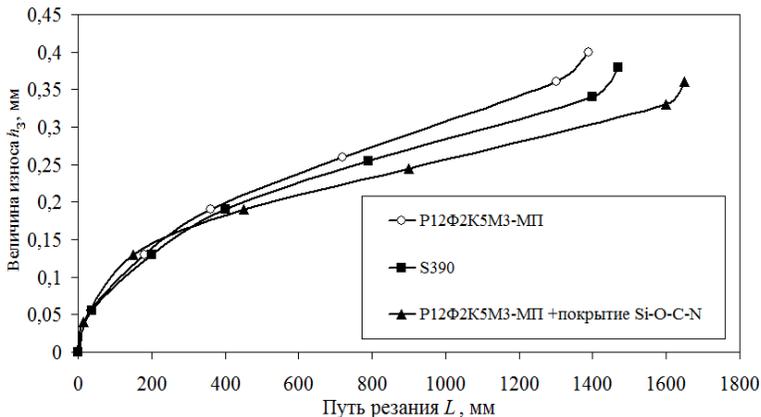


Рисунок 4. Изменение величины износа h_3 по задней поверхности зубьев протяжек по длине протягивания L

Структуру и характер износа изучали с помощью металлографического комплекса SIAMS-700 в инструментальном производстве ПАО «ОДК-УМПО» на инвертируемом металлографическом микроскопе Olympus GX-71 с цифровой камерой.

Испытания проводились для каждого варианта протяжек по 2 раза до достижения величины износа $h_3 \geq 0,35$ мм, чтобы не допустить разрушения зубьев, зафиксированные для рассматриваемой пары материалов обработки и инструмента на величинах $h_3 = 0,4 \dots 0,5$ мм.

Выводы

Исследования подтверждают значительное (до 12 раз) снижение обрабатываемости жаропрочного сплава гранульной металлургии по сравнению со сплавом вакуумно-дугового переплава.

Экспериментально подтверждено влияние роста зерна γ -твердого раствора гранулированного жаропрочного никелевого сплава на снижение обрабатываемости материала резанием, при увеличении зерна с 25 до 35 мкм наблюдается снижение стойкости инструмента в 2,5 раза.

По результатам исследования подтверждено трибологическое влияние безвакуумного плазменного упрочнения с нанесением многослойного нанопокр

системы Si-O-C-N применительно к износостойкости протяжек из порошковых быстрорежущих сталей для обработки сложнопрофильных деталей ГТД из труднообрабатываемых материалов.

При этом определено повышение износостойкости зубьев протяжек на 26 % и скорости их приработки на 58 %. Также в процессе исследования было зафиксировано разрушение зубьев для рассматриваемой пары материалов обработки и инструмента на величинах $h_3 = 0,4 \dots 0,5$ мм.

Результаты исследования позволили определить область значений трибологических критериев оптимизации процесса протягивания гранулированных жаропрочных никелевых сплавов протяжками из порошковых быстрорежущих сталей.

Литература

1. *Бакрадзе М. М., Волков А. М., Шестакова А. А., Летников М. Н., Бубнов М. В.* Особенности изменения размера зерен в дисковом гранулируемом жаропрочном никелевом сплаве, произведенном по различным технологиям // Труды ВИАМ: электрон. науч. журнал. 2018. № 8 [Электронный ресурс]. URL: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=1210.
2. *Гарибов Г. С.* Перспектива развития отечественных дисковых гранулируемых жаропрочных сплавов для новых образцов авиационной техники // Технология легких сплавов. 2017. № 1. — С. 7–28.
3. *Горленко А. О.* Трибологические возможности финишного плазменного упрочнения для повышения ресурса металлорежущего инструмента / А. О. Горленко, П. А. Тополянский, А. П. Тополянский // Металлообработка. 2016. № 3 (93). — С. 33–41.
4. *Макаров В. Ф.* Оптимизация протягивания труднообрабатываемых материалов: монография / В. Ф. Макаров. — Старый Оскол: Тонкие наукоемкие технологии, 2014. — 440 с.
5. *Политов А. С., Латыпов Р. Р.* Оптимизация процесса протягивания путем интерполяции профиля зубьев многосекционных протяжек // Актуальные проблемы науки и техники: материалы XI Всероссийской зимней школы-семинара магистрантов, аспирантов и молодых ученых (с международным участием): в 3 т. Том 2. — Уфа: РИК УГАТУ, 2018. — С. 114–117.
6. *Политов А. С., Латыпов Р. Р.* Исследование обрабатываемости резанием гранулированных жаропрочных никелевых сплавов // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации — 2018: материалы XIX Всероссийской научно-технической конференции (г. Пермь, 15–17 ноября 2018 г.). — Пермь: Изд-во ПНИПУ, 2018. — С. 73–76.
7. *Филатов П. Н., Черкасова Н. Ю., Антоненкова Г. В.* Разработка технологии комплексного упрочнения протяжного инструмента из порошковых быстрорежущих сталей // Перспективные материалы, 2014. № 8. — С. 56–67.
8. *Axinte D. A.* Turning of advanced Ni based alloys obtained via powder metallurgy route / D. A. Axinte, P. Andrews, W. Li, N. Gindy, P. J. Withers, T. H. C. Childs // CIRP Annals-Manufacturing Technology: Elsevier. 2006. Vol. 55, No. 1. — P. 117-120. DOI: 10.1016/S0007850607603795.

Р. А. Созин^{1,2}, А. Ю. Медведев², Р. В. Никифоров²

¹ ПАО «ОДК-УМПО», Уфа

² Уфимский государственный авиационный технический университет
romka0109@gmail.com

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ТРЕЩИН ПРИ СВАРКЕ В КОРПУСЕ ОПОРЫ ТУРБИНЫ ИЗ СПЛАВА ЭП-718

Аннотация. Основная цель работы — предотвращение трещинообразования при сварке в корпусе опоры турбины из жаропрочного никелевого сплава ЭП-718. Приведен анализ причин возникновения трещин. Даны рекомендации оптимизации технологии сварки для повышения сопротивляемости трещинообразованию.

Введение

Эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяются свойствами деформируемых жаропрочных никелевых сплавов, являющихся основным материалом для изготовления узлов и агрегатов для обеспечения работоспособности изделий, условия работы которых отличаются повышенной сложностью. К материалу предъявляются следующие требования:

- высокий уровень длительной и кратковременной прочности во всем диапазоне рабочих температур;
- отсутствие чувствительности к концентраторам напряжений при статическом нагружении;
- высокая пластичность при длительном и кратковременном нагружении;
- достаточно высокое сопротивление малоциклового усталости (МЦУ);
- хорошая технологичность, т. е. способность подвергаться горячей и холодной обработке.

Практически все перечисленные выше свойства являются структурно-чувствительными. Поэтому для достижения необходимого комплекса свойств материала нужно управлять процессами формирования структуры на всех стадиях изготовления, особенно на стадии сварки готового узла. Это связано с большим количеством технологических проблем, возникающих при отработке технологии сварки, которые приводят к увеличению общего процента брака на производстве при изготовлении дорогостоящих конструкций с большим количеством сварных швов. При этом на сегодняшний момент единственной возможностью оценить сварочные деформации изделий сложной пространственной геометрии является

использование численных моделей, наиболее полно учитывающих процессы в металле при сварке. Вследствие чего разработка методики оценки напряженно-деформированного состояния изделий сложной пространственной геометрии из жаропрочных никелевых сплавов на основе численной модели, учитывающей структурно-фазовые превращения в металле, является актуальной задачей, особенно при освоении изделий из новых сплавов.

Описание свариваемого изделия. Корпус опоры турбины представляет собой силовую раму из наружного и внутреннего колец, соединенных радиальными силовыми элементами — стойками (рис. 1). Он обладает повышенной несущей способностью и практически равномерной жесткостью по окружности. Рабочая температура корпуса опоры турбины до 900 °С. Материал корпуса опоры турбины — сплав ЭП718.

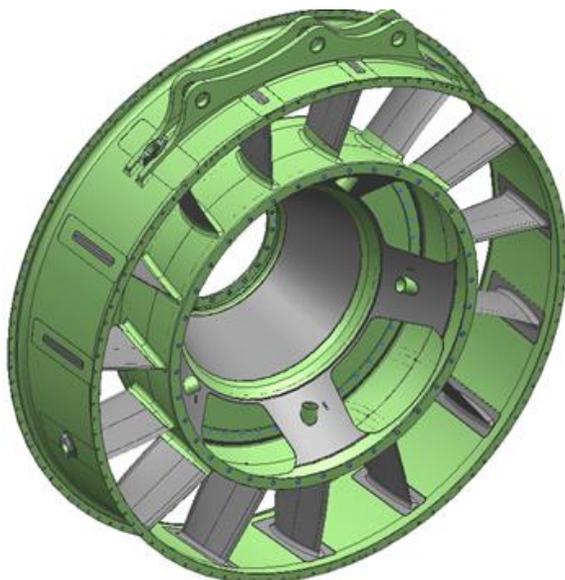


Рисунок 1. Корпус опоры турбины

При изготовлении корпуса опоры турбины возникают проблемы:

- Образование трещин в процессе сварки стоек.
- Образование трещин в процессе термообработки.

- Обеспечение уровня и знака остаточных напряжений согласно требованиям конструкторской документации.

Жаропрочные никелевые сплавы. Никелевые сплавы делят на две группы: гомогенные нетермоупрочняемые и гетерогенные термоупрочняемые дисперсионным твердением. Сплав ЭП-718 относится к гетерогенным термоупрочняемым сплавам. Гетерогенные термоупрочняемые сплавы никеля могут иметь несколько исходных состояний. В закаленном состоянии сплавы наименее жаропрочны, но наиболее пластичны. В дисперсно-упрочненном (состаренном) состоянии пластичность минимальна, а жаропрочность максимальна и зависит от объема, химического состава и морфологии упрочняющих фаз. В перестаренном состоянии (старение при повышенных температурах) сплавы имеют промежуточные значения жаропрочности и пластичности вследствие коагуляции упрочняющих фаз. Металл во всех исходных состояниях имеет крупнозернистое строение, формирующееся в результате рекристаллизации обработки при высокотемпературном нагреве под закалку.

Структура, свойства металла шва. Кристаллизация металла сварочной ванны приводит к образованию однофазной аустенитной структуры металла с ГЦК-решеткой, обладающей повышенным коэффициентом линейного сокращения, высокой релаксационной стойкостью и ликвационной неоднородностью. Это увеличивает протяженность кристаллизационного и диффузионно-дислокационного температурных интервалов хрупкости ТИХ₁ и ТИХ₂ соответственно, повышает сварочные деформации и напряжения и тем самым обуславливает пониженную свариваемость никелевых сплавов.

Первый фактор повышенной склонности к образованию горячих трещин — однофазная кристаллизация, обусловленная значительной шириной слоя термоконцентрационного переохлаждения и прерывистой кристаллизацией в этом слое с нарушением закона ортогональности.

Второй фактор — высокий уровень легирования расплава, он обуславливает в литом металле на периферии шва дендритную структуру со значительно выраженной ликвационной неоднородностью.

Третий фактор — транскристаллитность швов, в центре которых на больших скоростях сварки формируется зона слабины — стык двух фронтов кристаллизации под большим углом между осями кристаллов с ярко выраженной зоной ликвации.

Технология сварки корпуса опоры турбины. В первоначальном варианте конструкторской документации предлагалось варивать стойки в корпус наружного тела с двухсторонней разделкой кромок (рис. 2).

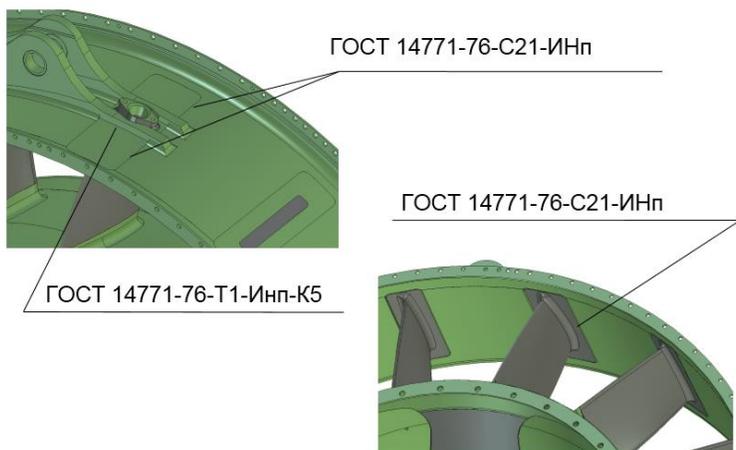


Рисунок 2. Обозначение сварных швов

Сварка при двухсторонней разделке кромок нетехнологична, требует дополнительной технологической оснастки, увеличивает количество сварных швов из-за невозможности полного провара в местах проушин с наружной стороны внешнего тела. С целью уменьшения погонной энергии и уменьшения зоны термического воздействия необходимо проводить сварку за несколько проходов на медной подкладке с односторонней разделкой кромок. Ограничить скорость сварки до значений, при которых кристаллиты в центре шва сростаются боковыми гранями под малым углом. В таблице 1 приведена стойкость к образованию трещин сплава ЭП-718 в зависимости от присадочной проволоки и термообработке металла до сварки.

Таблица 1

Стойкость к образованию трещин сплава ЭП-718 [1]

Сплав	Присадочная проволока	Ктр, %	
		Закалка до сварки	Старение до сварки
ХН45МВТЮБР (ЭП-718)	Св-08Х20Н57М8В8Т3Р (ЭП533)	8–10	13–17
	Св-06Х15Н60М15 (ЭП367)	4–6	10–14

Прочность сварных соединений сплава ЭП-718 [1]

Сплав	Присадочная проволока	Режим термообработки		σ_b , МПа, при температуре, °С	
		До сварки	После сварки	20	600
ХН45МВТЮБР (ЭП718), лист, $\delta = 2$ мм	Основной металл	Закалка + старение		1 200–1 300	1 100–1 140
		Закалка		820–880	—
	ЭП533	Закалка	Старение	1 200–1 240	960–1000
		Закалка + старение	—	830–860	—
	ЭП367	Закалка + старение	—	800–830	—

Из таблицы 1 и таблицы 2 видно, что с использованием проволоки ЭП-533 сварное соединение получает большую прочность, чем с использованием ЭП-367, но менее устойчиво к образованию трещин, чем с использованием ЭП-367. Наилучшим вариантом будет заполнение обеими присадочными проволоками. Количество проволоки ЭП-367 должно быть строго ограничено, поскольку к сварному шву предъявляется определенная прочность. Добиться строгого соотношения проволок ЭП-367 и ЭП-533 при использовании АрДС не представляется возможным.

Роботизированная сварка обеспечит контроль за наполнением шва присадочной проволокой различных марок. Также роботизированная сварка позволит строго соблюдать скорость сварки, необходимую для качественного срастания кристаллитов сварного шва.

Разработка теплоотводящей технологической оснастки на основе численной оценки тепловложения при помощи математической модели позволит добиться уменьшения тепловложения (рис. 3).

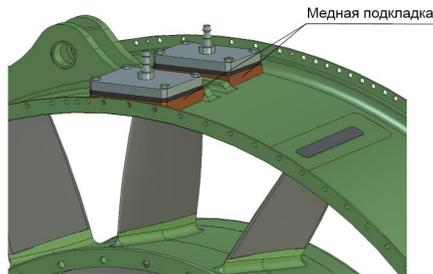


Рисунок 3. Эскиз медной теплоотводящей оснастки

Заключение

В ходе анализа технологического процесса выявлены критические места и представлен проект оптимизации технологии сварки корпуса опоры турбины двигателя ПД-14:

- Материал должен свариваться в закаленном состоянии.
- Необходимо заменить двухстороннюю разделку кромок на одностороннюю.
- Заменить АрДС с присадочной проволокой ЭП-533 на роботизированную сварку в среде защитных газов с присадочными проволоками ЭП-533 и ЭП-367.

Литература

1. *Сорокин Л. И., Лукин В. И., Багдасаров Ю. С.* Оптимизация сварочной ремонтной технологии деталей газотурбинных двигателей (ГТД) из жаропрочных сплавов // Сварочное производство. 1997. № 1. — С. 19–23.
2. *Сорокин Л. И.* Свариваемость жаропрочных сплавов, применяемых в авиационных газотурбинных двигателях // Сварочное производство. 1997. № 4.
3. *Сорокин Л. И.* Свариваемость жаропрочных никелевых сплавов в состаренном состоянии // Автоматическая сварка. 1983. № 7. — С. 12–16.
4. Анализ термомеханических процессов в зоне термического влияния при сварке жаропрочного никелевого / В. Е. Эйдельштейн, Б. Ф. Якушин, В. И. Махненко и др. // Автоматическая сварка. 1980. № 1. — С. 11–15.

О. А. Быценко¹, В. А. Панов¹, Н. О. Стрижевская¹, А. В. Федоренков¹

¹АО «ММП имени В. В. Чернышева», Москва

НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МОДИФИКАЦИИ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ДЕТАЛЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Аннотация. Проведен анализ литературных данных и показаны основные механизмы при ионной имплантации и пучковой модификации поверхностного слоя. Рассмотрены вопросы применимости ионной имплантации для деталей ГТД, а также возможности использования данной технологии для улучшения свойств их поверхностного слоя. Представлены обобщенные результаты исследований поверхности деталей, полученных с помощью аддитивных технологий из титанового сплава и сплава системы Co-Cr, обработанных концентрированными потоками энергии.

Ключевые слова: аддитивные технологии, модифицирование, поверхностный слой, механические свойства, оборудование для модификации, импульсный электронный пучок.

Введение

Для авиационной техники всегда остается важным соответствие используемых материалов и технологий повышающимся требованиям надежности и экономической эффективности. В технологии производства газотурбинных двигателей (ГТД) в последние годы происходят революционные изменения, связанные с созданием и расширяющимся применением новых технологий, способных коренным образом улучшить качественные показатели выпускаемых изделий, всю структуру и условия производства. Их называют приоритетными, ключевыми или критическими технологиями. К таким технологиям, в частности, относятся технологии аддитивного производства [1; 2].

В настоящее время наблюдается широкое внедрение в авиацию изделий, изготовленных методами аддитивного производства, в частности изделий, изготовленных из металлических порошков методом селективного лазерного сплавления. При этом такие детали должны отвечать предъявляемым к конструкции требованиям, в частности по комплексу физико-механических свойств, включая жесткость, несущую способность и др. [2; 3].

Использование малооперационных технологий селективного лазерного сплавления (СЛС) при проектировании опытных технологических процессов (ТП) позволяет значительно сократить трудоемкость и стоимость изготовления сложнопрофильных деталей ГТД из труднообрабатываемых материалов [3]. Следует заметить,

что использование инновационных технологий изготовления деталей требует и нового подхода к вопросу получения деталей, имеющих высокий уровень эксплуатационных свойств поверхностного слоя. В данном случае не лишним будет рассмотреть фактор применения технологий модифицирования поверхностного слоя с помощью технологий, близких по своему механизму к механизму выращивания деталей помощью аддитивных технологий, и в частности технологии СЛС. Проводя анализ литературных данных, можно сказать, что такими технологиями для модификации поверхностного слоя деталей и узлов, полученных методом СЛС, может стать обработка электронными и ионными пучками. Известно, что при использовании этих двух направлений для улучшения состояния поверхностного слоя, а также придания ему и подповерхностным слоям определенных свойств в материале происходят процессы как в твердом состоянии, так и процессы, протекающие при расплавлении тонкого процесса обработки. В последнем случае открываются более широкие возможности, поскольку в расплавленный металл можно вводить растворимые или нерастворимые добавки, а также, оперируя режимами, получать заранее известное структурно-фазовое состояние поверхностного слоя.

Данная работа посвящена вопросам научно-технического задела для решения задач по формированию поверхностного слоя с заранее заданными эксплуатационными характеристиками с помощью модифицирования деталей, полученных методом аддитивных технологий.

Ионная имплантация

Ионная имплантация играет значительную роль в современной технике. В последнее время она находит все более широкое применение в различных отраслях, включая и авиационное двигателестроение. Для более глубокого понимания рассмотрим основные аспекты, касающиеся понятия и применяемости ионной имплантации.

Ионная имплантация — метод легирования поверхностных слоев, заключающийся в обработке поверхности потоком высокоэнергетичных ионов и внедрении их в объеме материала (см. рис. 1).

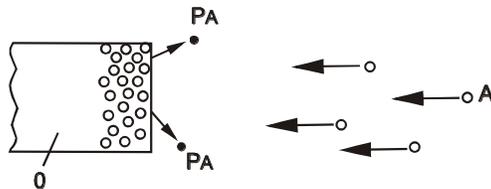


Рисунок 1. Схема ионной имплантации:

А — пучок имплантируемых ионов; О — образец (деталь); РА — рассеянные атомы [4]

Основные преимущества ионной имплантации как метода поверхностной обработки сводятся к следующим:

- 1) отсутствие термодинамических ограничений по составу образующихся в поверхностных слоях сплавов и химических соединений. Используя ионную имплантацию, принципиально возможно получение систем сложного состава с любым сочетанием компонентов;
- 2) при ионной имплантации формируются неравновесные метастабильные структуры, которые в ряде случаев имеют уникальные физико-механические свойства. Данная особенность обусловлена тем, что процессы структурообразования протекают в условиях очень быстрого охлаждения (скорость охлаждения может достигать значений $\sim 10^6$ K/c);
- 3) универсальность и гибкость процесса: методом ионной имплантации удается получить слои с необходимым профилем концентраций легирующих элементов, структурным состоянием. Часто для регулирования характера распределения имплантированных атомов в поверхностном слое используется дополнительная термообработка;
- 4) высокая чистота процесса (процесс осуществляется в высоком вакууме); высокая автоматизация; широкие возможности в управлении ионным пучком, возможность локальной обработки;
- 5) возможность осуществления процесса при различных условиях и режимах, в том числе и при относительно низкой температуре поверхности;
- 6) возможность создания поверхностных слоев с высокими физико-механическими свойствами, которые трудно или даже невозможно получить другими методами обработки;
- 7) глубина проникновения имплантированных ионов невелика, что позволяет получить нужные характеристики поверхностных слоев без изменения свойств в объеме материала, а также из-за малой глубины проникновения имплантированных ионов не происходит изменения геометрических размеров изделия (детали), их коробления, поводок;
- 8) адгезия не играет существенной роли в процессах сцепления, так как нет явной границы раздела.

В свою очередь необходимо отметить и основные недостатки процесса ионной имплантации, к которым можно отнести:

- 1) образование в поверхностных слоях высокой концентрации дефектов. При высокой дозе облучения образуются даже аморфные слои. Для устранения дефектности проводят термическую обработку, в частности, кратковременный отжиг при температуре 400...700 °C;

- 2) относительно сложное технологическое оборудование и низкая производительность процесса обработки на данной стадии его использования, а также необходимость высокой квалификации обслуживающего персонала;
- 3) малую глубину проникновения имплантированных пучков;
- 4) возможность обработки только тех поверхностей, которые находятся в зоне прямого действия пучка [4; 5].

Процесс ионной имплантации и состояние модифицированных слоев характеризуются следующими основными параметрами, изменение которых оказывает определяющее влияние на свойства обрабатываемых поверхностей:

1. Распределение внедренных атомов по толщине. Оно зависит от энергии ионов, природы материала подложки, температуры поверхности. Для регулирования профиля распределения плотности легирующих атомов, как уже отмечалось, используется дополнительная термообработка.
2. Максимальная допустимая доза легирования — количество ионов, внедренных на единицу поверхности обрабатываемой детали. Как правило, эта доза находится в пределах $D = 10^{16} \dots 10^{18}$ ион/см².
3. Параметры, характеризующие взаимодействие ионов с атомами поверхностного слоя (скорость образования дефектов, характер и структура образующихся химических соединений и т. д.).
4. Параметры, определяющие изменения структуры и свойств легированных слоев в зависимости от дозы облучения, плотности радиационных дефектов и т. д. [4].

Основной характеристикой степени обработки при ионной имплантации является распределение имплантированных ионов по толщине поверхностного слоя. При взаимодействии иона с поверхностью в процессе многократных столкновений с атомами мишени происходит передача кинетической энергии, и в итоге ион, внедрившийся на некоторое расстояние от поверхности, теряет эту энергию полностью.

При рассмотрении особенностей ионной имплантации выделяют три энергетических диапазона ионов:

- 1) диапазон низких энергий, $E \approx 100 \dots 1000$ эВ;
- 2) диапазон средних энергий, $10^4 < E < 10^6$ эВ;
- 3) диапазон высоких энергий, $E > 10^6$ эВ [4; 5].

Наиболее перспективно применение ионной имплантации средних энергий. Высокоэнергетическая имплантация требует применения дорогостоящего оборудования и, как правило, экономически невыгодна. Низкоэнергетическая имплантация может быть использована при обработке машиностроительных материалов

только в сочетании с высокотемпературным отжигом. Отжиг проводится в вакууме с целью интенсификации диффузионных процессов.

В последние годы достигнуты значительные успехи в управлении поверхностно-чувствительными свойствами металлов и сплавов методами ионной имплантации, которые условно можно отнести к специфическим способам химико-термической обработки. От состояния структуры и свойств поверхностных слоев зависят такие практически важные механические и эксплуатационные характеристики, как сопротивление трению и изнашиванию (трибологические свойства), сопротивление циклическим нагрузкам, коррозионная стойкость, коррозионная усталость, жаропрочность и жаростойкость и ряд других важнейших, в том числе и чисто химических, показателей (каталитическое действие, химическая активность и т. д.).

На практике получили распространение следующие разновидности ионной имплантации.

1. Ионная имплантация атомами отдачи. В этом случае на поверхность обрабатываемой детали, как правило, методом испарения в вакууме наносится тонкое покрытие из легирующего элемента. При обработке покрытия первичными ионами происходит передача атомам покрытия кинетической энергии и внедрение их в поверхностный слой обрабатываемой детали. Одновременно идет частичное распыление покрытия. Данный метод универсален, так как с использованием ионов одного сорта, например, ионов инертного газа и покрытий из различных материалов предоставляется возможность легировать поверхностный слой различными элементами. Основной недостаток данного метода — необходимость постоянного восстановления покрытия из-за его распыления в процессе обработки.

2. Ионная имплантация в условиях ионного перемешивания. При реализации данного метода обработка поверхности ионами инертного газа и осаждение ионов легирующего элемента на поверхность детали происходят одновременно.

Разнообразие технологических приемов, используемых при ионной имплантации, позволяет в широких пределах изменять химический состав и структуру слоев. Основной особенностью ионной имплантации является то, что после ее проведения практически не изменяются размеры детали и ее можно применять после чистовой прецизионной обработки [6–9].

Обратимся к опыту иностранных коллег. Например, британская компания, специализирующаяся на производстве оборудования для авиации, судов и энергетического оборудования «Роллс-Ройс» опробовала 45 различных методов поверхностной обработки нагартованного сплава Ti-6Al-4V с целью повышения сопротивления усталости при фреттинге. Методика испытаний состояла в определении

доли нормальной многоциклового усталостной долговечности ($10^7..10^8$ циклов), которая обеспечивалась при приложении к образцам колодок, создающих условия фреттинга. Третьим из лучших способов повышения усталости при фреттинге оказалась имплантация в сплав ионов бария при дозе 10^{16} см⁻². Имплантация ионов бария обеспечила 55 % нормальной долговечности в сравнении с 62 %, полученными при детонационном нанесении карбида вольфрама и хрома. Хотя имплантация и заняла третье место в этом «соревновании», но она технологичнее детонационных методов, которые вызывают изменение геометрических размеров деталей [9].

Имплантация ионов позволяет также существенно повысить коррозионную стойкость. Например, имплантация молибдена приводит к существенному повышению общей коррозионной стойкости к питтингу чистого алюминия и алюминиевых сплавов. При имплантации ионов палладия в титан с дозой 10^6 х см⁻² при энергии 90 кэВ скорость коррозии в одномолярном растворе серной кислоты снижается в 1000 раз.

В настоящее время ионная имплантация получила определенное практическое применение. Ионная имплантация применяется в производстве:

- а) конечных продуктов, которые требуют создания поверхностных слоев с определенными свойствами (например, ортопедические имплантаты, шестерни и подшипники для авиационной техники);
- б) прецизионного инструмента (пресс-формы, штампы, пуансоны и т. д.) [8; 9].

Наиболее перспективные материалы для ионной имплантации — бериллий, титановые и циркониевые сплавы, нержавеющие, подшипниковые и инструментальные стали. Особенно эффективна ионная имплантация для защиты от коррозии изделий из высокопрочных материалов, стандартная химико-термическая обработка которых ухудшает прочностные свойства. К таким материалам относятся, в частности, мартенситно-стареющие стали.

В авиационной технике ионная имплантация нашла применение для упрочнения поверхности высокоточных подшипников и шестерен, так как она приводит к повышению коррозионной стойкости, сопротивлению износу и снижению коэффициента трения подшипниковых материалов без каких-либо заметных изменений геометрических размеров деталей. Кроме этого, при создании износостойких поверхностных слоев обычными методами, например химико-термической обработкой, всегда есть угроза отслаивания покрытия, что ведет к очень тяжелым последствиям. Применение ионной имплантации устраняет эту угрозу, так как нет четкой поверхности раздела между упрочненным слоем и объемом детали [8; 9].

Ионная имплантация используется также для повышения коррозионной стойкости подшипников самолетов, базирующихся на авианосцах. При эксплуатации

этих самолетов было отмечено, что соли из морского воздуха накапливаются в масле авиационных двигателей и вызывают коррозионное повреждение подшипников. Для повышения коррозионной стойкости подшипников из стали М50 в таких условиях эксплуатации эффективной оказалась имплантация в нее молибдена, тантала и особенно хрома и фосфора.

Ионная имплантация титана, а затем углерода приводит к существенному повышению сопротивления износу подшипниковых сталей. Ионная имплантация тантала в стальные подшипники и шестерни позволяет повысить как сопротивление коррозии, так и сопротивление износу, что дает основание рекомендовать имплантированные танталом шестерни к применению в ракетах и вертолетах [8].

В бериллиевые подшипники, работающие в условиях сильно нагруженного состояния в авиационной технике, имплантируют ионы бора, что значительно снижает их износ и коэффициент трения.

К сожалению, представленные данные касаются только применения ионной имплантации для поверхности деталей, полученных так называемым традиционным способом. Однако проведенные предварительные теоретические подходы позволяют прогнозировать высокую степень вероятности применимости данного метода для модифицирования и легирования поверхностных слоев деталей, полученных методом СЛС.

Поверхностная модификация сплава сильноточным электронным пучком

Изучению влияния сильноточного электронного импульсного пучка (СИЭП) на различные материалы посвящено большое число работ, включающих и модификацию поверхностных слоев ответственных деталей ГТД, таких как рабочие лопатки компрессора и турбины высокого давления [10].

Отметим, что к настоящему времени интерес к изучению влияния обработки материалов электронными пучками не ослабевает. При воздействии СИЭП на поверхность твердых тел определяющими факторами, влияющими на морфологию поверхности и на динамику структурно-фазовых превращений, происходящих в поверхностных слоях, являются пространственно-временное распределение мощности энерговыделения: плотность внесенной энергии, длительность воздействия, нагрев, плавление, испарение, абляция, термические напряжения [10; 11]. Такие воздействия ведут, в частности, к перераспределению элементов сплавов на значительной глубине и к массопереносу в зоне кристаллизации.

В работах, посвященных влиянию СИЭП на поверхностные и подповерхностные слои, показано, что с помощью облучения сильноточным импульсным

электронным пучком микросекундной длительности удается модифицировать 20–25-микронные поверхностные слои лопаток из жаропрочных материалов. При облучении в поверхностных слоях деталей проточной части ГТД протекают процессы: плавления, перераспределения элементов, кратерообразования, абляции, высокоскоростной кристаллизации из расплава, изменения фазового состава и дислокационной структуры, повышения плотности дислокаций, изменения размеров зерен, формирования остаточных растягивающих или сжимающих напряжений и др. (см. рис. 2) [10; 11].



Рисунок 2. Процессы, протекающие при облучении СИЭП в зависимости от плотности энергии

Работа томских ученых [12; 13] направлена на выявление и анализ закономерностей формирования структуры и свойств образцов сплава на основе титана ВТ6, полученных методами традиционной металлургии и сформированных методом послойного селективного электронно-пучкового спекания в вакууме титанового порошка марки ВТ6. Электронно-пучковая обработка литых образцов была подвергнута облучению интенсивным импульсным электронным пучком на установке «СОЛО», приводит к формированию в поверхностном слое поликристаллической структуры (размер зерен 50–800 мкм) с пластинчатой внутризеренной субструктурой (см. рис. 3). Механические испытания, выполненные путем растяжения плоских образцов, показали, что наиболее высоким сочетанием прочности и пластичности обладают образцы, полученные методом послойного селективного электронно-пучкового спекания с последующим облучением интенсивным импульсным электронным пучком [12].

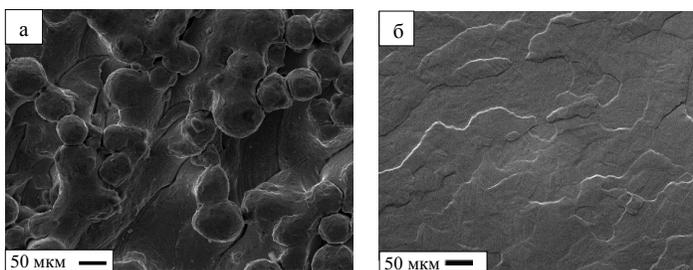


Рисунок 3. Структура поверхности титанового сплава ВТ6, полученного методами аддитивного производства:

а — исходный; б — после импульсного электронно-пучкового воздействия [12]

На примере титанового сплава ВТ6 было показано, что воздействие импульсного электронного пучка на поверхность образцов, сформированных методом послойного селективного электронно-пучкового сплавления, приводит к значительному снижению пористости и шероховатости поверхностного слоя (в ~ 20 раз по R_a) с образованием однородной поликристаллической структуры [12].

Результаты, полученные в работах [12; 13], позволяют также утверждать, что для комплексной обработки поверхностей, созданных методом аддитивных технологий образцов титанового сплава ВТ6, возможно также использование электронно-ионно-плазменной модификации поверхностного слоя. Данная работа выполнялась в едином вакуумном цикле на установке «КОМПЛЕКС» [13] и включала в себя два основных этапа: осаждение металлической пленки Zr, поверхностное легирование электронным пучком системы «пленка/подложка». Дополнительно варьировалось использование предварительного электронно-пучкового выглаживания поверхности образцов перед напылением пленок и применение финишной обработки после легирования. Результаты испытания легированных образцов на растяжение представлены на рисунке 4.

Структура поверхности разрушения лучшего и худшего (по пределу прочности) легированных образцов демонстрирует наличие полостей и пор в объеме исходного материала, что свидетельствует о недостаточно качественном сплавлении частиц металлического порошка в процессе выращивания образцов. В целом разрушение структуры образцов носит схожий характер. Кроме того, на обоих образцах различим легированный слой, толщина которого составляет около 20 мкм [13].

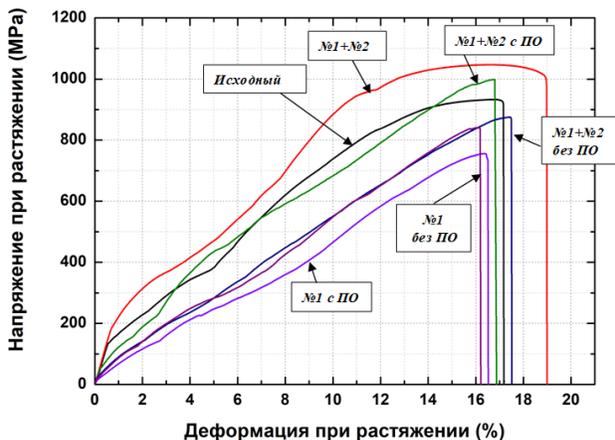


Рисунок 4. Результаты испытаний на растяжение образцов титанового сплава ВТ6, легированного цирконием в разных режимах [13]

В результате проведенных исследований [13] было показано, что комплексная технология легирования цирконием в одном вакуумном цикле поверхности образцов титанового сплава ВТ6, изготовленных методом аддитивного производства, позволяет осуществлять одновременное выглаживание и модификацию прочностных свойств поверхностного слоя. В оптимальных режимах обработки было получено увеличение микротвердости на $\approx 40\%$ по сравнению с нелегированными образцами. Значения шероховатости, прочности на разрыв и износостойкости при этом соответствуют исходному материалу.

Следующим примером возможности использования СИЭП для улучшения характеристик поверхностного слоя является облучение поверхности направляющей лопатки из сплава на основе Co-Cr. Имеющийся опыт проведения данных исследований позволил подобрать режим и определить минимальный объем исследований для анализа возможности данной обработки поверхностного слоя [14].

Облучение проводилось на опытно-промышленной установке «ГЕЗА-ММП» в диапазоне при плотности энергии 18–24 Дж/см² и количестве импульсов от 1 до 4. Как видно из рисунка 5, наружная поверхность детали, подвергнутая облучению, имеет значительно меньшую шероховатость. Следует также отметить, что после облучения имеется модифицированный слой, не превышающий 2 мкм. Результаты исследования с помощью растровой электронной микроскопии (РЭМ) показывают, что наблюдается наличие модифицированного

слоя в местах облучения, причем модифицированный слой четко повторяет геометрию поверхности образца (см. рис. 5б)

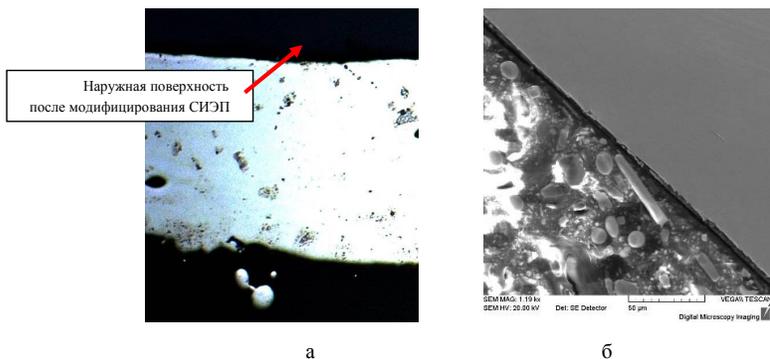


Рисунок 5. Микроструктура поверхности направляющей лопатки из сплава системы Co-Cr:

- а) при исследовании с помощью оптической микроскопии (x200);
б) при исследовании с помощью РЭМ

Выводы

На основании приведенного анализа научно-технических источников и результатов исследований, полученных как сотрудниками ИСЭ СО РАН, так и АО «ММП имени В. В. Чернышева» показана возможность получения поверхностных слоев с заранее заданными эксплуатационными свойствами для деталей, полученных с помощью аддитивных технологий, и в частности методом СЛС, с помощью ионной имплантации, облучения СИЭП, а также благодаря использованию электронно-ионно-плазменной модификации.

Коллектив авторов выражает особую признательность и благодарность Н. Н. Ковалю и его сотрудникам (ИСЭ СО РАН) за предоставленную возможность использования материалов их исследования для подготовки данной статьи.

Литература

1. Каблов Е. Н. Аддитивные технологии — доминанта национальной технологической инициативы // Интеллект и технологии. 2015. № 2 (11). — С. 52–55.
2. Технология производства авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие для вузов / Ю. С. Елисеев, А. Г. Бойцов, В. В. Крымов, Л. А. Хворостухин. — М.: Машиностроение, 2003. — 512 с.

3. *Евгенов А. Г.* Перспективы разработки высокопроизводительных режимов селективного лазерного сплавления жаропрочных сплавов на основе никеля для изготовления деталей ГТД / *А. Г. Евгенов, В. А. Королев, С. В. Шуртаков* // Аддитивные технологии: настоящее и будущее. 2017. — С. 23.
4. *Камаров Ф. Ф.* Ионная имплантация в металлы. — М.: Наука и техника, 1980. — 164 с.
5. *Белый А. В., Карпенко Г. Д., Мышкин Н. К.* Структура и методы создания износостойких поверхностных слоев. — М.: Наука и техника, 1991. — 175 с.
6. *Белый А. В., Кукареко В. А., Лободаева О. В., Таран И. И., Ших С. К.* Ионно-лучевая обработка металлов, сплавов и керамических материалов. — Мн.: Наука и техника, 1997. — 185 с.
7. Научно-технический прогресс в машиностроении. Современные методы упрочнения поверхностей деталей машин / под ред. К. В. Фролова. — М.: Институт машиноведения АН СССР, 1989. — 286 с.
8. *Белый А. В., Симонов А. В., Ших С. К.* Применение ионного легирования для повышения эксплуатационных характеристик деталей машин и оборудования. — Мн.: БелНИИТИ, 1985. — 44 с.
9. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.theengineer.co.uk/https://www.theengineer.co.uk/> (дата обращения 25.05.2019).
10. *Shulov V. A., Teryaev D. A., Shirvanyants G. G., Engelko V. I., Gromov A. N., Bytsenko O. A.* Application of high-current pulsed electron beams for the restoration of properties of the blades of gas-turbine engines//Russian Journal of Non-Ferrous Metals. 2015. Т. 56, № 3. — С. 333–338. DOI: 10.3103/S1067821215030190.
11. *Шулов В. А., Энгелько В. И., Громов А. Н., Теряев Д. А., Быценко О. А., Ширваньянц Г. Г.* Применение сильноточных импульсных электронных пучков для восстановления эксплуатационных свойств в лопатках газотурбинных двигателей // Известия высших учебных заведений. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2014. № 1. — С. 43–49.
12. *Тересов А. Д., Коваль Н. Н., Иванов Ю. Ф., Петрикова Е. А., Крысина О. В.* Структура и свойства титанового сплава ВТ6, полученного методами аддитивного производства и подвергнутого импульсному электронно-пучковому воздействию // Современные технологии и материалы новых поколений. Национальный исследовательский Томский политехнический университет. 2017. — С. 299–300.
13. *Тересов А. Д., Коваль Н. Н., Иванов Ю. Ф., Петрикова Е. А., Крысина О. В.* Модификация интенсивным электронным пучком поверхности металлических изделий, полученным методом лазерного или электронного-пучкового спекания порошка / Физика низкотемпературной плазмы — ФНПП-2017. Сборник тезисов Всероссийской (с международным участием) конференции. 2017. — С. 172.
14. *Быценко О. А., Филонова Е. В., Марков А. Б., Белова Н. А.* Влияние облучения сильноточными электронными пучками на поверхностные слои современных жаропрочных никелевых сплавов с ионно-плазменными покрытиями различного состава // Труды ВИАМ. 2016. № 6 (42). — С. 10 [Электронный ресурс]. URL: <http://viam-works.ru> (дата обращения: 17.07.2016). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-6-10-10.

А. В. Олейник, А. М. Смыслов

Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа
lptosomov@yandex.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСАЖДЕНИЯ ВАКУУМНО-ПЛАЗМЕННОГО ЭРОЗИОННО-СТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ НА ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА ГТД

Вакуумные ионно-плазменные покрытия, осажденные на поверхность деталей машин, оказывают благоприятное влияние на их эксплуатационные свойства — сопротивление коррозионному и эрозионному разрушению, фреттинг-стойкости, износу и усталости [1]. При этом обеспечение равномерности толщины покрытия по поверхности детали, имеющей сложный профиль, — лопатки компрессора, является актуальной задачей современного двигателестроения.

Как показывает практика, равномерность толщины вакуумно-плазменного покрытия достигается экспериментальным путем, требующим значительных временных и материальных ресурсов. В этой связи использование методов компьютерного моделирования и численных расчетов на основе существующих теорий позволяет значительно сократить время получения искомого результата.

В данной работе рассмотрен подход к моделированию процесса осаждения вакуумно-плазменного покрытия $(Ti-V)+(Ti-V)N$ с целью последующего расчета распределения толщины по поверхности подложки в условиях реального технологического времени. Экспериментальные образцы располагались в приемном устройстве вакуумной камеры вдоль оси протяженных электродуговых источников плазмы.

По завершении процесса осаждения покрытия на образцах контролировалась его толщина с использованием микроскопа Nikon MA-100 на сферическом шлифе, приготовленном на приборе Calotest, которая сопоставлялась с дальнейшими расчетными значениями.

В расчетах толщины покрытия и его распределения по поверхности подложки приняты следующие условия:

Во-первых, распыленные частицы материала катода движутся по прямолинейным траекториям, не взаимодействуя с частицами окружающей среды.

Во-вторых, частицы конденсируются непосредственно в точке соударения с поверхностью подложки.

В-третьих, каждая точка катода равновероятно является источником частиц.

В-четвертых, угловое распределение плотности потока ионов от катода нелинейно.

Первое утверждение можно считать справедливым, так как в условиях глубокого вакуума (порядка 10^{-3} Па) длина свободного пробега частицы сопоставима с габаритными размерами камеры, а слабые магнитные поля не искажают траекторию ионов [2]. Второе положение означает, что не учитывается диффузное перемещение частиц по поверхности подложки. Данное перемещение составляет не более нескольких микрон [3], что несопоставимо с размерами рассматриваемых изделий (десятки миллиметров), а значит, им можно пренебречь.

Общеизвестно, что источниками частиц являются быстро перемещающиеся по поверхности катода катодные пятна, размеры которых находятся в пределах 10^{-2} – 10^{-4} см. Однако, учитывая временные масштабы расчета и то, что скорость пятен может достигать сотен метров в секунду, обоснованно рассматривать любую точку поверхности катода как равновероятный источник ионов. Последнее утверждение связано с полученными экспериментальными данными по плотности ионного тока вокруг катода $i(\xi)$, которыми нельзя пренебречь [4].

Для расчета толщины наносимого покрытия необходимы следующие входные данные:

1. Радиальное распределение плотности потока частиц вокруг катода ($i(\xi)$, $\text{см}^{-2}\text{с}^{-1}$).
2. Вероятность осаждения частиц на поверхность изделия (R).

Первым необходимым параметром является угловое распределение плотности потока плазмы i как функция от ξ - угла между нормалью к поверхности катода и направлением потока (рис. 1).

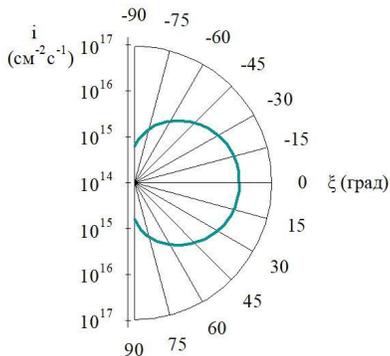


Рисунок 1. Зависимость плотности потока плазмы титанового катода от угла между нормалью к поверхности катода и направлением потока

При разработке модели для расчета толщины наносимого покрытия использованы относительные величины потока. В соответствии с этим эксперименталь-

ная зависимость $i(\xi)$ представлена в виде косинусоидального закона Ламберта — Кнудсена. Данная зависимость проиллюстрирована на рисунке 2 [5]:

$$\frac{dM(\varphi)}{dM_0} = \cos(\varphi), \quad (1)$$

где M — масса вещества, испаряемая в направлении φ , M_0 — общая масса испаренного вещества.

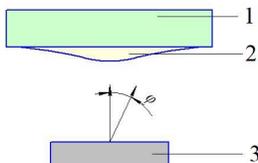


Рисунок 2. Схема распределения испаренного материала катода, где 1 — подложка, 2 — осажденные частицы покрытия, 3 — катод

На основе вышеуказанных данных рассчитаны траектории частиц, полагая, что они движутся диффузно в направлении подложки. В случае касания частицей стенок камеры дальнейший ее расчет не имеет смысла, так как она исчезает. Если частица касается подложки, необходимо однозначно определить, осадится ли она на поверхность. Для этого используется функция вероятности прилипания в зависимости от угла падения частицы $R(\varphi)$. График данной функции получен экспериментально И. И. Аксеновым [6] и представлен на рисунке 3.

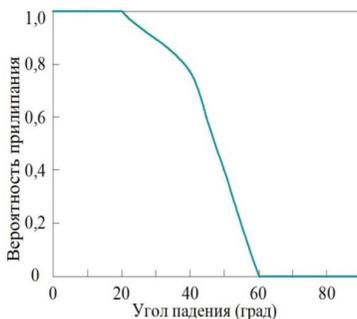


Рисунок 3. Вероятность прилипания частиц в функции угла падения относительно нормали к поверхности

Данная экспериментальная зависимость сведена к гармонической функции [7].

$$R = R(0) + B(\cos(\varphi))^\beta, \quad (2)$$

где B , $R(0)$ и β — константы, φ — угол падения частицы относительно нормали.

В этом случае $R(0) = 0$, $\beta = 1$, $V = 1$, область определения φ от 0 до 30 градусов.

Таким образом, рассмотренные параметры полностью определяют количество частиц, их начальную скорость и направление, а также граничные условия при соударении с подложкой или стенками камеры.

Зная количество частиц, осадившихся на единицу поверхности, в дальнейшем получено распределение толщины покрытия по поверхности подложки при помощи инструментов в компьютерной программе COMSOL при помощи модуля Charged Particle Tracing.

Модуль Particle Tracing позволяет моделировать траектории заряженных частиц в жидкостях и газах, в том числе с учетом различных сил (электромагнитных, гравитационных и др.), а также взаимодействия частиц друг с другом и средой. Это позволяет создавать модели с отслеживанием частиц в таких областях, как эрозия, травление, смешивание, фильтрация, масс-спектрометрия, ионная оптика и физика пучка. В нашем случае он использован для моделирования осаждения частиц покрытия на вращающуюся деталь — лопатку компрессора ГТД.

Создание расчетной модели состоит из следующих этапов [8]: построение геометрии расчетной модели. Затем следует создание расчетной сетки. После этого определяются начальные и граничные условия, после чего следует расчет и просмотр его результатов с помощью постпроцессора.

В качестве объекта расчета выбрана лопатка, которая импортировалась в COMSOL. По условиям задачи она имеет одноосное вращение и обрабатывается двумя источниками частиц. Расчетная геометрия представлена на рисунке 4, где 1 — вакуумная камера, 2, 3 — ванадиевый и титановый катоды соответственно, 4 — лопатка, вращающаяся вокруг своей оси, 5 — граница между неподвижной и вращающейся частью.

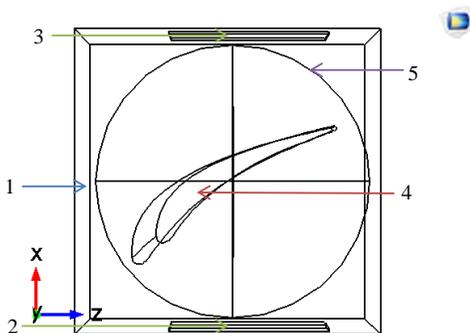


Рисунок 4. Геометрия расчетной области (позиции указаны в тексте)

Добавление вращения детали осуществлено подключением модуля Deformed mesh. Он позволяет перестраивать расчетную сетку по заданным законам. С этой целью расчетная область разделена на неподвижную и вращающуюся, между которыми автоматически создается контактная пара. Вращение детали осуществлено по формулам [9]:

$$\begin{cases} d(z) = (X_g - X_0) \cos(\omega * t) - (Z_g - Z_0) \sin(\omega * t) + Z_0 - Z_g \\ d(x) = (X_g - X_0) \sin(\omega * t) + (Z_g - Z_0) \cos(\omega * t) + X_0 - X_g \end{cases}, \quad (3)$$

где $d(z)$, $d(x)$ — деформации сетки в осях z и x соответственно, X_g , Z_g — координаты начальных положений системы, Z_0 , X_0 — координаты оси вращения, ω — скорость вращения, t — время. В программе COMSOL не имеет значения размерность величин, так как он автоматически переводит вводимые данные в СИ.

В данной модели используются следующие граничные условия. Accumulator wall на лопатке, Inlet на источниках частиц, Particle continuity на контактной паре и Wall на всех остальных границах.

Результаты расчета представлены на рисунке 5. Расчетные значения толщины покрытия составляют $7^{+1,3}$ мкм. Покрытие равномерно.

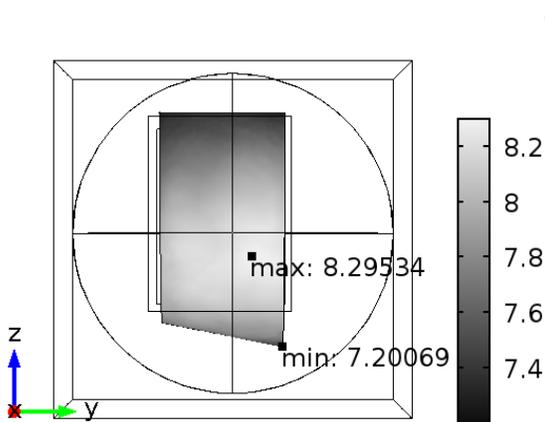


Рисунок 5а. Распределение толщины покрытия по спинке лопатки, мкм

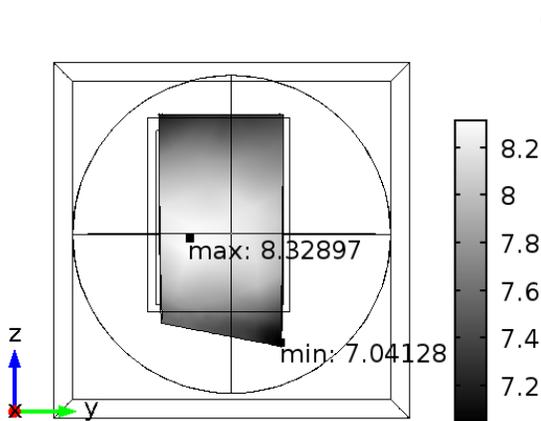


Рисунок 56. Распределение толщины покрытия по корыту лопатки, мкм

Экспериментальные данные выявили значения толщины 7^{+1} мкм при допуске в 3 мкм. Таким образом, расчетные значения отличаются от экспериментальных на 4 %.

Вывод

Разработана методика, которая позволяет моделировать процесс осаждения вакуумных ионно-плазменных покрытий на поверхность изделий. Данный подход позволяет получить удовлетворительное совпадение, в том числе при осаждении покрытия на сложнопрофильные лопатки компрессора газотурбинного двигателя. В будущем ожидается использование данной модели при разработке технологического процесса нанесения защитного эрозионно-стойкого покрытия на моноколеса первых трех ступеней компрессора ГТД.

Литература

1. *Смыслов А. М., Смыслова М. К., Дубин А. И.* К вопросу о релаксационной стойкости лопаток компрессора из титановых сплавов / *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2011. Вып. 3. — С. 227–231.
2. *Костржицкий А. И., Карпов В. Ф., Кабанченко М. П.* Справочник оператора установок по нанесению покрытий в вакууме. — М.: Машиностроение, 1991. — 176 с.

3. Степанов И. Б. Оборудование и методы импульсно-периодической ионной и плазменной обработки материалов: диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Томский политехнический университет. — Томск, 2016.
4. Anders A. Cathodic arcs / Springer Science+Business Media, LLC, 2008. — 555 с.
5. Духопельников Д. В., Кириллов Д. В. Влияние выработки катода дугового испарителя на равномерность толщины покрытия и угловое распределение продуктов эрозии / Научное издание МГТУ имени Н.Э. Баумана «Наука и образование». 2014. № 4. Апрель. — С. 1–9.
6. Aksenov I. I., Aksyonov D. S. Physical aspects of vacuum-arc coating deposition / East Eur. J. Phys. 2014. Т. 1, № 3. — С. 22–39.
7. Панькин Н. А. Влияние условий конденсации ионно-плазменного потока на структуру и свойства покрытий нитрида титана: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Мордовский государственный университет. — Саранск, 2008.
8. Tu J., Yeoh G. H., Liu C. Computational Fluid Dynamics. A practical Approach / ELSEVIER, 2013. — 441 с.
9. Shamsul K., Browmik P. Simulation of a Time Dependent 2D Generator model using Comsol Multiphysics / International Journal of Advances in Engineering & Technology. 2012. Апрель. Т. 4. — С. 85–83.

О. А. Быценко¹, А. В. Шатилов¹, Е. А. Тихомирова², А. А. Живушкин²

¹АО «ММП имени В. В. Чернышева», Москва

²АО «Климов — ОДК», Санкт-Петербург

ВЛИЯНИЕ ДЕФЕКТОВ ЛИТЬЯ НА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

Аннотация. Проведено исследование дефектов лопаток ТНД после механической обработки замка, выявленных при капиллярном контроле ЛЮМ 1-ОВ. На основании проведенного металлографического исследования с помощью оптической микроскопии было установлено, что индикации, выявленные при ЛЮМ-контроле, представляют собой дефекты литейного происхождения, раскрывшиеся при механической обработке. Проведен анализ дефектов литья и были установлены возможные причины их образования.

Ключевые слова: микроструктура, никелевый жаропрочный сплав, литейные дефекты, дефекты механической обработки, неразрушающий метод контроля.

Введение

Еще в середине прошлого века, в связи с созданием новых двигателей для боевой авиации, были разработаны высокотемпературные материалы для деталей газовой турбины, которые обеспечивали эксплуатацию в условиях одновременного воздействия высоких температур, циклического напряжения и активной коррозионной среды. Этими материалами стали жаропрочные никелевые сплавы типа ЖСЗ и ЖС6 [1]. Необходимость создания литейных сплавов с высокими жаропрочными свойствами для деталей сложной формы, которыми являются охлаждаемые рабочие лопатки турбины, позволила по-новому посмотреть на технологию изготовления литья по выплавляемым моделям, которая на тот момент использовалась только для изготовления художественных отливок.

Конструктивные особенности рабочих лопаток напрямую связаны с газодинамическими характеристиками двигателей [2], а технология их изготовления влияет на надежность их работы. Обрыв рабочих лопаток может привести к нелокализованному разрушению двигателя и катастрофе [4]. Таким образом, вопросам проектирования, изготовления и эксплуатации рабочих лопаток должно уделяться значительное внимание.

Следует заметить, что в процессе изготовления детали горячей проточной части ГТД проходят сложный технологический цикл. Он включает следующие основные операции: плавка, литье, термическая обработка, механическая обработка,

нанесение защитных покрытий, узловая и окончательная сборки и другие необходимые технологические операции. Отдельные операции могут выпадать из этой цепочки или повторяться несколько раз. В процессе технологических операций металл претерпевает различные изменения.

По данным [4] установлено, что разрушения лопаток турбин по технологическим причинам составляют около 25 %, по несовершенству конструкции около 23 %, остальные 52 % приходится на неблагоприятное сочетание конструктивных и технологических факторов. Считается, что в общем случае причинами разрушения лопаток турбин могут являться снижение предела выносливости из-за образования микротрещин в поверхностном слое, поврежденном нерегламентированной механической обработкой, или несоответствие натяга по бандажным полкам техническим условиям при сборке, а также могут быть вызваны неравномерностью распределения нагрузки по зубьям хвостовика, неоптимальными режимами резания профиля хвостовика и несовершенством процессов термообработки или литья лопаток и т. д.

Повышение уровня надежности и увеличение ресурса как самого двигателя, так и отдельных узлов и деталей возможно только при условии выпуска продукции высокого качества. Поэтому на всех стадиях производства особо ответственные детали ГТД проходят различные виды технического контроля, одним из которых является неразрушающий контроль, и в частности капиллярный контроль методом ЛЮМ 1-ОВ. Этот метод позволяет выявлять дефекты размером до 1 мкм с при глубине дефекта до ~10 мкм. В данной работе представлены материалы исследования дефектов, выявленных при контроле ЛЮМ 1-ОВ после механической обработки замковой части лопаток ТНД, а также анализ полученных результатов исследования.

Материалы и методики исследования

В качестве объектов исследования были выбраны три лопатки турбины низкого давления (ТНД) из жаропрочного никелевого сплава ЖС6У-ВИ из числа отбракованных после механической обработки при контроле, а именно после механической обработки замка: лопатки за № услов. 1, услов. 2 и услов. 3. Дефекты были выявлены при проведении неразрушающего контроля. Контроль лопаток проводился капиллярным люминесцентным методом (методом ЛЮМ 1-ОВ) согласно ГОСТ 18442-80 и ОСТ 1 90282-79, а также в соответствии с производственной инструкцией на данный метод контроля.

Анализ индикаций, выявленных при контроле методом ЛЮМ 1-ОВ, проводился визуально, а также с использованием лупы с увеличением до 4 крат и с последующей фотофиксацией результатов контроля.

С помощью оптической микроскопии проведен металлографический анализ микроструктуры материала деталей и характера обнаруженных дефектов. В качестве исследовательского оборудования был выбран микроскоп Axovert 40 фирмы «Карл Цейсс», исследование проводилось в диапазоне увеличений от 50 до 500 крат.

Пробоподготовка образцов для металлографического анализа проводилась на оборудовании фирмы Struers (Дания).

Травление образцов лопаток проводилось в реактиве «Царская водка» (смесь концентрированных азотной HNO_3 (32–35 % масс.) и соляной HCl (65–68 % масс.) кислот, взятых в соотношении 1 : 3 по объему).

Результаты исследований и обсуждение

При проведении визуального осмотра и последующего макроанализа с помощью лупы при контроле методом ЛЮМ 1-ОВ лопаток турбины низкого давления (ТНД) были выявлены индикации люминофора в замковой части лопаток.

На лопатке услов. № 1 индикация обнаружена между первым и вторым зубом во впадине «елочного» замка лопатки со стороны спинки. Индикация представляет собой слабое штриховое свечение длиной до ~ 3 мм (фото 1а).

Со стороны корыта на первом зубе «елочного» замка на лопатке услов. № 2 имеются штриховые свечения люминофора длиной до ~1 мм на расстоянии ~1 мм и ~5 мм от боковой поверхности детали (со стороны выходной кромки) — фото 1б.

При контроле на втором зубе в средней части «елочного» замка со стороны спинки лопатки услов. № 3 имеются два штриховых свечения люминофора длиной до ~1,5 мм (фото 1в).

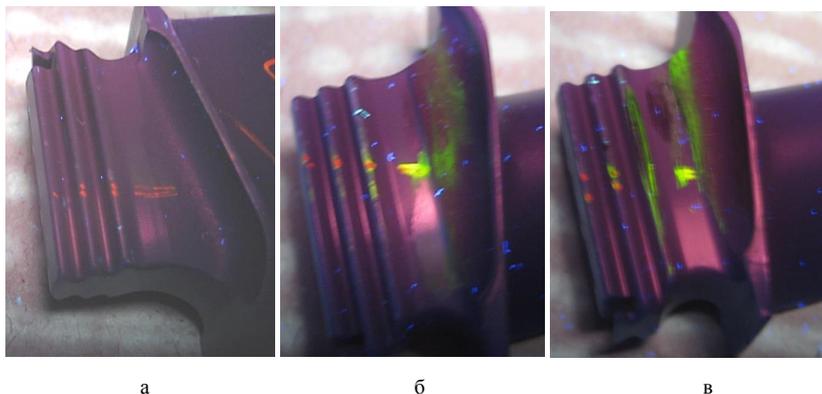


Рисунок 1. Результаты контроля ЛЮМ 1-ОВ при увеличении 1,5 крат:

а) замок лопатки услов. № 1; б) замок лопатки услов. № 2; в) замок лопатки услов. № 3

Микрошлифы приготавливались в поперечном сечении замка всех трех лопаток, а также и в продольном сечении замка лопатки услов. № 1 через свечения люминофора.

Микроструктура материала всех исследованных лопаток представляет собой матрицу (γ -фазу), которая представляет собой сложное легированный твердый раствор на основе никеля, со значительной долей (до 60 % и выше) упрочняющей γ' -фазы на основе интерметаллидного соединения Ni_3Al , а также карбиды типа MeC и Me_6C .

При исследовании микроструктуры лопатки услов. № 2 в местах штриховых свечений люминофора обнаружены два дефекта глубиной $\sim 0,26$ мм и $\sim 0,51$ мм. Как видно из рисунка 2, трещины распространяются по границам зерен.

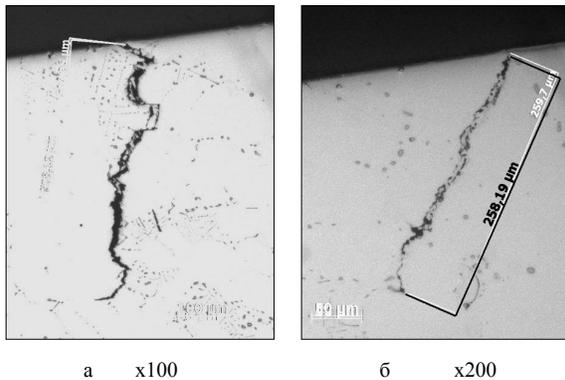


Рисунок 2. Дефекты, обнаруженные на лопатке услов. № 2 при металлографическом исследовании:

- а) дефект глубиной до $\sim 0,51$ мм;
- б) дефект глубиной до $\sim 0,26$ мм

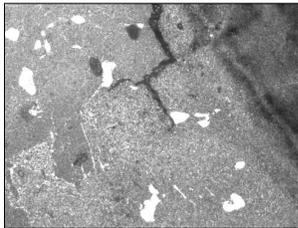
На лопатке услов. № 3 имеются аналогичные по характеру дефекты с максимальной глубиной одного из них до $\sim 0,75$ мм (рис. 3). Данные дефекты представляют собой усадочные раковины, возникшие из-за процесса газовой выделению на границе контакта жидкого металла с керамикой литейной формы с последующим развитием в виде трещины.



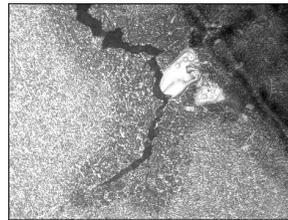
x50

Рисунок 3. Вид дефектов на лопатке услв. № 3

После травления микрошлифов хорошо видно, что внутри имеются продукты окисления, а также наблюдаются изменения микроструктуры материала деталей, что свидетельствует об образовании трещин или наличии дефектов, впоследствии соединившихся в единую трещину до механической обработки (см. рис. 4).



а x500



б x200



в x200

Рисунок 4. Микроструктура материала лопаток услв. № 2 (а, б) и № 3 (в) после травления микрошлифов

При исследовании микроструктуры материала лопаток обнаружено большое число скоплений мелких пор, в основном в подповерхностной зоне (см. рис. 5а). Данные дефекты могли образоваться из-за недостаточного питания зоны отливки и представляют собой дефекты усадочного характера. Кроме того, отдельные межзеренные границы утолщены, следовательно, ослаблены (см. рис. 5б).

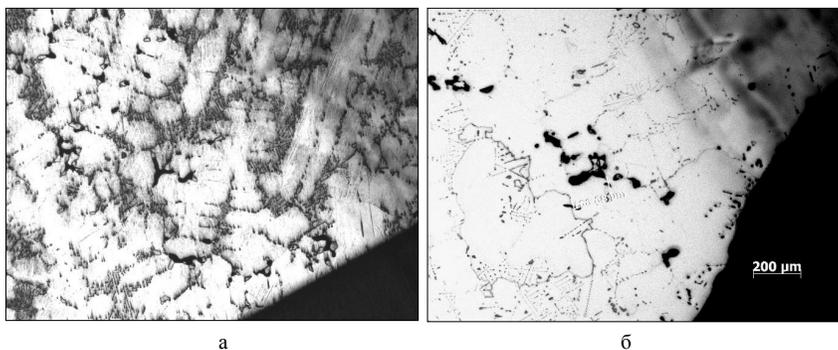


Рисунок 5. Внешний вид дефектов при исследовании методом оптической микроскопии при увеличении 50 крат:

а) скоплений мелких пор в подповерхностной зоне; б) поры и утолщенные межзеренные границы

В микроструктуре лопаток по всему объему материала имеются включения различной формы и цвета, расположенные также на границах раздела пора — твердый раствор и по стыкам зерен твердого раствора — рисунок 6.

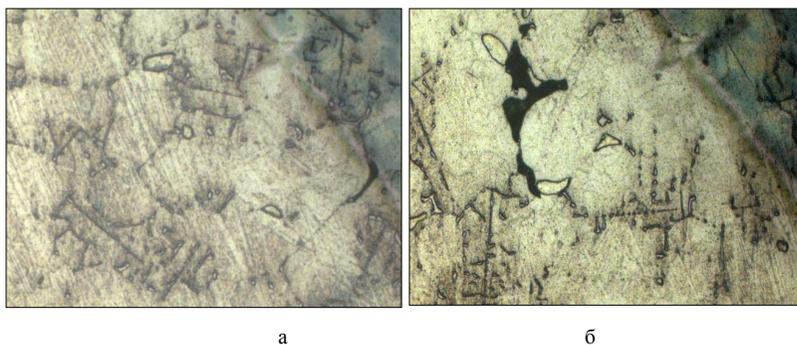
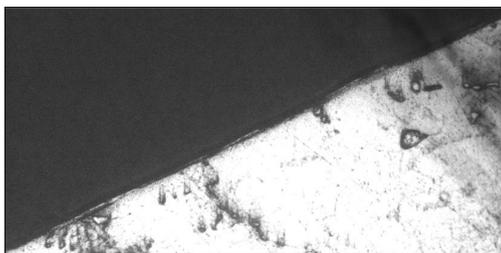


Рисунок 6. Неметаллические включения в материале лопаток при увеличении 200 крат:

а) лопатка услов. № 1; б) лопатка услов. № 3

При металлографическом исследовании лопатки услов. № 1 было установлено, что слабое свечение люминофора происходит по несплошностям материала, находящимся во впадине, которые представляют собой отдельные участки наволакивания материала с последующим частичным местным наклепом в результате механической обработки (рис. 7).



x200

Рисунок 7. Наволакивание материала на лопатке услов. № 3 при механической обработке

На рисунке 8а представлена подповерхностная зона необрабатываемых поверхностей, где наблюдается наличие большого числа скоплений мелких пор (см. рис. 8б), а также хорошо просматриваются утолщенные межзеренные границы.

При исследовании материала вышеуказанных лопаток также были обнаружены поверхностные дефекты в виде карбидов дендритной морфологии, ориентированных в направлении их роста (см. рис. 8в).

Причиной ослабления межзеренных границ является наличие структурных и/или термических напряжений в участках металла, затвердевающего в последнюю очередь, особенно в присутствии на межкристаллитных (межзеренных) границах включений, которые и стали центрами зарождения трещин.

Значительное количество литейных дефектов, обнаруженных как при капиллярном контроле, так и при металлографическом исследовании, прежде всего обусловлены кинетикой процессов, которые образуются в случае нарушения сплошности кристаллизующегося материала [1]. Наличие подповерхностных дефектов и засоров может быть связано как с качеством исходного материала шихтовой заготовки, так и с эрозией тигля. Кроме того, установленные дефекты усадочного характера спровоцировали образование микронадрывов с последующим развитием

трещин в результате влияния напряжений, возникших при механической обработке детали. Обнаруженные неметаллические включения могли спровоцировать образование микросадочных дефектов, которые в свою очередь привели к изменениям свойств материала.

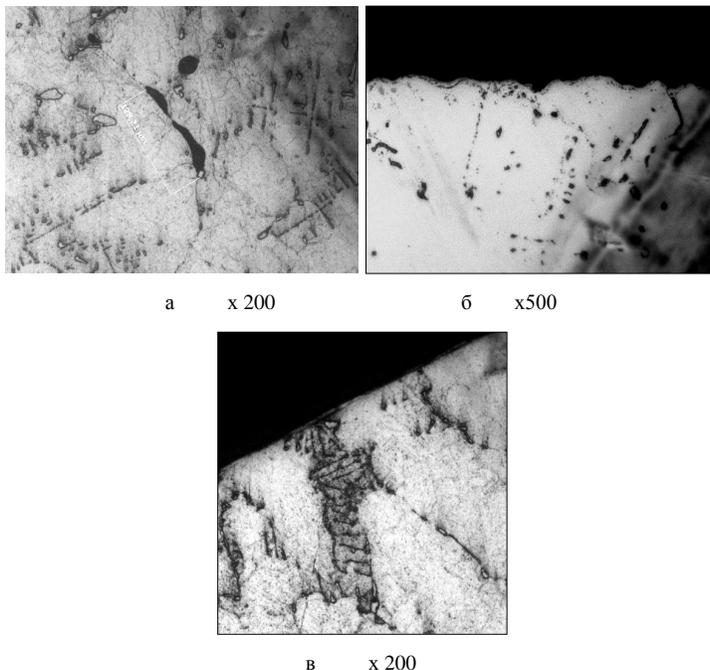


Рисунок 8. Подповерхностные дефекты:

- а) литейный дефект на границе зерен;
- б) подповерхностный дефект в виде засора материала лопатки;
- в) карбиды дендритной морфологии

Выводы

На основании результатов проведенного исследования можно утверждать, что свечение люминофора на лопатках услов. № 1, 2 и 3 произошло по дефектам литейного происхождения, раскрывшимся в результате механической обработки.

Полученные данные металлургического исследования однозначно свидетельствуют о нарушении технологического процесса литья, которое может быть связано, прежде всего, с неоптимальной литниковой системой отливки, а также с использованием некачественной шихтовой заготовки и/или нарушением технологических параметров заливки лопаток.

Рассмотренные в данной работе микронарушения сплошности материала лопаток ТНД, вследствие непрерывности процесса кристаллизации, имеют тенденцию их развития на глубину стенки лопаток, поэтому литейные дефекты наблюдались и вдали от основных поверхностных и подповерхностных несплошностей материала и засоров.

На основании вышеизложенного становится понятным и очевидным механизм образования трещин при механической обработке, поскольку наличие большего числа литейных дефектов и ослабленные границы зерен в материале лопаток изменили состояние поверхностного и подповерхностных слоев детали.

Необходимость дальнейшего, более глубокого исследования причин образования столь большого числа металлургических дефектов сохранилась; для уточнения природы их возникновения необходимо проведение дополнительных исследований с широким использованием современных как металловедческих (растровая электронная микроскопия и рентгеноспектральный микроанализ), так и металлофизических (микрорентгеноструктурный) методов анализа.

Литература

1. *Каблов Е. Н.* Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытие). — М.: МИСИС, 2001. — 632 с.
2. *Казанджан П. К., Тихонов Н. Д.* Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1995. — 320 с.
3. *Лозицкий Л. П. и др.* Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Воздушный транспорт, 1992. — 535 с.
4. *Петухов А. Н.* Сопротивление усталости деталей ГТД. — М.: Машиностроение, 1993. — 240 с.

А. В. Тихомиров

АО «ОДК-Климов», ИЦ КБ-7, Москва

КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ ПО УЛУЧШЕНИЮ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ПАЙКИ УЗЛА СОПЛОВОГО АППАРАТА ТНД ПАЯНОГО ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ РД-33МК

Аннотация. В статье показан способ улучшения технологичности узла соплового аппарата ТНД паяного при серийном изготовлении двигателя РД-33МК. Улучшение технологичности связано с более качественной пайкой и уменьшением трудоемкости технологического процесса. Данный способ улучшения применим ко всем сопловым аппаратам схожей конструкции.

Вводная часть

В процессе сопровождения производства двигателей РД-33МК на сопловых аппаратах ТНД паяных часто обнаруживается непропай с первого раза по малой полке в местах стыка секторов лопаток между собой. Данная проблема связана:

- 1) со сложностью изготовления и контроля отдельных секторов лопаток (выдерживания при механической обработке точных размеров, обеспечивающих необходимые зазоры при сборке узла на пайку), приводящей к завышенным относительно ТТ чертежа зазорам по стыкам малых полок;
- 2) с вытеканием припоя из швов по причине завышенных зазоров по стыкам секторов лопаток.

Были проведены значительные по трудоемкости работы по устранению данного дефекта путем улучшения технологических процессов механической обработки и пайки, но проблема вытекания припоя из стыков не была решена окончательно.

Цель данной работы — решить проблему вытекания припоя из стыков, упростить технологический процесс и повысить качество высокотемпературной пайки с помощью конструктивных мероприятий.

Основная часть

Особенность пайки существующей конструкции аппарата соплового ТНД паяного

Проверка технологического процесса изготовления показала, что основной причиной образования трещин по стыкам паяных швов узла является изготовление

секторов лопаток с отклонением по хорде, углам стыковочных поверхностей, сложность контроля данных размеров в условиях серийного производства. Это приводит к образованию внутренних напряжений при сборке аппарата соплового под пайку. На этапе сборки перед пайкой осуществляется подгонка деталей, включающая «заневоливание» прижимами и струбцинами, а затем прихваткой сваркой деталей и технологических планок. При этом возникают внутренние напряжения. Затем в операции «пайка» на этапе нагрева детали, приспособления и припоя температурой до 1 250 °С происходит неравномерное температурное расширение узла, приводящее к образованию зазоров больше допустимого в двух и более стыках секторов лопаток, из-за чего припой не может удержаться и начинает вытекать под действием гравитационной силы (см. рис. 1).

Условно поверхность стыка секторов лопаток можно разделить на три зоны:

- 1) зона А, где образуется «хорошее» паяное соединение, припой имеет препятствие для вытекания из стыка;
- 2) зона Б «удовлетворительной» пайки, где припой имеет возможность для стекания, возможны небольшие непропаи при завышенных зазорах, но при зазоре более 0,15 мм получается непропай из-за вытекания из стыка припоя;
- 3) зона В, где для припоя нет препятствия для вытекания из стыка при зазоре более 0,15 мм, происходит непропай.

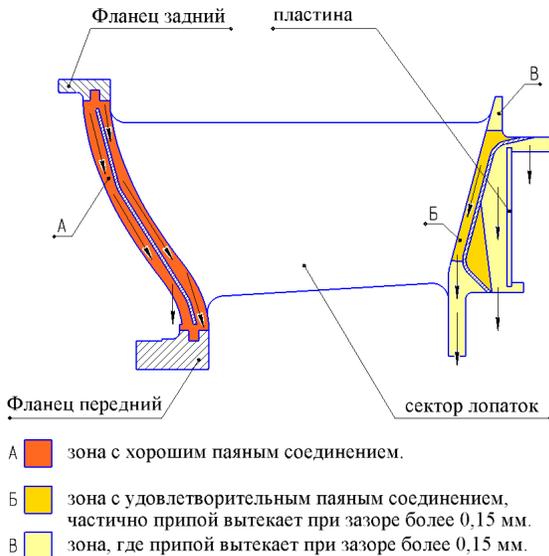


Рисунок 1. Схема качества пайки стыков секторов лопаток

Отмечено, что специальная никелевая сетка, накладываемая снаружи на стык для сдерживания вытекания припоя, при большом зазоре между секторами лопаток не удерживает вытекающий из стыка припой и остатки припоя на сетке создают «скрытый непрой». Припой образует на никелевой сетке слой от 1 до 3 мм (см. рис. 2), который частично устраняется при окончательной механической обработке данных мест (токарная обработка).

При токарной обработке узла происходит снятие резцом части слоя пайки с одновременным «ударом» резца по секторам, что приводит к сколам и растрескиванию по стыкам малых полок секторов лопаток (рис. 3). Заменить токарную обработку на шлифовальную по ряду причин невозможно. При этом по большой полке трещины не образуются, из-за наличия в конструкции силовых колец, которые препятствуют вытеканию припоя из стыков.

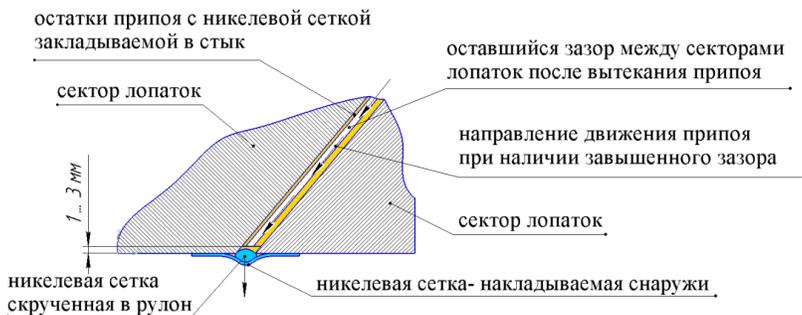


Рисунок 2. Образование «скрытого непроя» в стыках секторов лопаток по малой полке

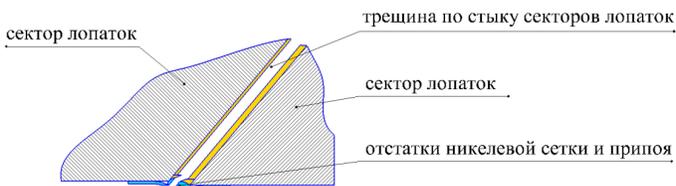


Рисунок 3. Образование трещины при механической обработке после пайки в стыках секторов лопаток малой полки, имеющих «скрытые непрояи»

Результаты опытных работ показали, что для качественной высокотемпературной пайки необходим зазор между спаиваемыми деталями не более 0,15 мм, че-

го крайне сложно достигнуть по всем стыкам в условиях серийного производства. Однако наличие надежного способа удерживать припой в стыках секторов лопаток обеспечит качественную пайку при наличии завышенного зазора.

Конструктивные мероприятия по улучшению качества высокотемпературной пайки и окончательной механической обработки

Для исключения проблем, рассмотренных в п. 1.1, предлагается конструкция узла соплового аппарата, представленная на рисунке 4. В конструкцию введена новая деталь Лабиринт 2. Кольцо 3 введено взамен пластин (рис. 1). Фланец передний 4 и Фланец задний 5 остаются без изменений. В Секторе лопаток 1 изменения коснулись малой полки, в местах соединения с деталями 2 и 3. Фиксирующее разрезное кольцо 6 введено для надежного соединения Кольца 3 с сектором лопаток 1.

Сборка узла перед операцией пайки выполняется в порядке, указанном ниже (см. рис. 4):

1. Установка Кольца 3 в паз Лабиринта 2.
2. Установка Сектор лопаток 1 в паз Лабиринта 2.
3. Установка Фланца переднего 4 в Сектор лопаток 1.
4. Установка Фланца заднего 5 в Сектор лопаток 1.
5. Установка Разрезного кольца 6 в паз Сектора лопаток 1.

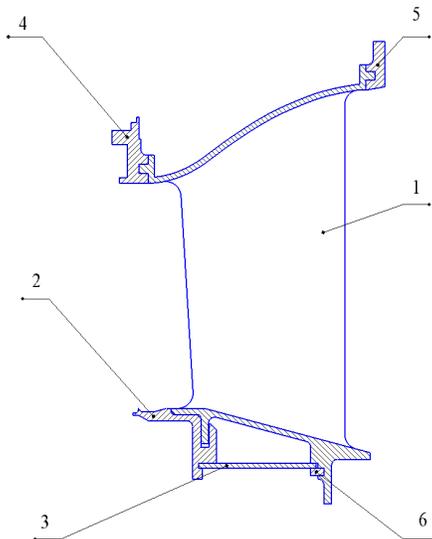


Рисунок 4. Схема предлагаемой конструкции узла соплового аппарата ТНД паяного

Особенность предлагаемой конструкции состоит в том, что пайка узла будет происходить за одну операцию.

На рисунке 5 показано, как улучшится качество пайки узла. С помощью введения Лабиринта 2 в конструкцию во время высокотемпературной пайки припой будет надежно удерживаться в стыках секторов лопаток и образовывать монолитный паяный шов.

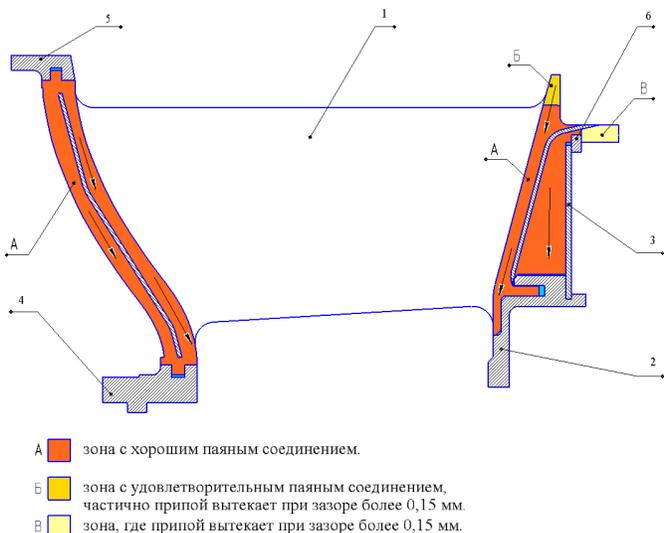


Рисунок 5. Схема удержания припоя в стыках секторов лопаток в предлагаемой конструкции

Заключение

Представленная в статье конструкция узла учитывает не только конструктивные требования, но и технологические для обеспечения высокотемпературной пайки в условиях серийного производства.

Результаты изменения конструкции:

- масса узла возрастет не более чем на 3,5 %;
- трудоемкость изготовления уменьшится — исключение из технологического процесса отдельной операции пайки пластин и дополнительных операций подпайки;
- сборка узла и наложения припоя перед пайкой упростится;
- прочность узла повысится — припой надежно удерживается в стыках во время пайки.

А. И. Дубин

ПАО «ОДК-УМПО», Уфа
ogmet@umpo.ru

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГТД УПРОЧНЯЮЩЕЙ ОБРАБОТКОЙ

Аннотация. Рассмотрены подходы к повышению сопротивления усталости деталей газотурбинного двигателя (ГТД) с применением упрочняющих обработок на основе поверхностно-пластического деформирования (ППД). Приведены результаты контроля остаточных поверхностных напряжений и испытаний на многоцикловую усталость образцов лопаток, прошедших упрочнение поверхности методами поверхностно-пластического деформирования по нескольким технологическим вариантам. Приведены рекомендации по использованию методов ППД для защиты поверхности лопаток компрессора.

Введение

Одними из наиболее массовых и ответственных деталей, работающих в условиях высоких знакопеременных нагрузок, температур, агрессивных сред и эрозии, определяя в большинстве случаев ресурс и надежность газотурбинных двигателей, являются лопатки компрессора ГТД. Повреждаемость рабочих лопаток компрессора в большинстве случаев связана с такими факторами, как появление забоин, трещин усталости, питтинговой коррозии, эрозионного износа и обрыва лопаток [1].

Как показывает опыт, большинство разрушений деталей машин в эксплуатации носит усталостный характер. Чаще всего усталостное разрушение начинается в тонком приповерхностном слое, с зарождения небольшого очага или ряда очагов, которые, развиваясь, превращаются в усталостную трещину. Сопротивление усталости и долговечность работы деталей зависят от быстроты зарождения усталостной трещины и скорости ее распространения. На последние факторы, в свою очередь, влияют пластические свойства материала и его структура, физико-механические и химические свойства, напряженное состояние поверхностного слоя и геометрические параметры поверхности [1; 5; 6].

Технологическим проблемам формирования поверхностного слоя деталей машин, обеспечивающего заданные эксплуатационные свойства, посвящено достаточно много работ. Так, например, вопросы получения оптимальной системы па-

раметров качества поверхности деталей машин, которая бы наиболее полно отражала их эксплуатационные свойства, изложены в исследованиях А. И. Исаева, А. А. Маталина, В. Ф. Безъязычного, А. Г. Сулова, В. С. Мухина и других авторов. Продолжаются также исследования в области анализа факторов, влияющих на параметры поверхностного слоя деталей машин, а также взаимосвязи между этими параметрами при различных методах обработки для управления качества поверхности [4; 6; 7].

Качество изготовления деталей машин во многом зависит от метода их финишной обработки, так как именно на этой стадии формируется поверхностный слой детали, определяющий основные эксплуатационные свойства [2]. Использование методов обработки резанием зачастую, наряду с обеспечением высокого уровня шероховатости, могут приводить и к ухудшению эксплуатационных свойств деталей — рисунок 1.

Для повышения эксплуатационных свойств деталей машин нашли широкое применение методы ППД. Существует много методов упрочнения поверхностным деформированием, основанных на статическом и динамическом воздействии на поверхностный слой, вызывающих в нем пластическую деформацию. В процессе упрочнения поверхностного слоя (без значительного его разогрева при механическом воздействии) обычно не происходят химические превращения, а имеет место дробление и изменение ориентации блоков и зерен, увеличение числа дефектов субструктуры.

Поверхностное упрочнение является одним из наиболее известных технологических направлений повышения сопротивления усталости деталей, нашедшее широкое применение во многих отраслях машиностроения.

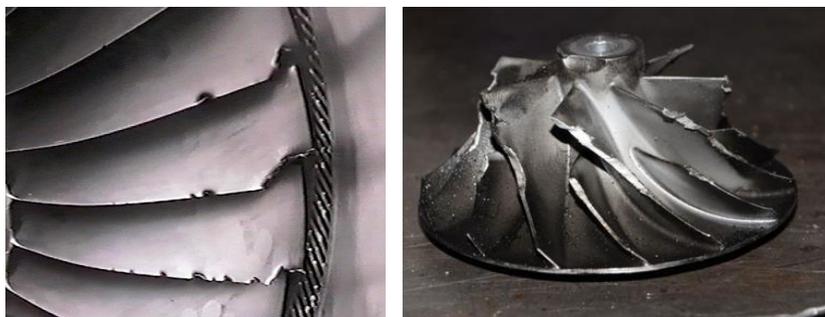


Рисунок 1. Детали компрессора ГТД с эксплуатационными дефектами: по материалам www/industr-avia/Olympus.co.ru

Большие заслуги в разработке и развитии этого направления имеют такие ученые, как И. В. Кудрявцев, И. А. Одинг, а также С. В. Серенсен и др. [2].

Вместе с тем, в результате прочностных расчетов, в последнее время при проектировании с двигателями значительно возрастают требования к обеспечению заданного напряженного состояния и наклепа в таких конструктивных элементах деталей, как галтельные переходы, радиусы скругления, ножки замков лопаток и др., а также значительного повышения сопротивления усталости.

Таким образом, поиск новых технологических вариантов упрочнения для повышения сопротивления усталости и циклической долговечности рабочих лопаток компрессора из титановых и жаропрочных сплавов в их производстве и ремонте является актуальной задачей современного авиационного двигателестроения.

Основная часть

В работе изучалось влияние на сопротивление усталости образцов лопаток компрессора ГТД из стали ХН45МВТЮБР-ИД различных финишных обработок методами ППД. Исследуемый в работе материал — ХН45МВТЮБР-ИД (ЭП718-ИД) — это жаропрочная сталь с содержанием никеля 43–47 % и набором легирующих элементов. Благодаря содержанию алюминия, вольфрама, титана высоконагруженные детали из этого сплава выдерживают высокое давление и температуру. Применяется в высоконагружаемых деталях, работающих при температуре среды до 700–800 °С в широком пределе климатических условий. Используется в камерах сгорания и других высокотемпературных деталях ГТД. Материал применяют в элементах оборудования, эксплуатируемого в агрессивных и высоконагруженных средах. Сталь обладает высокой прочностью, является коррозионностойкой и хорошо сваривается. Сталь ХН45МВТЮБР выплавляется в индукционных электропечах [8].

Наряду с исходным неупрочненным состоянием — 1 в работе рассматривались следующие варианты технологических операций упрочнения ППД образцов лопаток:

2 — комбинированное пневмогидродробеструйное упрочнение (ПГДУ) стеклянными шариками $\varnothing 0,5 \pm 0,1$ мм и объемное виброшлифование на 3-координатной виброустановке в рабочей среде из стальных шариков и абразива.

3 — комбинированное упрочнение виброгалтовкой стальными шариками и виброшлифование в рабочей среде из стальных шариков и абразива на 3-координатной виброустановке.

4 — комбинированное упрочнение ПГДУ стальными микрошариками $\varnothing 0,1 \dots 0,2$ мм и объемное виброшлифование в рабочей среде из стальных шариков и абразива.

Определяющими параметрами при обработке образцов лопаток методом ПГДУ являлись время упрочнения, угол потока микрошариков, давление воздуха на сопло, расстояние от среза сопла до поверхности образца, а также скорость перемещения стола.

Основными параметрами операции виброгалтовки являются амплитуда колебаний по осям X, Y, Z, частота и амплитуда колебаний стола, а также продолжительность обработки.

Рабочую среду для виброобработки составляли из наполнителя и рабочей жидкости с поверхностно-активными, смазывающе-охлаждающими и антикоррозионными свойствами. При виброгалтовке наполнитель формировали из стальных шариков, при объемном виброшлифовании наполнитель составляли из стальных шариков и абразивного материала — формокорунда, возможно применение другого виброгалтовочного наполнителя.

Определение остаточных напряжений в поверхностном слое в осевом направлении проводилось на плоских образцах (рис. 2) по методике [3]. Пластинки вырезались электроэрозионным способом.

Результаты приведены на рисунке 3.

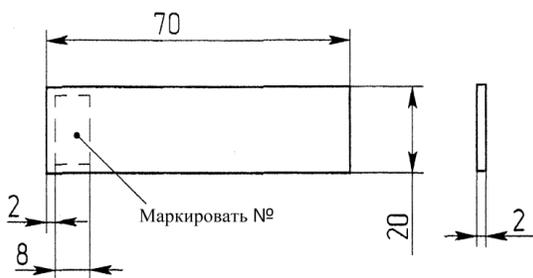


Рисунок 2. Эскиз образца для исследования остаточных напряжений

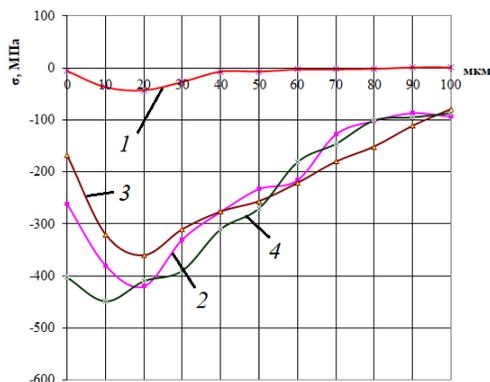


Рисунок 3. Эпюры остаточных напряжений в поверхностном слое образцов:

1, 2, 3, 4 — номера вариантов

Как следует из рисунка 3, в варианте без упрочнения 1 наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия максимальной величиной -60 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются и переходят в нулевые напряжения.

В образцах с упрочнением по варианту 2 наблюдаются максимальные остаточные поверхностные напряжения сжатия -420 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются до -94 МПа.

В образцах с упрочнением по варианту 3 наблюдаются максимальные остаточные поверхностные напряжения сжатия -360 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются до уровня -79 МПа.

В образцах с упрочнением по варианту 4 наблюдаются максимальные остаточные поверхностные напряжения сжатия -440 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются до уровня -87 МПа.

Таким образом, во всех исследуемых образцах отмечается наличие сжимающих поверхностных напряжений, уровень и глубина залегания которых определяются параметрами упрочнения.

Испытания на усталость образцов лопаток компрессора проводились в условиях симметричного изгиба по первой (основной) форме колебаний при комнатной температуре на электродинамическом вибростенде на определение предела выносливости стандартным ускоренным методом. За базу испытаний в соответствии с известной методикой принимали $20 \cdot 10^6$ циклов нагружения.

Построенные графически левые ветви кривых усталости исследуемых вариантов приведены на рисунке 4.

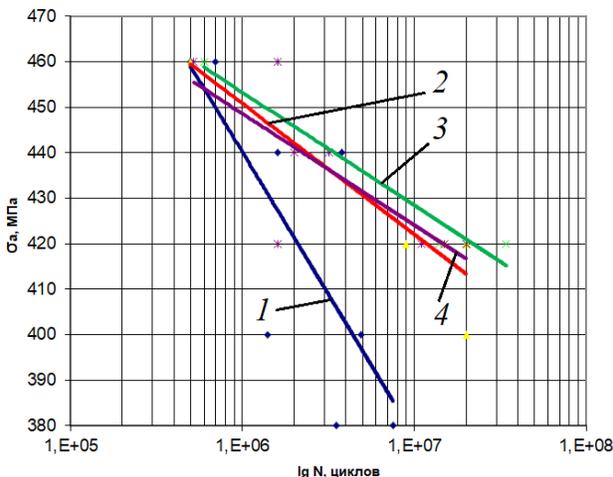


Рисунок 4. Кривые усталости исследуемых вариантов

Предел выносливости на базе испытаний $20 \cdot 10^6$ циклов нагружения составил:

Исходное состояние вариант 1 — $\sigma_{-1} = 360$ МПа ($Ra = 0,16-0,18$ мкм), для комбинированных вариантов ППД № 2 ($Ra = 0,3-0,5$ мкм), 4 ($Ra = 0,46-0,7$ мкм) $\sigma_{-1} = 400$ МПа, т. е. повысился на 11 %. После варианта ППД № 3 $\sigma_{-1} = 420$ МПа, т. е. повысился на 12 %. Относительно большее приращение значений предела выносливости образцов варианта 3 объясняется тем, что в результате данной обработки сформировалось стабильное напряженное состояние поверхностного слоя с оптимальным уровнем сжимающих остаточных напряжений и при этом с наименьшей шероховатостью поверхности ($Ra = 0,18-0,24$ мкм). Следует также отметить, что при этом шероховатость поверхности после рассматриваемых вариантов ППД увеличилась относительно исходного состояния. Путем дальнейшего подбора параметров упрочняющих обработок можно достичь положительного эффекта для деталей из различных применяемых материалов.

Проведенными исследованиями выявлено, что в результате использования методов ППД в поверхностном слое образцов лопаток компрессора формируется стабильное остаточное напряженно-деформированное состояние с напряжениями сжатия, обеспечивающее повышение усталостных характеристик образцов. Вместе с тем необходимо продолжить исследования в части изучения поведения упрочненных лопаток в условиях реальной эксплуатации двигателей с оценкой воздействия на поверхность пера капельной эрозии, абразивного износа, образования солевых отложений и т. д.

Заключение

Таким образом, в результате проведенного исследования показана возможность повышения предела выносливости лопаток на 11...12 %, используя методы ППД. Также предложены рекомендации, связанные с использованием методов ППД для обеспечения прочности и защиты поверхностных слоев ответственных деталей от воздействий эксплуатационной среды при обеспечении несущей способности.

Литература

1. *Петухов А. Н.* Сопротивление усталости деталей ГТД. — М.: Машиностроение, 1993. — 240 с.
2. *Сулима А. М.* Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин / А. М. Сулима, В. А. Шулов, Ю. Д. Ягодкин. — М.: Машиностроение, 1988. — 238 с.
3. Определение остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопаток двигателей. Методические материалы / НИАТ. 1965. — 20 с.
4. *Смыслов А. М.* К вопросу о релаксационной стойкости лопаток компрессора из титановых сплавов / А. М. Смыслов, М. К. Смыслова, А. И. Дубин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. — 2011. № 3 (27). Ч. 2. — С. 227–232.
5. *Мухин В. С.* Поверхность: технологические аспекты прочности деталей ГТД. — М.: Наука, 2005. — 296 с.
6. *Смелянский В. М.* Механика упрочнения деталей поверхностным пластическим деформированием. — М.: Машиностроение, 2002. — 300 с.
7. *Дубин А. И.* Применение технологий упрочнения поверхности для повышения сопротивления усталости лопаток компрессора ГТД // сб. докладов научно-технической конференции «Климовские чтения — 2016. Перспективные направления развития авиадвигателестроения». — СПб.: Скифия-принт, 2016. — С. 267–272.
8. *Кишкин С. Т., Качанов Е. Б., Булыгин И. П.* Авиационные материалы. Том 3. Жаропрочные стали и сплавы. Сплавы на основе тугоплавких металлов. Часть I. Деформируемые жаропрочные стали и сплавы / под ред. А. Т. Туманова: Справочник в 9 т. — 6-е изд., перераб. и доп. — М.: ОНТИ, 1975. — 565 с.

Е. В. Николитч, А. А. Жлоба

ОАО ММП им. В. В. Чернышева, Москва
a.a.zhloba@yandex.ru

ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ СОЕДИНЕНИЯ ЛИТЕЙНЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ (ЖНС) СПОСОБОМ ДИФфуЗИОННОЙ КОНГЛОМЕРАЦИИ

1. Технологическая свариваемость ЖНС при применении диффузионной сварки

Технологическая свариваемость, определяющаяся тремя факторами: фактором материала, конструктивным и технологическим, ограничивает применимость в производстве, связанном со сварочными операциями, в основном из-за конструктивного фактора. Реализация полученных результатов опытных работ по диффузионному соединению жаропрочных никелевых сплавов в производстве деталей с применением сварочных операций как технология сталкивается с техническими аспектами, затрудняющими применимость данного способа.

На сегодняшний день проектирование деталей, производство которых связано со сварочными операциями, ведется с учетом применения сварки (пайки) с плавлением материала. Считается, что зазоры, возникающие между соединяемыми поверхностями, заполнятся жидким металлом. Для применения диффузионного способа требуются конструкторские доработки мест соединений, свариваемых деталей, так как соединение происходит в твердом состоянии без плавления материала.

Способ соединения материала в твердой фазе во многом решает проблемы свариваемости высоколегированных жаропрочных сплавов.

2. Технологические задачи, требующие решения для реализации способа диффузионного соединения в производстве

Диффузионный способ обеспечивает качественное соединение. При этом рациональный состав сплава, обеспечивающий достаточно упругое состояние при температурах, близких к T_s , является благоприятным условием не только для прохождения процесса диффузионной конгломерации, но и для сохранения геометрии

ческих размеров свариваемых частей. Другими словами, фактор материала не является препятствием для получения сварного соединения, обеспечивающего требуемый уровень механических свойств. Результаты испытаний механических свойств образцов, сваренных диффузионным способом, приводятся в статье «Сварка жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС) в твердом состоянии — реализация конструкторских решений» (авторы Е. В. Николич, А. А. Жлоба).

Зная, что диффузионный способ обеспечивает достаточно высокое качество соединения, становится очевидной необходимость отработки как технологического процесса способов механической обработки свариваемых поверхностей. Если при сварке плавлением зазоры заполняются жидким металлом, то в случае соединения в твердом состоянии необходимо избегать наличия зазоров при состыковке соединяемых поверхностей. Пример проведенных опытных работ выявляет необходимость поиска конструкторских решений для соединения контактирующих **параллельных и равнопрофильных поверхностей** в деталях.

3. Примеры реализации способа диффузионного соединения

Соединение контактирующих параллельных поверхностей



Рисунок 1. Лопатка рабочая турбинная (ЖС32).

Место диффузионного соединения показано стрелкой. Качество соединения подтверждено усталостными испытаниями.

Параллельные поверхности

Равнопрофильные поверхности

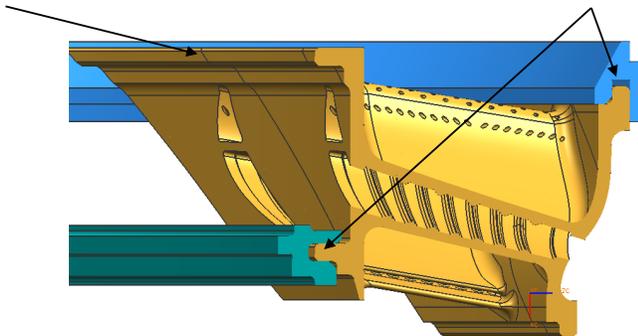


Рисунок 2. Соединение деталей соплового аппарата

Например, для обеспечения диффузионного соединения деталей сопловых аппаратов необходимо обеспечить качественное прилегание сопряженных параллельных поверхностей полок сопловых лопаток и равнопрофильных — при соединении полок сопловых лопаток с кольцами.

Решение задачи требует повышения точности механической обработки при подготовке поверхностей деталей для диффузионного соединения.

Соединение равнопрофильных поверхностей



Рисунок 3.

Металлографические исследования

Исследования проводились на оптическом микроскопе Axiovert 40 MAT.

При проведении исследований оптическим способом ($\times 50$ — $\times 1000$) места соединений, полученные диффузионным способом, практически не определяются.

Требуется отработка методов контроля мест соединений для реализации способа диффузионной конгломерации как сварочного процесса в производстве.

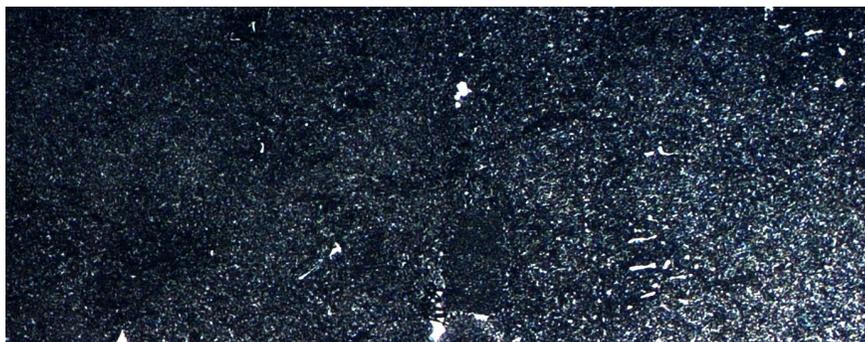


Фото 1. ЖС32ВИ + ЖС32ВИ $\times 500$

Выводы

1. Способ диффузионного соединения обеспечивает высокое качество сварного соединения литейных высоколегированных жаропрочных никелевых сплавов без снижения уровня механических свойств, сохраняя геометрические размеры свариваемых частей.
2. Повышение качества сварных операций с применением диффузионного способа соединения при производстве деталей увеличит ресурс их эксплуатации.
3. Способ соединения в твердом состоянии не ограничивает конструкторские возможности в выборе материала.
4. Способ соединения в твердом состоянии позволит проводить процесс контактной диффузионной сварки деталей партией-термосадкой и добиваться значительного экономического эффекта.

Основываясь на результатах проводимых опытных работ, выявляя технические аспекты и решая связанные с этим задачи, ведется работа по использованию соединения литейных жаропрочных никелевых сплавов способом диффузионной конгломерации в виде сварочных технологий в производстве деталей авиационных двигателей.

ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.833

Т. В. Шеховцева, Е. В. Шеховцева

ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск

evgeniya.shehovtseva@uec-saturn.ru

ПЛАНЕТАРНО-ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЙ РЕДУКТОР С МЕХАНИЗМОМ ДОЗАГРУЗКИ

Аннотация. В статье представлен сконструированный планетарно-дифференциальный редуктор с двумя концентричными выходными валами. Разработанная конструкция редуктора позволяет повысить КПД редуктора, а также снизить нагрузки на опоры входного вала и на опоры выходных валов редуктора с уменьшением габаритных размеров изделия. В кинематической схеме редуктора применен механизм дозагрузки. Следовательно, дополнительным техническим результатом является распределение нагрузки от нагружающих элементов по валам, позволяющее обеспечить заданный баланс сил. Представлены результаты прочностных расчетов зубчатых передач и КПД.

Обозначения и сокращения

ТВД — турбовинтовой двигатель

КПД — коэффициент полезного действия

ГТД — газотурбинный двигатель

Одно из приоритетных направлений развития ТВД — малоразмерные двигатели с уменьшением габаритов двигателя и его массы, но при этом присутствует требование повышения надежности и ресурса основных узлов. Авиационные зубчатые передачи приводов и редукторов занимают особое место в силовой установке летательного аппарата. При высоком уровне надежности, обеспечивающем безопасность полета, в авиационных изделиях значения удельной массы изделия являются критичными. Улучшение свойств этих передач — повышение

несущей способности, снижение габаритно-массовых параметров, увеличение сроков службы и КПД — является постоянной задачей в области авиационного редукторостроения. Для минимизации габаритов редукторов ТВД при соосности выходных и входного валов необходимо применять дифференциальные и планетарные передачи.

В настоящее время известен редуктор ГТД ОАО «Авиадвигатель» [1–2] (рис. 1). Редуктор включает в себя внешнее и внутреннее зубчатые зацепления, входной вал, снабженный прямозубым зубчатым колесом 1 внешнего зацепления, два выходных вала, один из которых обеспечен прямозубым зубчатым колесом 2 внутреннего зацепления, а другой — прямозубым зубчатым колесом 3 внешнего зацепления, и сателлиты в виде блока зубчатых колес внешнего прямозубого зацепления. Особенностью данного редуктора является отношение диаметра начальной окружности ведомой шестерни $D_{ш}$ к диаметру начальной окружности ведущего колеса D_k как 2 : 5.

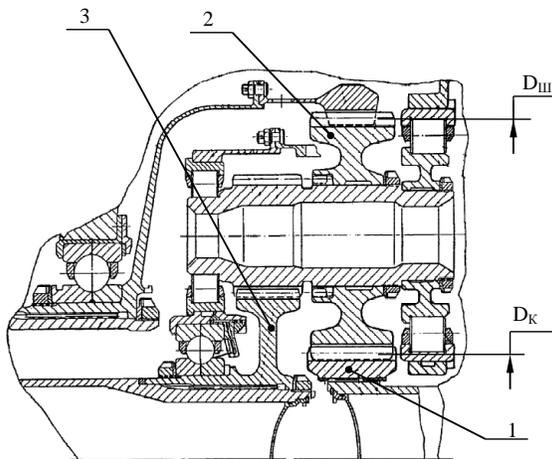


Рисунок 1. Редуктор ГТД

Недостатком данных редукторов является низкий коэффициент полезного действия редукторов из-за высокого уровня потерь в зубчатом зацеплении, так как зубчатый венец входного вала-шестерни и малый зубчатый венец блока сателлитов имеют малое число зубьев.

Также недостатком является то, что редукторы имеют большие габаритные размеры, связанные с тем, что, во-первых, прямозубые передачи не создают раз-

гружающей осевой нагрузки на подшипники; во-вторых, опоры входного вала-шестерни и опоры выходных наружного и внутреннего валов расположены на одной оси, тем самым увеличивается длинновой габаритный размер редукторов; в-третьих, большие передаточные отношения на выходных валах редукторов, приводящие к увеличению диаметрального габаритного размера.

Еще одним недостатком является то, что в опорах-валах применяются частично оригинальные подшипники, что значительно повышает себестоимость редукторов.

Разработан планетарно-дифференциальный редуктор [3], представленный на рисунке 2, для повышения КПД зубчатого зацепления, снижения нагрузки на опоры входного вала и на опоры выходных валов и уменьшения габаритных размеров привода в целом.

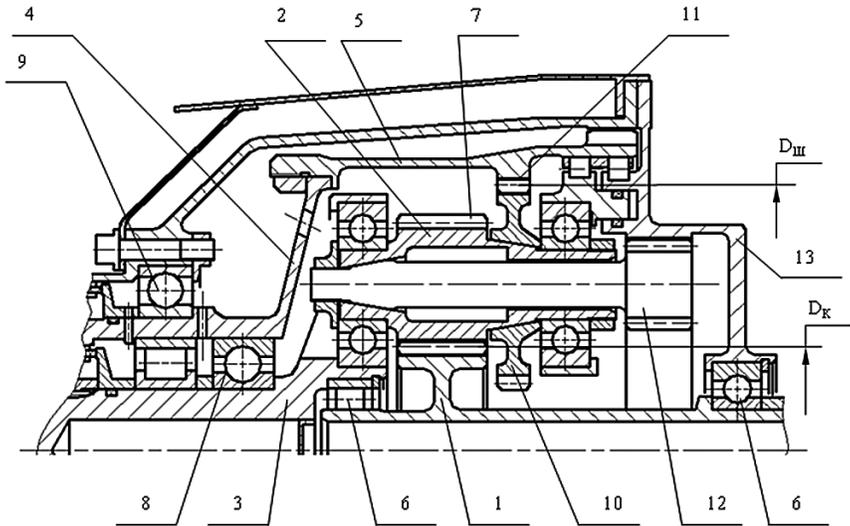


Рисунок 2. Разрез планетарно-дифференциального редуктора

Дополнительным эффектом разработанной конструкции является распределение нагрузки от нагружающих элементов по валам. В результате чего достигается заданный баланс сил в редукторе.

Разработанный планетарно-дифференциальный редуктор состоит из входного вала-шестерни 1, сопряженного с блоком сателлитов 2, внутреннего выходного ва-

ла 3, наружного выходного вала 4 с телом вращения 5 (рис.й 2). При этом в наружный выходной вал 4 концентрично установлен внутренний выходной вал 3. Тело вращения 5 наружного выходного вала 4 снабжено зубчатым венцом внутреннего зацепления.

Новшеством предложенной конструкции является то, что входной вал-шестерня 1 снабжен опорами 6. И хотя бы одна опора 6 входного вала-шестерни 1 концентрично установлена во внутреннем выходном валу 3. Входной вал-шестерня 1 сопряжен косозубым внешним зубчатым зацеплением с малым зубчатым венцом 7 блока сателлитов 2, связанным с внутренним выходным валом 3.

Внутренний выходной вал 3 содержит опору 8, установленную концентрично относительно опоры 9 наружного выходного вала 4. Большой зубчатый венец 10 блока сателлитов 2 сопряжен внутренним прямозубым зубчатым зацеплением 11 с зубчатым венцом тела вращения 5. При этом отношение диаметра начальной окружности зубчатого венца внутреннего зацепления наружного выходного вала 4 ($Dш$) к диаметру начальной окружности входного вала-шестерни 1 ($Dк$) составляет 2...3.

Блок сателлитов 2 дополнительно снабжен шестерней 12 с прямозубым зубчатым венцом, сопряженной через внутреннее зацепление с крышкой 14.

За счет того, что входной вал-шестерня 1 с опорами 6 концентрично установлен во внутреннем выходном валу 3, а внутренний выходной вал 3 концентрично установлен в наружный выходной вал 4, при этом опоры всех валов расположены так же концентрично, достигается компактная схема редуктора за счет уменьшения диаметрального и длиннового габаритных размеров редуктора. При этом в редукторе блок сателлитов 2 одновременно связан с наружным выходным валом 4 и с внутренним выходным валом 3 и имеется косозубое зацепление с малым зубчатым венцом 7 блока сателлитов 2 и прямозубое зацепление с большим зубчатым венцом 10 блока сателлитов 2, это позволяет увеличить число зубьев на малом зубчатом венце 7 блока сателлитов 2. Также это позволит разгрузить опоры выходных валов и входного вала, тем самым снизить нагрузки на опоры валов и повысить КПД самого редуктора.

Дополнительно введение в блок сателлитов 2 механизма дозагрузки в виде внутреннего зубчатого зацепления 13 позволяет обеспечить заданный баланс сил в редукторе при распределении нагрузки от нагружающих элементов по выходным валам.

Передаточные отношения на валах 4 и 3 в редукторе в результате применения планетарно-дифференциальной схемы зацепления определяются согласно формулам (1) и (2):

$$i_4 = 1 + 2 \cdot \frac{(Z_{11} \cdot Z_7)}{(Z_{10} \cdot Z_1)}; \quad (1)$$

$$i_3 = \frac{(Z_{13} \cdot Z_7)}{(Z_{12} \cdot Z_1)}; \quad (2)$$

где i_4 — передаточное отношение наружного выходного вала 4;
 i_3 — передаточное отношение внутреннего выходного вала 3;
 Z_{11} — число зубьев зубчатого венца внутреннего зацепления 11 тела вращения 5;
 Z_7 — число зубьев малого зубчатого венца 7 блока сателлитов 2;
 Z_{10} — число зубьев большого зубчатого венца 10 блока сателлитов 2;
 Z_1 — число зубьев зубчатого венца на валу-шестерне 1;
 Z_{13} — число зубьев внутреннего зубчатого зацепления на крышке 13;
 Z_{12} — число зубьев шестерни 12.

Редуктор содержит блок сателлитов 2, который одновременно связан с наружным выходным валом 4 и внутренним выходным валом 3, это позволяет увеличить число зубьев малого зубчатого венца 7 блока сателлитов 2 и увеличить КПД редуктора:

$$\eta = \pi \cdot f \cdot \cos \beta \cdot \left(\frac{1}{Z_1} + \frac{1}{Z_7} \right) \cdot \frac{(\mathcal{E}_{a1}^2 + \mathcal{E}_{a7}^2)}{(\mathcal{E}_{a1} + \mathcal{E}_{a7})}, \quad (3)$$

где η — КПД редуктора;
 f — суммарный коэффициент трения в паре зубчатых колес;
 β — угол наклона зубчатого колеса;
 Z_1 и Z_7 — число зубьев входного вала-шестерни и малого зубчатого венца блока сателлитов соответственно;
 \mathcal{E}_{a1} и \mathcal{E}_{a7} — коэффициенты доплюсного и заплуюсного зацеплений соответственно, для зацепления с углом профиля зуба 20° $\mathcal{E}_{a1} = 0,78$, $\mathcal{E}_{a7} = 0,9$.

Количество блоков сателлитов 2 в планетарно-дифференциальном редукторе должно быть от 3 до 7 штук (рис. 3).

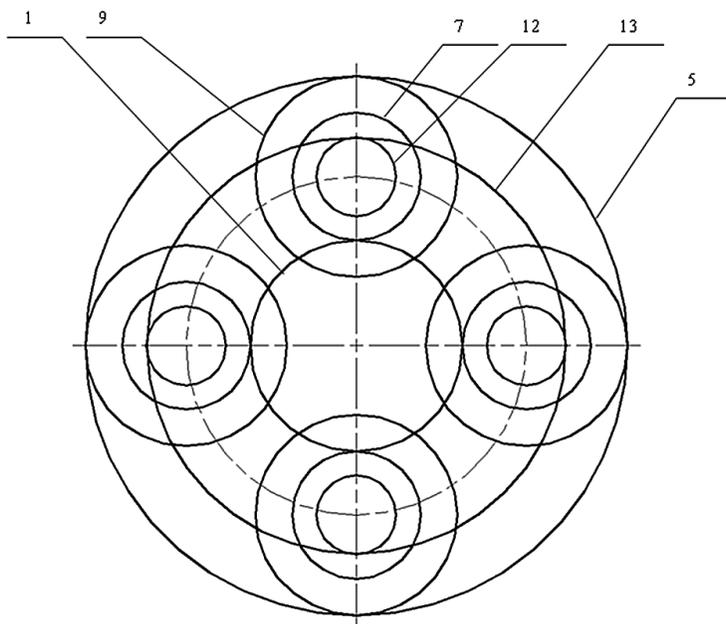


Рисунок 3. Кинематическая схема зацепления

Сконструированный планетарно-дифференциальный редуктор работает следующим образом.

Крутящий момент от входного звена, например компрессора или турбины (не показаны), передается на входной вал-шестерню 1. От вала-шестерни 1 момент передается через внешнее косозубое зубчатое зацепление малого зубчатого венца 7 на блок сателлитов 2. Затем крутящий момент поступает от малого зубчатого венца 7 блока сателлитов 2 на внутренний выходной вал 3, а от большого зубчатого венца 10 блока сателлитов 2 через внутреннее прямозубое зубчатое зацепление на тело вращения 5 и соответственно на наружный выходной вал 4. При этом одновременно крутящий момент передается от блока сателлитов 2 шестерне 12, при помощи внутреннего прямозубого зубчатого зацепления соединенной с крышкой 13. Благодаря этому осуществляется балансировка сил в самом редукторе при распределении нагрузки от нагружающих элементов по выходным внутреннему 3 и наружному 4 валам.

Выполнен прочностной расчет сконструированного редуктора с оценкой КПД на базе исходных данных, представленных в таблице 1.

Таблица 1.

Исходные данные по зубчатым колесам

№ п/п	Число зубьев Z	Модуль m	Ширина b, мм	Угол исходного контура α , °	Угол наклона зуба β , °	Коэффициент смещения x	Межцентровое расстояние, мм	Степень точности
Дифференциальные ступени								
1	35	1,25	15	20	12	0,889	39,5	4-4-4
7	24	1,25	15			0,7683		
10	32	1,25	6		0	0,5374	-39,5	
11	94	1,25	6			-1,1786		
Степень дозагрузки								
12	14	1,25	12	25	0	-0,003	39,5	4-4-4
13	81	1,25	12			1,6083		

Результаты расчета представлены в таблице 2 при заданных запасах прочности $n_F = 1,25$ и $n_H = 0,93$. Расчеты на прочность выполнены по методикам DIN3990:1987 Метод В и ISO6336:206 Метод В.

Таблица 2.

Результаты прочностного расчета зубчатых колес

№ п/п	Число зубьев Z	Напряжения в ножке зуба σ_F , Н/мм ²	Предельная прочность ножки зуба $[\sigma_F]$, Н/мм ²	Запас прочности n_F	Контактные напряжения на боковой стороне σ_{Ht} , Н/мм ²	Предельная прочность боковой стороны $[\sigma_{Ht}]$, Н/мм ²	Запас прочности n_H	Окружная скорость, м/с	КПД
Дифференциальная ступень									
1	35	786,56	1025,29	1,30	1829,77	1735,21	0,95	65,5	99,588
7	24	788,61	1025,51	1,30	1853,88	1696,93	0,93		
10	32	758,86	1024,70	1,35	1126,31	1726,11	1,59	86,1	99,878
11	94	729,92	1040,97	1,43	1088,11	1833,79	1,69		
Замыкающая ступень									
12	14	648,73	1020,25	1,57	1816,71	1717,75	0,95	25,6	99,125
13	81	479,86	1033,12	2,15	1816,71	1911,83	1,05		

Габариты редуктора ориентировочно составят — максимальный диаметр 165 мм, максимальная длина 152 мм и масса 7 кг.

В заключение следует отметить, что разработанная конструкция снижает габаритно-массовые показатели редуктора, при отношении диаметра начальной окружности зубчатого венца внутреннего зацепления наружного выходного вала $Dш$ к диаметру начальной окружности входного вала-шестерни $Dк$ составляет 2...3 при повышении КПД редуктора, а также снижение нагрузки на опоры входного вала и на опоры выходных валов редуктора. За счет того, что блок сателлитов дополнительно снабжен шестерней с прямозубым зубчатым венцом, сопряженной внутренним зубчатым зацеплением с крышкой, выполненной с возможностью прохода входного вала-шестерни, осуществляется распределение нагрузки от нагружающих элементов по валам, тем самым достигается заданный баланс сил в редукторе.

Литература

1. Патент 2346172 Российская Федерация, МПК7 F 02 C7/36. Редуктор газотурбинного двигателя / Кузнецов В. А.; заявитель и патентообладатель: Открытое акционерное общество «Авиадвигатель». — № 2007107573/06; заявл. 28.02.2007; опубл. 10.09.2009, бюл. № 4. — 6 с.
2. Патент 2316667 Российская Федерация, МПК7 F 02 K3/072, F 16 C21/00. Турбореактивный двигатель сверхвысокой степени двухконтурности с редукторным приводом двухрядного вентилятора противоположного вращения / Кузнецов В. А., Пожаринский А. А.; заявитель и патентообладатель: Открытое акционерное общество «Авиадвигатель». — № 2006103474/06; заявл. 06.02.2006; опубл. 10.02.2008, бюл. № 4. — 8 с.
3. Патент 2528236 Российская Федерация, МПК F02C 7/36. Планетарно-дифференциальный редуктор / Шеховцева Е. В., Никифоров В. А.; заявитель и патентообладатель: Открытое акционерное общество «Научно-производственное объединение «Сатурн». — № 2013139906/06; заявл. 27.08.2013; опубл. 10.09.2014, бюл. № 25 — 8 с.

В. А. Давидчук

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург
david_lxii@mail.ru

ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОБЛАКА ЧАСТИЦ С ГАЗОТУРБИНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Аннотация. Представлены результаты математического моделирования процессов образования и взаимодействия дисперсных облаков с газотурбинными двигателями, а также оценка динамики их образования и развития. Разработан алгоритм проведения математического моделирования процесса. В итоге представлены формулы для расчета влияния на конструктивные элементы газотурбинного двигателя дисперсного облака и сделаны предложения по их практическому применению.

На сегодняшний день проведено много исследований по взаимодействию различных частиц с газотурбинными двигателями. Газотурбинные двигатели являются основным источником энергии для летательных аппаратов (ЛА). Это сложнейшее устройство, детали которого работают длительное время в условиях предельно высоких температур и нагрузок. Проведены работы по влиянию на них частиц пыли, вулканического пепла, но не рассматривались случаи, в которых воздействие на двигатель будет осуществлено с помощью искусственно созданного облака частиц, различных диаметров и скоростей.

Для исследования процессов взаимодействия дисперсного облака с газотурбинным двигателем необходимо исследовать механику импульсного многофазного выброса, при наличии развивающейся во времени картины изменений полей скорости, плотности газа и твердых частиц, давления в несущей фазе, а также об интенсивности процессов тепло- и массопереноса между фазами, а также условия работы и основные нагрузки, действующие на элементы авиационных двигателей при их взаимодействии с облаком частиц, что возможно лишь при проведении сложного дорогостоящего натурного эксперимента. Регистрирующая аппаратура для такого эксперимента имеет значительную погрешность, а существующая на сегодня экспериментальная база не позволяет охватить весь спектр необходимых характеристик процесса. Исходя из этого приемлемым инструментом, позволяющим получить необходимые параметры, является математическое моделирование.

При выборе математической модели динамики образования, развития и взаимодействия облака частиц можно воспользоваться методом, основанным на моде-

лях сплошных сред [1]. В основе методов механики сплошных сред лежит так называемое феноменологическое представление газодисперсных течений. Такое представление подразумевает применение к дисперсной фазе, состоящей из отдельных частиц, приближения сплошной среды. Такие методы базируются на использовании уравнений Эйлера или Навье — Стокса.

Основная особенность построения феноменологической модели заключается в переходе от реальной дискретной структуры потока к течению фиктивных континуальных сред. Исходная система дифференциальных уравнений записывается как осредненная. При этом не учитываются физические процессы, происходящие на микроуровне между отдельными частицами. В основе двухфазного движения в рамках двухскоростной (двухконтинуальной) модели лежит схема с общим давлением фаз (бесстолкновительная модель). Бесстолкновительная математическая модель содержит основные данные для математического описания движения многофазных сред методами механики сплошных сред [2].

Для этого принимаются следующие допущения:

- размер дисперсных частиц в смеси много больше молекулярно-кинетических размеров;
- размер дисперсных частиц меньше расстояний, на которых макроскопические или осредненные параметры фаз или смеси меняются существенно;
- смесь монодисперсная;
- дисперсные частицы твердые и недеформируемые;
- отсутствуют процессы образования, слипания и дробления новых дисперсных частиц;
- несущая фаза — газ, так что кинетической энергией мелкомасштабного движения несущей фазы можно пренебречь по сравнению с кинетической энергией мелкомасштабного движения дисперсной фазы;
- отсутствуют фазовые переходы и влияние особых свойств поверхностной фазы.

Описание методами [2] гетерогенных смесей связано с определением взаимопроникающего движения составляющих и введением многоскоростного континуума.

В теории гетерогенных смесей необходимо использовать величины α_i ($i = 1, 2, \dots, N$), характеризующие доли объема смеси, занимаемые каждой фазой ($\alpha_1 + \alpha_2 + \dots + \alpha_N = 1$, ($\alpha_i \geq 0$)), так как каждая фаза занимает лишь часть объема смеси ($V_1 + V_2 + \dots + V_N = V$) в отличие от гомогенных смесей, где каждая компонента может рассматриваться как занимающая весь объем смеси равноправно с другими компонентами. Таким образом, помимо приведенных

плотностей ρ_i , определяются истинные плотности веществ фаз (масса i -й фазы в единице объема i -фазы)

$$\rho_i^o = \rho_i / \alpha_i. \quad (1)$$

В рамках многоскоростной модели проблема многофазного движения сводится к заданию условий совместного движения фаз и определению величин, описывающих внутрифазные (силовое σ_i^k , энергетическое c_i^k и q_i^k) и межфазные (массовое J_{ji} , силовое P_{ji} , энергетическое E_{ji}) взаимодействия.

Соотношения, описывающие силы, действующие на частицу в дисперсной смеси, приводятся в работе [4]:

$$f_{12} = f_{A1} + f_m + f_\mu, \quad (2)$$

где f_{A1} — сила Архимеда, f_m — сила присоединенных масс из-за инерционных эффектов в мелкомасштабном движении с характерной скоростью w_{12} , f_μ — сила трения из-за вязкости несущей фазы.

Учитывая, что вся поверхность дисперсных частиц (за исключением конечно-го числа точек межзеренных контактов) контактирует с газом, составляющие силы, действующей на дисперсную частицу, можно записать для всего объема, введя понятие числа частиц (молекул) в единице объема — $n = \frac{3\alpha_2}{4\pi r^3}$, где r — радиус частиц дисперсной фазы, α_2 — доля объема смеси, тогда:

$$\begin{aligned} F_{A1} &= \alpha_1 n f_{A1} = \frac{3\alpha_2}{4\pi r^3} \rho_1^o \alpha_2 \left(\frac{d_1 v_1}{dt} - g_1 \right), \\ F_m &= \alpha_1 n f_m = \frac{\chi_m}{2} \rho_1^o \alpha_1 \alpha_2 \left(\frac{d_1 v_1}{dt} - \frac{d_2 v_2}{dt} \right), \\ F_\mu &= \alpha_1 n f_\mu = \alpha_2 K_\mu \mu_1 r^{-2} (v_1 - v_2), \end{aligned} \quad (4)$$

где в χ_m — коэффициент, учитывающий влияние неединичности и несферичности дисперсных частиц на силу присоединенных масс ($0 \leq \chi_m \leq 1$); K_μ — коэффициент вязкого взаимодействия; μ — вязкость несущей фазы; v_i — скорости фаз.

Выражения (4) представляют собой расчетные соотношения для определения сил межфазного взаимодействия во всем объеме, занимаемом смесью. В случае га-

зовзвесей, когда $\rho_1^* \ll \rho_2^*$, в межфазной силе из-за несовпадения скоростей фаз обычно преобладает квазистационарная сила трения, которая зависит только от объемной доли частиц и скорости и не зависит от их производных. Однако для газодисперсных смесей высоких концентраций такое упрощение оказывается неоправданным. Так, если дисперсные частицы подходят к поверхности тела или оси симметрии с ненулевой нормальной скоростью, то неучет столкновений частиц может привести к аномальному росту концентрации частиц.

Летательный аппарат, попадая в зону разветвления заградительного дисперсного образования, испытывает нагрузки, влияющие на его аэродинамические характеристики. Помимо внешнего воздействия, частицы дисперсного образования оказывают существенное влияние на работу газотурбинного двигателя.

Мелкие частицы, попадая в проточную часть газотурбинного двигателя, приводят к изменению радиальных зазоров лопаточных машин и геометрических размеров лопаточных венцов.

Из экспериментальных данных и данных, имеющихся в технической литературе, известно, что в результате воздействия частиц происходит ускорение износа деталей, наиболее изнашиваемым элементом двигателя является компрессор. Износ происходит по входной кромке и корытцу лопаток, причем рабочие лопатки изнашиваются в большей мере, чем лопатки направляющих аппаратов.

Проведенный анализ опубликованных в последнее время работ и обобщение многочисленных экспериментальных данных, посвященных износу поверхности твердыми частицами, а также анализ отдельных физических параметров, которые определяют интенсивность разрушения поверхности тела, показал, что основными величинами, которые влияют на износ лопаток турбин, являются:

- скорость и угол взаимодействия твердых частиц с поверхностью лопаток;
- твердость, плотность и модуль упругости материала лопаток;
- расходная массовая концентрация твердых частиц в потоке;
- форма, размер, плотность и твердость частиц;
- температура материала лопаток.

Среди вышеперечисленных параметров наибольшее влияние на интенсивность абразивного износа материалов оказывают температура лопаток, средняя скорость и угол атаки частиц [3].

Задачей же дисперсного облака является не ускорение износа, а вывод из строя двигателя во время воздействия, т. е. разрушение критически важных элементов. В связи с этим при построении математической модели взаимодействия заградительного дисперсного образования с газотурбинным двигателем необходимо учесть, что помимо собственного ускорения частицы получают дополнительное

ускорение в результате всасывания у воздухозаборника. При проектировании воздухозаборников стараются получить наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления, обеспечить устойчивую работу во всем диапазоне режимов полета и работы двигателя, а также создать равномерный поток перед компрессором. При попадании в двигатель частицы дисперсной смеси проходят через входное устройство, компрессор, попадают в камеру сгорания и в раскаленном виде попадают в турбину генератора.

При попадании частиц во входное устройство в качестве основной нагрузки на элементы воздухозаборника будем рассматривать осевое усилие от газового потока, насыщенного дисперсными частицами. Осевое усилие определяется как сумма статических усилий (статических давлений воздуха и частиц на поверхности проточной части) и динамических усилий (изменение количества движения смеси). Для оценки напряженного состояния элементов воздухозаборника осевым усилием от давления воздуха и частиц на внешнюю поверхность входного устройства пренебрегаем, с учетом этого осевая нагрузка на ВУ будет определяться:

$$P_{OV} = P_1 s_1 - P_2 s_2 + m(U_2 - U_1), \quad (5)$$

где P_1, P_2 — статические давления в потоке перед воздухозаборником и за воздухозаборником; s_1, s_2 — площади на входе и выходе воздухозаборника; m — расход воздушно-дисперсной смеси; U_1, U_2 — скорость воздушно-дисперсной смеси во входном и выходном сечениях воздухозаборника.

Следующим этапом рассмотрим влияние дисперсной смеси на элементы компрессора. Влияние на компрессор рассмотрим как влияние на ротор и статор. Обычно ротор представляет собой рабочее колесо (РК), которое состоит из компрессора рабочей лопатки (РЛ), хвостовика и диска. При работе авиационного ГТД на РЛ действуют инерционные и аэродинамические силы, вызывающие напряжения изгиба и кручения.

Осевое усилие, действующее на РК компрессора (рис. 1), определяется как:

$$P_{ОРК} = \frac{P_{м\pi}}{4}(D_{м}^2 - d_{м}^2) + \frac{P_1\pi}{4}(d_{м}^2 - d_s^2) - \frac{P_{з\pi}}{4}(D_{з\pi}^2 - d_{з\pi}^2) - \frac{P_2\pi}{4}(d_{з\pi}^2 - d_s^2) + m(C_{2V} - C_{1V}), \quad (6)$$

где p_1, p_2 — давления перед и за диском компрессора; $p_{м\pi}, p_{з\pi}$ — давления перед и за РЛ компрессора; $D_{м\pi}, d_{м\pi}, D_{з\pi}, d_{з\pi}$ — наружный и внутренний диаметры входной и выходной кромки лопатки; m — расход воздушно-дисперсной смеси; d_s — внутренний диаметр диска; C_{1V} и C_{2V} — осевые составляющие скорости воздушно-дисперсной смеси на входе и выходе из РК.

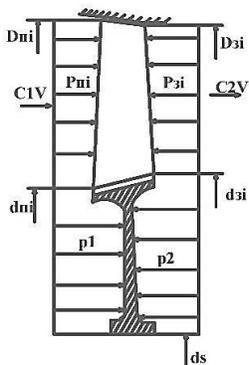


Рисунок 1. Схема действий статических сил на РК осевого компрессора

Крутящий момент от газовых сил, действующий на лопатки РК компрессора, вычисляется на основе треугольников скоростей (рис. 2) на среднем радиусе ступени:

$$M_{кр}^{PK} = m(R_{2cp}C_{2U} - R_{1cp}C_{1U}), \quad (7)$$

где R_{1cp} , R_{2cp} — средний радиус проточной части перед и за РК; C_{1U}, C_{2U} — окружная скорость воздушно-дисперсной смеси на среднем радиусе.

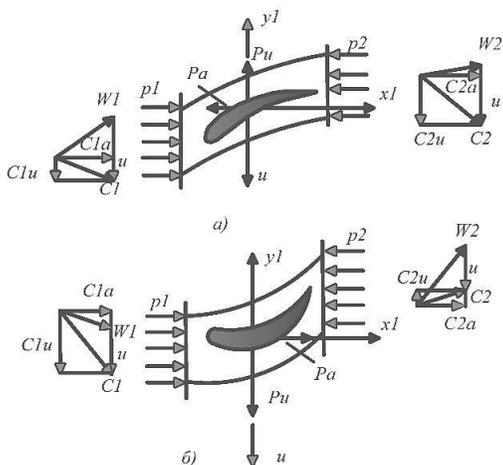


Рисунок 2. Усилия, действующие на элемент РЛ компрессора (а) и турбины (б)

Центробежная сила, действующая в корневом сечении РЛ:

$$P_{ц} = Mr\omega^2, \quad (8)$$

где M — масса пера лопатки; r — радиус центра масс лопатки; ω — угловая частота вращения ротора.

Прочность пера лопатки рассчитывается исходя из суммарных растягивающих напряжений, действующих в наиболее напряженных точках профиля (точки на входной и выходной кромках в корневом сечении пера лопатки):

$$\sigma_A = \frac{P_{ц}}{F} + \frac{M_{\xi}^z \eta_A}{I_{\xi}} - \frac{M_{\eta}^z \xi_A}{I_{\eta}}, \quad (9)$$

где F — площадь корневого сечения пера лопатки M_{ξ}^z и M_{η}^z — изгибающие моменты от газовых сил; I_{ξ} , I_{η} — моменты инерции сечения относительно главных осей ξ и η .

Силы N , действующие на боковые грани зубцов замка, определяются по формуле:

$$N = \frac{P_{\Sigma}}{2 \sin \alpha}, \quad (10)$$

где P_{Σ} — центробежная сила лопатки.

Центробежные силы, действующие на хвостовик лопатки $P_{ХВ}$ и на выступ диска $P_{В}$, определяются по формулам, аналогичным формуле (4).

Силу, стремящуюся оторвать межпазовый выступ, можно определить как:

$$Q = 2N \sin \alpha + P_{В}, \quad (11)$$

Напряжения смятия для хвостовика лопатки:

$$\sigma_A = \frac{N}{F_{см}} + \frac{M + P_{\Sigma} e}{bc^2 / 6}, \quad (12)$$

где $F_{см}$ — площадь смятия; M — изгибающий момент, действующий от пера лопатки; P_{Σ} — центробежная сила лопатки; e — смещение центра масс пера лопатки; b , c — геометрические размеры хвостовика.

На вал компрессора (и на элементы соединения секций ротора) действуют суммарные осевые силы (от лопаток и дисков), крутящие моменты (от рабочих лопаток).

Статор компрессора воспринимает самые разнообразные нагрузки, такие как осевые газовые силы; силы давления; изгибные и крутящие моменты от направляющих аппаратов (НА) и от сопрягаемых деталей; силы от опор валов; тепловые деформации [4].

Осевая сила, действующая на проточную часть НА осевой ступени компрессора (рис. 3):

$$P_{\text{ОНА}} = \frac{P_{\text{и}}\pi}{4}(D_{\text{и}}^2 - d_{\text{и}}^2) - \frac{P_{\text{з}}\pi}{4}(D_{\text{з}}^2 - d_{\text{з}}^2) + m(C_{2V} - C_{1V}), \quad (13)$$

где $p_{\text{и}}$, $p_{\text{з}}$, C_{1V} , C_{2V} — статические давления и осевые скорости на средних радиусах лопатки перед и за РК; $D_{\text{и}}$, $d_{\text{и}}$, $D_{\text{з}}$, $d_{\text{з}}$ — наружный и внутренний диаметры входной и выходной кромки лопатки; m — расход воздушно-дисперсной смеси.

Крутящий момент, возникающий от газовых сил на лопатках НА, вычисляется на основе треугольников скоростей на среднем радиусе ступени:

$$M_{\text{кр}}^{\text{на}} = m(R_{3\text{cp}}C_{3U} - R_{2\text{cp}}C_{2U}), \quad (14)$$

где m — расход воздушно-дисперсной смеси; $R_{2\text{cp}}$, $R_{3\text{cp}}$ — средний радиус проточной части перед и за НА; C_{2U} , C_{3U} — окружная скорость воздуха на среднем радиусе.

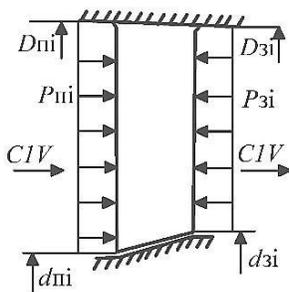


Рисунок 3. Схема действующих газовых сил на лопатку НА осевого компрессора

Сила, действующая на корпус компрессора, будет складываться из осевых сил и крутящих моментов, действующих на каждый лопаточный венец НА и силы от опор компрессора.

Помимо сил, действующих на частицу при моделировании, необходимо записать балансовые соотношения массы, импульса и энергии для каждой составляющей в некотором фиксированном пространстве в объеме смеси V , ограниченном поверхностью S . Также необходимо учесть обмен (взаимодействие) с внешней (по отношению к выделенному объему V) средой и соответствующий обмен (взаимодействие) массой, импульсом и энергией между составляющими внутри объема V .

Дифференциальные уравнения массы:

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot \rho_i v_i = 0, \quad (15)$$

где ρ_i — приведенная плотность, v_i — скорость i -й фазы.

Дифференциальные уравнения импульсов:

$$\frac{\partial \rho_i v_i}{\partial t} + \nabla^k \rho_i v_i v_i^k = \nabla^k \sigma_i^k + \rho_i g_i + \sum_{j=1}^N (P_{ji} - J_{ji} v_i), \quad (16)$$

где k — номер декартовой координаты, а ∇ — дифференциальный оператор Гамильтона, g — вектор ускорения сил тяжести, σ — тензор эффективных напряжений, P_{ji} — характеризует интенсивность обмена импульсом между j -й и i -й составляющими, J_{ij} — характеризует интенсивность перехода массы из j -й в i -ю составляющие (или наоборот) в единице объема смеси и в единицу времени.

С учетом (15) и относительного движения составляющих смеси ($w_i = v_i - v$) уравнение можно переписать в виде:

$$\rho_i \frac{d_i v_i}{dt} = \nabla^k \sigma_i^k + \rho_i g_i - \nabla^k \cdot (\rho_i w_i^k w). \quad (17)$$

Удельная энергия смеси E (приходящейся на единицу массы среды) обычно складывается из внутренней u и кинетической K энергий.

Но для случая, когда внутренняя энергия смеси аддитивна по массе входящих в нее составляющих, а кинетическая энергия определяется лишь макроскопическим движением частиц, справедливо соотношение:

$$\rho K = \sum_{i=1}^N \frac{\rho_i v_i^2}{2}, \quad (18)$$

тогда энергия смеси может быть представлена в виде:

$$\rho E = \sum_{i=1}^N \rho_i \left(u_i + \frac{v_i^2}{2} \right) = \sum \rho_i E_i, \quad (19)$$

где u_i — удельные внутренние энергии составляющих, $E_i = u_i + v_i^2/2$.

Заметим, что при учете мелкомасштабных движений в течении смесей могут возникать и более сложные определения энергии, о чем будет сказано ниже.

Так, например, для определения кинетической энергии многоскоростной среды необходимо определить ее движение как целого, со скоростью центра масс v и скоростями относительного движения составляющих.

Дифференциальное уравнение энергии составляющих будет выглядеть следующим образом:

$$\rho_i \frac{d_i}{dt} \left(u_i + \frac{v_i^2}{2} \right) = \nabla \cdot (c_i - q_i) + \rho_i g_i \cdot v_i + \sum_{j=1}^N E_{ji}, \quad (20)$$

где E_{ji} — интенсивность обмена энергией между i -й и j -й составляющими, $c_i^n = \sigma_i^n v_i$.

В итоге выведены расчетные уравнения сохранения массы, импульса и энергии фаз в многоскоростном континууме, а также расчетные соотношения для определения сил межфазного взаимодействия во всем объеме, занимаемом смесью, нагрузок, действующих на газотурбинную установку, позволяющие построить математическую модель межфазного взаимодействия в гетерогенной смеси и взаимодействия с газотурбинным двигателем с целью дальнейших исследований по описанию движения частиц дисперсной смеси.

Литература

1. Козлов В. В., Лагун В. А. Концептуальные положения создания защищенных космических ракетных комплексов (статья). Выпуск № 1 (106). — М.: ЦВНИ МО РФ, 2010.
2. Садин Д. В. Основы теории моделирования волновых гетерогенных процессов (монография). — СПб.: ВИКУ имени А. Ф. Можайского, 2000.
3. Кишалов А. Е., Кудоярова В. М., Маркина К. В., Игнатьев О. И. Анализ нагрузок, действующих на элементы конструкции ГТД // Молодой ученый. — 2012. № 11 (46). — С. 52–60.
4. Кацеев В. Н. Разрушение поверхности металла в зависимости от удара абразивной частицы. — ЖТФ, 1995. Т. XXV, вып. 13.

С. Ю. Пирогов, В. М. Низовцев, Е. Н. Семенов

ФГБВОУ ВО «ВКА имени А. Ф. Можайского» МО РФ, Санкт-Петербург
semenov88evgeniyvp@rambler.ru

ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ИЗМЕНЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ЕЕ ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ

Аннотация. В публикации проводится анализ изменения надежности двигательной установки ракеты космического назначения в процессе ее испытаний и эксплуатации. Рассматриваются подходы к определению изменения значения вероятности безотказной работы двигательной установки ракеты космического назначения в ходе проведенных проверок и испытаний, а также за счет процессов старения от воздействия внешних факторов. Проводится моделирование процесса изменения надежности двигателя в процессе его испытаний и эксплуатации при неизменной достоверности контроля и при значениях достоверности контроля, полученных с помощью экспертного метода.

Введение

Эксплуатация двигательной установки (ДУ) в составе ракеты космического назначения (РКН) неразрывно связана с рисками отказов. Это обусловлено жестким ограничением полетной массы и стремлением улучшить в двигателе показатели рабочего процесса, что усложняет задачу предотвращения отказов. Отказ двигателя во время полета, как правило, сопровождается разрушением РКН, и поэтому вопрос определения его работоспособности всегда особенно важен [4]. Работоспособное состояние ДУ РКН проверяется при контроле технического состояния (ТС) на различных стадиях жизненного цикла с целью определения соответствия значений параметров объекта требованиям технической документации и определение на этой основе одного из заданных видов ТС в данный момент времени. При этом при таких проверках расходуется ресурс отдельных агрегатов. Также в процессе эксплуатации двигателя его надежность падает из-за старения и износа элементов. В конечном итоге нужно, чтобы изготовленный образец ракетно-космической техники (РКТ) после некоторого периода нормальной эксплуатации персоналом, имеющим соответствующую подготовку, в реальных условиях, установленных соответствующими документами, показал требуемую надежность [3].

Существующий научно-методический аппарат оценивания изменения надежности ДУ РКН в процессе ее испытаний и эксплуатации не позволяет однозначно

определить конечный результат — значение прогнозируемого показателя надежности двигателя по результатам контрольных проверок и испытаний в процессе изготовления и эксплуатации для последующего сравнения его с требуемым значением и принимаемые по нему решения, так как не учитывает степень обеспечения обнаружения имеющихся нарушений работоспособности — глубину контроля, однотипность проверки.

Указанные недостатки снижают обоснованность принимаемого решения о качестве изделия и возможности его дальнейшего использования по назначению.

Тем самым совершенствование подхода к оценке изменения надежности ДУ РКН в процессе ее испытаний и эксплуатации является актуальной научной задачей.

1. Анализ изменения надежности двигательной установки ракеты космического назначения в процессе ее испытаний и эксплуатации

Надежность ДУ РКН, проявляемая ей в процессе испытаний и эксплуатации, может быть представлена сложной функцией $P(t)$ (рис. 1).

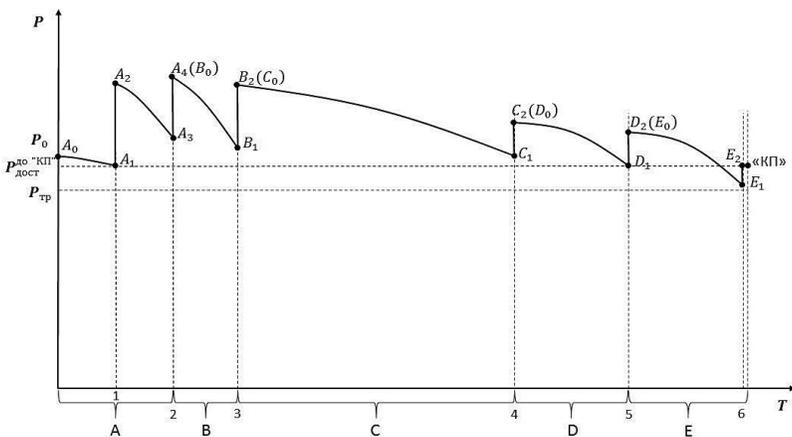


Рисунок 1. Аналитическая зависимость изменения значения ВБР ДУ РН на стадиях жизненного цикла:

1 — контрольные проверки и испытания на заводе в составе блоков; 2 — контрольные проверки и испытания на заводе в составе двигателя; 3 — входной контроль на заводе-изготовителе РН; 4 — контрольные проверки и испытания в составе РН; 5 — контрольные проверки и испытания на техническом комплексе (ТК); 6 — контрольные проверки на стартовом комплексе (СК); «КП» — команда на пуск

В общем случае значение ВБР двигателя в каждой i -й точке жизненного цикла будет определяться выражением:

$$P_i = P_{0i} + \Delta P_{np} - \Delta P_{стар}, \quad (1)$$

где P_i — ВБР двигателя на i -й точке жизненного цикла; P_{0i} — начальное значение ВБР двигателя; ΔP_{np} — изменение значения ВБР в ходе проведенных проверок и испытаний; $\Delta P_{стар}$ — изменение значения ВБР за счет процессов старения под воздействием различных факторов.

Используя выражение (2), можно определить, какое значение ВБР двигателя P_i примет в точках от A_0 — до «КП»:

$$P_i(A_0) = \prod_{i=1}^N p_{0i} \left\{ 1 - \prod_{j=1}^m [1 - p_{0j}] \right\}, \quad (2)$$

где p_{0i} — ВБР i -го основного элемента в точке A_0 ; N — число основных элементов; p_{0j} — ВБР j -го резервированного элемента в точке A_0 ; m — число резервированных элементов.

Для точки A_0 значение ВБР будет определяться как произведение ВБР агрегатов и ДСЕ (элемента двигателя), прошедших полный цикл проверок и испытаний в соответствии с технической документацией (ТД) и поступивших на сборку с условно нулевой отметкой расходования ресурса.

Для точки A_1 значение ВБР будет определяться как разность достигнутого значения ВБР P_i в точке A_0 и изменения значения ВБР за счет процессов старения материалов и влияния сопряжения с другими агрегатами и ДСЕ.

Для точки A_2 значение ВБР будет определяться как сумма достигнутого значения ВБР P_i в точке A_1 и изменения значения ВБР в ходе проведенных проверок и испытаний в точке 1. Для остальных точек принцип определения будет аналогичен.

Для точки «КП» изменение значения ВБР P_i мало по причине небольшого интервала времени нахождения РКН на данном этапе и приблизительно будет равно значению ВБР в точке E_2 .

2. Определение изменения значения вероятности безотказной работы двигательной установки в ходе проведенных проверок и испытаний

Основное назначение контроля ТС ДУ состоит в том, чтобы выявить и устранить скрытые, необнаруженные при предыдущих проверках дефекты и не допустить на следующую стадию подготовки и проведения пуска неисправное изделие.

Процесс проведения контрольных проверок и испытаний ДУ и ее элементов неизменно связан с расходом технического ресурса (далее ресурса). Для ракетно-космической техники (РКТ) устанавливаются гарантированные значения ресурса, которые обеспечены с вероятностью, равной единице. При этом имеют в виду, что за начало отчисления ресурса принят момент окончания приработки, а высокий уровень безотказности на стадии эксплуатации обеспечен необходимыми конструктивными и технологическими мерами, а также надлежащим выполнением требований инструкций по эксплуатации [2].

Под мерой наработки элементов ДУ при контрольных проверках и испытаниях понимают число производственных циклов (количество срабатываний). Допустимое количество срабатываний элементов ДУ устанавливается в конструкторской документации (КД). Указанная в КД наработка элементов ДУ является суммарной, учитывающей проведение работ на предприятии-изготовителе блока РКН, при хранении и в эксплуатирующей организации. Как правило, фактическая суммарная наработка не превышает допустимую суммарную наработку с большим запасом. Тем самым обеспечивается условие сохранения требуемого значения ВБР элементов ДУ. Исключение составляют случаи, когда возникает необходимость возврата ДУ на предприятие-изготовитель для ее перепроверки.

Изменение значения ВБР в ходе проведенных проверок и испытаний ΔP_{np} определяется выражением:

$$\Delta P_{np}^n = \gamma_i(1 - P_{0i}) - \varphi_i P_{0i}, \quad (3)$$

где ΔP_{np}^n — изменение значения ВБР ДУ в ходе n -й проверки; γ_i — вероятность выявления неисправности в ходе i -й проверки и испытания (достоверность контроля); φ_i — показатель, учитывающий влияние расхода ресурса элемента двигателя в ходе проверки и испытания на ВБР.

В случае, когда проверки и испытания являются одинаковыми по глубине и обеспечивают обнаружение всех нарушений работоспособности изделия, возникших как между проверками и испытаниями, так и в процессе их проведения, значение вероятности выявления неисправности будет постоянным и составляет $\gamma = 0,95$.

Фактически же проверки работоспособности на различных стадиях жизненного цикла ДУ могут быть различными по глубине контроля. Например, испытание элементов двигателя на внешнюю герметичность. Значение давления испытания снижается в ходе укрупнения сборки от блоков двигателя к РН по причине конструктивных особенностей. Снижается чувствительность испытания при переходе на последующие стадии. Также в ходе укрупнения сборки снижается и до-

ступность к проверяемым местам. Все перечисленные факторы оказывают влияние на вероятность выявления неисправности.

Значения вероятности выявления неисправности в ходе проверок и испытаний на различных этапах, отражающей глубину контроля, могут быть получены экспертным методом с применением балльной оценки. Этот метод позволит определить коэффициенты весомости показателей качества контрольной проверки и испытания на различных стадиях. Полученные экспертами результаты используются для определения среднего арифметического значения i -го показателя качества по формуле:

$$\bar{a}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N a_{ij}, i = 1, \dots, n, \quad (4)$$

где a_{ij} — параметры весомости i -го показателя, данные j -м экспертом; N — число экспертов; n — число показателей качества.

Для примера определим коэффициенты весомости показателей качества испытания элементов ДУ РКН на внешнюю герметичность. Эксперты определяют в баллах весомость трех показателей качества: P_1 — показатель значения давления при испытании; P_2 — показатель чувствительности испытания; P_3 — показатель доступности к проверяемым местам. Для поддержки экспертов в принятии решения им выдавалась необходимая информация, указанная в таблице 1. Полученные по пятибалльной шкале коэффициенты весомости приведены в таблице 2.

Определив средние арифметические значения i -х показателей качества \bar{a}_i для различных уровней сборки, фиксируем, что наибольшее значение принял коэффициент на уровне сборки — блок ЖРД. Это значение принимаем за максимально возможную вероятность выявления негерметичности элементов двигателя, но не более чем 0,95. Затем рассчитываем неизвестные члены (значения вероятности выявления неисправностей на других уровнях сборки) пропорции по формуле:

$$\begin{aligned} 4,93 &= 0,95; \\ \bar{a}_i &= \gamma_i. \end{aligned} \quad (5)$$

Значения вероятности выявления негерметичности элементов двигателя составят $\gamma_2 = 0,9$; $\gamma_3 = 0,86$; $\gamma_4 = 0,65$; $\gamma_5 = 0,59$.

Исходные данные для балльной оценки экспертами качества испытания элементов ДУ 1-й ступени РН «Союз-2» этапа 1в на внешнюю герметичность

№ исп.	Уровень сборки, место проведения испытания	Значение давления испытания, кгс/см ²	Метод испытания изделия на внешнюю герметичность, оценка чувствительности испытания	Уровень доступности к проверяемым элементам ДУ
1	Блок ЖРД, завод-изготовитель	8 ^{+0,5}	Масс-спектрометрический с использованием щупа. Чувствительность испытания высокая	Доступ к элементам полный
2	ЖРД без электрооборудования, завод-изготовитель	8 ^{+0,5}	Масс-спектрометрический с использованием щупа. Чувствительность испытания высокая	Доступ к элементам незначительно затруднен соседними элементами
3	ЖРД в штатной комплектации, завод-изготовитель РН	10 ^{+0,5}	Масс-спектрометрический с использованием щупа. Чувствительность испытания высокая	Доступ к элементам незначительно затруднен соседними элементами (в том числе электрооборудованием)
4	Блок РН, завод-изготовитель РН	2,5 ^{+0,2}	Испытание воздушно-гелиевой смесью методом «обмыливания» и по спаду давления. Чувствительность испытания средняя	Доступ к элементам значительно затруднен элементами маршевого двигателя и элементами РН
5	Блок РН (ТК)	2,5 ^{+0,2}	Испытание воздушно-гелиевой смесью методом «обмыливания» и по спаду давления. Чувствительность испытания средняя	Доступ к элементам значительно затруднен элементами маршевого двигателя, элементами РН

**Результаты балльной оценки экспертами качества испытания элементов ДУ
1-й степени РН «Союз-2» этапа 1в на внешнюю герметичность**

Эксперт	Уровень сборки	Балльная оценка		
		P_1	P_2	P_3
Первый	Блок ЖРД	5	5	5
	ЖРД(завод-изготовитель)	5	5	4
	ЖРД (входной контроль)	5	5	4
	Блок РН (завод-изготовитель)	4	4	3
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	4	4	2
Второй	Блок ЖРД	5	5	5
	ЖРД(завод-изготовитель)	5	5	5
	ЖРД (входной контроль)	5	5	4
	Блок РН (завод-изготовитель)	3	4	4
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	3	4	3
Третий	Блок ЖРД	4	5	5
	ЖРД(завод-изготовитель)	4	5	4
	ЖРД (входной контроль)	4	5	3
	Блок РН (завод-изготовитель)	3	3	3
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	3	3	2
Четвертый	Блок ЖРД	5	5	5
	ЖРД(завод-изготовитель)	5	5	4
	ЖРД (входной контроль)	5	5	4
	Блок РН (завод-изготовитель)	3	4	3
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	3	4	2
Пятый	Блок ЖРД	5	5	5
	ЖРД(завод-изготовитель)	5	5	4
	ЖРД (входной контроль)	5	5	3
	Блок РН (завод-изготовитель)	4	4	2
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	4	4	1
Среднее значение	Блок ЖРД	4,8	5,0	5,0
		$\bar{a}_1 = 4,93$		
	ЖРД(завод-изготовитель)	4,8	5,0	4,2
		$\bar{a}_2 = 4,67$		
	ЖРД (входной контроль)	4,8	5,0	3,6
		$\bar{a}_3 = 4,46$		
	Блок РН (завод-изготовитель)	3,4	3,8	3,0
		$\bar{a}_4 = 3,4$		
	Блок РН (эксплуатирующая организация, ТК)	3,4	3,8	2,0
	$\bar{a}_5 = 3,07$			

Количественно изменение значения ВБР элемента ДУ при расходе его ресурса в ходе проверки и испытания связано со снижением коэффициента запаса n по определенному критерию (прочности, нераскрытия стыка, износа трущихся поверхностей деталей и т. д.) и определяется по формуле:

$$\varphi_i = P_{oi(кз)}^n - P_{i(кз)}^{n+1}, \quad (6)$$

где φ_i — показатель, учитывающий влияние расхода ресурса элемента двигателя в ходе i -й проверки и испытания на ВБР;

$P_{oi(кз)}^n$ — начальное значение ВБР i -го элемента ДУ до проведения n -й проверки и испытания по коэффициенту запаса n ;

$P_{i(кз)}^{n+1}$ — значение ВБР i -го элемента ДУ после проведения n -й проверки и испытания по коэффициенту запаса n .

ВБР $P_{(кз)}$ элемента, имеющего подвижные сборочные единицы (детали) и аппаратуры питания ДУ определяется зависимостью [6]:

$$P_{(кз)} = \Phi(U_p), \quad (7)$$

где $\Phi(U_p)$ — нормированная нормальная функция распределения, берется из таблицы значений нормальной функции распределения;

U_p — квантиль функции нормального распределения.

По расчетному значению квантили $x = U_p$, исходя из выбранного критерия, и таблице значений нормальной функции распределения [6] для элементов ДУ находим начальное значение ВБР до проведения n -й проверки и испытания $P_{oi(кз)}^n$ и значение ВБР после проведения n -й проверки и испытания $P_{i(кз)}^{n+1}$ попарно для каждой из точек (рис. 1) $A_1, A_2; A_3, A_4; B_1, B_2; \dots, E_1, E_2$. Затем по формуле (6) определяем значение показателя φ_i .

Согласно проведенным вычислениям, установлено, что если расчетный коэффициент запаса по выбранному критерию после проведения проверки и испытания не снижается более чем на величину 0,017, то значение ВБР элемента ДУ $P_{(кз)}$ остается неизменным и, соответственно, показатель φ_i численно равен нулю. А, соответственно, правая составляющая выражения (3) не влияет на изменение значения ВБР элемента ДУ в ходе проведенной проверки и испытания.

3. Определение изменения значения вероятности безотказной работы двигательной установки за счет процессов старения от воздействия внешних факторов

Время эксплуатации ДУ включает не только время ее полезного функционирования, но и перерывы (транспортирование, хранение), в течение которых суммарная наработка не возрастает. Причем время полезного функционирования мало по сравнению с этими перерывами. Во время перерывов состояние ДУ может меняться за счет влияния внешних воздействующих факторов. Под действием этих факторов происходит изменение как физических, так и химических свойств материалов [5]. Изменение свойств материалов приводит к изменению интенсивности отказов λ элементов ДУ. Если изменение интенсивности отказов изделий с течением времени имеет линейный характер («линейно-стареющее» изделие), то $\lambda(t)$ описывается функцией вида [1]:

$$\lambda(t) = \lambda_0 + at, \quad (8)$$

где λ_0 — начальная интенсивность отказов;
 a — коэффициент старения объекта ($a \geq 0$);
 t — текущее время с начала эксплуатации.

Функция надежности изделия $P(t)$ при этом будет определяться по формуле [1]:

$$P(t) = e^{-\left(\sqrt{\frac{a}{2}t + \frac{\lambda_0^2}{2a}}\right)^2} \cdot \frac{\lambda_0^2}{e^{2a}}. \quad (9)$$

Используя выражение (9), при известных значениях λ_0 , a и t попарно для каждой из точек жизненного цикла (рис. 1) $A_0, A_1; A_2, A_3; B_0, B_1; \dots, E_0, E_1$ определяем ВБР i -го элемента ДУ. Затем рассчитываем изменение значения ВБР i -го элемента ДУ за счет процессов старения $\Delta P_{стар}^j$ для j -го этапа жизненного цикла изделия по формуле:

$$\Delta P_{стар}^j = P_{i(a)}^0 - P_{i(a)}^j, \quad (10)$$

где $P_{i(a)}^0$ и $P_{i(a)}^j$ — начальное и конечное значения ВБР i -го элемента ЖРД на j -м этапе жизненного цикла по коэффициенту старения изделия.

4. Моделирование процесса изменения надежности двигательной установки ракеты космического назначения в процессе ее испытаний и эксплуатации

Используя выражение (1), на примере одного из элементов ДУ РКН моделируем процесс изменения его надежности (ВБР) в процессе испытаний и эксплуатации при неизменной достоверности контроля $\gamma = 0,95$ и при значениях достоверности контроля γ_{i_s} , полученных с помощью экспертного метода (рис. 2).

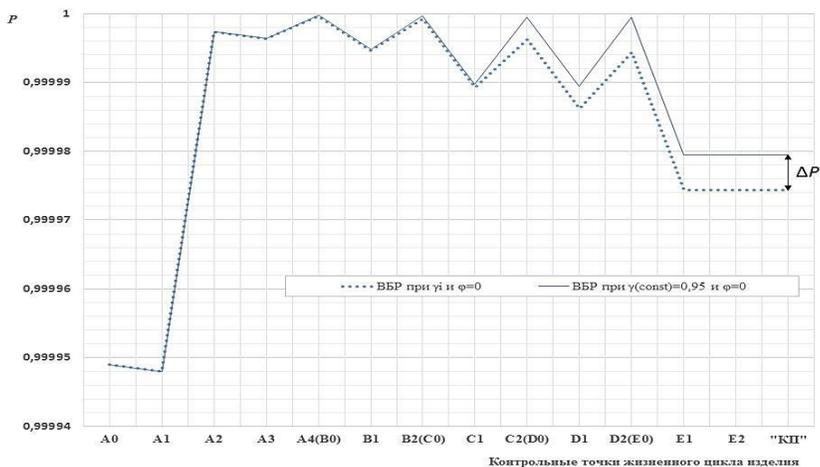


Рисунок 2. Изменение значения ВБР элемента ДУ РКН в процессе его испытаний и эксплуатации

Результаты моделирования показывают, что допущение по неизменности глубины контроля при проверках и испытаниях изделия и их однотипности на различных стадиях жизненного цикла приводит к увеличению риска принятия неверного решения о качестве изделия и возможности его дальнейшего использования на величину ΔP . При определенных условиях такое увеличение недопустимо.

Заключение

Предлагаемый подход к оценке изменения надежности ДУ РКН в процессе ее испытаний и эксплуатации, учитывающий степень обеспечения обнаружения имеющихся нарушений работоспособности, позволит повысить обоснованность принятия решения о качестве изделия как при задании требований к надежности

на этапе проектирования, так и для определения возможности дальнейшего использования двигателя на этапе эксплуатации.

Литература

1. *Баранов Л. А., Ермолин Ю. А.* Оценка показателей надежности «линейно-стареющего» объекта // Надежность. 2015. (4). — С. 57–14.
2. *Болотин В. В.* Прогнозирование ресурса машин и конструкций. — М.: Машиностроение, 1984. — 312 с., ил.
3. *Волков Л. И., Шишкевич А. М.* Надежность летательных аппаратов. — М.: Высшая школа, 1975. — 296 с.
4. *Кесаев Х. В., Трофимов Р. С.* Надежность двигателей летательных аппаратов: учебник для студентов вузов. — М.: Машиностроение, 1982. — 136 с., ил.
5. Надежность и эффективность в технике: справ.: в 10 т. Т. 10. Справочные данные по условиям эксплуатации и характеристикам надежности / под ред. В. А. Кузнецова. — М.: Машиностроение, 1990. — 330 с.
6. *Труханов В. М.* Новый подход к обеспечению надежности сложных систем. — М.: издат. дом «Спектр», 2010. — 247 с.: ил.

Р. В. Храмин, Д. А. Слободской, А. В. Собоуль, М. В. Лебедев

ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск
sobul_aleksandr@rambler.ru

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ КАСАНИЯ РОТОРА О СТАТОР МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО ТЕНЗОМЕТРИРОВАНИЯ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ

Аннотация. В статье представлен метод диагностирования касания ротора о статор методом динамического тензометрирования подшипников качения. Выполнено сравнение метода с традиционным вибрографированием датчиками вибраций. Приведены характерные примеры, использовавшиеся при верификации метода.

Обозначения и сокращения

ГТД — газотурбинный двигатель

АЧХ — амплитудно-частотная характеристика

ДЧВ — датчик частоты вращения

Вводная часть

В настоящее время основным диагностическим фактором, свидетельствующим о работоспособности ГТД и его элементов, являются датчики вибраций. Поскольку метод вибрографирования известен достаточно давно, по нему накоплен большой объем экспериментальных данных. Данный контроль выполняется в соответствии с ГОСТ 10816-1-97 [1].

В настоящее время на ПАО «ОДК-Сатурн», помимо классического вибрографирования ГТД, ведется измерение осевого и радиального усилия методом динамического тензометрирования [2]. Данные измерения являются обязательным требованием защиты конструкции подшипников ГТД при проведении сертификационных испытаний. По результатам накопленного опыта оказалось, что методом динамического тензометрирования подшипников можно оценивать также следующие процессы — диагностика подклинки и проскальзывания тел качения, диагностирование зоны газодинамической неустойчивости [3], измерение нагрузки на подшипники от дисбаланса ротора.

Диагностика методом динамического тензометрирования подшипников, по сравнению с традиционным методом вибрографирования датчиками вибраций,

может быть более точной, если источник сигнала находится ближе к подшипникам.

Основная часть

Диагностика технического состояния ГТД при его испытании выполняется методом динамического тензометрирования подшипников качения. Величины вибрационных сигнатур определяются по записям на контрольно-измерительную аппаратуру величины динамических напряжений, измеренных тензорезисторами, расположенными на наружном кольце подшипника.

По результатам измерений динамических напряжений в каждый момент времени получают амплитудно-частотную характеристику, в диапазоне от 10 Гц до 4 кГц. Вид доработанного подшипника со схемой расположения тензорезисторов на его наружном кольце представлен на рисунке 1.

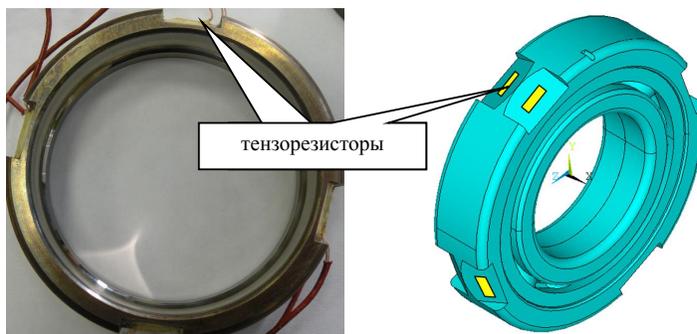


Рисунок 1. Подшипник с тензорезисторами

Верификация метода производилась при испытаниях ГТД с подшипниками, аналогичными представленным на рисунке 1. Приведем два характерных случая, использовавшиеся для верификации метода.

Первый случай. При испытаниях произошел «аварийный» останов по причине превышения температуры газа выше допустимой величины. Наблюдалось интенсивное искрение из сопла.

При дефектации ГТД отмечено:

- очаг расплавления от трения ротора при касании о статорные лопатки (см. рис. 2);
- отсутствие роторных и статорных лопаток за очагом повреждения;

- большое количество оплавленных металлических фрагментов в проточной части.



Рисунок 2. Сквозное расплавление ротора

При анализе показаний тензорезисторов, расположенных на наружном кольце подшипника, обнаружено следующее. В процессе испытаний ГТД наблюдались повышенные напряжения на наружном кольце подшипника от собственной частоты ротора, а также повышенное усилие на роторной частоте (см. рис. 3). Два этих фактора свидетельствуют о механическом воздействии на ротор. Указанные особенности сигнатур описывают диагностический признак касания ротора о статор.

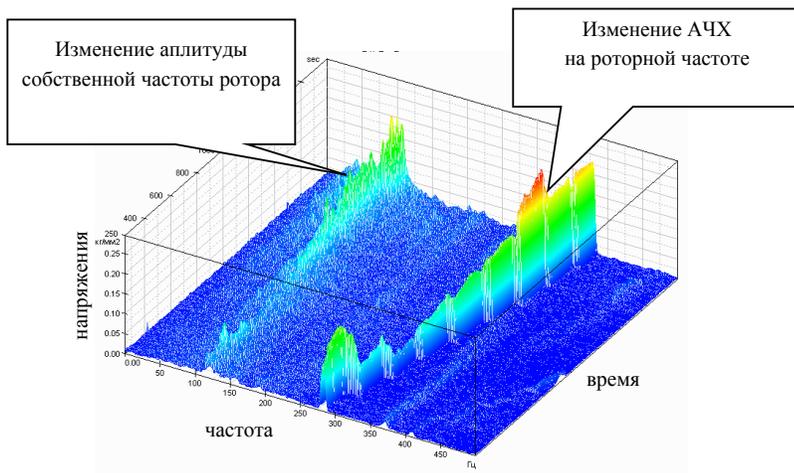


Рисунок 3. 3D-график АЧХ тензорезисторов в процессе испытаний

Второй случай. При анализе испытаний ГТД обнаружены сигнатуры, представленные на рисунке 4.

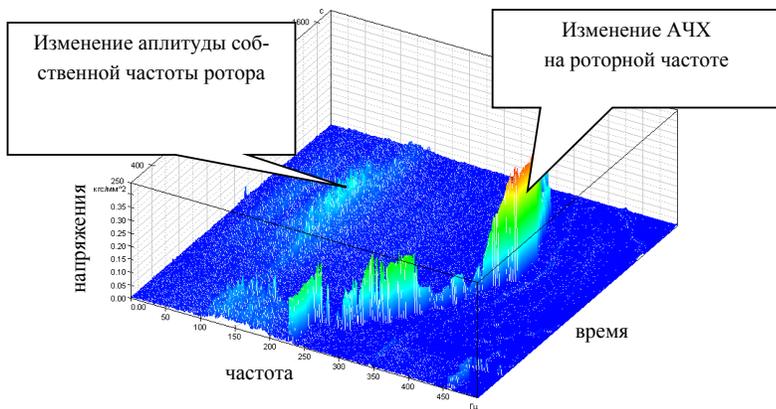


Рисунок 4. 3D-график АЧХ тензодатчиков в процессе испытаний

По результатам дефектации ротора обнаружены касания датчиков ДЧВ о то-рец ротора (см. рис. 5).



Рисунок 5. Следы касания датчиков ДЧВ о плоскость 1РК

Так как касания о ротор носили непродолжительный характер и ДЧВ менее жесткие, чем статорные лопатки, амплитуда касания была значительно ниже, чем при первом случае.

Использование данного диагностического признака при испытаниях позволяет предотвратить аварийное разрушение деталей ГТД.

Вывод

Метод динамического тензометрирования подшипников качения, помимо измерения величины осевого усилия, позволяет диагностировать процессы, происходящие в ГТД, такие как касание элементов ротора о статор, свидетельствующие о нештатной работе. Использование данного метода позволяет своевременно остановить испытания для сохранения деталей ГТД, что уменьшает затраты и время на их восстановление.

Литература

1. ГОСТ 10816-1-97 Контроль состояния машин по результатам измерений вибрации на не вращающихся частях.
2. 408-00-45-00503-М-2016 Определение величины осевого усилия действующего на шарикоподшипник методом динамического тензометрирования.
3. Способ диагностирования газодинамической неустойчивости компрессора методом динамического тензометрирования шарикоподшипника. Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара. 2018.

Ю. В. Кокунин

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВОМ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117СТ

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы, связанные с разработкой нового адаптивного алгоритма управления расходом топлива для двигателя ТВ7-117СТ в составе самолета Ил-112В. На основе анализа файлов с параметрами работы двигателя в ходе летных испытаний показаны недостатки процесса управления топливом на различных контурах ограничений при использовании существующего в составе программного обеспечения (ПО) блока БАРК-65СТМ алгоритма. Дана общая математическая постановка задачи управления расходом топлива. Для предлагаемого алгоритма приведены общая схема вычислений, а также используемые при формировании тока управления передаточные функции для каждого контура ограничения. Даны рекомендации по испытаниям нового алгоритма управления топливом и его включению в состав перспективного ПО блока БАРК-65СТМ.

Ключевые слова: передаточная функция, регуляторы, управление, дозирующий кран, турбокомпрессор, двигатель, моделирование, эффективность, качество регулирования.

Актуальность темы обусловлена необходимостью выполнения требований технического задания на БАРК-65СТМ по точности и устойчивости процесса управления расходом топлива, сложностью рассматриваемого процесса и необходимостью учета при управлении большого числа различных факторов и параметров [1].

Проблема заключается в отсутствии в настоящее время эффективного алгоритма управления топливом для двигателя ТВ7-117СТ, который бы в полной мере удовлетворял требования к точности и устойчивости процесса управления на динамических и установившихся режимах. Так, результаты наземных опробований и полетов показали, что при работе двигателя на некоторых контурах ограничений возникают колебания с амплитудой: на контуре свободной турбины — до 2,4 %, на контуре крутящего момента — до 4,6 кгМ, на контуре мощности — до 140 л. с. В свою очередь, это приводит к колебаниям расхода топлива и, соответственно, ко-

лебаниям частоты вращения турбокомпрессора до 3,9 %. На указанных контурах ограничений неудовлетворительными являются также точностные характеристики процесса регулирования на динамических режимах. К тому же при совместной работе на нескольких контурах ограничений имеет место несбалансированность соответствующих передаточных функций (ПИД-регуляторов), что приводит к забросам регулируемых параметров при выходе на данные ограничения. Отдельные примеры работы двигателя на указанных контурах ограничений в ходе наземных опробований и полетов приведены на рисунках 1–4.

Для решения данной проблемы в статье предлагается новый адаптивный алгоритм управления топливом, который должен обеспечить требуемую точность и устойчивость процесса регулирования на всех режимах.

1. Общая математическая постановка задачи управления расходом топлива на каждом j -м цикле управления БАРК формулируется в виде следующей оптимизационной задачи:

$$|G_t, j - G_t \max, j| \rightarrow \min \quad (1)$$

При ограничениях:

$$\left\{ \begin{array}{l} N_{тк}, j \leq N_{тк} \text{ прог}, j \quad (2) \\ N_{тк} \text{ прив}, j \leq N_{тк} \text{ прив} \max, j \quad (3) \\ N_{тк}, j \leq N_{тк} \max, j \quad (4) \\ N_{ст}, j \leq N_{ст} \max, j \quad (5) \\ t_r, j \leq t_r \max, j \quad (6) \\ M_{кр}, j \leq M_{кр} \max, j \quad (7) \\ N_e, j \leq N_e \text{ прог}, j \quad (8) \\ G_t, j \leq G_t \max, j \quad (9) \\ G_t, j \geq G_t \min, j \quad (10) \end{array} \right.$$

где j — текущий цикл управления БАРК (длительность цикла управления 0,025 с);

G_t, j — фактический расход топлива на j -м цикле, кг/ч;

$G_t \max, j$ ($G_t \min, j$) — максимально (минимально) допустимый расход топлива на j -м цикле, кг/ч;

$N_{тк}, j$ — фактическое значение частоты вращения турбокомпрессора на j -м цикле, %;

$N_{тк} \text{ прог}, j$ — программное (требуемое) значение частоты вращения турбокомпрессора на j -м цикле, %;

$N_{тк} \text{ прив}, j$ ($N_{тк} \text{ прив} \max, j$) — приведенная (приведенная максимально допустимая) частота вращения турбокомпрессора на j -м цикле, %;

$N_{тк} \max, j$ — максимально-допустимая частота вращения турбокомпрессора на j -м цикле, %;

$N_{ст}, j$ ($N_{ст} \max, j$) — фактическая (максимально допустимая) частота вращения свободной турбины. %;

$t_{г, j}$ ($t_{г \max, j}$) — фактическая (максимально допустимая) температура газа перед свободной турбиной, °С;
 $M_{кр, j}$ ($M_{кр \max, j}$) — фактическое (максимально допустимое) значение крутящего момента на валу воздушного винта, кГм;
 N_e, j ($N_e \text{ прог, } j$) — фактическое (максимально допустимое) значение мощности на валу воздушного винта, л. с.

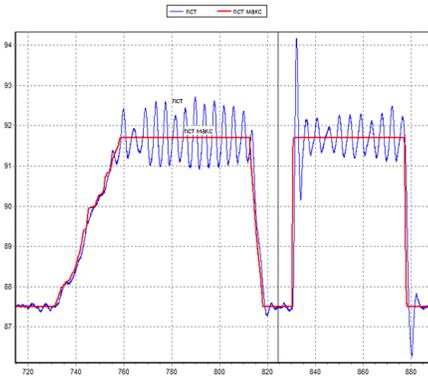


Рисунок 1. Наземное опробование (08.01.2019). Колебания на контуре Nct с амплитудой до 2,4 %

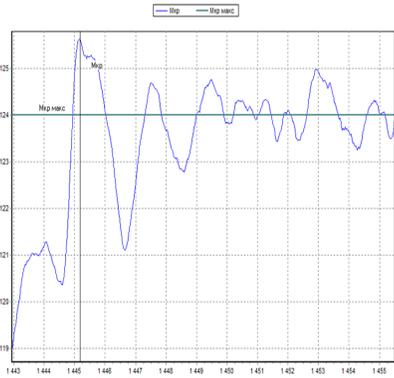


Рисунок 2. Полет (30.03.2019). Колебания на контуре Mкр с амплитудой до 4,6 кГм

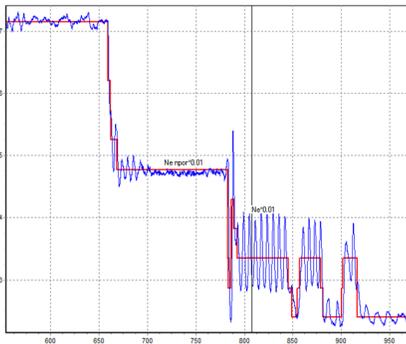


Рисунок 3. Наземное опробование (13.01.2019). Колебания на контуре Ne с амплитудой до 138 л. с.

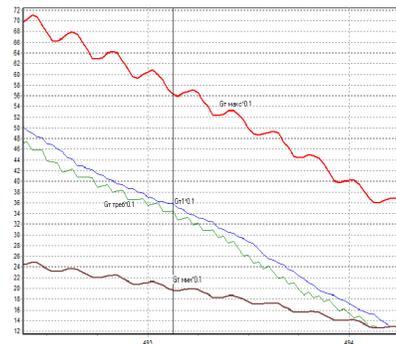


Рисунок 4. Наземное опробование (23.01.2019). Колебания Gt треб с амплитудой до 30кг/ч на контуре Ntk

2. Для приближенного решения задачи (1) — (10) в настоящее время в БАРК-65СТМ используется следующий алгоритм:

Шаг 1. Вычисление на текущем j-м цикле управления БАРК требуемой производной частоты вращения турбокомпрессора «N' тк треб» по всем контурам ограничений:

- контур «Nтк» N' тк треб(Nтк) — с помощью ПИД-регулятора для Nтк;
- контур «Nст» n' тк треб(Nст) — с помощью ПИД-регулятора для Nст;
- контур «тг» N' тк треб(тг) — с помощью ПИД-регулятора для тг;
- контур «Mкр» N' тк треб(Mкр) — с помощью ПИД-регулятора для Mкр;
- контур «Ne» N' тк треб(Ne) — с помощью ПИД-регулятора для Ne.

Шаг 2. Выбор минимальной требуемой производной «N' тк треб» (селекция контуров):

$$N' \text{ тк треб} = \min (N' \text{ тк треб}(n \text{ тк}), N' \text{ тк треб}(n \text{ ст}), N' \text{ тк треб}(тг), N' \text{ тк треб}(Mкр), N' \text{ тк треб}(Ne)).$$

Ограничение с учетом максимальной приемистости и сброса:

$$N' \text{ тк мин} \leq N' \text{ тк треб} \leq N' \text{ тк макс}$$

Шаг 3. Вычисление требуемой частоты вращения турбокомпрессора на j-м цикле управления:

$$Nтк \text{ треб}, j = Nтк \text{ треб}, j-1 + N' \text{ тк треб} * 0.025$$

Шаг 4. Вычисление требуемого расхода топлива «Gт треб» на j-м цикле управления:

$$\begin{aligned} Gт \text{ треб} &= Kпр * \Delta Nтк + Kдиф * \Delta' Nтк + N' \text{ тк треб} / \alpha_{13} + Gт \text{ инт} + Gт \text{ стат}, \\ Gт \text{ мин} &\leq Gт \text{ треб} \leq Gт \text{ макс}, \\ \Delta Nтк &= Nтк \text{ треб} - Nтк, \end{aligned}$$

где Kпр, Kдиф — коэффициенты соответственно для пропорционального и дифференциального звеньев;

$\Delta' Nтк$ — производная для рассогласования $\Delta Nтк$;

α_{13} — коэффициент из линейной динамической модели;

Gт инт — интегральная составляющая, кг/ч;

Gт стат — статический расход топлива (постоянная величина), кг/ч.

Шаг 5. Вычисление тока управления:

$$\begin{aligned} I_{\text{дк}} &= K_{\text{пр}} * \Delta G_{\text{т}} - K_{\text{диф}} * G_{\text{т}} + I_{\text{дк инт}}, \\ -35 \text{ мА} &\leq I_{\text{дк}} \leq +35 \text{ мА}, \\ \Delta G_{\text{т}} &= G_{\text{т треб}} - G_{\text{т}}, \end{aligned}$$

где $G_{\text{т}}$ — фактический расход топлива на j -м цикле управления, кг/ч.

К недостаткам этого подхода следует отнести недостаточную чувствительность используемых ПИД-регуляторов и их «непрозрачный» характер, затрудняющий выбор оптимальных коэффициентов для данных ПИД-регуляторов. Непрозрачность ПИД-регуляторов значительно усложняет их балансировку в области соответствующих ограничений и при совместной работе на нескольких контурах приводит в ряде случаев к забросам и возникновению колебательных процессов.

К тому же с помощью вычисленного значения требуемой производной частоты вращения турбокомпрессора « N' тк треб» по соответствующей формуле (см. шаг 4) рассчитывается требуемый расход топлива « $G_{\text{т треб}}$ ». В то же время данная формула носит эвристический характер и основывается на использовании линейной динамической модели для некоего «идеального» двигателя, не учитывающего специфику работы исполнительных механизмов конкретного двигателя и изменение их характеристик в процессе эксплуатации.

3. Для более эффективного решения оптимизационной задачи (1) — (10) в статье предлагается адаптивный алгоритм управления топливом.

Предлагаемый алгоритм, в отличие от существующего, не предусматривает вычисления промежуточного параметра — требуемой производной частоты вращения турбокомпрессора « N' тк треб». Вместо этого алгоритм обеспечивает формирование управляющего тока « $I_{\text{дк}}$ » непосредственно исходя из исходных ограничений, причем для контура « $N_{\text{тк}}$ » используется исходная программа ограничения, скорректированная с учетом максимально допустимой скорости изменения программы на приемистости и сбросе. Также, в отличие от существующего, в предлагаемом алгоритме не вычисляется требуемый расход топлива « $G_{\text{т треб}}$ ». Вместо этого выполнение условия $G_{\text{т min}} \leq G_{\text{т треб}} \leq G_{\text{т max}}$ обеспечивается с помощью двух дополнительных передаточных функций для контуров ограничений « $G_{\text{т max}}$ » и « $G_{\text{т min}}$ ».

Еще одной отличительной особенностью предлагаемого алгоритма является то, что для повышения чувствительности передаточных функций используемые в них коэффициенты для пропорциональной составляющей выбираются не постоян-

ными, а зависят от величины рассогласования между максимально допустимым и фактическим значениями соответствующего регулируемого параметра.

Общая схема предлагаемого алгоритма управления топливом следующая [2]:

Шаг 1. Корректировка на текущем j -м цикле управления БАРК исходной программы ограничения «Nтк прог» с учетом ограничений по скорости изменения программы на приемистости и сбросе, а также с учетом ограничений «Nтк прив тах» и «Nтк тах», т. е. формирование программы «Nтк прог огр».

Шаг 2. Вычисление на текущем j -м цикле тока управления $I_{дк}$ по всем контурам:

- контур «Nтк» — $I_{дк}$ (Nтк) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Nтк (см. п. 3.1);
- контур «Nст» — $I_{дк}$ (Nст) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Nст (см. п. 3.2);
- контур «tr» — $I_{дк}$ (tr) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для tr (см. п. 3.3);
- контур «Mкр» — $I_{дк}$ (Mкр) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Mкр (см. п. 3.4);
- контур «Ne» — $I_{дк}$ (Ne) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Ne (см. п. 3.5);
- контур «Gт макс» — $I_{дк}$ (Gт макс) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Gт макс (см. п. 3.6);
- контур «Gт мин» — $I_{дк}$ (Gт мин) вычисляется с помощью ПИД-регулятора для Gт мин (см. п. 3.7).

Шаг 3. Выбор на j -м цикле управления БАРК текущего k -го рабочего контура ограничения (селекция контуров):

$$I_{дк \text{ мин}} = \min (K_{пр1} * \Delta N_{тк}, K_{пр2} * \Delta N_{ст}, K_{пр3} * \Delta tr, \\ K_{пр4} * \Delta M_{кр}, K_{пр5} * \Delta Ne, K_{пр6} * \Delta G_{т \text{ макс}}), \quad (11)$$

$$I_{дк \text{ макс}} = \max (I_{дк \text{ мин}}, K_{пр7} * \Delta G_{т \text{ мин}}). \quad (12)$$

Шаг 4. Выбор на j -м цикле тока управления $I_{дк} = I_{дк}(k)$ с учетом определенного на шаге 3 k -го рабочего контура ограничения. Выдача тока управления « $I_{дк}$ » на исполнительный механизм регулирования расхода топлива.

3.1. Для контура ограничения «Nтк» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$I_{\text{дк}}(N_{\text{тк}}) = K_{\text{пр}1} * \Delta N_{\text{тк}} + K_{\text{диф}} * (N'_{\text{тк прог огр}} - N'_{\text{тк}}) + I_{\text{инт}, j} \quad (13)$$

$$\Delta N_{\text{тк}} = N_{\text{тк прог огр}} - N_{\text{тк}}, \quad (14)$$

$$I_{\text{инт}, j} = I_{\text{инт}, j-1} + K_{\text{инт}} * \Delta N_{\text{тк}}, \quad (15)$$

$$-15 \text{ мА} \leq I_{\text{инт}, j} \leq +15 \text{ мА}, \quad (16)$$

$$-35 \text{ мА} \leq I_{\text{дк}}(N_{\text{тк}}) \leq +35 \text{ мА}, \quad (17)$$

где $N_{\text{тк прог огр}}(N_{\text{тк}})$ — программное (фактическое) значение частоты вращения турбокомпрессора, %;

$I_{\text{инт}, j}$ — интегральная составляющая, мА;

$K_{\text{пр}1}$ — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования $\Delta N_{\text{тк}}$ (см. табл. 1, рис. 5);

$K_{\text{диф}}$ — коэффициент дифференциальности, $K_{\text{диф}} = 0,3$;

$K_{\text{инт}}$ — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, $K_{\text{инт}} = 10$.

Т а б л и ц а 1

$\Delta N_{\text{тк}}, \%$	≤ -1	0	≥ 4
$K_{\text{пр}1}, \text{мА}/\%$	10	6	3

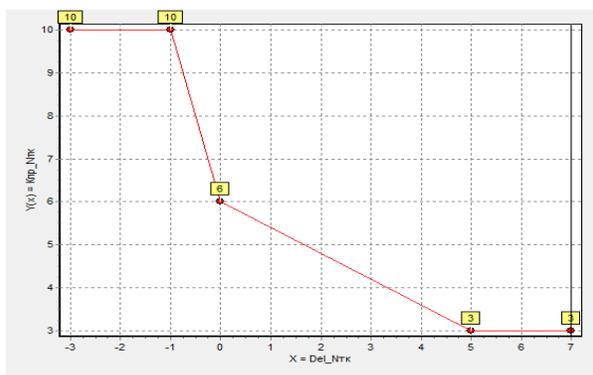


Рисунок 5. График функции вычисления коэффициента $K_{\text{пр}}$ для контура «Nтк»

3.2. Для контура ограничения «Nст» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$I_{дк}(N_{ст}) = K_{пр2} * \Delta N_{ст} + K_{диф} * (N'_{ст \max} - N'_{ст}) + I_{инт, j} \quad (18)$$

$$\Delta N_{ст} = N_{ст \max} - N_{ст}, \quad (19)$$

$$I_{инт, j} = I_{инт, j-1} + K_{инт} * \Delta N_{ст}, \quad (20)$$

$$-15 \text{ мА} \leq I_{инт, j} \leq +15 \text{ мА}, \quad (21)$$

$$-35 \text{ мА} \leq I_{дк}(N_{ст}) \leq +35 \text{ мА}, \quad (22)$$

где $N_{ст \max}(N_{ст})$ — ограничение (фактическое значение) частоты вращения свободной турбины, %;

$I_{инт, j}$ — интегральная составляющая, мА;

$K_{пр2}$ — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования $\Delta N_{ст}$ (см. табл. 1, рис. 5);

$K_{диф}$ — коэффициент дифференциальности, $K_{диф} = 0,5$;

$K_{инт}$ — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, $K_{инт} = 5$.

3.3. Для контура ограничения «tr» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$I_{дк}(tr) = K_{пр3} * \Delta tr + K_{диф} * (tr'_{\max} - tr') + I_{инт, j} \quad (23)$$

$$\Delta tr = tr_{\max} - tr, \quad (24)$$

$$I_{инт, j} = I_{инт, j-1} + K_{инт} * \Delta tr, \quad (25)$$

$$-15 \text{ мА} \leq I_{инт, j} \leq +15 \text{ мА}, \quad (26)$$

$$-35 \text{ мА} \leq I_{дк}(tr) \leq +35 \text{ мА}, \quad (27)$$

где $tr_{\max}(tr)$ — ограничение (фактическое значение) температуры газа перед свободной турбиной, °С;

$I_{инт, j}$ — интегральная составляющая, мА;

$K_{пр3}$ — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования Δtr (см. табл. 2, рис. 6);

Кдиф — коэффициент дифференциальности, Кдиф = 0,25;

Кинт — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей,
Кинт = 0,05.

Т а б л и ц а 2

$\Delta t_{tr}, ^\circ\text{C}$	≤ -5	0	≥ 10
Кпрз, мА/°С	3	1,5	1

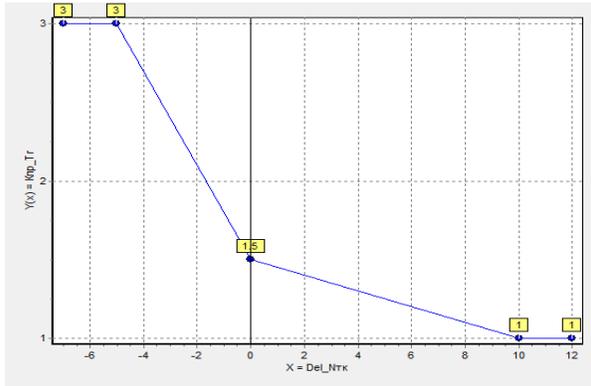


Рисунок 6. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «tr»

3.4. Для контура ограничения «Мкр» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$I_{dk}(\text{Мкр}) = K_{пр4} * \Delta \text{Мкр} + K_{диф} * (\text{Мкр}'_{\max} - \text{Мкр}') + \text{Инт}, j \quad (28)$$

$$\Delta \text{Мкр} = \text{Мкр}'_{\max} - \text{Мкр}', \quad (29)$$

$$\text{Инт}, j = \text{Инт}, j-1 + K_{инт} * \Delta \text{Мкр}, \quad (30)$$

$$-15 \text{ мА} \leq \text{Инт}, j \leq +15 \text{ мА}, \quad (31)$$

$$-35 \text{ мА} \leq I_{dk}(\text{Мкр}) \leq +35 \text{ мА}, \quad (32)$$

где $\text{Мкр}'_{\max}(\text{Мкр})$ — ограничение (фактическое значение) крутящего момента на валу воздушного винта, кгм;

Инт, j — интегральная составляющая, мА;

Кпр₄ — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования ΔМкр (см. табл. 3, рис. 7);

Кдиф — коэффициент дифференциальности, Кдиф = 0,6;

Кинт — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, Кинт = 5.

Т а б л и ц а 3

ΔМкр, кГм	≤ -2	0	≥ 5
Кпр ₄ , мА/кГм	10	6	3

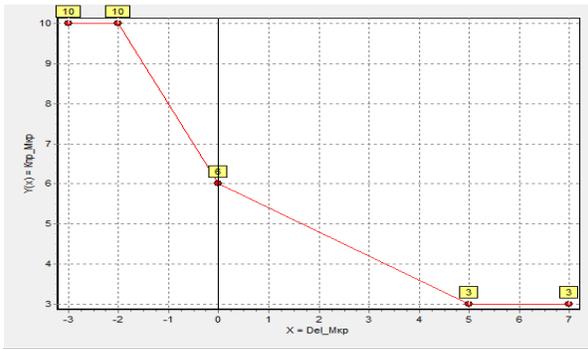


Рисунок 7. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «Мкр»

3.5. Для контура ограничения «Ne» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$I_{dk}(Ne) = K_{пр5} * \Delta Ne + K_{диф} * \Delta Ne' + I_{инт}, j \quad (33)$$

$$\Delta Ne = (Ne^* \text{ прог} - Ne) / 100, \quad (34)$$

$$I_{инт}, j = I_{инт}, j-1 + K_{инт} * \Delta Ne, \quad (35)$$

$$-15 \text{ мА} \leq I_{инт}, j \leq +15 \text{ мА}, \quad (36)$$

$$-35 \text{ мА} \leq I_{dk}(Ne) \leq +35 \text{ мА}, \quad (37)$$

где Ne — фактическое значение мощности на валу воздушного винта, л. с.;

$Ne^*_{\text{прог}}$ — программа ограничения мощности на валу воздушного винта Ne max , сглаженная по 4 точкам, л. с.;

Инт, j — интегральная составляющая, мА;

$K_{\text{пр}5}$ — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования ΔNe (см. табл. 4, рис. 8);

$K_{\text{диф}}$ — коэффициент дифференциальности, $K_{\text{диф}} = 1$;

Кинт — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, $K_{\text{инт}} = 0,05$.

Т а б л и ц а 4

ΔNe , л. с.	$\leq -0,5$	0	≥ 2
$K_{\text{пр}5}$, мА/ л. с.	15	10	5

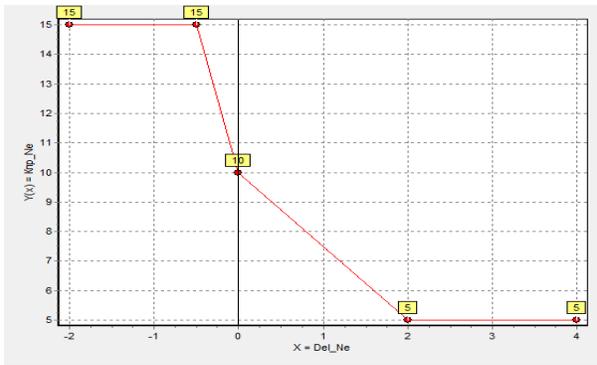


Рисунок 8. График функции вычисления коэффициента $K_{\text{пр}}$ для контура « Ne »

3.6. Для контура ограничения « $Gt \text{ max}$ » предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$\text{Идк} (Gt \text{ max}) = K_{\text{пр}6} \cdot \Delta Gt \text{ max} + K_{\text{диф}} \cdot \Delta' Gt \text{ max} + \text{Инт}, j \quad (38)$$

$$\Delta Gt \text{ max} = (Gt \text{ max} - Gt) / 10, \quad (39)$$

$$\text{Инт}, j = \text{Инт}, j-1 + K_{\text{инт}} \cdot \Delta Gt \text{ max}, \quad (40)$$

$$-15 \text{ мА} \leq \text{Инт}, j \leq +15 \text{ мА}, \quad (41)$$

$$-35 \text{ мА} \leq \text{Идк} (\text{Гт max}) \leq +35 \text{ мА}, \quad (42)$$

где Гт max (Гт) — максимально допустимый (фактический) расход топлива, кг/ч;

$\text{Инт}, j$ — интегральная составляющая, мА;

Кпр_6 — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования $\Delta \text{Гт max}$ (см. табл. 5, рис. 9);

Кдиф — коэффициент дифференциальности, $\text{Кдиф} = 0,2$;

Кинт — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, $\text{Кинт} = 3$.

Т а б л и ц а 5

$\Delta \text{Гт max}$, кг/ч	$\leq -0,5$	0	≥ 5
Кпр_6 , мА/ кг/ч	15	10	5

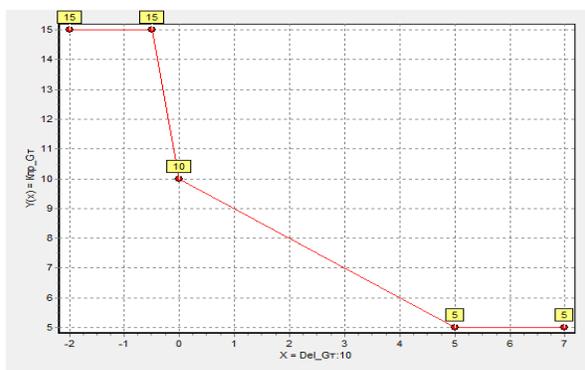


Рисунок 9. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «Гт max»

3.6. Для контура ограничения «Гт min» предлагается следующий ПИД-регулятор:

$$\text{Идк} (\text{Гт min}) = \text{Кпр}_7 \cdot \Delta \text{Гт max} + \text{Кдиф} \cdot \Delta' \text{Гт max} + \text{Инт}, j \quad (43)$$

$$\Delta \text{Гт min} = (\text{Гт min} - \text{Гт})/10, \quad (44)$$

$$\text{Инт}, j = \text{Инт}, j-1 + \text{Кинт} \cdot \Delta \text{Гт min}, \quad (45)$$

$$-15 \text{ мА} \leq \text{Инт}, j \leq +15 \text{ мА}, \quad (46)$$

$$-35 \text{ мА} \leq \text{Идк (Гт min)} \leq +35 \text{ мА}, \quad (47)$$

где Гт min (Гт) — минимально допустимый (фактический) расход топлива, кг/ч;

Иинт, j — интегральная составляющая, мА;

Кпр7 — коэффициент пропорциональности, вычисляется в соответствии с кусочно-линейной функцией, зависящей от рассогласования $\Delta \text{Гт min}$ (см. табл. 6, рис. 10);

Кдиф — коэффициент дифференциальности, Кдиф = 0,2;

Кинт — коэффициент пропорциональности для интегральной составляющей, Кинт = 3.

Т а б л и ц а 6

$\Delta \text{Гт min}$, кг/ч	$\leq -0,5$	0	≥ 3
Кпр7, мА/ кг/ч	20	10	5

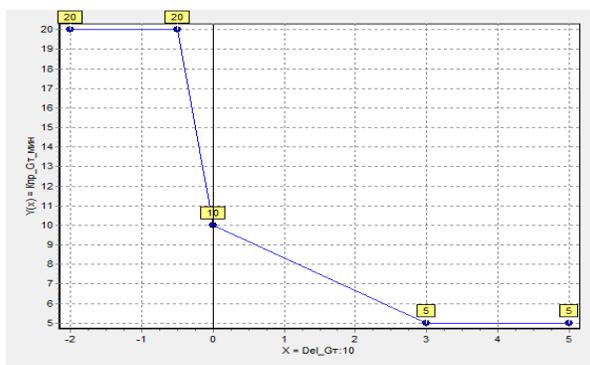


Рисунок 10. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «Гт min»

Заключение

Предлагаемые передаточные функции основаны на использовании типовой вычислительной схемы и, по сравнению с существующим алгоритмом, используют гораздо меньше настроечных коэффициентов, что значительно упрощает их программную реализацию и позволяет снизить затраты вычислительных ресурсов (памяти, быстродействия) при функционировании блока БАРК-65СТМ.

В основу разработки адаптивного алгоритма управления топливом для двигателя ТВ7-117СТ были положены подходы, используемые при разработке алгорит-

ма управления расходом топлива турбостартера двигателя РД-33МК. Это касается вида передаточных функций и используемых в них входных коэффициентов. Стендовые испытания алгоритма управления расходом топлива турбостартера показали его высокую эффективность по точности и устойчивости процесса управления при работе на всех контурах ограничений и режимах работы [2].

Следовательно, можно ожидать, что и предложенный в статье адаптивный алгоритм управления топливом для двигателя ТВ7-117СТ также будет являться достаточно эффективным при работе на соответствующих контурах ограничений. Для экспериментальной проверки эффективности предложенного алгоритма управления топливом необходимы его стендовые испытания, при положительных результатах которых алгоритм целесообразно включить в состав перспективного ПО блока БАРК-65СТМ.

В заключение необходимо отметить, что в силу общности предлагаемый в статье подход к разработке передаточных функций (после выбора соответствующих настроечных коэффициентов) может успешно использоваться при построении алгоритмов управления для всех турбовинтовых (турбовальных) двигателей, работающих на нескольких контурах ограничений.

Литература

1. Техническое задание № 18109 на разработку электронного блока автоматического регулирования и контроля двигателя ТВ7-117СТ, воздушного винта АВ-112. — СПб.: ОАО «Климов», 2018. — 117 с.
2. *Кокунин Ю. В.* Отчет № 42.782.0050-2019О. Разработка и испытания модифицированного алгоритма управления расходом топлива турбостартера ВК-100-1МК для двигателя РД-33МК на стенде АО «ОДК-КЛИМОВ» (БАРК-42) — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2019. — 45 с.

Г. Д. Душиц-Козан, Ю. В. Кокунин

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

РАЗРАБОТКА НОВОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА ТУРБОСТАРТЕРА ДВИГАТЕЛЯ РД-33МК

Аннотация. В статье представлен новый алгоритм управления расходом топлива турбостартера ВК-100-1МК в стартерном режиме для двигателя РД-33МК в составе самолета МиГ-29К/КУБ. По результатам стендовых испытаний дана сравнительная оценка эффективности старого, используемого в настоящее время в составе программного обеспечения (ПО) блока БАРК-42, и нового алгоритма управления расходом топлива турбостартера (ТС). Представлены рекомендации по включению нового алгоритма в состав ПО блока автоматического регулирования и контроля БАРК-42 и его дальнейшей проверки на опытных объектах 9.41(9.47).

Ключевые слова: турбостартер, двигатель, передаточная функция, регуляторы, управление, дозирующая игла, турбокомпрессор, эффективность, качество регулирования.

Введение

Актуальность темы обусловлена жесткими требованиями по точности и устойчивости регулирования, предъявляемыми к системе управления расходом топлива ТС, реализованной в составе электронного блока БАРК-42 [1].

Проблема заключается в отсутствии в настоящее время достаточно эффективного алгоритма управления расходом топлива ТС и необходимости в связи с этим разработки нового алгоритма управления, который обеспечивал бы требуемую точность и устойчивость процесса управления ТС на установившихся и динамических режимах на всех контурах ограничений.

Так, проведенный анализ показал, что в процессе эксплуатации при запуске двигателя РД-33МК в ряде случаев имели место забросы температуры газа за свободной турбиной ТС («Т4 тс») над ограничением «Т4 тс огр» до 14–44 °С. При этом продолжительность забросов температуры составила от 2 с до 15 с. В то же время, в соответствии с техническим заданием, на БАРК-42 [1] допустимая погрешность выполнения ограничения «Т4 тс огр» не должна превышать ± 5 °С. Неоднократно наблюдались также случаи затухающих автоколебаний положения электромеханизма ограничения расхода топлива «Ллэп» при запуске ТС с амплитудой до 2,2 мм (после открытия запорного клапана подачи топлива в ТС), а также колебания «Ллэп» с амплитудой до 0,75 мм при совместной работе на контурах ограничений «Ллэп» и «Nк тс».

1. Постановка задачи

Для управления расходом топлива в камере сгорания ТС в стартерном режиме используется ток управления «Iупр», формируемый БАРК-42 с помощью селекции трех передаточных функций (ПИД-регуляторов) для соответствующих контуров ограничений:

- ограничение положения электромеханизма ограничения расхода топлива ТС «Ллэп»;
- ограничение частоты вращения ротора компрессора ТС «Nк тс»;
- ограничение температуры газа за свободной турбиной ТС «Т4 тс».

В настоящей статье для каждого из указанных контуров ограничений приведены описания старых (базовых) и новых (модифицированных) алгоритмов управления. Цель разработки новых алгоритмов управления заключается в повышении чувствительности соответствующих передаточных функций при изменении управляемых (настроечных) параметров для безусловного выполнения указанных максимально допустимых ограничений.

Для каждого из контуров ограничений дана сравнительная оценка эффективности старого и нового алгоритмов управления ТС.

В ходе стендовых испытаний для каждого нового алгоритма управления расходом топлива ТС на основе вариации коэффициентов передаточной функции были определены оптимальные коэффициенты передаточной функции, а также области устойчивого регулирования.

1.1. Старые, реализованные в настоящее время в БАРК-42, алгоритмы управления ТС используют следующие передаточные функции [2]:

- Для контура ограничения «Ллэп»

$$I_{упр} i = K_{пр} \Delta L_{лэп} i + K_{диф} \Delta' \phi i + K_{ос} L_{лэп} i + I_{инт} i \quad (1)$$

$$I_{инт} i = I_{инт} i-1 + K_{и1} \Delta L_{лэп} i + K_{и2} \Delta' \phi i \quad (2)$$

$$\Delta L_{лэп} i = L_{лэп} i - L_{лэп} огр i \quad (3)$$

$$\Delta' \phi i = \Delta' \phi_{пред} i * (1-\alpha) + \alpha * \Delta' N_{к тс} i, 0 < \alpha < 1, \quad (4)$$

где $L_{лэп} i$ ($L_{лэп} огр i$) — фактическое значение (максимально-допустимое ограничение) $L_{лэп}$ на i -м цикле управления БАРК, мм;

$K_{пр}$ — коэффициент пропорциональности, $K_{пр} = 100$;

$K_{диф}$ — коэффициент при дифференциальном звене, $K_{диф} = 2,5$;

$K_{ос}$ — коэффициент обратной связи по положению $L_{лэп}$, $K_{ос} = 30$;

$I_{инт} i$ — интегральная составляющая передаточной функции, $0 \leq I_{инт} i \leq 500$ мА;

Ки1 — коэффициент пропорциональности при интегральной составляющей,
Ки1 = 300;

Ки2 — дифференциальный коэффициент при интегральной составляющей,
Ки2 = 0.

- Для контура ограничения «Nк тс» используется аналогичная передаточная функция с заменой рассогласования Δ Ллэп i на Δ Nк тс i = Nк тс i — Nк тс огр i, а также с другими значениями настроечных коэффициентов: Kпр = 5, Kдиф = 0,5, Ки1 = 5, Ки2 = 2.
- Для контура ограничения «Т4 тс»

$$I_{упr\ i} = K_{пр} * \Delta T4\ тс\ кор\ i + K_{диф} * \Delta'ф\ i + K_{ос} * L_{лэп\ i} + I_{инт\ i} \quad (5)$$

$$I_{инт\ i} = I_{инт\ i-1} + K_{и1} * \Delta T4\ тс\ кор\ i + K_{и2} * \Delta'ф\ i \quad (6)$$

$$\Delta T4\ тс\ кор\ i = K_{кор\ i} * \Delta T4\ тс\ i \quad (7)$$

$$\Delta T4\ тс\ i = T4\ тс\ i - T4\ тс\ огр\ i \quad (8)$$

$$\Delta'ф\ i = \Delta'ф\ пред\ i * (1-\alpha) + \alpha * \Delta' T4\ тс\ кор\ i, \quad 0 < \alpha < 1, \quad (9)$$

$$K_{кор\ i} = \begin{cases} 0.7 \text{ при } |\Delta T4\ тс\ i| < 25^\circ\text{C} \\ 0.7 + 0.01 * (\Delta T4\ тс\ i - 25) \text{ при } \Delta T4\ тс\ i > 25^\circ\text{C}, K_{кор\ i} \leq 1 \\ 0.7 + 0.02 * (-\Delta T4\ тс\ i - 25) \text{ при } \Delta T4\ тс\ i < -25^\circ\text{C}, K_{кор\ i} \leq 1.3 \end{cases}$$

где T4 тс i (T4 тс огр i) — фактическое значение (максимально-допустимое ограничение) T4 тс на i-м цикле управления БАРК, °C;

Kпр — коэффициент пропорциональности, Kпр = 0,9;

Kдиф — коэффициент при дифференциальном звене, Kдиф = 0,14;

Kос — коэффициент обратной связи по положению Ллэп, Kос = 30;

Ки1 — коэффициент пропорциональности при интегральной составляющей,
Ки1 = 0,5;

Ки2 — дифференциальный коэффициент при интегральной составляющей,
Ки2 = 0,5.

- В стартерном режиме на каждом текущем i-м цикле управления (такте) БАРК-42 длительностью 0,025 с вычисляется ток управления «Iупр» для трех указанных контуров ограничений Iупр1, Iупр2, Iупр3. Затем определяется контур ограничения, имеющий максимальное значение управляющего тока (селекция контуров):

$$I_{упr0} = \max(I_{упr1}, I_{упr2}, I_{упr3}), \quad (10)$$

$$0 \leq I_{упr0} \leq 800 \text{ мА}, \quad (11)$$

$$I_{упр_{итог}} = -I_{упр_0} \quad (12)$$

Выбранный указанным образом на текущем такте ток управления « $I_{упр_{итог}}$ » БАРК-42 выдает на исполнительный механизм, регулирующий расход топлива ТС.

1.2. Новые, предлагаемые в статье, алгоритмы управления ТС на рассматриваемых контурах используют передаточные функции, более чувствительные к изменению величины рассогласования между фактическим и максимальным значениями каждого из контуров ограничений ($\Delta L_{лэп}$, ΔN_k тс, ΔT_4 тс). Это достигается за счет того, что используемые в новых передаточных функциях коэффициенты пропорционального звена являются не постоянными величинами, а динамично меняются на каждом цикле управления БАРК в зависимости от текущей величины рассогласования $\Delta L_{лэп}$ (ΔN_k тс, ΔT_4 тс). Предлагаемые передаточные функции для рассматриваемых контуров имеют следующий вид [3; 4]:

- Для контура ограничения «Ллэп»

$$I_{упр\ i} = K_{пр} (\Delta L_{лэп\ i}) * \Delta L_{лэп\ i} + K_{диф} * (L'_{лэп\ i} - L'_{лэп\ огр\ i}) + I_{инт\ i} \quad (13)$$

$$I_{инт\ i} = I_{инт\ i-1} + K_{инт} * \Delta L_{лэп\ i} \quad (14)$$

$$\Delta L_{лэп\ i} = L_{лэп\ i} - L_{лэп\ огр\ i} \quad (15)$$

$$0 \leq I_{упр\ i} \leq 800 \text{ мА}, \quad (16)$$

где $L_{лэп\ i}$ ($L_{лэп\ огр\ i}$) — фактическое значение (максимально допустимое ограничение) $L_{лэп}$ на i -м цикле управления БАРК, мм;

$L'_{лэп\ i}$ ($L'_{лэп\ огр\ i}$) — производная положения $L_{лэп}$ (ограничения $L_{лэп\ огр}$) на i -м цикле управления;

$K_{пр} (\Delta L_{лэп\ i})$ — коэффициент пропорциональности является функцией от рассогласования $\Delta L_{лэп\ i}$ и определяется кусочно-линейной функцией, заданной в таблице 1 (рис. 1);

$K_{диф}$ — коэффициент при дифференциальном звене, $K_{диф} = 1,2$;

$I_{инт\ i}$ — интегральная составляющая передаточной функции, $-100 \text{ мА} \leq I_{инт\ i} \leq 400 \text{ мА}$;

$K_{инт}$ — коэффициент пропорциональности при интегральной составляющей, $K_{инт} = 250$.

Т а б л и ц а 1

$\Delta L_{лэп}$, мм	≤ -1	0	≥ 1
$K_{пр}$, мА/мм	50	120	140

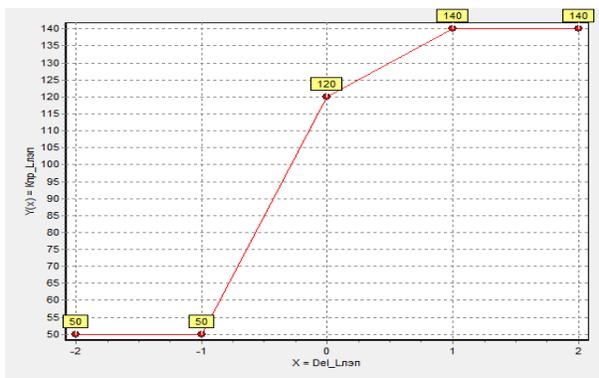


Рисунок 1. График функции вычисления коэффициента Kпр для контура «Ллэп»

- Для контура ограничения «Nк тс»

$$I_{упр\ i} = K_{пр} (\Delta N_{к\ тс\ i}) * \Delta N_{к\ тс\ i} + K_{диф} * (N'_{к\ тс\ i} - N'_{к\ тс\ огр\ i}) + K_{ос} * (L_{лэп\ i} - L_{лэп\ огр\ i}) + I_{инт\ i} \quad (17)$$

$$I_{инт\ i} = I_{инт\ i-1} + K_{инт} * \Delta N_{к\ тс\ i} \quad (18)$$

$$\Delta N_{к\ тс\ i} = N_{к\ тс\ i} - N_{к\ тс\ огр\ i} \quad (19)$$

$$0 \leq I_{упр\ i} \leq 800 \text{ мА} \quad (20)$$

где $N_{к\ тс\ i}$ ($N_{к\ тс\ огр\ i}$) — фактическое значение (максимально-допустимое ограничение) $N_{к\ тс}$ на i -м цикле управления БАРК, %;

$N'_{к\ тс\ i}$ ($N'_{к\ тс\ огр\ i}$) — производная $N_{к\ тс}$ (ограничения $N_{к\ тс\ огр}$) на i -м цикле управления;

$K_{пр}$ ($\Delta N_{к\ тс\ i}$) — коэффициент пропорциональности — является функцией от рассогласования $\Delta N_{к\ тс\ i}$ и определяется кусочно-линейной функцией, заданной в таблице 2 (рис. 2);

$K_{диф}$ — коэффициент при дифференциальном звене, $K_{диф} = 1,5$;

$K_{ос}$ — коэффициент обратной связи по рассогласованию положения Ллэп, $K_{ос} = 30$;

$I_{инт\ i}$ — интегральная составляющая передаточной функции, $-100 \text{ мА} \leq I_{инт\ i} \leq 400 \text{ мА}$;

$K_{инт}$ — коэффициент пропорциональности при интегральной составляющей, $K_{инт} = 25$.

$\Delta N_k \text{ тс, \%}$	≤ -20	-2	0	≥ 1
Кпр, мА/%	7	9	15	20

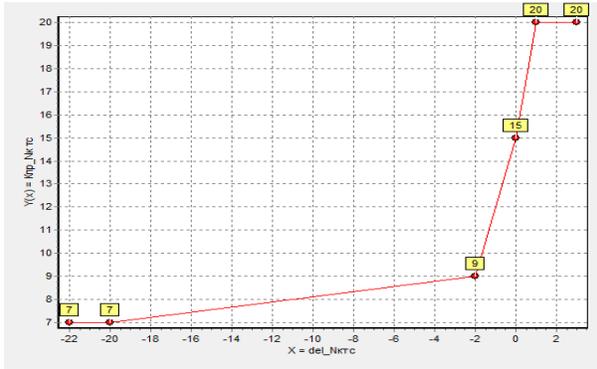


Рисунок 2. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «Nк тс»

- Для контура ограничения «Т4 тс»

$$I_{упр\ i} = K_{пр}(\Delta T4 \text{ тс } i) * \Delta T4 \text{ тс } i + K_{диф} * (T4' \text{ тс } i - T4' \text{ тс } огр\ i) + K_{ос} * (L_{лэп\ i} - L_{лэп\ огр\ i}) + I_{инт\ i} \quad (21)$$

$$I_{инт\ i} = I_{инт\ i-1} + K_{инт} * \Delta T4 \text{ тс } i \quad (22)$$

$$\Delta T4 \text{ тс } i = T4 \text{ тс } i - T4 \text{ тс } огр\ i \quad (23)$$

$$0 \leq I_{упр\ i} \leq 800 \text{ мА} \quad (24)$$

где $T4 \text{ тс } i$ ($T4 \text{ тс } огр\ i$) — фактическое значение (максимально-допустимое ограничение) $T4 \text{ тс}$ на i -м цикле управления БАРК, °С;

$T4' \text{ тс } i$ ($T4' \text{ тс } огр\ i$) — производная $T4 \text{ тс}$ (ограничения $T4 \text{ тс } огр$) на i -м цикле управления;

$K_{пр}(\Delta T4 \text{ тс } i)$ — коэффициент пропорциональности – является функцией от рассогласования $\Delta T4 \text{ тс } i$ и определяется кусочно-линейной функцией, заданной в таблице 3 (рис. 3);

$K_{диф}$ — коэффициент при дифференциальном звене, $K_{диф} = 0,25$;

$K_{ос}$ — коэффициент обратной связи по рассогласованию положения $L_{лэп}$, $K_{ос} = 30$;

Инт i — интегральная составляющая передаточной функции, $-100 \text{ мА} \leq \text{Инт} i \leq 400 \text{ мА}$;
 Кинт — коэффициент пропорциональности при интегральной составляющей,
 Кинт = 3.

Т а б л и ц а 3

$\Delta T4 \text{ тс, } ^\circ\text{C}$	≤ -30	-5	0	≥ 5
Кпр, мА/ $^\circ\text{C}$	0,6	0,9	4	6

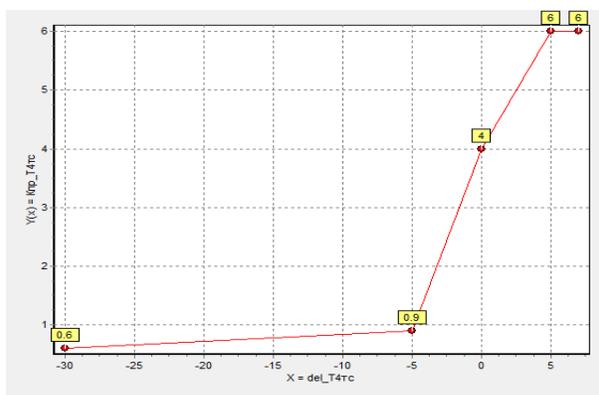


Рисунок 3. График функции вычисления коэффициента Кпр для контура «Т4 тс»

- В стартерном режиме на каждом текущем i -м цикле управления БАРК-42 вычисляется ток управления «Iупр» для трех указанных контуров ограничений $I_{упр_{Ллэп}}$, $I_{упр_{Nк \text{ тс}}}$, $I_{упр_{T4 \text{ тс}}}$. Затем определяется «рабочий» контур ограничения, имеющий максимальное значение пропорциональной составляющей тока управления (селекция контуров):

$$I_{пр} = \max (K_{пр}(\Delta L_{лэп}) \cdot \Delta L_{лэп}, K_{пр}(\Delta N_{к \text{ тс}}) \cdot \Delta N_{к \text{ тс}}, K_{пр}(\Delta T4 \text{ тс}) \cdot \Delta T4 \text{ тс}), \quad (25)$$

Ток управления «Iупр» для выбранного рабочего контура, вычисленного по формулам 13–24, меняет знак $I_{упр_{итог}} = -I_{упр}$ и выдается БАРК-42 на исполнительный механизм для регулирования расхода топлива ТС.

2. Результаты проверки нового алгоритма управления топливом

Новые алгоритмы управления расходом топлива ТС были проверены на стенде АО «ОДК-Климов». При этом для гарантированного выхода на нужные ограничения в БАРК-42 с помощью ИДК-42 вводились сниженные, относительно штатных, значения рассматриваемых ограничений.

На стендовых испытаниях проверялась работа по каждому из контуров отдельно, а также при совместной работе на нескольких контурах ограничений.

Результаты стендовых испытаний с помощью ИДК-42 записывались в файлы формата «.узк», которые затем оценивались с помощью специальных программ «**Просмотр записей**» и «**Анализатор**».

2.1. Эффективность работы алгоритмов управления расходом топлива ТС для каждого контура ограничения оценивалась по следующим показателям:

- величина перерегулирования при выходе на ограничение ($H_{\text{перер}}$);
- продолжительность перерегулирования при выходе на ограничение ($T_{\text{перер}}$);
- наличие, размах и продолжительность колебаний при работе на ограничении;
- максимальная погрешность регулирования при работе на ограничении (для установившихся режимов).

В ходе стендовых испытаний путем вариации настроечных коэффициентов передаточных функций (для пропорционального, дифференциального и интегрального звеньев) были определены области их оптимальных значений. Испытания показали, что использование выбранных коэффициентов передаточных функций обеспечивает требуемую точность и устойчивость процесса регулирования на всех контурах ограничений.

Испытания показали также, что при использовании в передаточных функциях для контуров ограничений « N_k тс» и « T_4 тс» коэффициента обратной связи « $K_{\text{ос}}$ » при выходе на ограничения наблюдается некоторое увеличение величины заброса, а также значительное (примерно в 3–4 раза) увеличение продолжительности перерегулирования, т. е. использование данного коэффициента нецелесообразно ($K_{\text{ос}} = 0$).

2.2. Результаты стендовых испытаний, а также опыт эксплуатации показали, что по сравнению со старым алгоритмом, используемым в БАРК-42, новый алгоритм обеспечивает гораздо более высокую точность и устойчивость процесса управления расходом топлива ТС на всех контурах ограничений:

- на контуре ограничения «Ллэп» величина перерегулирования $H_{\text{перер}} \leq 0,08$ – $0,2$ мм (для старого алгоритма $H_{\text{перер}} \leq 2,2$ – $2,7$ мм);

- на контуре ограничения «Nк тс» величина перерегулирования $H_{\text{перер}} \leq 0,2 \%$;
- на контуре ограничения «Т4 тс» величина перерегулирования $H_{\text{перер}} \leq 1 \text{ } ^\circ\text{C}$ (для старого алгоритма $H_{\text{перер}} \leq 44 \text{ } ^\circ\text{C}$);
- при совместной работе на всех контурах ограничений отсутствуют перерегулирования при переходе с одного контура на другой (для старого алгоритма наблюдаются колебания «Ллэп» с амплитудой до 0,75 мм при совместной работе на контурах ограничений «Ллэп» и «Nк тс»).

Отдельные примеры работы старого и нового алгоритмов управления расходом топлива ТС приведены на рисунках 4–9.

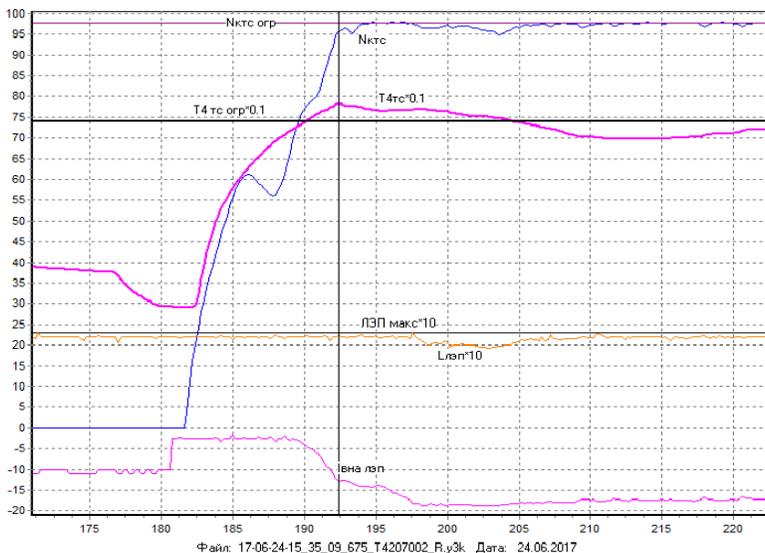


Рисунок 4. Старый алгоритм. Заброс Т4 тс, равный 44 °С (г/п 356, полет б/н 675-правый от 24.06.2017 г.)

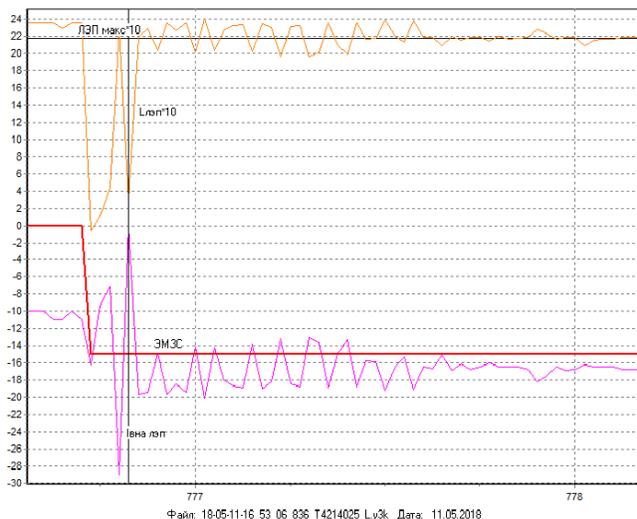


Рисунок 5. Старый алгоритм. Колебания Ллэп при запуске ТС с амплитудой до 2мм в течение ≈ 1 с (г/п 356, полет б/н 836-левый от 11.05.2018 г.)

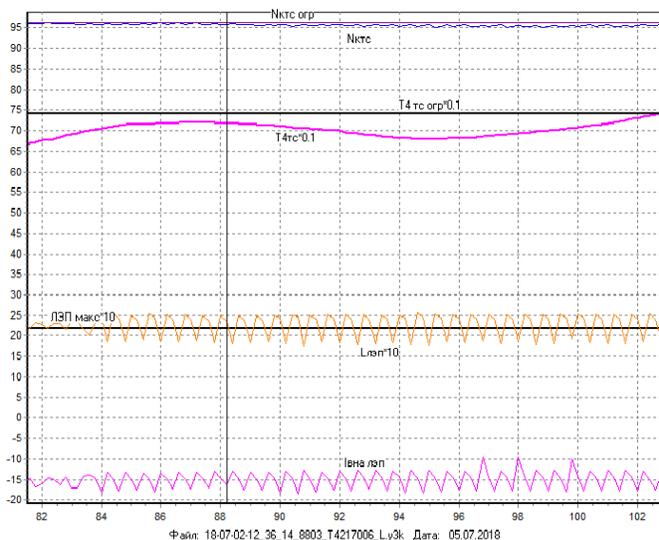


Рисунок 6. Старый алгоритм. Колебания Ллэп при совместной работе на контурах «Ллэп» и «Нк тс» с амплитудой до 0,75 мм в течение ≈ 20 с (г/п 818, полет б/н 8803-левый от 05.07.2018 г.)

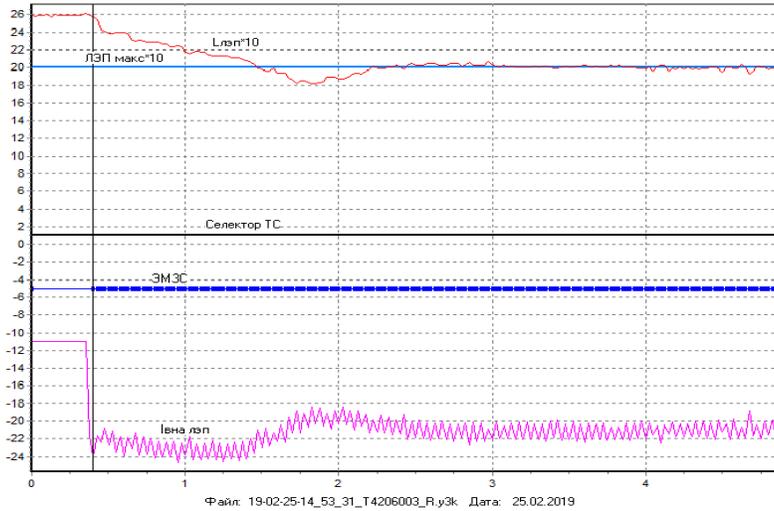


Рисунок 7. Новый алгоритм. Регулирование Ллэп при запуске ТС. $H_{перер} \leq 0,2$ мм, $T_{перер} = 1,8$ с, установившийся режим $\Delta L_{лэп} \leq 0,09$ мм

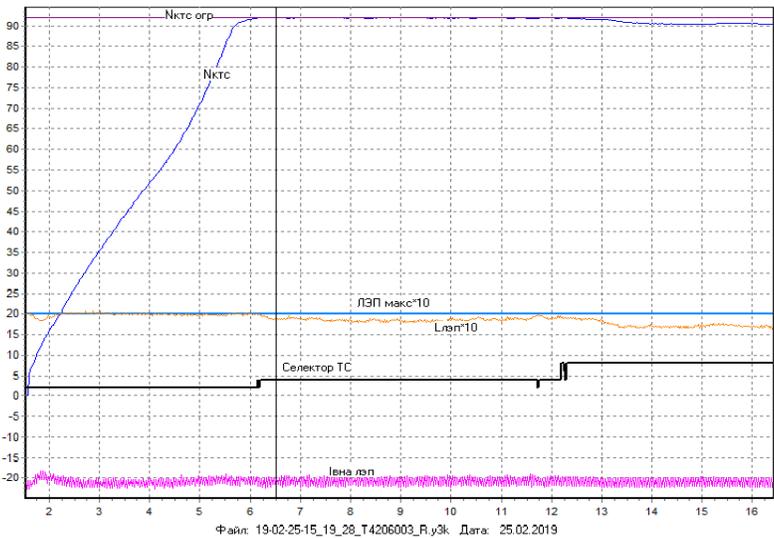


Рисунок 8. Новый алгоритм. Регулирование Nk ts при выходе на ограничение Nk ts огр. $H_{перер} \leq 0,2$ %, $T_{перер} = 0,35$ с, установившийся режим $\Delta Nk_{ts} \leq 0,2$ %

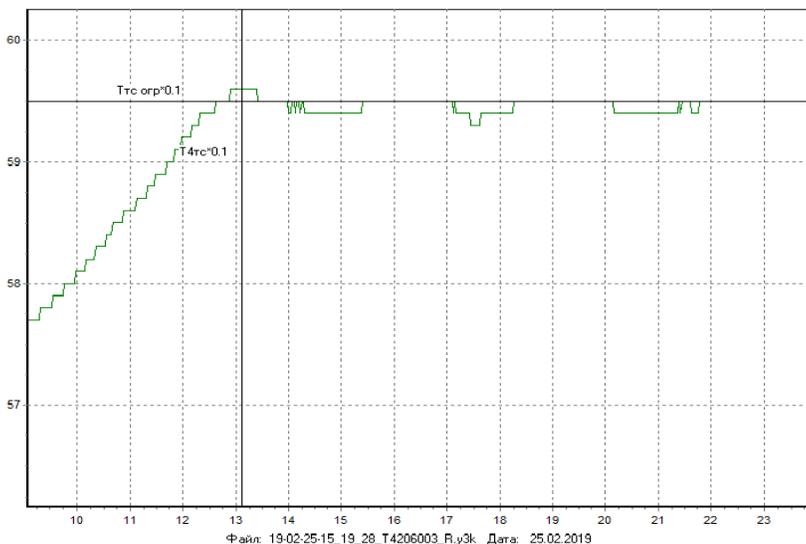


Рисунок 9. Новый алгоритм. Регулирование при выходе на ограничение T4 tc ogr.
 $N_{\text{перер}} \leq 1 \text{ } ^\circ\text{C}$, $T_{\text{перер}} = 0,55 \text{ с}$, установившийся режим $\Delta T4 \text{ tc} \leq 2 \text{ } ^\circ\text{C}$

Заключение

1. Разработан и проверен экспериментально на стенде АО «ОДК-Климов» новый алгоритм управления расходом топлива турбостартера ВК-100-1МК двигателя РД-33МК по программам управления положением дозирующей иглы «Ллэп» с поддержанием постоянной величины расхода топлива и ограничения частоты вращения «Nк tc» ротора компрессора и температуры «T4 tc» газа за свободной турбиной турбостартера.
2. Анализ файлов эксплуатации и стендовых испытаний показал, что по сравнению со старым (реализованным в БАРК-42) новый алгоритм управления ТС в стартерном режиме обеспечивает гораздо меньшую погрешность и большую устойчивость регулирования на всех контурах ограничений:
 - при работе на контуре ограничения расхода топлива «Ллэп» на установившемся режиме погрешность регулирования $\Delta L_{\text{лэп}} \leq 0,09 \text{ мм}$, на динамических режимах величина перерегулирования $N_{\text{перер}} \leq 0,08\text{--}0,2 \text{ мм}$ в течение времени $T_{\text{перер}} \leq 1,8 \text{ с}$. Для старого алгоритма на установившемся режиме наблюдаются колебания с амплитудой до 2,7 мм в течение до 18 с, на динамических режимах $N_{\text{перер}} \approx 2,2\text{--}2,7 \text{ мм}$;

- при выходе на ограничение «Nк тс» на установившемся режиме погрешность регулирования $\Delta N_k \text{ тс} \leq 0,1-0,2 \%$, на динамических режимах величина перерегулирования $N_{\text{перер}} \leq 0,2 \%$ в течение времени $T_{\text{перер}} \leq 0,4 \text{ с}$;
 - при выходе на ограничение «Т4 тс» на установившемся режиме погрешность регулирования $\Delta T_4 \text{ тс} \leq 2 \text{ }^\circ\text{C}$, на динамических режимах величина перерегулирования $N_{\text{перер}} \leq 2 \text{ }^\circ\text{C}$ в течение времени $T_{\text{перер}} \leq 0,55 \text{ с}$. Для старого алгоритма на установившемся режиме наблюдаются перерегулирования $N_{\text{перер}} \approx 15-44 \text{ }^\circ\text{C}$ в течение времени $T_{\text{перер}}$ до 15 с.
3. В отличие от старого новый алгоритм обеспечивает устойчивый процесс регулирования расходом топлива (отсутствуют колебания) при совместной работе всех программ управления при переходе от одной программы к другой.
 4. При работе нового алгоритма, в отличие от старого, погрешность и устойчивость процесса управления на всех контурах ограничений удовлетворяют требованиям технического задания на БАРК-42.
 5. Проведенная в ходе стендовых испытаний вариация входных коэффициентов передаточных функций, используемых в составе новых алгоритмов для каждого контура ограничения, позволила определить область их оптимальных значений. Испытания показали, что использование выбранных коэффициентов передаточных функций обеспечивает требуемую точность и устойчивость процесса регулирования на всех контурах ограничений.
 6. После проведения стендовых испытаний нового алгоритма управления ТС в режиме энергоузла рекомендовать включить новый алгоритм управления ТС в стартерном режиме в состав ПО блока БАРК-42 с целью последующих проверок при наземной отработке двигателя и в полете объектов 9.41 (9.47), а также в состав ПО блока БАРК-93МА (двигатель РД-93МА).

Необходимо также отметить, что в силу универсализма изложенные в настоящей статье подходы к разработке новых передаточных функций для контуров управления ТС можно использовать также при построении алгоритмов управления для турбовинтовых (турбовальных) двигателей, работающих на нескольких контурах ограничений.

Литература

1. Дополнение № 3 к ТЗ 042.608.003 на БАРК-42. Требования к программному обеспечению БАРК-42 по управлению и контролю двигателя, КСА и турбостартера — СПб.: ОАО «Климов», 2012. — 113 с.
2. Спецификация требований к программному обеспечению БАРК-42 — СПб.: ОАО «Климов», 2010. — 115 с.

3. *Кокунин Ю. В.* Техническая справка № 42.779.0187-2018ТС по модификации алгоритма управления расходом топлива турбостартера ВК-100-1МК в части контуров ограничения максимальной частоты вращения турбокомпрессора и максимальной температуры газа за свободной турбиной (БАРК-42) — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2018. — 9 с.
4. *Кокунин Ю. В.* Отчет № 42.782.0050-2019О. Разработка и испытания модифицированного алгоритма управления расходом топлива турбостартера ВК-100-1МК для двигателя РД-33МК на стенде АО «ОДК-КЛИМОВ» (БАРК-42) — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2019. — 45 с.

С. В. Коцюбинский

АО «ОДК-Климов», ИЦ КБ-7, Москва

ПОВЫШЕНИЕ ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ РД-33

Аннотация. В статье показаны сложности обеспечения оптимального состава топливовоздушной смеси в форсажной камере со смешением потоков ТРДДФ семейства РД-33. Ставится задача устранения дефекта, повышения полноты сгорания топлива для получения максимальной тяги на режиме полного форсажа. Предлагается новая конструкция стабилизатора фронтального устройства и перераспределение форсажного топлива по контурам.

Вводная часть

Большое значение для успешного выполнения боевых задач высокоманевренных самолетов имеют полеты, использующие форсированные режимы работы двигателя.

Применительно к форсированным режимам работы двигателя основными проблемами управления остаются следующие:

- обеспечение оптимального состава топливовоздушной смеси (ТВС) в форсажной камере сгорания (ФКС) ($\alpha_{\Sigma onm}$);
- создание условий для обеспечения высокой полноты сгорания форсажного топлива.

Решение этих проблем позволит повысить эффективность работы двигателя на форсированных режимах для получения максимальной форсажной тяги.

1. Основная часть

1.1. Особенности существующих ФКС

Основными двигателями, которые в настоящее время применяются в истребительной авиации ВКС и ВМФ РФ, являются двигатели семейства РД-33 и семейства АЛ-31. Алгоритмы, используемые системами управления расходом форсажного топлива (САУ G_{mf}) двигателей РД-33 и АЛ-31, в целом схожи. Управление G_{mf} осуществляется по программе $G_{mf}/P_k^* = f(\alpha_{py\dot{\nu}}, T_{ax}^*)$, взаимодействуя с САУ основного контура (G_m) и реактивного сопла ($F_{кр}$).



Рисунок 1. Видимые зоны отсутствия горения ТВС за стабилизаторами и коком турбин

Недостатком форсажной камеры сгорания (ФКС) двигателя РД-33 является видимая невооруженным глазом низкая температура газа в отдельных зонах за стабилизаторами из-за богатой ТВС и бедной за днищем кока на режиме полный форсаж (ПФ), как показано на правом фото (рис. 1).

Приближенные расчеты существующей конструкции фронтального устройства ФКС, проведенные для режима минимального форсажа МФ при работе двигателя на стенде, показали средние значения $\alpha = 0,108 \dots 0,245$ за карбюраторными трубками стабилизаторов, что находится за границей богатого срыва. Добавление воздуха через отверстия $\text{Ø}3,5$ мм в полках стабилизаторов увеличивает α до 0,36 (рис. 2). ТВС в зоне стабилизатора достаточно богата для воспламенения и поддержания горения.

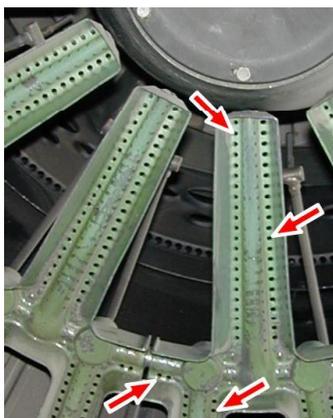


Рисунок 2. Стабилизатор со стороны сопла

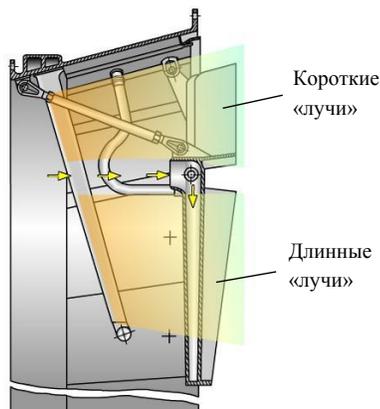


Рисунок 3. Распыл топлива из 2-го и 3-го коллекторов

На режиме ПФ добавление топлива из 2-го и 3-го контуров приходится на короткие внешние и длинные радиальные «лучи» стабилизаторов (рис. 3). Распыленное топливо через отверстия $\varnothing 3,5$ мм в полках стабилизаторов снижает средние значения α до значений богатого срыва, что видно на фото (рис. 1). Между лучами стабилизаторов ТВС горит при $\alpha = 1,14 \dots 1,17$, не достигая максимальной эффективности, так как часть тепла расходуется на разложение топлива за стабилизаторами.

Полнота сгорания форсажного топлива оказывается ниже 0,9 (по некоторым данным 0,86), а при подъеме на высоту ($P_2 < P_1$) в стабилизаторах появляется богатый срыв. Смещение потоков продуктов сгорания не дает расчетной величины полной форсажной тяги, поскольку около 16 % топлива от расхода ПФ разлагается без горения в стабилизаторе (рис. 1, 4) [1].

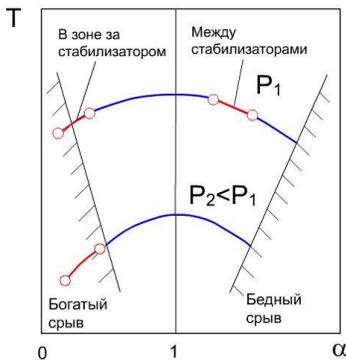


Рисунок 4. Качественная зависимость температуры горения от коэффициента избытка воздуха

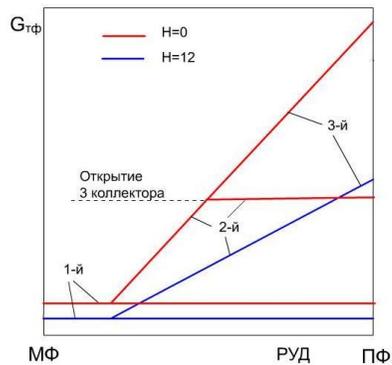


Рисунок 5. Качественная зависимость изменения расхода форсажного топлива от положения РУД

При увеличении высоты полета самолета и снижении давления воздуха на входе в двигатель регулятор форсажного топлива (РСФ) по программе $G_{тф} / P_{к}^* = f(\alpha_{руд}, T_{вх}^*)$ уменьшает величину $G_{тф}$, при этом распределитель форсажного топлива (РТФ) давление открытия 3-го коллектора не изменяет, сохраняя его на уровне $27 + 1,5 \text{ кг/см}^2$, что благоприятно сказывается на распыливании топлива 2-м коллектором. Однако снижение общего расхода форсажного топлива приводит к снижению расхода в 3-м коллекторе (рис. 5).

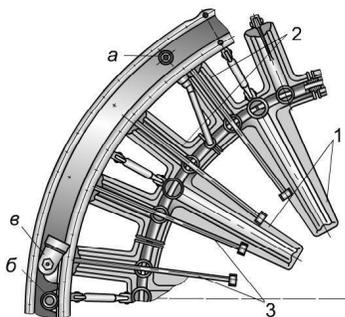


Рисунок 6. Фронтное устройство

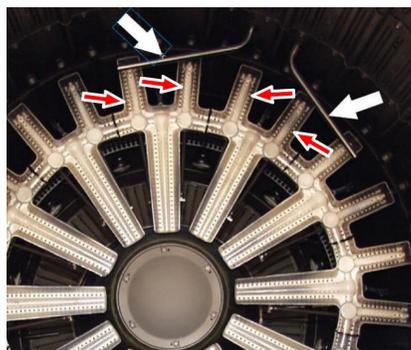


Рисунок 7. Датчики пламени

Снижение расхода и давления ухудшает распыливание струйными форсунками пальцевых распылителей 3. Вытекающее из форсунок 3-го коллектора топливо не попадает в большие внутренние радиальные «лучи» 1 стабилизатора, но попадает в короткие внешние «лучи» 2 с воздухом через отверстия $\varnothing 3,5$ мм в полках стабилизаторов (показаны красными стрелками на рис. 7), так как распылители 3 находятся непосредственно над ними (рис. 6).

Топливо из 3-го коллектора снижает коэффициент избытка воздуха до «богатого срыва» и гасит пламя в коротких внешних «лучах», из-за чего резко уменьшается ионный ток датчиков пламени (показаны белыми стрелками) ДПИ-1500 (рис. 7).

Блок автоматического регулирования и контроля (БАРК) при получении сигнала о погасании форсажа (снижении ионного тока от датчиков пламени ниже заданного уровня) дает команду на снижение расхода форсажного топлива до уровня МФ.

В кольцевой части стабилизатора и в больших внутренних радиальных «лучах» пламя предположительно горит, обеспечивая половинный прирост форсажной тяги по распределению топлива во фронтном устройстве.

Уменьшение расхода топлива закрывает клапан РТФ и отсекает 3-й форсажный коллектор, что нормализует состав ТВС в коротких внешних «лучах», куда перебрасывается пламя из кольцевой части, тем самым подтверждая наличие устойчивого горения.

Например, 18 марта 2019 года в полете на высоте $H = 12\,000$ м и скорости $V_{пр} = 355$ км/час при приемистости по РУД от режима М до ПФ произошел запуск 1-го коллектора форсажной камеры огневой дорожкой (сигнал ВФ), появление ионного тока $J_{ф1}$ и $J_{ф2}$ требуемого уровня позволило БАРК разрешить заполнение (ЗК2) и открытие крана дозирования топлива 2-го форсажного коллектора (рис. 8). Возникший провал ионного тока от второго датчика соответствует началу дозиро-

вания расхода во 2-м коллекторе и непродолжительное переобогащение коротких лучей стабилизатора топливом. Увеличение давления и расхода во 2-м коллекторе отводит струи топлива от отверстий в полках стабилизатора.

Когда по мере увеличения расхода по заданной РСФ программе давление во 2-м коллекторе достигло 27 кг/см^2 , открылся клапан предварительного заполнения 3-го форсажного коллектора (ЗКЗ) и после его заполнения началось дозирование топлива в 3-й коллектор. При малом расходе и давлении топливо не расплывалось, а вытекало струями и через воздушные отверстия залило короткие внешние «лучи» стабилизатора, отчего горение в них прекратилось и сигнал об уровне ионного тока $J_{\phi 1}$ и $J_{\phi 2}$ пропал. Летчик после погасания табло «ФОРСАЖ» перевел РУД на МГ.

При других условиях полета при включении 3-го коллектора временами пропадал сигнал одного из датчиков пламени. Табло «ФОРСАЖ» в таких случаях не гасло и летчик продолжал выполнять задание.

Табло «ФОРСАЖ» гаснет при срыве пламени на двух датчиках одновременно.

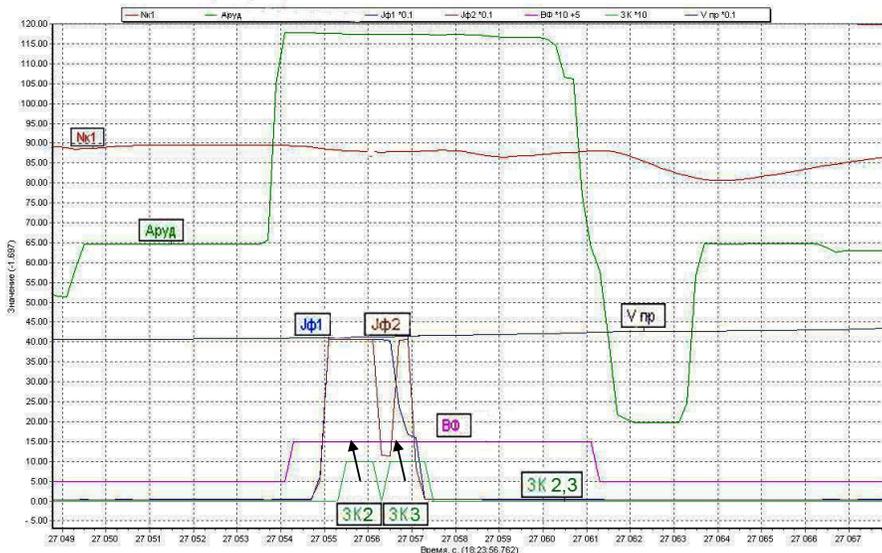


Рисунок 8. Провал ионного тока J_{ϕ} при начале поступления дозированного топлива 2-го коллектора после заполнения и прекращение ионного тока J_{ϕ} при заполнении и дозированном расходе топлива через 3-й коллектор

Погасание пламени в коротких внешних «лучах» стабилизаторов происходит при малых расходах топлива во 2-й и в 3-й форсажный коллектор. Такие условия

могут быть созданы на стенде при частичном форсировании двигателя после открытия 3-го коллектора.

Наличие прироста скорости полета свидетельствует о горении форсажного топлива в кольцевой части и больших внутренних радиальных «лучах» стабилизаторов, от которых пламя перебрасывалось на распыленное между «лучами» стабилизаторов топливо 2-го коллектора.

1.2. Оптимизация ТВС во фронтовом устройстве

Целью настоящей статьи является разработка мероприятий, исключающих погасание пламени в частях стабилизатора и организации распыливания топлива таким образом, чтобы коэффициент избытка воздуха в стабилизаторе не изменялся при включении 2-го и 3-го коллекторов.

Предлагается вместо существующего стабилизатора с широкими полками (красного цвета), имеющего загромождение проходного сечения 50 %, установить новый, без полок и отверстий, исключающий попадание форсажного топлива 2-го и 3-го коллекторов внутрь стабилизатора (серого цвета, рис. 9).

Загромождение нового стабилизатора достигает 26 %, расчетное значение коэффициента избытка воздуха в зоне обратных токов и горения заложено $\alpha = 0,36$, как у существующего при оптимальном режиме работы. За счет снижения расхода воздуха в зоне горения, куда попадает только ТВС из карбюраторных трубок, расход топлива в 1-й форсажный коллектор с 13 % снизится до 3,6 %, а оставшиеся 9,4 % направляются через 3-й коллектор в зону горения для достижения $\alpha = 1,12$ по всему сечению ФКС и повышения полноты сгорания форсажного топлива.

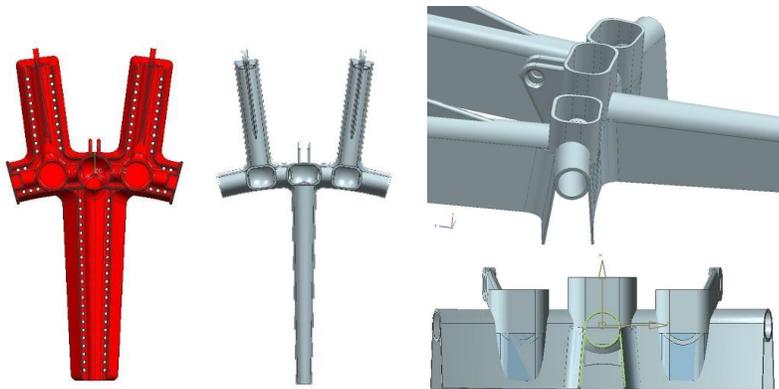


Рисунок 9. Существующий и новый стабилизаторы

Это позволит увеличить форсажную тягу на земле на 600...800 кг на режиме ПФ. Снижение загромождения проходного сечения во фронтном устройстве добавит немного тяги и на бесфорсажных режимах.

Заключение

Представленные в статье материалы позволяют разработать конструкцию форсажной камеры сгорания, в которой создаются условия устойчивого горения в стабилизаторах на всех форсажных режимах.

Состав ТВС по сечению форсажной камеры приближается к оптимальному за счет перераспределения форсажного топлива.

Снижение загромождения во фронтном устройстве добавит немного тяги на всех режимах.

Повысится тяга на режиме ПФ за счет изменения распределения форсажного топлива и увеличения полноты сгорания.

Литература

1. *Коцюбинский С. В.* Оптимизация ТВС на входе в форсажную камеру двухконтурного турбореактивного двигателя РД-33 // Климовские чтения — 2018: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2018. — 214...219 с.

А. Ю. Елисева, Р. Г. Филиппенков

АО «ОДК-СТАР», Пермь
anastasia_elis@mail.ru

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГМА ДЛЯ ДОВОДКИ И ТЕСТИРОВАНИЯ САУ ГТД

Аннотация. Проведено математическое моделирование гидромеханических агрегатов (ГМА) в пакете MATLAB/Simulink. Представлены результаты исследования динамических процессов. Выявление проблемы в работе ГМА на этапе верификации модели позволило предотвратить запуск неисправных агрегатов в производство. Разработанная модель предназначена для включения в состав замкнутой системы с целью доводки и тестирования САУ двигателя.

Введение

Газотурбинные двигатели (ГТД) — пример сложнейшего устройства, детали которого работают длительное время в условиях высоких температур и механических нагрузок. Высокоэффективная и надежная эксплуатация авиационных газотурбинных силовых установок современных воздушных судов невозможна без применения специальных систем автоматического управления (САУ). От точности САУ во многом зависит надежность, экономичность и безопасность полетов [1].

Проектирование, изготовление и доводка системы автоматического управления является сложным, трудоемким и дорогостоящим процессом. В условиях проектирования элементов САУ значительно возрастает роль систем компьютерного моделирования. В настоящее время существует ряд программных комплексов для проектирования и доводки элементов САУ ГТД. Применение систем математического моделирования позволяет значительно сократить время и стоимость разработки гидромеханических систем, проводить оптимизацию конструкций элементов САУ [2].

Данная работа посвящена разработке математической модели гидромеханических агрегатов. Созданная модель предназначена для включения в состав замкнутой системы с целью доводки и тестирования САУ двигателя.

Математическая модель

В работе проводится математическое моделирование насоса регулятора (НР) и агрегата запуска и распределения топлива (АЗРТ), входящих в состав системы

автоматического управления и контроля. Кроме данных агрегатов САУ включает в себя электронный блок автоматического управления и контроля двигателя (БАРК) и регулятор винта (рис. 1). САУ предназначена для управления двигателем, воздушным винтом и их системами во всех ожидаемых условиях эксплуатации, для контроля и диагностики технического состояния двигателя, воздушного винта и их систем, формирования и выдачи информационных сигналов о состоянии двигателя, воздушного винта и их систем в системы самолета, наземного обслуживания, самоконтроля.

Насос-регулятор обеспечивает дозирование топлива и управление механизацией компрессора двигателя по командам блока автоматического регулирования и контроля при работе основной системы управления (ОС) и по упрощенным законам при работе резервной системы управления (РС). Кроме того, он выдает гидравлические команды в АЗРТ о включении РС, прекращении подачи топлива. Агрегат АЗРТ предназначен для распределения топлива по контурам форсунок, обеспечения запуска двигателя на земле при отказе ОС и дренажа топливных форсунок двигателя при его останове.

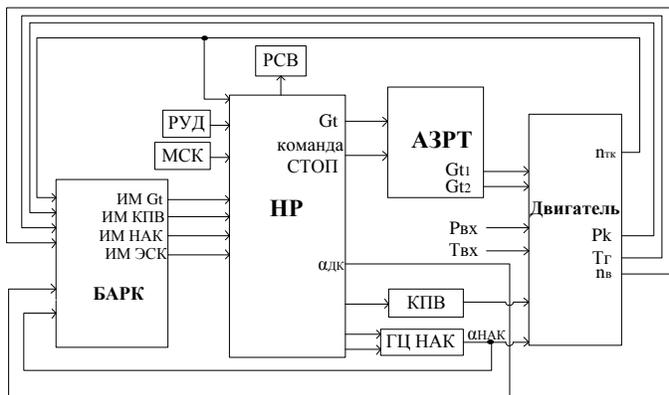


Рисунок 1. Структурная схема САУ

Математическая модель агрегатов НР и АЗРТ разработана в среде MATLAB/Simulink. В основу разработки модели положен модульный принцип. Каждый модуль описывает работу отдельного узла агрегата. Модульный принцип построения модели, характерный для среды Simulink, дает возможность оперативно вносить любые изменения.

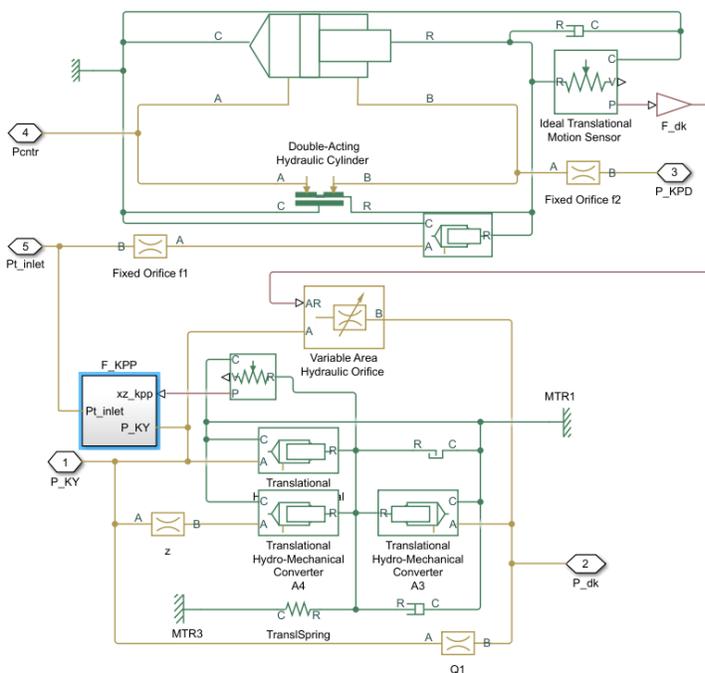


Рисунок 3. Simulink-модель дозирующего крана и клапана постоянного перепада

Примеры расчетов

Модель позволяет исследовать статистические и динамические процессы. Для примера рассмотрим запуск на земле. Для этого на входе в модель поставим следующие условия: положение рычага управления двигателем (РУД) — 10 град., давление воздуха на входе в двигатель — $1,033 \text{ кгс/см}^2$, частота вращения насоса 1 200 об/мин. В момент времени 15 секунд механический стоп-кран (АМСК) переводится из положения «Стоп» в положение «Работа» (76 град). В момент времени 65 секунд АМСК переводится из положения «Работа» в положение «Стоп» (0 град). Результаты расчетов представлены на рисунке 4.

Как видно на рисунке 4, при нахождении системы на режиме «Стоп» суммарный расход топлива через первый и второй коллекторы равен нулю. То есть математическое моделирование работы агрегатов демонстрирует, что при переводе механического стоп-крана в положение «Стоп» агрегат НР вырабатывает гидравлическую команду в АЗРТ на прекращение подачи топлива в форсунки.

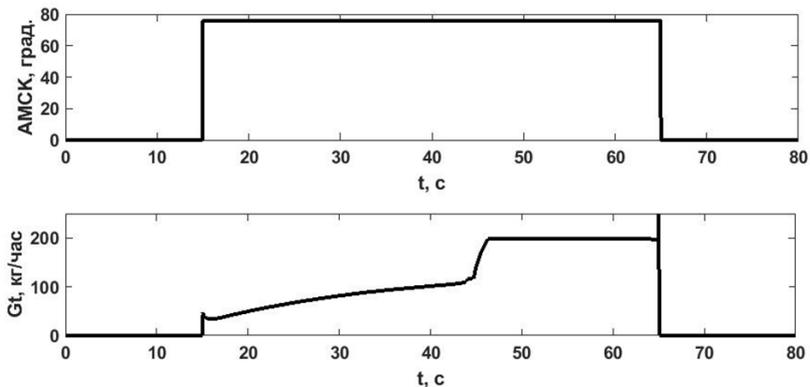


Рисунок 4. Результаты расчетов. На верхнем рисунке — изменение положения механического стоп-крана АМСК, на нижнем — изменение суммарного расхода топлива через первый и второй коллектор

В качестве второго примера рассмотрим запуск на земле и выход на режим по РУД, равному 60 град. Условия на входе модели: линейное изменение РУД с 10 до 60 град. за 15 секунд, $P_n = 1,033 \text{ кгс/см}^2$, частота вращения насоса 5 700 об/мин. В момент времени 20 секунд АМСК переводится из положения «Стоп» в положение «Работа». В момент времени 85 с АМСК переводится из положения «Работа» в положение «Стоп». Результаты расчетов представлены на рисунке 5.

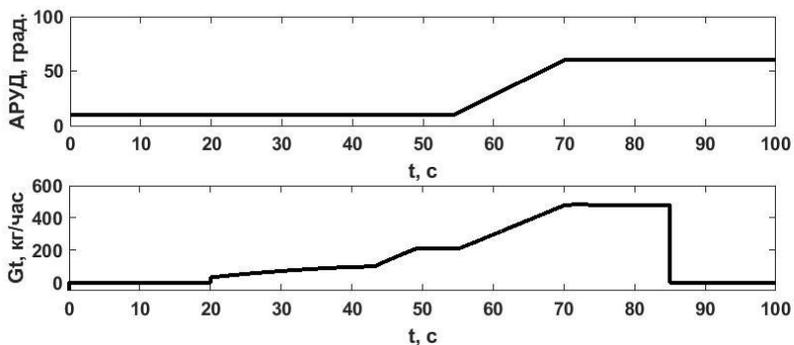


Рисунок 5. Результаты расчетов. На верхнем рисунке — изменение положения рычага управления двигателем, на нижнем — изменение суммарного расхода топлива через первый и второй коллектор

Верификация модели

Верификация Simulink-модели НР и АЗРТ проводится на каждом этапе разработки. Первая проверка модели была осуществлена путем сопоставления результатов моделирования с требованиями Программы и методики регулировки (ПМ).

По одному из пунктов ПМ необходимо было проверить время перемещения (T) гидроцилиндра направляющих аппаратов компрессора (НАК) на приемистости и сбросе при изменении полярности тока на ПС НАК с -35 мА на $+35$ мА и обратно. Время переключки определять при частоте вращения насоса $n = (5\,400 \pm 50)$ об/мин и величине отдозированного расхода топлива $G_t = (420 \pm 20)$ кг/ч. Результаты моделирования этих процессов представлены на рисунке 6. Время перемещения гидроцилиндра НАК на сбросе оказалось равным $0,48$ с, а на приемистости — $0,33$ с. Данные показатели находятся в пределах норм ПМ: на приемистости $T \leq 3$ с; на сбросе $T \leq 1$ с.

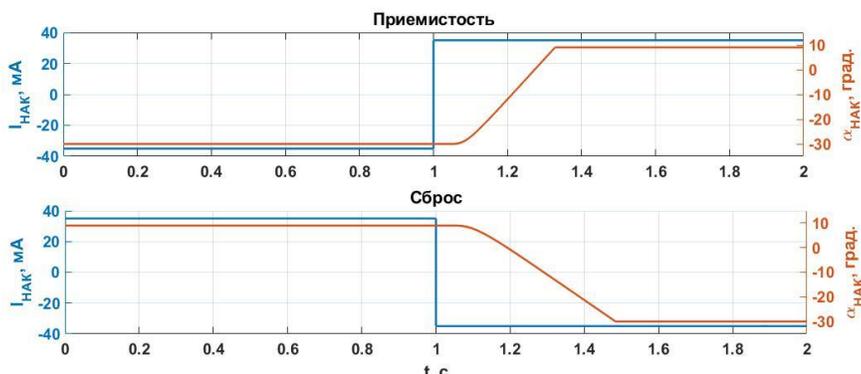


Рисунок 6. Результаты верификации ($I_{НАК}$ — величина тока, подаваемая на управление НАК, $\alpha_{НАК}$ — угол поворота рычага обратной связи НАК)

В целом результаты первого этапа верификации оказались удовлетворительными. Simulink-модель агрегатов соответствует нормам ПМ.

Однако в ходе проверки была обнаружена проблема в работе агрегатов НР и АЗРТ на режиме останов двигателя на основной системе. Результаты моделирования показали, что при подаче сигнала «останов» штуцер отвода топлива давлением $P_{выс}$ к АЗРТ (P_{817}) соединяется со сливным давлением через сопротивление электромагнита стоп-крана. Сила от возникшего перепада давлений перемещает поршень автомата запуска вправо. Ползушка, под действием увеличивающейся силы давления топлива, увеличивает часть дозируемого расхода в пружинную полость автомата запуска. Часть отдозированного топлива через золотник включения

агрегата запуска поступает в штуцер P_817, создавая на нем перепад давления. Данный перепад давлений приводит к незакрытию запорно-дренажных клапанов и к непрекращению поступления топлива в контуры форсунок (рис. 7).

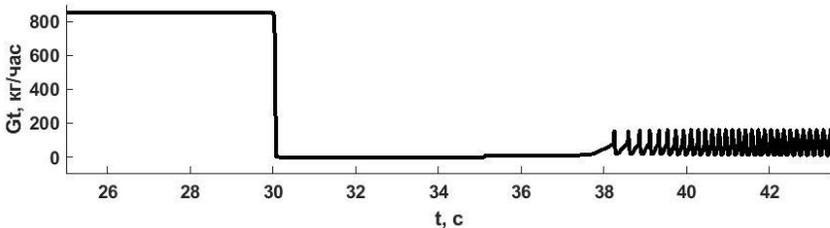


Рисунок 7. График переходного процесса (сигнал остановки подан в момент времени 30 с)

Для устранения проблемы было предложено модернизировать схему АЗРТ путем внесения изменений в конструкцию агрегата. Для того чтобы отдозированное топливо не поступало в штуцер P_817 через золотник включения АЗ, было принято решение заглушить канал, соединяющий данные узлы агрегата. Таким образом исчезла возможность возникновения перепада давления на штуцере P_817, который и привел к проблеме в работе агрегатов. Усовершенствование АЗРТ позволило избежать изготовления неисправных агрегатов до этапа их производства.

Выводы

- 1/ Разработана математическая модель гидромеханических агрегатов НР и АЗРТ в пакете MATLAB/Simulink.
- 2/ Выявление проблемы в работе агрегатов НР и АЗРТ на этапе верификации модели позволило предотвратить запуск неисправных агрегатов в производство.
- 3/ Планируется включение модели агрегатов в состав замкнутой системы с целью доводки и тестирования САУ двигателя

Литература

1. *Крючков А. Н., Гимадиев А. Г., Блюмин К. В.* Моделирование гидромеханических агрегатов и систем управления ГТД [Электронный ресурс]. Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). — Самара, 2012.
2. *Марченко А. П., Прохоренко А. А., Мешков Д. В.* Математическое моделирование процессов в электрогидравлической форсунке системы CR в среде Matlab/Simulink // Двигатели внутреннего сгорания. 2006. № 1. — С. 98–101.

А. В. Ларионов, П. М. Орлов

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург
pba_sau@klimov.ru

ПРОРАБОТКА СПОСОБОВ ТЕРМОЗАЩИТЫ И ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ, УСТАНОВЛИВАЕМЫХ НА КОРПУСАХ АГТД

Аннотация. В настоящей статье представлена проработка способов термозащиты и охлаждения электронных устройств, устанавливаемых на корпусах АГТД.

Введение

В настоящее время одним из направлений развития систем автоматического управления (САУ) является переход к распределенным системам, разделенным по локационному признаку либо по функциональным назначениям. Применение такого подхода позволяет повысить живучесть системы управления авиационного газотурбинного двигателя (АГТД) в целом.

В связи с применением такого подхода появляется необходимость в приближении электронных блоков непосредственно к управляемым ими системам, что приводит к решению по размещению электронных блоков контроля и управления непосредственно на двигателе.

Для проработки данной задачи рассматривается установка блока сбора информации датчиков (БСИД) на корпусе турбореактивного с малой степенью двухконтурности двигателя РД-33МК. Блок БСИД предназначен для сбора и первичной обработки информации от дополнительных датчиков, устанавливаемых на двигателе с дальнейшей передачей информации по каналу информационного обмена (КИО) в блок автоматического регулирования и контроля (БАРК-42). Данная система предназначена для углубления контролепригодности двигателя РД-33МК без внесения существенных изменений в конструктив блока БАРК и минимальной доработке систем самолета.

Анализ состояния располагаемых технических возможностей

Состояние технических возможностей существующей элементной базы не позволяет разместить блок БСИД на корпусе двигателя без организации системы охлаждения. Рабочая температура для применяемых электрорадиоэлементов (ЭРЭ)

таких блоков составляет величину, не превышающую значение $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ длительно и $+85\text{ }^{\circ}\text{C}$ кратковременно.

В этой связи требуется организация способа охлаждения электронного блока.

Способы охлаждения

Неизбежным сопутствующим фактором работы электрорадиоэлементов является генерирование паразитного тепла. Для предотвращения перегрева внутренне-го объема блока и, соответственно, ЭРЭ требуется организация съема тепла и отвода его из блока, для чего могут быть применены различные варианты систем охлаждения в зависимости от требуемых величин отвода тепла из блока.

С другой стороны, по условиям эксплуатации внешняя температура $T^*_{\text{вх}}$, окружающая блок в подкапотном пространстве, может достигать величин порядка плюс $120\text{ }^{\circ}\text{C}$, что приводит к нагреву внутреннего объема блока БСИД посредством подвода внешнего тепла.

Система охлаждения электрическими элементами на элементах Пельтье

Элемент Пельтье — это термоэлектрический преобразователь, принцип действия которого базируется на эффекте Пельтье, т. е. возникновении разности температур на проводящих поверхностях при протекании электрического тока. При небольшом КПД данных систем основным недостатком является конструктивная хрупкость элементов, низкая стойкость к вибрациям, а также потеря работоспособности при перегреве отдающей тепло поверхности. Элементы Пельтье, как правило, применяются в ситуациях, когда необходимо охлаждение с небольшой разницей температур и энергетическая эффективность охладителя не важна.

Таким образом, для внедрения данного типа охлаждения потребуется глубокая доводка в рамках НИР по вибростойкости конструкции, а также организация сброса отбираемого тепла конструктивными методами, например установка теплообменника, что приводит к полной потере целесообразности применения данного метода в решаемой задаче. Также требуется проработка обеспечения необходимой величины потребляемого питания данными охлаждающими элементами.

Охлаждение топливом

Одним из наиболее распространенных методов охлаждения электронных блоков, размещаемых в теплонапряженных зонах корпуса авиадвигателя, является охлаждение топливом. Данный метод носит в себе преимущество применения уже используемого в процессе функционирования авиадвигателя вещества в качестве теплоносителя, что облегчает задачу реализации такого подхода. Проведенный

анализ температур топлива в системе двигателя РД-33МК показал, что максимально возможный уровень температуры топлива на входе в двигатель составляет величину порядка ~ 110 °С. В то же время максимальная рабочая температура элементной базы для электронного блока составляет величину 85 °С. Таким образом, отбор топлива от двигательной топливной системы двигателя РД-33МК не представляется возможным.

Возможным вариантом решения задачи может стать отбор топлива от расходного топливного бака самолета. Температура топлива в расходном баке сохраняет минимальное значение из всех возможных вариантов отборов топлива из систем при любых условиях полета. Однако применение охлаждения топливом от самолета влечет за собой существенную доработку топливной системы самолета — введение новых топливных магистралей от расходного бака до двигателя, установку дополнительных электромагнитных кранов на эти магистрали и прокладка электрических линий управления этими кранами, что в целом ведет к усложнению топливной системы самолета.

Таким образом, вариант охлаждения топливом от самолета электронных блоков, устанавливаемых на двигателе, несмотря на техническую возможность его реализации, тем не менее не является унифицированным и будет неизменно связан с типом самолета, на который устанавливается двигатель с охлаждаемым электронным блоком.

Охлаждение воздухом

Альтернативным вариантом в качестве теплоносителя рассматривается воздух, отбираемый от двигателя. Систему охлаждения воздухом электронного блока возможно реализовать несколькими путями:

- применение эффекта Ранка;
- отбор воздуха для охлаждения от системы кондиционирования воздуха (СКВ) самолета;
- охлаждение воздуха, отбираемого от двигателя, с применением микротурбодетандера.

Проработка возможных конструктивных решений с применением эффекта Ранка с установкой вихревого устройства на двигателе показала следующее. Вихревой эффект (эффект Ранка — Хилша, англ. Ranque — Hilsch Effect) — эффект температурного разделения газа при закручивании в цилиндрической или конической камере при условии, что поток газа в трубке проходит не только прямо, но и обратно. На периферии образуется закрученный поток с большей температурой, а из центра — в противоположную сторону выходит охлажденный поток.

Предварительная проработка некоторых технических решений по вихревым устройствам показала необходимость углубленного изучения вопроса, конструктивной проработки и экспериментальной доводки вариантов вихревых камер, что неизбежно влечет за собой большие сроки разработки и доводки блока БСИД. Вихревые устройства обладают значительными массо-габаритными параметрами, а также необходимо отметить низкий коэффициент полезного действия протекающего процесса [1].

В случае применения эффекта Ранка для малорасходных исполнений (вариант охлаждения блока БСИД) на протекание вихревых течений в цилиндрической вихревой зоне трубы могут оказывать возрастающее влияние на аэродинамические профильные потери, связанные с трением в пограничных слоях, вплоть до полного запираания потока. Для больших расходов воздуха, использующихся при промышленном применении эффекта Ранка, краевые потери существенного влияния практически не оказывают.

В связи со специфичностью вихревой техники, а также с тем, что такие установки применяются в основном в промышленности, что не является профильным применением для аэрокосмической отрасли, положительные результаты по данному направлению возможны с низкой степенью вероятности.

Отбор воздуха для охлаждения от системы СКВ самолета

Реализация способа охлаждения электронного блока посредством подачи в его полость воздуха от системы СКВ сталкивается с той же проблемой, что и метод охлаждения топливом от расходного бака, несмотря на очевидные преимущества в вопросе пожаробезопасности, — отсутствие унификации данного подхода к различным типам самолетов.

Системы, размещаемые на двигателях, как правило, должны обладать свойствами автономности от систем объекта для повышения общей живучести силовой установки.

Отбор воздуха для охлаждения электронных блоков от компрессора АГТД

Предлагается способ охлаждения электронного устройства, устанавливаемого на двигателе с применением микротурбодетандера. Воздух в такой системе отбирается от компрессора с высоким давлением, выполняется его промежуточное охлаждение в теплообменнике со средами воздух-воздух, срабатывается перепад давлений и температур на микротурбине, и далее воздух поступает в электронный блок для поддержания его необходимой рабочей температуры. Для поддержания температуры блока на требуемом уровне предлагается установка датчика темпера-

туры, измеряющего температуру элементов внутри блока. Информация от датчика температуры используется блоком для управления исполнительным механизмом, представляющим собой регулятор расхода поступающего воздуха от микротурбодетандера. В конструкции микротурбодетандера предусмотрен нагнетатель, обеспечивающий подачу охлажденного воздуха из турбины в теплообменник для охлаждения отбираемого от двигателя воздуха [2]. Схема данной системы приведена на рисунке 1.

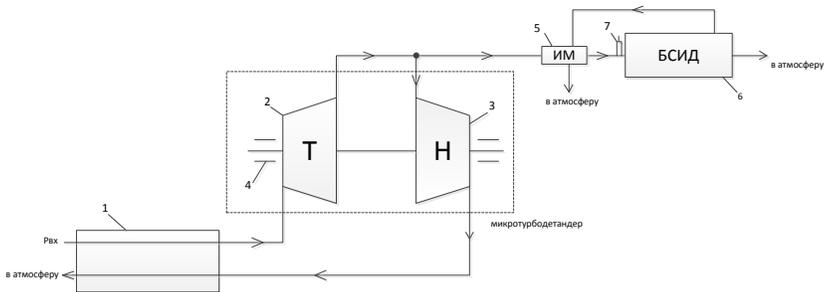


Рисунок 1. Система охлаждения с применением микротурбодетандера.

- 1 — теплообменник; 2 — турбина; 3 — нагнетатель; 4 — газовые подшипники;
 5 — исполнительный механизм; 6 — электронный блок;
 7 — датчик температуры электронного блока.

Особенностью данной системы являются ее минимальные габаритные размеры, диаметр предлагаемого микротурбодетандера может составлять величину порядка 25–30 мм. Такие малые диаметры турбомашин приводят к высоким рабочим частотам вращения микротурбодетандера, что предлагается обеспечивать применением газовых подшипников или иных типов бесконтактных подшипников.

В зависимости от необходимой тепловой мощности, выделяемой электроэлементами внутри блока, потребуется различная глубина охлаждения воздуха, а также различные расходы такого воздуха. Для обеспечения требуемой глубины охлаждения место отбора воздуха с высоким давлением от АГТД может изменяться, и микротурбина турбодетандера рассчитывается на соответствующие параметры.

Преимуществом данной системы становятся, таким образом, ее полная автономность от самолета, система открытого типа, теплоносителем выбран воздух, что исключает необходимость применения различных емкостей для хранения хладагента, исключает, соответственно, необходимые проверки на герметичность системы. Относительно небольшие планируемые тепловые мощности электронных блоков, создаваемых на современной элементной базе, дают возможность обеспечить малые габариты и массу системы охлаждения в сравнении с применяемыми системами охлаждения в промышленности

Способы термозащиты

Для защиты электронных элементов блока БСИД от воздействия внешних тепловых полей подкапотного пространства и теплового излучения корпуса двигателя необходимо провести проработку применения изоляционных материалов, получивших промышленное применение в криотехнике. Такие материалы, нашедшие применение в криотехнологиях, позволяют обеспечивать и поддерживать минимальные значения тепловых потоков для сохранения сжиженных газов в их агрегатном состоянии.

В качестве примера характеристики теплоизоляционных материалов на настоящее можно отметить экранно-вакуумную теплоизоляцию, применяющуюся в криотехнике с эффективной теплопроводностью, достигающей значений $\lambda = 0,05 \text{ мВт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, что делает ее самой совершенной на сегодняшний день из всех видов криогенной теплоизоляции [3]. Для задач изоляции корпуса электронного блока БСИД предлагается альтернативный вариант, более экономически целесообразный, — применение теплоизоляции на основе аэрогеля с эффективной теплопроводностью $\lambda = 0,012 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, или вспененный синтетический каучук $\lambda = 0,027 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$.

Применение материала, обеспечивающего теплоизоляцию замкнутого объема, может внести существенный вклад в решение проблемы охлаждения электронных блоков.

Выводы

- 1 Рассмотрены различные методы и конструктивные варианты для обеспечения работоспособности электронных блоков при их установке на корпусе двигателя.
- 2 Предложен метод охлаждения электронных блоков, устанавливаемых на двигателе с использованием системы микротурбодетандера, с применением управляемого регулятора расхода воздуха для поддержания рабочей температуры электронного блока.

- 3 Предложены варианты теплоизоляции электронного блока. При этом наиболее перспективным является применение материалов теплоизоляции на основе аэрогеля или вспененного синтетического каучука.
- 4 Дальнейшие работы предлагается выполнить следующими этапами:
 - определение величины тепловыделения электрорадиоэлементов, применяемых в БСИД;
 - выполнение теплового расчета конструктива электронного блока с учетом применения теплоизолирующих элементов для защиты от внешних тепловых потоков;
 - определение конструктивного облика системы охлаждения, включая теплообменник воздух-воздух, а также массогабаритных показателей системы.

Литература

1. Меркулов А. П. Вихревой эффект и его применение в технике. — М.: Машиностроение, 1969.
2. Техническая термодинамика / В. А. Кириллин, В. В. Сычев, А. Е. Шейндлин. — М.: Энергоатомиздат, 1983.
3. Шумилин Н. Экранно-вакуумная изоляция — настоящее и будущее криогенной техники» / Инновации в криогенике. Июль/август, 2015.

Н. В. Кикоть, И. А. Лещенко, В. А. Павлов

ПАО «ОДК-Сатурн»

kikot_nv@mail.ru

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНЫХ МЕРОПРИЯТИЙ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ТРДД ОТ РАСКРУТКИ РОТОРА ТУРБИНЫ ПРИ ОБРЫВЕ ВАЛА КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Аннотация. В работе рассматриваются конструктивные мероприятия для защиты ТРДД при разрушении ротора низкого давления. Приведены варианты компоновочных решений стяжной системы, обеспечивающих осевое смещение турбины.

Введение

Известный ТРДД для учебно-тренировочного самолета имеет конструктивную особенность трансмиссии ротора низкого давления (РНД). Обычно для таких размерностей двигателей ротор высокого давления имеет две опоры, содержащие шариковый и роликовый подшипники. Ротор низкого давления имеет три опоры. При этом ротор высокого давления (РВД) турбины опирается на силовой корпус либо через межроторный роликовый подшипник на ротор низкого давления и далее через основной роликовый подшипник на стоечный корпус за турбиной, либо сразу через основной роликовый подшипник на сопловой аппарат турбины низкого давления (ТНД). Радиально-упорный шариковый подшипник РВД, как правило, расположен в промежуточном корпусе между компрессорами низкого и высокого давлений. Ротор низкого давления имеет шариковый и роликовый подшипники, расположенные в опоре компрессора низкого давления. При этом очередность расположения подшипников может быть различная, а роликовый подшипник турбины опирается на статор либо через сопловой аппарат ТНД, либо через стоечный корпус за турбиной.

В процессе создания исследуемого ТРДД рассматривалось несколько вариантов компоновочных решений трансмиссии. Известно, что трансмиссия с отсутствием прямых межроторных связей является более простой, а сам двигатель обладает лучшими вибрационными свойствами. Вместе с тем ухудшаются габаритные и массовые характеристики двигателя. Поэтому предварительно была взята в разработку компоновка двигателя без межроторного подшипника в турбине [1]. Особенностью данной компоновки явился вал ТНД с повышенным диаметром. Такая форма вала была определена необходимостью отстройки от критической ча-

стоты вращения по первой изгибной форме колебаний ротора и попавшей в рабочий диапазон из-за значительного межпорного расстояния. Такой вариант обозначил проблемы как конструкторского, так и технологического характера. Поэтому была предложена альтернативная компоновка с опорой шарикоподшипника ротора низкого давления, размещенной внутри цапфы компрессора высокого давления, т. е. с межвальным шариковым подшипником. Это решение сократило длину вала турбины низкого давления и позволило увеличить запасы по изгибной форме колебаний при существенном уменьшении диаметра вала ТНД (рис. 1). Особенность и основной недостаток межвального роликового подшипника — низкая радиальная нагрузка, приходящая на него, что может привести к дефекту «проскальзывания». На межроторном роликовом подшипнике сосредоточена значительная радиальная нагрузка, поэтому у него таких проблем нет. Межвальный шариковый подшипник всегда нагружен суммарной осевой силой ротора низкого давления и, следовательно, лишен проблем межвального роликового подшипника.

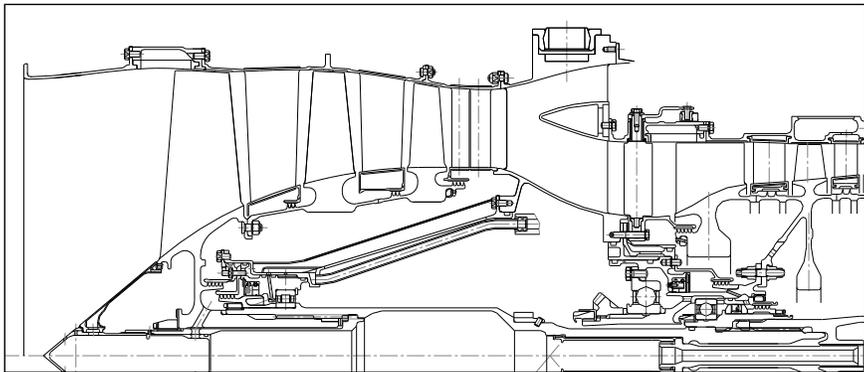


Рисунок 1. Стяжное устройство и компрессора исходного ТРДД

Основная часть

Ротор низкого давления может иметь разрушение по всей длине вала. Динамика раскрутки РНД при обрыве вала подробно изложена в статье [2] и сам процесс возможен только для области от стяжного устройства с межвальным шариковым подшипником до ТНД. Однако при разрушении вала КНД область от стяжного устройства до ротора КНД картина последствий будет следующая. Прекращается передача крутящего момента от ТНД на КНД, ротор КНД смещается на вход в двигатель, тормозясь об направляющие аппараты, ломая их. Ротор ТНД удерживается межвальным шариковым подшипником и раскручивается до разрушения дис-

ка турбины и мотогондолы в целом. То есть стяжное устройство такого двигателя (рис. 1) не позволяет смещаться ротору ТНД в осевом направлении.

Таким образом, необходимы конструктивные мероприятия, исключающие эти проблемы. При обрыве вала КНД необходимо обеспечить осевое смещение РНД в осевом направлении из-за нарушения контровки и развинчивания стяжного устройства.

В первом варианте (рис. 2) предлагается увеличить длину контровочной трубы от шлиц стяжного болта до шлиц цапфы ротора КНД. На рисунке в верхней проекции показана штатная ситуация, в нижней проекции показана аварийная ситуация со смещенными роторами.

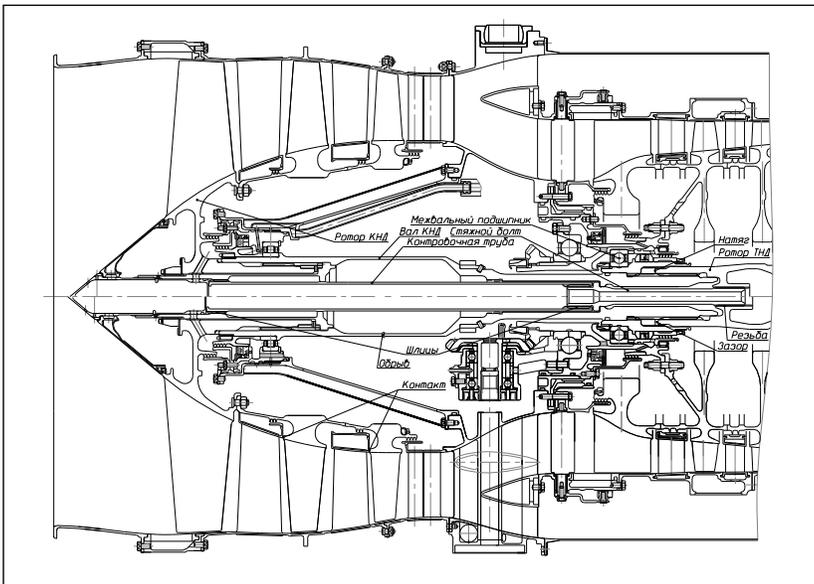


Рисунок 2. Стяжное устройство с удлиненной контровочной трубой

Последствия обрыва вала КНД в этом случае будут следующие. Ротор КНД падает на направляющие аппараты. Разница крутящих моментов ТНД и КНД через шлицевую трубу свинчивает вал ТНД со стяжного болта с последующим смещением ротора ТНД до касания об статор с последующим торможением [2]. При этом ротор КНД теряет соосность, т. е. становится одноопорным с роликовым подшипником, и при возможных эволюциях летательного аппарата возникающий гироскопический момент изгибает ротор в сторону статора и способствует повышению

ным вибрациям, что негативно скажется на силовой схеме летательного аппарата. Этот недостаток может привести к поломке шлицевой трубы, которая не обеспечивает нарушение контровки и развинчивание стяжного устройства, что приведет к раскрутке ротора ТНД до разрушения.

Во втором варианте (рис. 3) предлагается присоединить к стяжной трубе (сделать одной деталью) дополнительную часть, которая необходима для удержания в осевом направлении ротора КНД относительно межвального подшипника. То есть вал КНД, в отличие от исходного двигателя, передает только крутящий момент от ТНД на КНД, а новая стяжная труба удерживает ротор ТНД в узле стяжного устройства и ротор КНД в дополнительном фиксирующем устройстве в области цапфы ротора КНД. Последовательность событий при обрыве вала КНД будет следующая. Ротор КНД удерживается стяжной трубой и смещается влево до касания об статор за счет разницы частот вращения и того, что осевая сила КНД выше осевой силы ТНД. Далее ротор ТНД свинчивается по резьбе стяжной трубы и ротор ТНД садится на сопловые аппараты. Разница крутящих моментов продолжает создавать осевое усилие по резьбе стяжной трубы, которое дополнительно воздействует через роторы КНД и ТНД на статорные элементы, способствуя торможению ротора ТНД [3]. Следует отметить, что в этом варианте ротор КНД сохраняет соосность относительно своих опор.

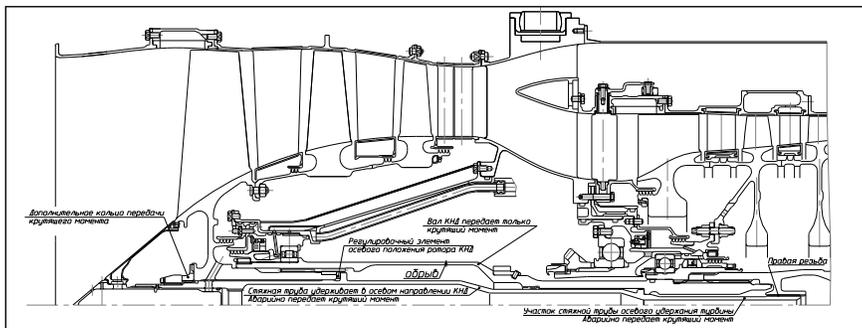


Рисунок 3. Стяжное устройство с измененной стяжной трубой

Альтернатива второго варианта — изменение направления резьбы стяжной трубы на противоположную («левая» резьба). Тогда ротор КНД удерживается стяжным болтом. За счет «левой» резьбы ротор ТНД, стремясь навинчиваться по резьбе стяжного болта, ломает стяжной болт в узком месте многократно возросшим крутящим моментом. Ротора КНД и ТНД падают на статорные узлы.

Выводы

Наиболее предпочтительным вариантом является второе конструктивное решение. Оно позволяет в начальный момент разрушения вала КНД стяжной трубой удержать ротор КНД от падения на направляющие аппараты. Учитывая то, что осевые силы КНД и ТНД на порядки превышают суммарную осевую силу ротора НД, приходящую на шариковый подшипник, то такое падение может закончиться покиданием ротора КНД мотогондолы.

Стяжная труба дополнительно создает распирающее осевое усилие на роторы КНД и ТНД и способствует дополнительному торможению ротора ТНД.

Таким образом, предложенное конструктивное решение стяжной системы обеспечивает локализацию разрушения внутри двигателя и повышает надежность ТРДД и самолета в целом.

Литература

1. *Зенкова Л. Ф., Кикоть Н. В., Леонтьев М. К.* Опыт создания и доводки передней опоры КВД малогабаритного ГТД / Вестник МАИ. 2007.
2. *Леценко И. А., Кикоть Н. В., Буров М. Н.* Исследование динамики ротора турбины низкого давления ТРДД при разрушении вала и мероприятий по предотвращению его недопустимой раскрутки. // Климовские чтения — 2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019.
3. *Кикоть Н. В., Павлов В. А., Буров М. Н.* Патент № 182452. Узел соединения роторов компрессора и турбины газотурбинного двигателя.

И. А. Лещенко, Н. В. Кикоть, М. Н. Буров

ПАО «ОДК-Сатурн»

igor.leshchenko@yandex.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ РОТОРА ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДД ПРИ РАЗРУШЕНИИ ВАЛА И МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ ЕГО НЕДОПУСТИМОЙ РАСКРУТКИ

Аннотация. С помощью динамической математической модели проведен расчет переходных процессов в двухконтурном двигателе при нарушении кинематической связи между компрессором и турбиной низкого давления. Выполнено параметрическое исследование влияния времени отключения подачи топлива, начального режима работы двигателя и режима полета на динамические показатели ротора турбины. Показано, что своевременное отключение подачи топлива позволяет предотвратить раскрутку турбины низкого давления до разрушающей частоты вращения.

Введение

Безопасность полетов самолетов гражданской авиации обеспечивается комплексом мероприятий, в числе которых есть обязательные к выполнению требования по безотказности и об отсутствии катастрофических последствий возможных отказов. В частности, к авиационным газотурбинным двигателям предъявляются требования по локальности повреждений при разрушении элементов проточной части. Например, оторвавшиеся лопатки компрессоров и турбин должны надежно удерживаться стенкой корпуса узла и не вызывать повреждений за пределами двигателя.

Одним из потенциально «слабых» мест ТРДД является вал низкого давления (НД), имеющий относительно малый диаметр. Его разрушение (обрыв) приводит к нарушению кинематической связи между вентилятором и приводящей его турбиной низкого давления. Турбина низкого давления (ТНД), лишившись загрузки со стороны вентилятора, стремительно ускоряется до частот вращения, приводящих к разрушению ее диска (дисков). Требования по непробиваемости корпуса тяжелыми фрагментами дисков труднореализуемо, поэтому локализация разрушений обеспечивается при конструировании турбин двигателей за счет реализации специальных мероприятий.

Кроме этого, для двигательных КБ являются актуальными задачи оценки динамики двигателя при разрушении вала НД и разработки мероприятий, обеспечивающих предотвращение катастрофических последствий. В числе таких двигате-

лей оказался и двухвальный ТРДД разработки ПАО «ОДК-Сатурн». Работы, связанные с валом НД, были развернуты в следующих направлениях:

- оценка динамики развития ситуации после разрушения вала НД;
- оценка возможности предотвращения раскрутки ТНД за счет быстрого выключения двигателя путем прекращения подачи топлива в камеру сгорания;
- поиск конструктивных мероприятий, обеспечивающих выполнение указанных требований при минимальном внесении изменений в конструкцию двигателя [1].

В рамках настоящей работы представлены результаты моделирования динамики двигателя при обрыве вала НД и оценена возможность защиты от раскрутки за счет прекращения подачи топлива.

Математическая модель для расчета переходных процессов

Математическая модель двигателя реализована на платформе программного комплекса (ПК) Uni_MM (унифицированная математическая модель для расчета ТРДДсм) [2]. В основе работы ПК Uni_MM лежит численное решение системы нелинейных алгебраических уравнений, независимые переменные которых описывают положения рабочих точек на характеристиках элементов, а правые части определяются алгоритмически исходя из физических условий совместной работы элементов двигателя. При расчете переходных процессов, кроме того, численно решается система дифференциальных уравнений динамики роторов и осредненного теплового состояния лопаточных машин, при этом на каждом шаге интегрирования решается система нелинейных алгебраических уравнений.

Расчет динамики роторов осуществляется путем численного интегрирования для каждого ротора известного дифференциального уравнения:

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\Delta M_{кр}}{J_{\text{ротор}}},$$

где ω — угловая скорость вращения ротора, рад/с;

$\Delta M_{кр}$ — разница крутящих моментов, создаваемых турбиной и прилагаемых со стороны компрессора, подшипников и приводимых агрегатов, Н*м;

$J_{\text{ротор}}$ — момент инерции ротора, кг*м².

Учет тепловой нестационарности элементов конструкции компрессоров, камеры сгорания и турбин позволяет учесть тепловые потоки, отнимаемые от рабо-

чего тела (воздуха и газа), идущие на нагрев конструкции в процессе приемистости. Соответственно, при расчете сброса газа охлаждение элементов конструкции приводит к поступлению тепла в проточную часть двигателя. Тепловой поток от рабочего тела к элементу конструкции Q_i рассчитывается с учетом текущего теплового состояния указанного элемента и интенсивности теплопередачи при конвективном теплообмене. Модель тепловой нестационарности позволяет учитывать тепловые потоки и их влияние на совместную работу элементов, но не ведет расчет изменения КПД узлов и их расходных характеристик, связанный с их тепловым состоянием.

Динамика диска ТНД с посадкой на статор

Рассмотрим наиболее неблагоприятный (по максимально возможным значениям крутящих моментов) режим полета $H = 0$, $M_n = 0,8$ в условиях стандартной атмосферы, при режиме работы двигателя «Максимал». Разрушение вала НД моделируется в момент времени $0,001$ с. Временной интервал расчета составляет $0,025$ с для более подробного анализа момента посадки ротора ТНД на статор. Результаты показаны на рисунке 1.

Непосредственно после разрыва кинематической связи частота вращения КНД снижается со скоростью 667 %/с. Это приводит к быстрому снижению расхода воздуха через двигатель и через газогенератор. При этом частота вращения ротора ВД незначительно увеличивается.

Частота вращения оторвавшейся и находящейся в начальный момент времени в состоянии «свободного полета» ТНД возрастает с темпом около $110\,000$ (об/мин)/с. При этом диск ТНД с ускорением смещается вниз по потоку, до касания статора. Посадка ротора ТНД на статор происходит через $0,0016$ с после разрушения. До этого момента ТНД раскручивается без трения, в результате темп нарастания частоты вращения столь высокий.

В момент посадки на ротор действует ударное усилие, импульс которого равен приобретенному в свободном движении импульсу ротора в осевом направлении. С учетом очень короткого времени приложения данного усилия происходит практически мгновенное снижение частоты вращения ротора ТНД. Кинетическая энергия вращения ротора переходит в тепловую энергию ударного трения между ротором и статором. Дальнейшая раскрутка осуществляется при наличии момента сопротивления, вызванного силой трения в месте посадки, поэтому темп нарастания частоты вращения ниже и составляет $40\,700$ (об/мин)/с.

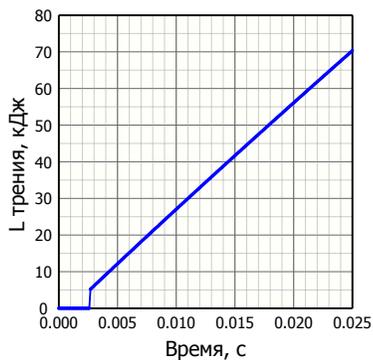
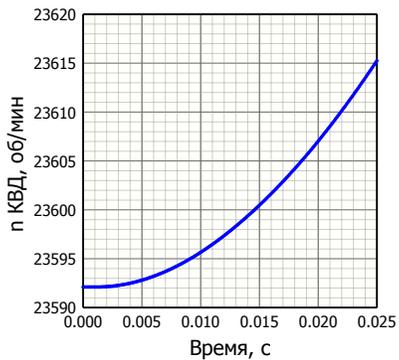
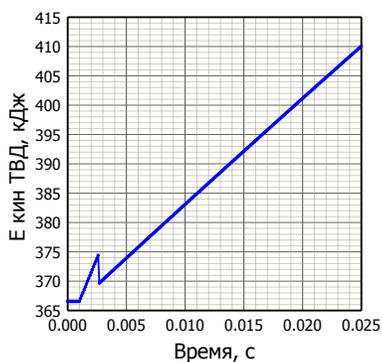
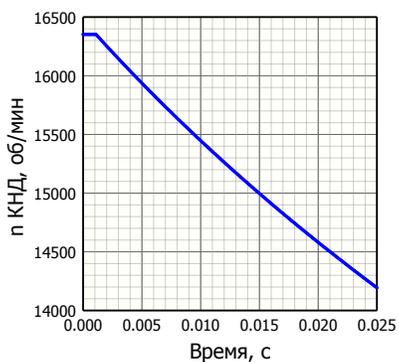
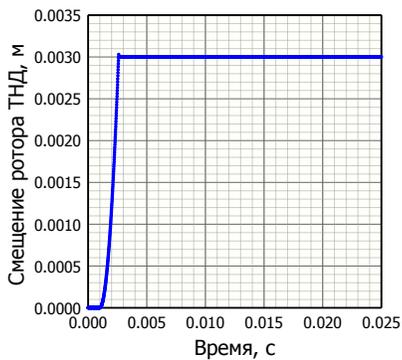
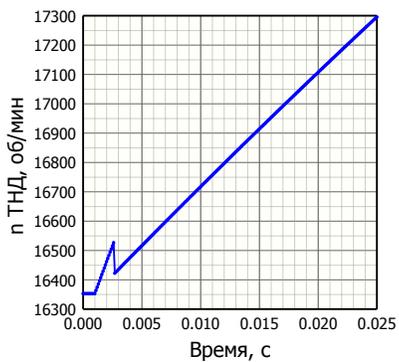


Рисунок 1. Динамика двигателя при разрушении вала НД

Быстрое уменьшение полного давления в камере сгорания уменьшает усилие прижима ротора ТНД к статору. В результате момент сопротивления, формируемый силой трения, уменьшается. При этом температура газа перед турбиной возрастает из-за неизменного расхода топлива и уменьшающегося расхода воздуха. В результате крутящий момент, создаваемый турбиной НД, снижается незначительно.

Исследование эффективности прекращения подачи топлива для защиты ТНД от раскрутки при разрушении вала НД

Для защиты турбины низкого давления от превышения предельной частоты вращения 19 100 об/мин при разрушении вала НД необходимо максимально быстро отключать подачу топлива. В топливной системе двигателя для этих целей предусмотрен стоп-кран, установленный в магистрали последовательно с основным дозатором, и осуществляющий перекрытие магистрали за время 0,1 с. С учетом того, что после перекрытия стоп-крана какое-то время будет догорать топливо, содержащееся в коллекторах, в модели принята следующая циклограмма подачи топлива после подачи электрического сигнала на закрытие стоп-крана:

0,07 с — расход топлива не меняется;

0,07 с — расход топлива линейно стремится к нулю.

Сигнал на закрытие стоп-крана формируется также с задержкой. В данном разделе рассматривалось время задержки 0,03 и 0,05 с от момента разрушения вала низкого давления. Время разрушения вала НД во всех расчетах принято равным 0,01 с.

Расчеты выполнялись для самого неблагоприятного режима полета и работы двигателя — $H = 0$, $M_n = 0,8$, режимы «Максимал» и крейсерский, также для стэнда ($H = 0$, $M_n = 0$) и для высотного полета ($H = 12$ км, $M_n = 0,8$).

На рисунке 2 показана циклограмма изменения расхода топлива. Для линии «0/0,8, $G_t = 0,437$, $t_{сбр} = 0,03$ с» фактическое время начала снижения подачи топлива в камеру сгорания составляет 0,11 с, которое складывается из 0,01 с — момент времени разрушения вала, 0,03 с — время реакции САУ до выдачи сигнала на отключение топлива, и 0,07 с — время до начала фактического снижения подачи топлива. В момент времени 0,18 с (через 0,07 с после начала снижения расхода топлива) подача топлива (и выделение тепла в камере сгорания) полностью прекращается.

На рисунке 3 показана динамика изменения частоты вращения ТНД. Видно, что для всех начальных состояний двигателя более позднее начало прикрытия стоп-крана приводит к большей величине раскрутки ротора ТНД. Для максимальных режимов в полете у земли («0/0,8, $G_t = 0,437$, ...») и на стенде («0/0,0, $G_t =$

0,34, ...») штатный стоп-кран не позволяет защитить ТНД от разрушающей частоты вращения. Для крейсерского режима работы двигателя своевременным прикрытием штатного стоп-крана («0/0,8, Gт = 0,34, t_сбр=0,03 с») удастся предотвратить чрезмерную раскрутку турбины. Для полета на высоте 12 км отключение подачи топлива позволяет предотвратить разрушение от раскрутки ТНД с запасом.

Анализируя результаты расчетов для различных начальных условий и скоростей реагирования, в том числе представленные на рисунке 3, можно сделать следующие выводы о значении максимально достижимой частоты вращения ТНД (в пике) $n_{ТНД Max}$.

1. Чем выше значение $n_{ТНД}$ в начальный момент времени, тем больше $n_{ТНД Max}$.
2. Чем позже отключили топливо, тем выше значение $n_{ТНД Max}$.
3. Чем больше давление за компрессором, тем больше $n_{ТНД Max}$ превышает начальное значение $n_{ТНД}$.

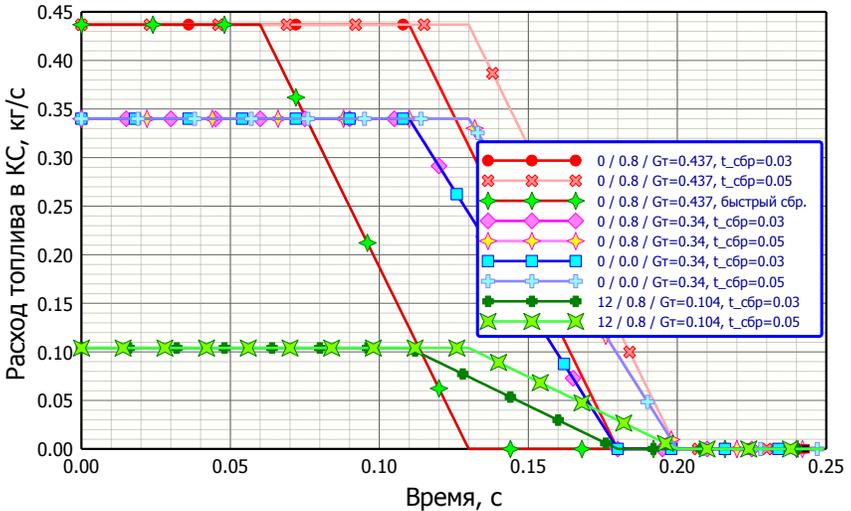


Рисунок 2. Программа изменения расхода топлива

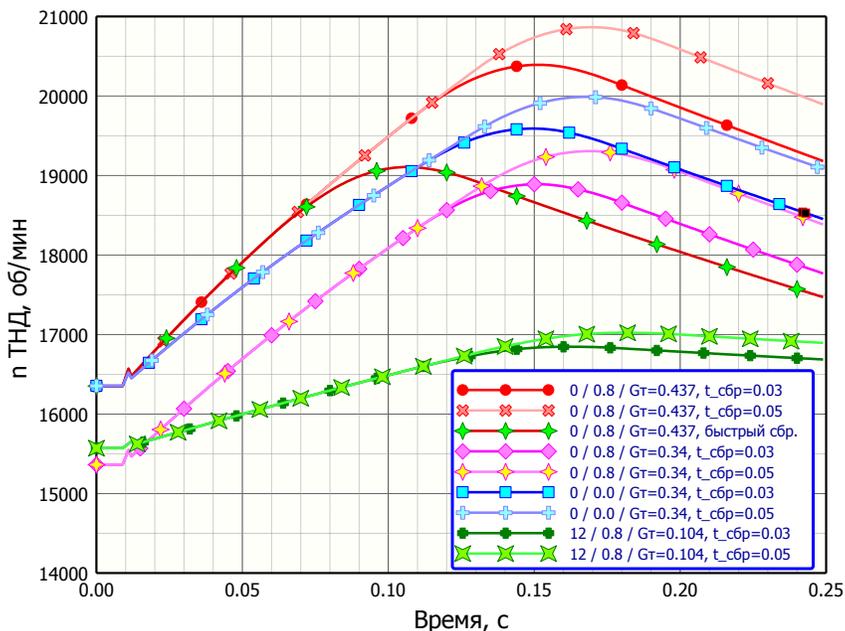


Рисунок 3. Динамика изменения частоты вращения ТНД

Как указывалось ранее, режим «Максимал» на $H = 0$, $M_n = 0,8$ является самым неблагоприятным по давлению за компрессором и начальному значению $n_{тнд}$. Рассмотрим, можно ли предотвратить раскрутку с помощью более энергичного управления топливом. На рисунках 2 и 3 показана линия, обозначенная как «0 / 0,8 / Gt = 0,437, быстрый сбр.». Для этого варианта расчета расход топлива в камеру сгорания начинает снижаться через 0,05 после разрушения вала, и это позволяет не превысить максимально допустимую частоту вращения ТНД, равную 19 100 об/мин.

На основе штатных измерителей программные средства САУ могут достоверно диагностировать обрыв вала и сформировать сигнал на отключение подачи топлива через 0,04...0,05 с после события разрушения [3]. Таким образом, замена клапана сброса на аналог с большим быстродействием, совместно с добавлением функционала по аварийному отключению подачи топлива в программную часть САУ, позволяет решить проблему с нелокализованным разрушением диска ТНД при обрыве вала.

Выводы

1. Разработанная математическая модель динамики двигателя при разрушении вала НД позволяет обеспечить потребности в расчетных инструментах для анализа переходных процессов и поиска способов недопущения нелокализованных разрушений.
2. Максимально быстрое применение штатных средств энергичного сброса топлива при разрушении вала низкого давления на режиме «Максимал» в условиях стенда либо полета при максимальном скоростном напоре не позволяет предотвратить раскрутку ротора ТНД до недопустимых значений.
3. Наряду с мероприятиями по изменению конструкции ТНД проблема может быть решена установкой быстродействующего клапана прекращения подачи топлива и добавлением в программную часть электронной САУ функций, обеспечивающих своевременную диагностику разрушения вала НД и выдачу сигнала на аварийное отключение двигателя.

Литература

1. *Кикоть Н. В., Леценко И. А., Павлов В. А.* Разработка конструктивных мероприятий для защиты ТРДД от раскрутки ротора турбины при обрыве вала компрессора низкого давления // Климовские чтения — 2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019.
2. *Марчуков Е. Ю., Леценко И. А., Вовк М. Ю., Инюкин А. А.* Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей. Воронеж: научно-технический журнал «Насосы. Турбины. Системы», ISSN 2226-177X. № 2 (15). 2015. — С. 45–53.
3. *Леценко И. А., Кикоть Н. В., Буров М. Н.* Разработка критерия для диагностирования разрушения вала низкого давления ТРДД // Климовские чтения — 2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019.

А. Д. Пушкарев, С. А. Конашков, А. П. Крылов, Е. В. Рабец

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

pba_sau@klimov.ru

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ С НЕСТАЦИОНАРНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ НЕЛИНЕЙНОСТИ ТИПА «ЗОНА НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ»

Аннотация. В настоящей статье предлагается концепция управления электрогидромеханическими агрегатами авиационного двигателя, которые обладают существенным разбросом и нестационарностью положения точки равновесного тока управления и областью нечувствительности относительно точки равновесия. Это обстоятельство затрудняет применение классических линейных законов управления из-за необходимости перенастройки их параметров для каждого агрегата. Кроме того, использование интегратора для компенсации нелинейности такого вида снижает быстродействие и запас устойчивости соответствующего контура управления.

Представленный способ управления осуществляет параметрическую идентификацию нелинейности объекта управления указанного типа в реальном времени и позволяет обеспечить астатическое управление объектом с учетом найденных параметров нелинейности.

Ключевые слова: управление приводом, управление агрегатами авиационного двигателя, адаптивное управление, компенсация нелинейности.

1. Введение

Для управления основными регулирующими параметрами двигателя ТВ7-117 — расходом топлива и положением направляющих аппаратов компрессора (НАК) — от электронной системы управления (БАРК) в гидромеханических агрегатах используются электрогидропреобразователи различных типов (ЭГП). ЭГП преобразуют электрический управляющий сигнал БАРК в пропорциональный ему гидравлический сигнал, который в свою очередь используется для изменения положения дозирующего топливного крана (ДК) или гидроцилиндров управления НАК. Работа ЭГП (вместе с усиливающей гидромеханической системой) характеризуется зависимостью скорости изменения положения управляемого элемента (ДК или НАК) от управляющего тока (см. рис. 1).

Как показывает практика эксплуатации агрегатов управления топливом и направляющими аппаратами компрессора (НАК), параметры нелинейности гидромеханической части меняются от агрегата к агрегату, в частности, изменяемой

точкой нелинейности является Z_0 (см. рис. 1). Более того, параметры нелинейности Z_0 , $Z_{л1}$, $Z_{л2}$ нестационарные, т. е. меняются в процессе эксплуатации двигателя.

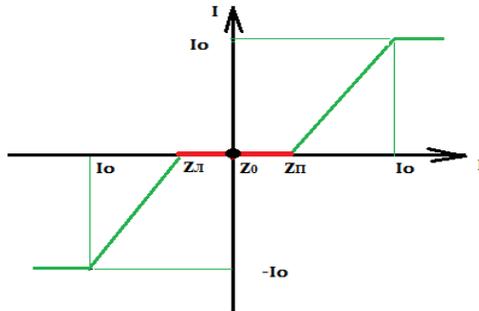


Рисунок 1. Нелинейность типа «зона нечувствительности» по току управления в контуре управления НАК

Традиционный метод компенсации нелинейности типа «зона нечувствительности» (в дальнейшем НЗН) введением интегратора в цепь управления НАК приводит к снижению запаса устойчивости и быстродействия регулятора. Кроме того, регулятор такого типа имеет сложную эвристическую неформальную схему настройки его параметров. С учетом нестационарности параметров НЗН настройкой регулятора приходится заниматься еще и периодически при появлении колебательных процессов в контурах управления агрегатами или неудовлетворительной точности позиционирования исполнительных механизмов.

В настоящей статье авторами предлагается принципиально новый подход к решению задачи компенсации НЗН при синтезе управления гидромеханическими приводами.

Задача управления объектом рассматриваемого вида представляется в виде трех самостоятельных частей:

1. Параметрическая идентификация НЗН.
2. Компенсация НЗН безынерционным алгебраическим методом.
3. Управление позиционированием НАК.

Цель — получение адаптивного к параметрам НЗН способа управления НАК, который обеспечивает асимптотическую устойчивость и астатическую точность позиционирования НАК.

2. Описание управления НАК на двигателе ТВ7-117СТ

При работе основной (электронной части) системы автоматического управления двигателя ТВ7-117СТ (САУ-65СТМ) управление НАК осуществляется по закону $\alpha_{\text{нак}} = f(n_{\text{тк_пр}})$.

Изменение положения НАК производится двумя силовыми гидроцилиндрами через систему тяг и поворотных колец (рис. 2.1). Перераспределение подачи топлива в полости гидроцилиндров НАК выполняется исполнительным золотником агрегата НР-65СТ, управляемым по электрическим командам от БАРК через электрогидравлический преобразователь типа ПС7. Включение основной САУ осуществляется подачей питания на электромагнит «ОС НАК» в агрегате НР-65СТ. Для работы автоматики в агрегате НР-65СТ используется топливо постоянного давления, подводимое от агрегата НР-65СТ (рис. 2.2).

Информация о положении НАК поступает в БАРК от двухканального датчика углового положения типа ДБСКТ, установленного на оси лопатки входного направляющего аппарата (рис. 2.1).

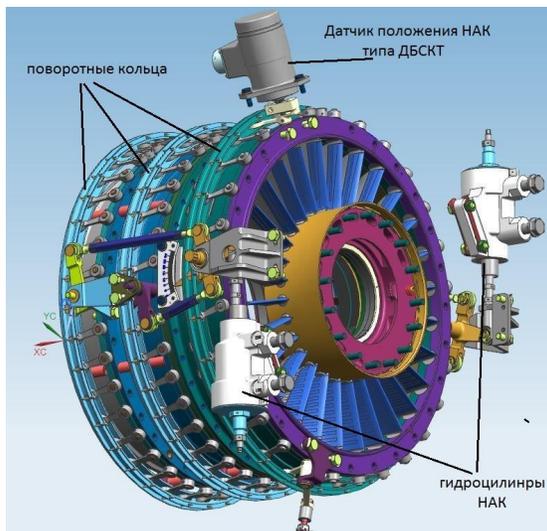


Рисунок 2.1. Система изменения положения НАК на двигателе ТВ7-117СТ

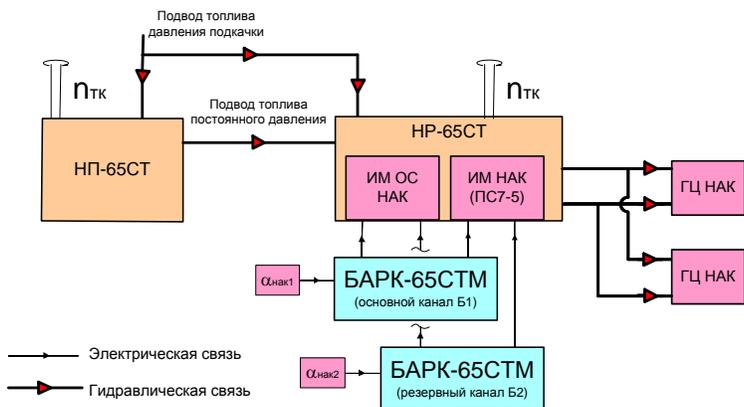


Рисунок 2.2. Структурная схема контура управления НАК CAU-65CTM

3. Обобщенная математическая модель и частотные свойства системы управления НАК ТВ7-117СТ

Динамические свойства рассматриваемого семейства гидромеханических систем с точностью до параметров звеньев описываются математической моделью, аналогичной представленной на рисунке 3.1.

Обобщение производилось на основании технической документации по агрегатам двигателя ТВ7-117В, ТВ7-117СТ, а также обработки экспериментальных данных, полученных после стендовых испытаний.

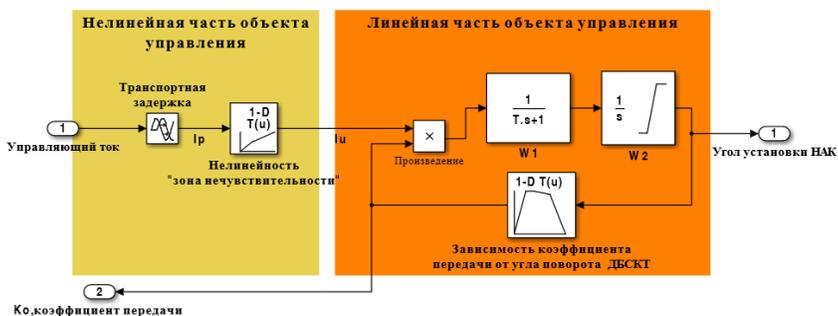


Рисунок 3.1. Обобщенная математическая модель системы управления НАК для двигателя ТВ7-117СТ

Нелинейность типа «зона нечувствительности» (представленная в нелинейной части модели) преобразует ток управления от электронного регулятора следующим образом:

$$I_u = \begin{cases} (I_p - z_{\Pi}) \frac{N}{(N - z_{\Pi})}, & \text{при } I_p > z_{\Pi}; \\ (I_p - z_{Л}) \frac{N}{(N + z_{Л})}, & \text{при } I_p < z_{Л}; \\ 0 & \text{при } z_{Л} \leq I_p \leq z_{\Pi}, \end{cases}$$

где I_p — ток управления от регулятора, I_u ток после преобразования нелинейным элементом,

$z_{Л}$, z_{Π} — соответственно левая и правая границы зоны нечувствительности.

Здесь N — амплитуда допустимых значений тока управления. В рассматриваемом случае $N = 35$ мА ($-35\text{мА} \leq I_p \leq 35\text{мА}$).

3.1. Синтез регулятора угла положения НАК

Для начала рассмотрим задачу управления позиционированием НАК. Объект управления (ОУ) рассмотрим без нелинейной части.

Передаточная функция разомкнутой линейной части ОУ для НАК имеет вид

$$G(s) = \frac{K_0}{s(0,1s+1)}, \quad (3.1)$$

где K_0 — коэффициент передачи ОУ.

Передаточная функция замкнутой системы (3.1) без коррекции (т. е. без регулятора) имеет вид

$$W(s) = \frac{1}{\frac{0,1}{K_0}s^2 + 1/K_0s + 1}. \quad (3.2)$$

Видим, что статический коэффициент усиления $W(0) = 1$, т. е. объект астатический, обеспечивающий нулевую ошибку в установившемся режиме.

Корни характеристического полинома

$$\lambda_{1,2} = \left(-\frac{1}{K_0} \mp \sqrt{\frac{1}{K_0^2} - 4\frac{0,1}{K_0}} \right) 5K_0,$$

т. е. для обеспечения асимптотического характера переходных процессов (вещественных отрицательных корней) общий коэффициент усиления в системе K должен быть $\leq 2,5$.

Учитывая, что K_0 может быть в диапазоне от 1 до 6, при замыкании цепи общий коэффициент усиления в контуре K_p должен быть $\leq 0,41$.

Можно достаточно просто (рис. 3.2) повысить допустимый коэффициент усиления и, соответственно, быстродействие контура примерно в 2 раза за счет введения корректирующей цепи вида

$$W(s)_{r0} = \frac{0.1s+1}{(0,05s+1)},$$

или с учетом наличия звена запаздывания в нелинейной части ОУ

$$W(s)_r = \frac{0.125s+1}{(0,05s+1)}. \quad (3.3)$$

Тогда коррекция (регулятор) для объекта (3.1), обеспечивающая асимптотический переходный процесс, будет иметь следующий вид:

$$R(s) = K_r W(s)_r, \quad (3.4)$$

где $K_r = 5/K_0$.

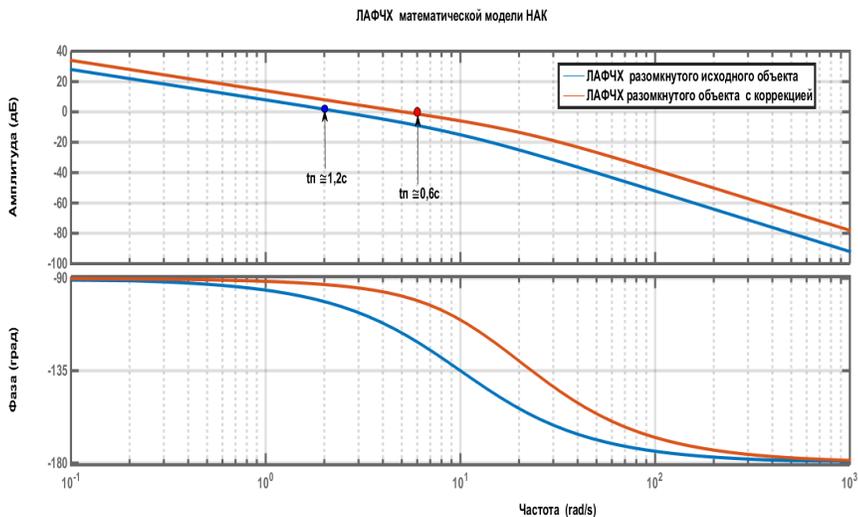


Рисунок 3.2. ЛАФЧХ разомкнутого контура управления математической модели НАК с учетом запаздывания 0,025 с в прямой цепи

Можно показать, что предельный коэффициент усиления, который обеспечивает «практически» асимптотический переходный процесс, может быть получен при значении $K_r = 8/K_0$ (рис. 3.3).

Дальнейшее повышение усиления приведет к перерегулированию и появлению колебаний в переходном процессе. Поднять коэффициент усиления за счет уменьшения постоянной знаменателя корректирующей цепи не удастся из-за ограничений дискретности (шага управления) 0,025 с.

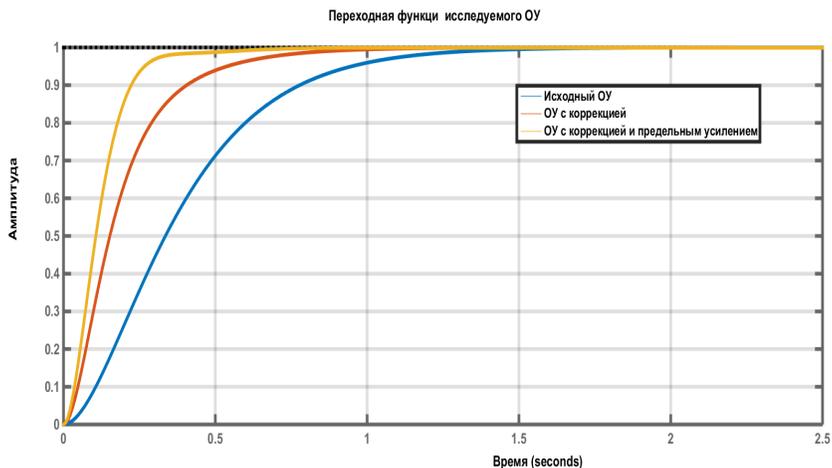


Рисунок 3.3. Переходная функция замкнутой системы управления математической моделью НАК

4. Компенсация и параметрическая идентификация нестационарной нелинейности типа «зона нечувствительности» в контуре управления гидромеханическим приводом

Разработанный в предыдущем параграфе регулятор предполагается использовать совместно с компенсатором зоны нечувствительности.

Математический закон компенсации заданной зоны нечувствительности имеет следующий вид:

Ток управления I_r , рассчитанный регулятором (3.4), должен преобразовываться в ток I_u , непосредственно воздействующий на ОУ следующим образом:

$$I_u = \begin{cases} \frac{|I_p|(N-z_{\Pi})}{N} + z_{\Pi}, & \text{при } I_p > 0; \\ z_{Л} - \frac{|I_p|(N+z_{Л})}{N}, & \text{при } I_p \leq 0. \end{cases} \quad (4.1)$$

Введем обозначения:

$\Delta Z = z_{\Pi} - z_{Л}$ — ширина зоны нечувствительности;

$d = (z_{\Pi} + z_{Л})/2$ — центр зоны нечувствительности.

Δz задается в паспорте агрегата.

Очевидно, что

$$\begin{cases} z_{Л} = d - \frac{\Delta Z}{2}; \\ z_{\Pi} = d + \frac{\Delta Z}{2}. \end{cases} \quad (4.2)$$

Задачу параметрической идентификации нелинейности типа «зона нечувствительности» сформулируем следующим образом (рис. 4.1):

В процессе управления агрегатом требуется корректировать значение d , которое, как отмечалось выше, является нестационарной величиной с тем, чтобы задать левую и правую границу для алгоритма (4.1).

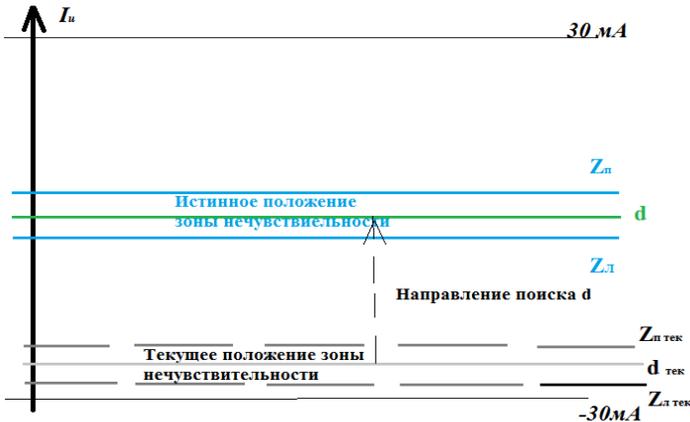


Рисунок 4.1. Иллюстрация постановки задачи по параметрической идентификации зоны нечувствительности*

* Начальное условие может быть произвольным, а направление поиска определяется автоматически.

Поскольку у нас система управления имеет астатизм 1-го порядка, критерием совпадения текущего значения d с его истинным значением будет нулевая ошибка по положению исполнительного механизма (ИМ) на установившемся режиме.

Таким образом, для установившегося режима*, который характеризуется равенством нулю производной задающего сигнала Y_0 и производной выходного сигнала $OY Y$, текущее значение d следует изменять пропорционально ошибке положения ИМ в сторону, соответствующую знаку ошибки.

Формально это положение можно записать следующим образом:

$$d_t = \begin{cases} d_{t_1} + \int_{t_1}^{t_2} ke(t)dt, & (1) \\ \text{на сегменте } [t_1, t_2], & \\ \text{где } \left| \frac{dY_0}{dt} \right| + \left| \frac{dY}{dt} \right| = 0. & (2) \end{cases} \quad (4.3)$$

Здесь d_{t_1} — текущее значение d в момент времени t_1 , $e(t)$ — текущая ошибка по положению ИМ, k — настроечный параметр.

На практике (в частности, чтобы исключить влияние шума измерений) сигналы Y и Y_0 следует квантовать по уровню с одним и тем же шагом квантования, имитируя квазиустановившийся режим для выполнения условия (2) алгоритма (4.3). При этом коррекция d выполняется согласно (4.3.1) по реально измеряемым сигналам.

4.1. Структура разработанного регулятора и его проверка при стендовых испытаниях в составе двигателя

Представленный алгоритм может использоваться как совместно с регулятором в контуре управления агрегатом, так и в виде отдельной системы активной идентификации с подачей тестовых сигналов, например, в виде прямоугольных импульсов.

Диапазон частот, на которых эффективно будет работать алгоритм (4.3) в составе следящей системы, будет определяться быстродействием контура управления. Очевидно, что условие (4.3.2) будет выполняться, если регулятор будет «успевать» отслеживать выходной сигнал. Другими словами, частота задающего воздействия контура управления должна находиться левее частоты среза ЛАФЧХ замкнутой системы управления (рис. 4.2).

* В настоящем документе, согласно ГОСТ 23851-79, под установившимся режимом понимается режим работы ГТД, при котором все его параметры стационарны. Допускается изменение параметров в пределах допусков, указанных в ТУ на двигатель.

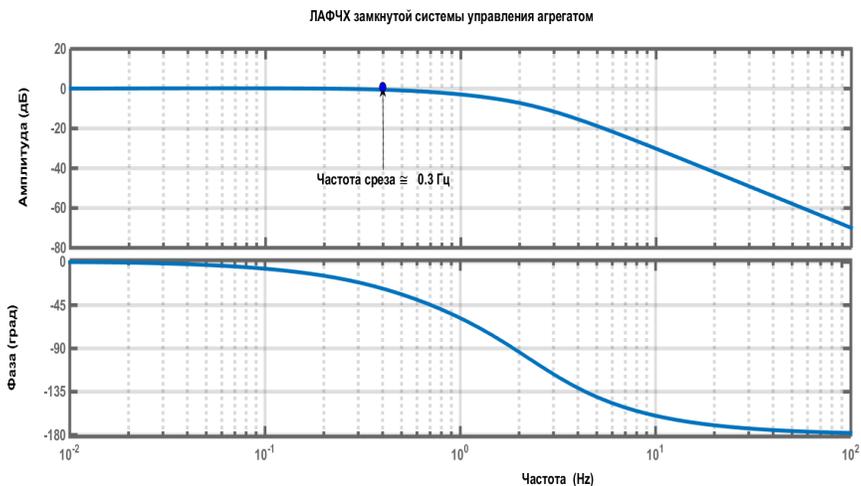


Рисунок 4.2. ЛАФЧХ замкнутой системы управления математической моделью НАК

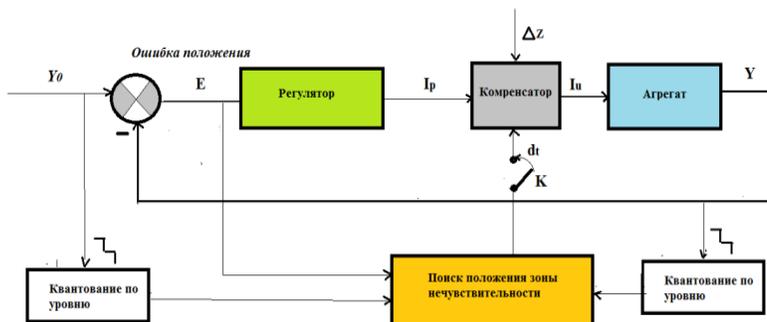


Рисунок 4.3(а). Структура адаптивной системы управления агрегатом с нестационарной нелинейностью типа «зона нечувствительности»

При непрерывно меняющемся входном воздействии установившийся режим создается искусственно (квазиустановившийся режим) за счет квантования по уровню задающего воздействия и отклика агрегата.

На участках установившегося или квазиустановившегося режима в систему управления добавляется интегратор (4.3.1).

Обобщая весь материал, изложенный выше, получаем структуру системы управления для решения поставленной задачи (рис. 4.3(а)).

Как видно из рисунка, алгоритм коррекции положения зоны нечувствительности может работать как постоянно, так и в режиме периодического подключения или подключения по какому-нибудь технологическому условию.

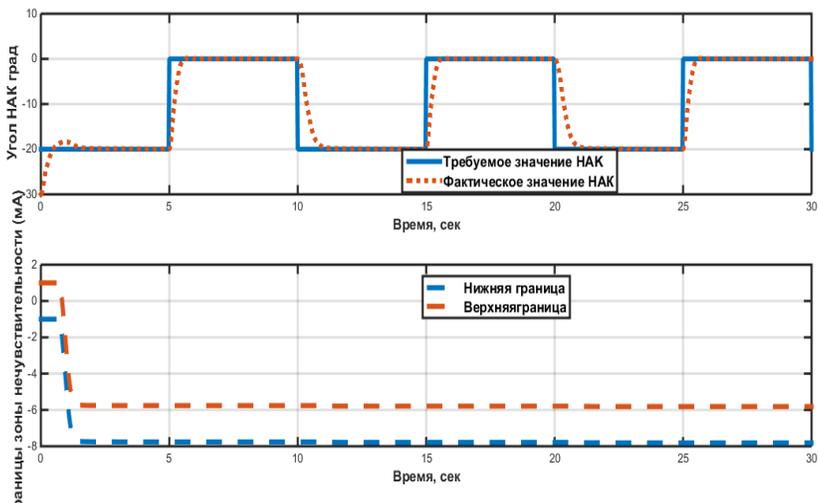


Рисунок 4.3(б). Работа адаптивного регулятора НАК с автоматическим поиском и компенсацией зоны нечувствительности при прямоугольном задающем воздействии с моделью НАК

Анализ результатов моделирования системы адаптивного управления НАК (рис. 4.3(б)) показывает достаточно быструю сходимость алгоритма параметрической идентификации НЗН. Очевидно, что время сходимости алгоритма будет зависеть от формы и частоты задающего воздействия. По предварительным результатам стендовых испытаний время сходимости составляет порядка 10 с.

Для проверки работоспособности адаптивной системы управления (рис. 4.3(а)) были проведены ее стендовые испытания на двигателе ТВ7-117СТ, на котором штатная система управления показывала неудовлетворительные результаты (рис. 4.4).

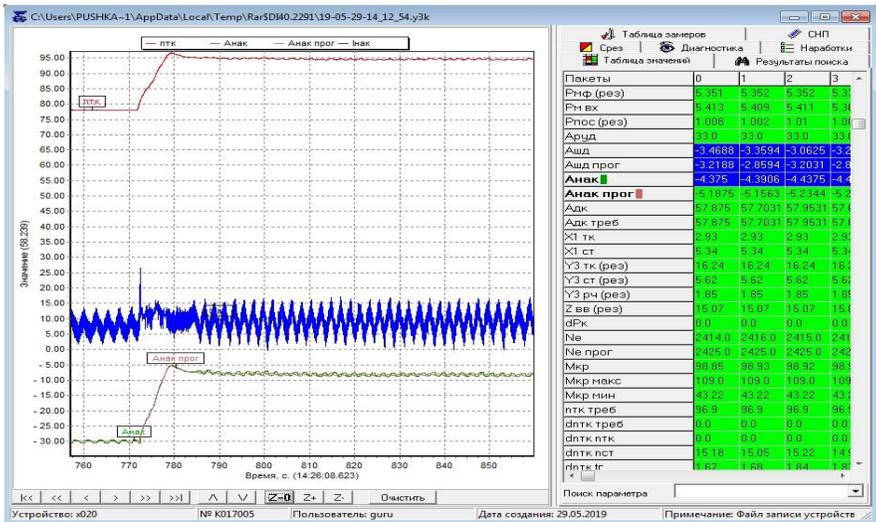


Рисунок 4.4. Работа штатной системы управления НАК на двигателе ТВ7-117СТ

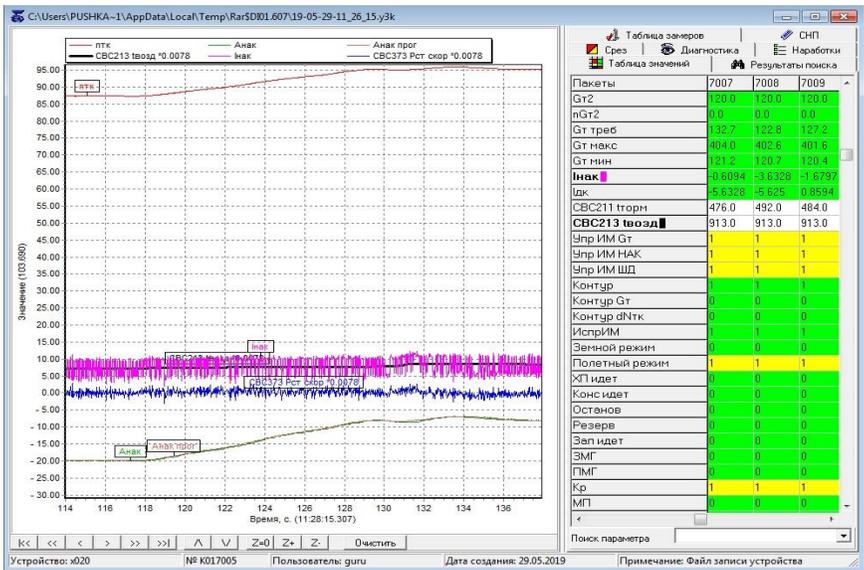


Рисунок 4.5. Работа адаптивной системы управления НАК на двигателе ТВ7-117СТ

Рисунок 4.5 иллюстрирует работу адаптивной системы управления НАК двигателя ТВ7-117СТ. На рисунке 4.5. видно, как меняется центр зоны нечувствительности во времени (черная линия по центру области осцилляции тока управления $I_{\text{нак}}$). $I_{\text{нак}}$ — это I_u в наших обозначениях. Ток управления I_p (от регулятора — синяя линия ниже $I_{\text{нак}}$) добавлен на рисунок для иллюстрации закона (4.1) компенсации нелинейности.

Сравнительный анализ результатов стендовых испытаний показывает эффективность и перспективность управления агрегатами рассматриваемого типа с системой параметрической идентификации и компенсации нестационарной нелинейности.

Заключение

1. Разработан способ управления гидромеханическими агрегатами авиационного двигателя, имеющими существенный разброс и нестационарность положения точки равновесного тока управления и область нечувствительности относительно точки равновесия.
2. Представленный способ управления осуществляет параметрическую идентификацию нелинейности объекта управления указанного типа в реальном времени и обеспечивает астатическое управление объектом с учетом найденных параметров нелинейности. Он может использоваться как совместно с регулятором в контуре управления агрегатом, так и в виде отдельной системы активной идентификации с подачей тестовых сигналов, например, в виде прямоугольных импульсов.
3. Сравнительный анализ результатов стендовых испытаний показывает эффективность и перспективность управления агрегатами рассматриваемого типа с системой параметрической идентификации и компенсации нестационарной нелинейности.

Литература

1. Лука В. А. Теория автоматического управления. — М.: Недра, 1990. — 416 с.
2. Попов В. Л. Теория линейных систем регулирования и управления. — М.: Наука, 1989. — 304 с.

С. А. Конашков, А. Ю. Калемев

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург
konashkov@klimov.ru

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ НА АО «ОДК-КЛИМОВ» СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГТД

Аннотация. В настоящей статье предлагается концепция развития существующей на АО «ОДК-Климов» системы диагностирования технического состояния АГТД. Концепция предполагает развитие существующих компонентов системы — бортовой системы контроля и диагностики на основе электронных блоков БАРК, наземной системы на основе контрольно-проверочной аппаратуры КПА (ИДК), диагностической системы разработчика на основе ПО «Диагностика» — а также разработку сетевой информационно-диагностической системы, которая будет являться связующим звеном между источниками полетных данных и ПО «Диагностика».

1. Введение

Современные двигатели АО «ОДК-Климов», разработанные в последние годы, оснащены развитыми системами контроля технического состояния. Указанные системы в общем случае состоят из электронного блока автоматического регулирования и контроля (БАРК), который осуществляет бортовой контроль технического состояния двигателя в соответствии с заложенными алгоритмами и датчиков параметров двигателя, которые осуществляют перевод физических величин в пропорциональные электрические сигналы для обеспечения работы БАРК.

Системы контроля позволяют осуществлять:

- 1) контроль основных параметров работы двигателя и превышения ими максимально (минимально) допустимых значений, в том числе вибросостояния двигателя и минимального времени выбега роторов;
- 2) контроль систем двигателя — системы топливоподачи, гидромеханической исполнительной части САУ, маслосистемы и т. д.;
- 3) определение режимов работы двигателя;
- 4) передачу информации на многофункциональный индикатор (МФИ) в кабине пилота для информирования экипажа о параметрах и состоянии двигателя и его систем;

- 5) передачу информации о параметрах и состоянии двигателя и его систем в бортовой регистратор (БУР);
- 6) сохранение информации о параметрах и состоянии двигателя и его систем в энергонезависимом запоминающем устройстве (ЭЗУ) БАПК;
- 7) учет наработки.

При возникновении какого-либо отказа или неисправности двигателя во время полета информация о них поступает на МФИ. После полета данные, записанные в БУР (или в ЭЗУ БАПК), обрабатываются в полуавтоматическом режиме с помощью штатных средств объективного контроля летательного аппарата (или контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) БАПК) на предмет соответствия техническим требованиям, приведенным в РЭ двигателя. КПА БАПК представляет собой специализированную ПЭВМ со специальным программным обеспечением, которая при подключении к БАПК позволяет получать от него информацию о работе двигателя как в режиме реального времени, так и зарегистрированную в ЭЗУ.

Подобная функциональность системы контроля достаточна для обеспечения безопасности полетов в случае эксплуатации двигателя по ресурсу.

Для решения задачи по переходу на эксплуатацию по техническому состоянию необходимо применение более глубоких методов диагностики, в том числе с использованием анализа данных за время всей эксплуатации диагностируемого двигателя и данных по парку двигателей.

2. Описание существующей системы сбора, анализа и хранения эксплуатационной информации по двигателям АО «ОДК-Климов»

Анализ открытых зарубежных источников показывает, что в последнее десятилетие лидеры двигателестроительной отрасли активно осваивают технологии сбора, обработки и анализа больших данных. Фирма GE внедряет цифровую платформу Predix для сбора и анализа данных, в которую занесена информация обо всех двигателях компании, эксплуатируемых в мире. В базу заносятся параметрические данные, снимаемые в режиме реального времени с датчиков двигателей. Региональный центр заблаговременно выявляет изменения в техническом состоянии двигателей, после чего оперативно информирует заказчика о наличии проблем. Система аналитики OSYS (англ. Optimized Systems & Solutions) фирмы Roll-Rouse предназначена для сбора и обработки данных, поступающих с датчиков авиационных двигателей. Анализ поступающих данных осуществляется централизованно в оперативном центре, обеспечивающем поддержку эксплуатации по всем сложным случаям в режиме 24 часа 7 дней в неделю.

На АО «ОДК-Климов» для хранения, анализа и обработки параметрии работы двигателей разработано программное обеспечение (ПО) «Диагностика».

ПО «Диагностика» имеет клиент-серверную архитектуру. На сервере располагается база данных и файловое хранилище, в которых хранится в структурированном и систематизированном виде информация, используемая в работе ПО «Диагностика». Клиентское приложение «Диагностика» используется для ввода информации, ее обработки и просмотра. Клиент и сервер взаимодействуют по сети, что позволяет получить одновременный доступ к базе данных с нескольких рабочих мест пользователей.

Программное обеспечение «Диагностика» предназначено для выполнения следующих функций:

- систематизация информации об испытаниях и эксплуатации двигателей;
- поиск и просмотр информации;
- оперативная обработка зарегистрированной информации по имеющимся алгоритмам контроля и диагностирования;
- создание и отработка новых алгоритмов диагностики;
- документирование результатов обработки данных.

ПО «Диагностика» позволяет программировать с помощью специального инженерного языка ACL алгоритмы автоматизированного контроля и диагностирования технического состояния двигателя, выявления неисправностей и отклонений в его работе. Важнейшим достоинством ПО «Диагностика» является его гибкость — разработка новых алгоритмов диагностики и корректировка имеющихся (при необходимости) осуществляется оперативно (по сравнению с ПО БАРК и ИДК) из-за значительно более простой процедуры валидации.

ПО «Диагностика» показало свою эффективность в работе с данными стендовых испытаний двигателей АО «ОДК-Климов» и в тестовом режиме с 2010 года используется для оценки эксплуатационных данных.

Работа с ПО «Диагностика» для двигателей типа ТВ7-117СМ, эксплуатирующихся на Ил-114ЛЛ, выглядит следующим образом (см. рис. 1):

- после полета зарегистрированная в ЭЗУ БАРК информация скачивается обслуживающим персоналом авиакомпании с помощью КПА;
- с помощью e-mail данная информация направляется на АО «ОДК-Климов»;
- специалистами бригады «Диагностики» информация регистрируется в ПО «Диагностика»;
- средствами ПО «Диагностика» в полуавтоматическом режиме проводится обработка информации, формируется протокол.

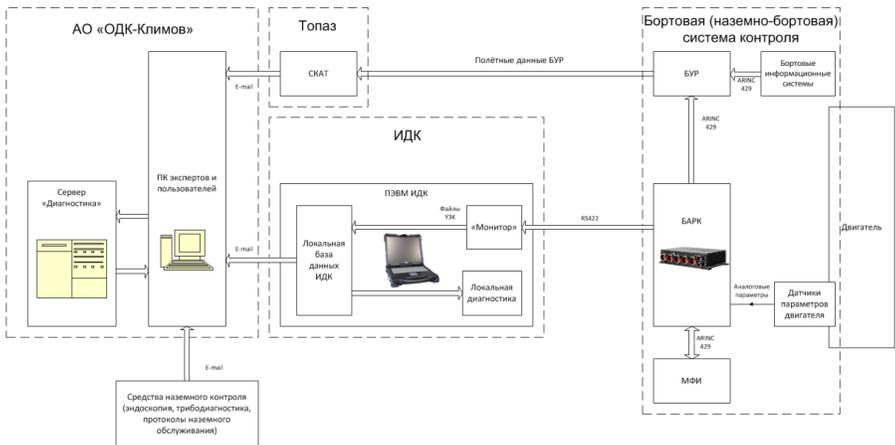


Рисунок 1. Существующая система сбора, анализа и хранения эксплуатационной информации по двигателям АО «ОДК-Климов»

Для двигателей типа РД-33 используется информация, полученная со штатного регистрирующего устройства самолета МиГ-29, конвертированная с помощью комплекса «СКАТ» фирмы «ТОПАЗ» в файлы межмодульного обмена ММО.

Недостатки и проблемы, выявленные при тестовой эксплуатации данной системы:

- обрывочность и неструктурированность поступающей информации (особенно касается файлов БУР). Часто необходимо дополнительно выяснять, к какому конкретному двигателю относится поступившая информация, время и условия проведения полета;
- ошибки в определении принадлежности данных к конкретному двигателю. Так как БАБК расположен на объекте, а не на двигателе, из-за несогласованного перемещения БАБК и двигателя относительно друг друга, ЭЗУ БАБК может содержать данные по разным двигателям;
- нерегулярность поступления данных;
- потери времени, связанные с пересылкой/регистрацией информации.

В целом, несмотря на перечисленные недостатки, методология использования для информационно-диагностического сопровождения эксплуатации системы в составе: БАРК (бортовая система контроля) — КПА (наземная система контроля) — ПО «Диагностика» (диагностическая система разработчика) — показала свою эффективность.

3. Развитие системы сбора, анализа и хранения эксплуатационной информации по двигателям АО «ОДК-Климов»

Для дальнейшего повышения контролепригодности двигателей АО «ОДК-Климов» предполагается наращивать возможности системы в следующих направлениях.

1. Введение в состав системы контроля двигателя блока хранения данных (БХД), который предназначен для хранения данных по двигателю, на который он установлен. БХД осуществляет хранение и перезапись по командам БАРК данных по двигателю — номера двигателя и его основных агрегатов, наработки двигателя, его агрегатов и основных деталей, точек характерных трендов параметров двигателя.

Наличие БХД позволит БАРК однозначно привязывать информацию, фиксируемую им в ЭЗУ, к номеру конкретного двигателя и избежать ошибок, возникающих при перестановках двигателей и БАРК на летательных аппаратах.

В настоящий момент БХД разрабатывается для двигателей ТВ7-117СТ, ТВ7-117СТ-01 и ВК-800С. Изготовлены опытные образцы, идут их испытания.

2. Повышение функциональности КПА до уровня информационно-диагностического комплекса за счет введения в состав КПА блока датчиков (БД) и концентраторов информации. Концентраторы информации — это сменные регистраторы, располагающиеся на объекте в доступных местах, подключающиеся к БАРК и регистрирующие поступающую от него полетную информацию. Блок датчиков — это унифицированная система измерения и обработки данных, в состав которой входит ряд каналов измерения параметров работы двигателя. Данные параметры не входят в состав бортовой системы контроля, но их периодическое измерение при наземных регламентных работах может существенно улучшить показатели контролепригодности двигателя. Датчики БД подключаются к двигателю при проведении его гонок при регламентных работах, сам БД подключается к ПВЭМ КПА (ИДК) по каналу информационного обмена (КИО). В результате при проведении гонок формируется расширенный, по сравнению с полетными данными, файл параметров, более полно характеризующий работоспособность двигателя.

В настоящий момент БД разрабатывается для двигателей ТВ7-117СТ, ТВ7-117СТ-01 и РД-33МК.

3. Разработка сетевой информационно-диагностической системы (ИДС) для сбора, обработки и централизованного хранения данных. Данная система является связующим звеном между источниками исходных данных в виде ИДК (БУР) и сервером ПО «Диагностика» АО «ОДК-Климов», обеспечивая выполнение функции непрерывного информационного взаимодействия последнего с эксплуатирующими организациями по вопросам технического сопровождения двигателей.

ИДС должна состоять из следующих частей:

- локальный клиент ИДС — программный модуль, входящий в состав ИДК и осуществляющий по каналам сети Интернет передачу различной информации об эксплуатации двигателей в серверную часть ИДС;
- серверная часть ИДС — расположена на серверах АО «ОДК-Климов», взаимодействует с ЛК на различных ИДК и с сервером ПО «Диагностика»;
- web-клиент ИДС — позволяет осуществлять внешний доступ авторизованных пользователей с личных устройств через Интернет к информации, имеющейся в серверной части ИДС.

В настоящий момент ИДС совместно с ЦИАМ разрабатывается для двигателя ТВ7-117СТ-01. Создан макетный образец системы, идут его испытания и тестирования.

4. Роботизация ПО «Диагностика» — разработка с помощью инженерного языка ACL автоматических блоков алгоритмов автоматизированного контроля и диагностирования технического состояния двигателя, которые осуществляют автоматическую оценку внесенной в базу данных новой параметрической информации и формируют по ним протоколы оценки технического состояния.

В настоящий момент разработан каталог диагностических алгоритмов для двигателей типа ТВ7-117, идет его программная реализация.

Таким образом, после модернизации система будет иметь следующий состав и функциональность (см. рис. 2):

- а) бортовая система контроля и диагностики в составе датчиков параметров двигателя, БАРК, БХД. Основные функции:
 - 1) осуществление бортового контроля работы двигателя для обеспечения требований безопасности,
 - 2) запись и хранение данных по двигателю в ЭЗУ БАРК и БХД,
 - 3) подготовка данных для диагностики наземными и сетевыми средствами;

в) диагностическая система разработчика «ОДК-Климов» — сервера ИДС и ПО «Диагностика». Основные функции:

- 1) получение информации от ЛК ИДС и ведение базы данных по эксплуатации,
- 2) проведение автоматизированной диагностики с помощью блоков алгоритмов контроля и диагностирования технического состояния двигателя на сервере ПО «Диагностика», формирование отчетов,
- 3) отправка результатов диагностики в авиакомпанию на соответствующий локальный клиент.

Работа модернизированной системы выглядит следующим образом (см. рис. 2):

- после полета зарегистрированные в ЭЗУ БАРК или в концентраторе информации полетные данные скачиваются обслуживающим персоналом авиакомпании с помощью ПВЭМ ИДК;
- ПВЭМ ИДК регистрирует полученную информацию в местной базе данных в автоматическом режиме, при необходимости запрашивая у персонала уточняющую информацию;
- ПВЭМ ИДК в автоматическом режиме передает зарегистрированную информацию на сервер ИДС по каналам сети Интернет;
- сервер ИДС регистрирует полученную информацию в эксплуатационной базе данных, передает ее на сервер ПО «Диагностика» для анализа;
- сервер ПО «Диагностика» регистрирует полученную информацию в базе данных «Диагностика», в автоматическом режиме проводит обработку информации, формирует диагностический протокол. Протокол должен содержать информацию о техническом состоянии двигателя и рекомендуемых регламентных работах (при необходимости);
- сформированный протокол направляется на сервер ИДС для регистрации в эксплуатационной базе данных и дальнейшей отправки в авиакомпанию на соответствующий ИДК. Данные протоколы и общая информация по парку двигателей авиакомпании могут быть так же доступны авторизованным пользователям через web-клиент ИДС.

Предлагаемая модернизированная система имеет следующие достоинства:

- 1) беспрепятственный доступ разработчика двигателя к результатам эксплуатации;
- 2) исключение возможности утраты информации о техническом состоянии двигателей, находящихся в эксплуатации;

- 3) повышение оперативности сбора диагностических данных двигателей;
- 4) возможность оперативной разработки и внедрения новых алгоритмов диагностики и корректировки имеющихся;
- 5) освоение технологий предоставления удаленных диагностических услуг и сервисов по сопровождению двигателей в эксплуатирующих организациях.

Данная система имеет огромный потенциал для развития и увеличения функциональности. С ее помощью в дальнейшем могут быть разработаны и организованы следующие сервисы:

- 1) электронный формуляр двигателя;
- 2) информационное сопровождение эксплуатации и регламентных работ;
- 3) каталог запасных частей.

Заключение

1. Методология использования для информационно-диагностического сопровождения эксплуатации системы в составе: БАРК (бортовая система контроля) — КПА (наземная система контроля) — ПО «Диагностика» (диагностическая система разработчика) показала свою эффективность.
2. Для дальнейшего повышения контролепригодности двигателей АО «ОДК-Климов» выбраны следующие направления модернизации:
 - введение в состав системы контроля двигателя блока хранения данных;
 - повышение функциональности КПА до уровня информационно-диагностического комплекса за счет введения в состав КПА блока датчиков) и концентраторов информации;
 - разработка сетевой информационно-диагностической системы для сбора, обработки и централизованного хранения данных. Данная система является связующим звеном между источниками исходных данных в виде ИДК (БУР) и сервером ПО «Диагностика» АО «ОДК-Климов», обеспечивая выполнение функции непрерывного информационного взаимодействия последнего с эксплуатирующими организациями по вопросам технического сопровождения двигателей;
 - роботизация ПО «Диагностика» — разработка автоматических блоков алгоритмов контроля и диагностирования технического состояния двигателя.
3. К настоящему моменту изготовлены опытные образцы БХД, создан макетный образец ИДС, разработан каталог диагностических алгоритмов для двигателей типа ТВ7-117.
4. Предлагаемая модернизированная система имеет следующие достоинства:

- беспрепятственный доступ разработчика двигателя к результатам эксплуатации;
- исключение возможности утраты информации о техническом состоянии двигателей, находящихся в эксплуатации;
- повышение оперативности сбора диагностических данных двигателей;
- возможность оперативной разработки и внедрения новых алгоритмов диагностики и корректировки имеющихся;
- освоение технологий предоставления удаленных диагностических услуг и сервисов по сопровождению двигателей в эксплуатирующих организациях.

Литература

1. *Егоров И. В., Карасев В. А., Скибин В. А.* Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД. — М.: Торус-Пресс, 2011.
2. *Новиков А. С., Пайкин А. Г., Сиротин Н. Н.* Контроль и диагностика технического состояния ГТД. — М.: Наука, 2007.
3. Методические указания. 139–85. Определение технического состояния авиационных ГТД по тенденциям изменения регистрируемых параметров.

С. А. Конашков, Е. В. Рабец

АО «ОДК-Климов» Санкт-Петербург
konashkov@klimov.ru

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117В ПО ПРОВЕРКЕ ПУСКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК В ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ

Аннотация. В настоящей статье рассмотрены конструкции систем запуска двигателей ТВ7-117С и ТВ7-117В, а также мероприятия, введенные в состав комплекса законов регулирования двигателя ТВ7-117В (по сравнению с ТВ7-117С) для повышения надежности запуска. Приведены результаты испытаний по проверке пусковых свойств двигателя ТВ7-117В, которые проводились в термобарокамере ЦИАМ.

1. Введение

С 2009 года АО «ОДК-Климов» выполняло разработку перспективного двигателя ТВ7-117В, предназначенного для силовой установки вертолета Ми-38-2. Двигатель ТВ7-117В является модификацией турбовинтового двигателя ТВ7-117С (СМ), предназначенного для самолета местных воздушных линий Ил-114. В 2015 году двигатель ТВ7-117В был сертифицирован с ограничением по условиям применения в части температуры наружного воздуха (от -20 до 30 °С) и температуры топлива (от -42 до 65 °С).

Для снятия указанных ограничений в 2017–2018 году были проведены испытания двигателя в термобарокамере (ТБК) ЦИАМ. Для АО «ОДК-Климов» это были первые за долгое время подобные работы — предыдущие испытания проводились в 2004 году совместно с АО «МоторСич», это были испытания турбовинтового двигателя ВК-1500С.

Целью испытаний двигателя ТВ7-117В в ТБК было подтверждение безопасных эксплуатационных характеристик во всем установленном эксплуатационном диапазоне в соответствии с требованиями АП-33, в том числе:

- определение высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя;
- проверка пусковых свойств двигателя на основной и резервной системе управления;
- проверка соответствия двигателя требованиям к приемистости.

Определение основных данных двигателя проводилось в диапазоне высот от 0 до 6 500 м при температурах от -60° до 50° C и при изменении скорости полета от 0 до 350 км/ч. Оценка пусковых свойств двигателя проводилась в том же диапазоне внешних условий после предварительного термостатирования конструкции двигателя и систем топливпитания и смазки (для аэродромного запуска).

2. Анализ конструкции системы запуска двигателя ТВ7-117В

Согласно ТЗ на разработку турбовального двигателя со свободной турбиной ТВ7-117В, система запуска двигателя ТВ7-117В должна обеспечивать нормальный запуск двигателя на земле и в полете в ожидаемых условиях эксплуатации:

- запуск двигателя на земле должен обеспечиваться на аэродромах (вертодромах, посадочных площадках), расположенных на высотах до 6 000 м при температурах масла в маслосистеме до -40° C без использования средств подогрева и до -60° C с использованием средств подогрева;
- запуск двигателя в полете должен обеспечиваться до высоты 6 500 м в ожидаемых условиях эксплуатации;
- должна быть предусмотрена возможность запуска двигателя на земле при отказе электронной части САУ.

В Руководстве по технической эксплуатации двигателя 06В.00.0100 РЭ нормируются:

- время выхода двигателя на режим ЗМГ с момента нажатия на кнопку «Запуск» в условиях МСА на высотах до 2 км — не более 45 с;
- время выхода двигателя на режим ЗМГ с момента нажатия на кнопку «Запуск» в условиях отличных от стандартных — не более 60 с.

Система запуска двигателя ТВ7-117В близка по конструкции к системе запуска базового двигателя ТВ7-117С. Система запуска двигателя ТВ7-117В состоит из следующих основных элементов:

- 1) системы раскрутки ротора турбокомпрессора;
- 2) системы зажигания;
- 3) системы управления запуском и системы подачи топлива (функции реализованы в САУ).

Системы раскрутки и системы зажигания двигателей ТВ7-117С и ТВ7-117В идентичны:

- 1) для раскрутки ротора турбокомпрессора двигателя используется воздушный стартер СВ-65, использующий для своей работы воздух от ВСУ;

- 2) система зажигания включает в себя двухканальный емкостной агрегат зажигания ПВФ22-6 и две полупроводниковые свечи зажигания.

Для подачи топлива в камеру сгорания двигателя используются центробежные топливные форсунки с малой камерой закручивания, обеспечивающие удовлетворительный распыл при минимальных перепадах давления топлива. Форсунки имеют два контура, на первом этапе запуска топливо подается в первый контур, при этом во второй контур подается воздух, отбираемый от воздушного стартера для обеспечения пневматического распыла топлива первого контура и соответствующего улучшения условий поджига топливовоздушной смеси в камере сгорания.

Топливоподачу на запуске осуществляет штатная система автоматического управления, состоящая из электронного регулятора и комплекта топливорегулирующей (гидромеханической) аппаратуры. Гидромеханическая часть является исполнительным органом электронной части системы. При отказе электронного регулятора запуск двигателя ТВ7-117С не осуществляется. В отличие от двигателя ТВ7-117С, двигатель ТВ7-117В имеет резервную систему гидромеханическую систему дозирования топлива на запуске. Данная система реализована в агрегате АЗ-157, который осуществляет дозирование топлива в зависимости от величины давления воздуха за компрессором.

Отличия систем управления запуском и подачи топлива двигателей ТВ7-117С и ТВ7-117В приведены в таблице 1.

Для работы системы запуска также используется информация с датчика температуры воздуха на входе в двигатель, с датчиков частот вращения роторов, с датчиков температуры газов перед свободной турбиной. Перечисленные приборы для двигателей ТВ7-117С и ТВ7-117В идентичны.

Комплекс программ управления топливоподачей базового двигателя ТВ7-117С включал в себя следующие алгоритмы:

- до поджига топлива в КС — дозирование топлива постоянной во всех условиях величиной («точка поджига»);
- после поджига топлива в КС:
 - 1) обеспечение постоянного (с коррекцией по величине давления воздуха на входе в двигатель) ускорения ротора турбокомпрессора;
 - 2) ограничение максимального расхода топлива в зависимости от величин давления воздуха за компрессором и приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
 - 3) ограничение максимальной температуры газов постоянной величиной;
 - 4) ограничение минимального расхода топлива постоянной величиной.

**Отличия систем управления запуском и подачи топлива двигателей ТВ7-117С
и ТВ7-117В**

Элемент системы	Двигатель ТВ7-117С	Двигатель ТВ7-117В
Электронный регулятор	Регулятор электронный двигателя РЭД-65 (АО «ОДК-СТАР», Пермь)	Блок автоматического регулирования и контроля БАРК-6В (АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург)
Топливный насос	Насос-регулятор НР-65 (АО «ОДК-СТАР», Пермь)	Насос двойной НД-157 (ОАО «Темп» им. Ф. Короткова / АО «МПО им. И. Румянцева», Москва)
Исполнительный механизм по управлению расходом топлива	Насос-регулятор НР-65 (АО «ОДК-СТАР», Пермь)	Агрегат дозирования топлива АДТ-157 (ОАО «Темп» им. Ф. Короткова / АО «МПО им. И. Румянцева», Москва)
Исполнительный механизм по управлению направляющими аппаратами компрессора	Насос-регулятор НР-65 (АО «ОДК-СТАР», Пермь)	Агрегат управления направляющими аппаратами компрессора АУНАК-157 (ОАО «Темп» им. Ф. Короткова / АО «МПО им. И. Румянцева», Москва)
Исполнительный механизм по управлению клапанами перепуска воздуха из компрессора	Насос-регулятор НР-65 (АО «ОДК-СТАР», Пермь)	Агрегат управления клапанами перепуска воздуха АУКПВ-157 (ОАО «Темп» им. Ф. Короткова / АО «МПО им. И. Румянцева», Москва)
Агрегат дозирования топлива на запуске при отказе электронного регулятора		Автомат запуска АЗ-157 (ОАО «Темп» им. Ф. Короткова / АО «МПО им. И. Румянцева», Москва)
Датчики давления воздуха на входе в двигатель и за компрессором	Система измерений давления ИСИД-65 (АО «Техприбор», Санкт-Петербург)	Датчики давления РАПРИЗ (ООО «Сенсор», Москва)

Данный комплекс программ управления обеспечивает:

- выполнение требований по времени запуска в различных эксплуатационных условиях за счет использования закона поддержания постоянной производной частоты вращения турбокомпрессора (при отсутствии ограничений максимальных параметров);

- защиту двигателя от помпажа компрессора за счет ограничения максимального расхода топлива, в том числе при открытии второго коллектора и отключении воздушного стартера;
- защиту от перегрева;
- защиту от погасания.

Данный комплекс законов полностью соответствовал техническому уровню времени своего формирования (восьмидесятым годам прошлого века) и уровню автоматизации того же периода времени. Вместе с тем с современной точки зрения данный комплекс законов имеет следующие недостатки:

- не учитывает ухудшение качества распыла топлива, происходящее из-за резкого увеличения вязкости топлива при отрицательных температурах;
- величина расхода топлива до поджига не корректируется по высоте;
- не учитывается начальное температурное состояние двигателя.

Для обеспечения «единой регулировки» САУ на запуске настройки законов регулирования двигателя ТВ7-117С были выбраны ближе к «богатой» регулировке для обеспечения гарантированного поджига КС и запуска при имеющемся разбросе характеристик САУ. Например, перепад давления топлива в первом коллекторе топливных форсунок до розжига во всех условиях составляет не менее 3–4 кгс/см² при наличии пневматического распыла, при том что поджиг КС с форсунками данного типа имеет место при плюсовой температуре без пневматического распыла уже при перепаде давлений 2 кгс/см².

Все эти факторы приводили к «забогачению» запуска. При испытаниях двигателя ТВ7-117С по оценке пусковых характеристик отмечалось, что в процессе наземного запуска при высоких положительных значениях температуры воздуха, а также в процессе запуска в полетных условиях на высоте 6 000 м имели место «зависания» либо существенное увеличение времени запуска (более 70 с) из-за вступления в работу ограничителя температуры газов. В качестве мероприятия была увеличена настройка контура ограничения температуры газов, что позволило получить запуск двигателя при испытаниях за время, не превышающее 60 с. Несмотря на это мероприятие, при эксплуатации двигателей ТВ7-117С/СМ имели место случаи незапуска из-за перегрева двигателя.

В САУ двигателя ТВ7-117В в качестве электронного регулятора применен современный электронный блок автоматического регулирования и контроля БАРК-6В, который позволяет реализовывать сложные алгоритмы управления.

Для повышения надежности запуска в состав комплекса законов регулирования были введены:

- коррекция величины расхода топлива до поджига по температуре топлива (воздуха) на входе в двигатель (учет изменения вязкости топлива);
- коррекция величины расхода топлива до поджига по давлению воздуха на входе в двигатель (учет высотности запуска);
- коррекция величины поддерживаемого темпа изменения частоты вращения турбокомпрессора по температуре воздуха на входе в двигатель.

Конкретные константы перечисленных законов регулирования были выбраны на основе:

- результатов испытаний двигателя ТВ7-117С по проверке пусковых характеристик в ТБК и в составе самолета;
- результатов испытаний двигателя ВК-1500С в ТБК ЦИАМ.

3. Испытания по проверке пусковых характеристик двигателя ТВ7-117В

Высотно-климатический стенд УВ-3К ЦИАМ, на котором проходили испытания двигателя ТВ7-117В, предназначен для проведения высотно-скоростных испытаний авиационных газотурбинных двигателей с расходом подогретого воздуха до 50 кг/с и охлажденного воздуха до 12 кг/с в условиях $H = 0...10$ км; $M = 0...1,2$; $T_{\text{вх}}^* = -70... + 120$ °С.

Стенд включает в себя:

- термобарокамеру круглого сечения с системами подвода и отвода подогретого или охлажденного воздуха для создания требуемых температурных условий высокогорного или равнинного аэродрома или полетных условий;
- стендовую топливную систему;
- технологические помещения и пультовую, из которой осуществляется управление двигателем и технологическими системами стенда.

Двигатель устанавливался в ТБК стенда УВ-3К в компоновке с перегородкой и тормозным устройством, связанным с выходным валом силовой турбины специальным промежуточным валом с гибкой муфтой. В качестве тормозного устройства использовался высокооборотный дисковый гидротормоз.

Компоновка двигателя ТВ7-117В в ТБК стенда УВ-3К представлена на рисунке 1.

Оценка пусковых свойств двигателя ТВ7-117В на основной и резервной (в полуавтоматическом режиме на резервной гидромеханической части САУ) системах выполнялась в диапазоне высот $H = 0...6$ 500 м при температурах от -60 до 50 °С и при изменении скорости полета от 0 до 350 км/ч (табл. 2).



Рисунок 1. Компоновка двигателя ТВ7-117В гидротормозом на подмоторной раме стенда

Таблица 2

Условия проверки пусковых свойств двигателя ТВ7-117В

Условия					Параметры воздуха перед ВС		САУ	
Н, м	V _п , км/ч	t _п , °С	t _{топл} , °С	t _{масла} , °С	P, кгс/см ²	t, °С	ОС	РС
0	0	50	50	50	3,35	245	+	+
0	0	-60	-60	-40	4,50	143	+	+
0	0	15	15	15	3,70	209	+	+
1 500	0	35	35	35	3,02	227	+	+
1 500	350	35	35	> 35			+	+
1 500	0	-35	-35	-35	3,15	162	+	+
1 500	350	-35	-35	> 20			+	+
3 000	0	26	26	26	2,60	201	+	
3 000	330	26	26	> 26			+	
3 000	0	-35	-35	-35	3,05	158	+	
3 000	330	-35	-35	> 20			+	
6 500	180	5	5	> 20	1,68	185	+	
6 500	180	-52	-52	> 20	2,05	132	+	

Испытания проводились при давлении топлива на входе в двигатель от 0,2 до 2,7 кгс/см² (избыточное).

Раскрутка воздушного стартера СВ-65В производилась от аэродромной установки воздушного запуска авиадвигателей АИСТ-6П, выполненной на базе установки воздушного запуска MSU 200.

Циклограмма запуска двигателя ТВ7-117В реализуется при открытом механическом стоп-кране и нажатии на кнопку «Запуск». Запуск двигателя ТВ7-117В производится при раскрутке ротора турбокомпрессора воздушным стартером СВ-65 с подачей топлива в первый контур топливных форсунок агрегатом АДТ-157В. Управление дозирующим краном АДТ-157В, выдачу дискретных команд на управление агрегатом зажигания, электромагнитными клапанами воздушного стартера, электромагнитным клапаном управления клапанами перепуска воздуха (КПВ) осуществляет агрегат БАРК-6В.

Запуск двигателя при работе основной САУ (ОС) происходит следующим образом. По команде «Запуск» открываются воздушная и аварийная воздушная заслонки стартера, включается агрегат зажигания, подается команда на открытие клапана перепуска воздуха. Стартер раскручивает ротор турбокомпрессора. До достижения частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 10\%$ дозирующий кран агрегата АДТ находится в положении минимального упора, куда он приводится при выбеге на предыдущем останове. Начало заполнения первого коллектора форсунок определяется достижением определенного давления за качающим узлом НД (при $n_{\text{тк}} \approx 6-7\%$), достаточного для открытия запорного клапана РТ. До момента розжига в камеру сгорания подается расход топлива поджига, после фиксирования момента розжига в работу включаются все контуры регулирования БАРК. Момент розжига определяется либо по превышению температуры газа за турбиной компрессора над исходной (измеренной до запуска), либо по достижению частотой вращения ротора турбокомпрессора заданной величины.

Для улучшения условий розжига во второй контур топливных форсунок подается воздух, отбираемый от воздушного стартера. Подача воздуха прекращается клапаном наддува (входит в состав РТ) при достижении давления топлива в первом контуре форсунок 4 кгс/см², а при 10 кгс/см² распределительный клапан РТ начинает подачу дозированного топлива во второй контур форсунок. Отключение воздушного стартера происходило при $n_{\text{тк}} = 65 \pm 2\%$.

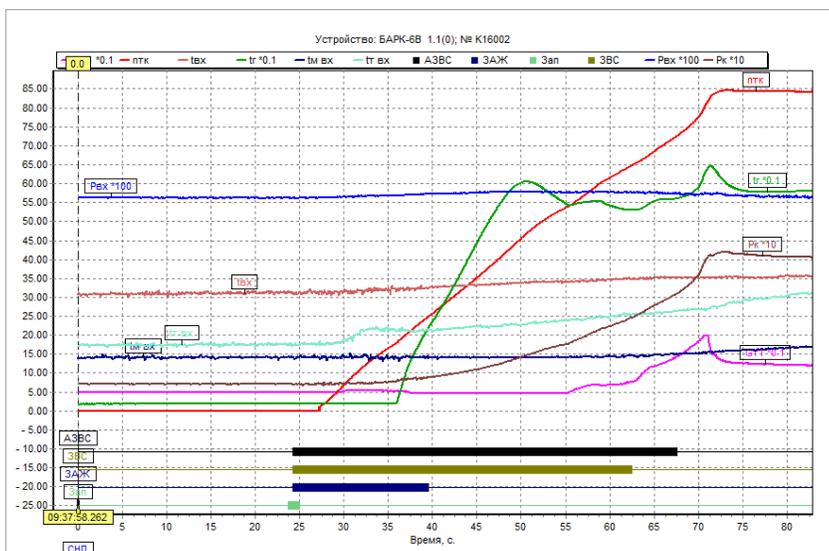
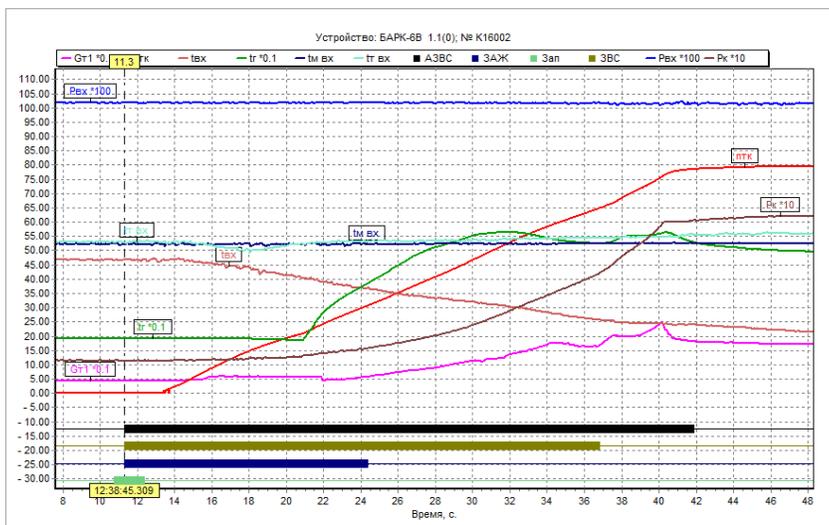
Запуск двигателя при работе резервной САУ (РС) выполняется только в земных условиях и осуществляется в полуавтоматическом режиме с использованием электроавтоматики при включенном тумблере «Переход на РС» и рычаге управления двигателем (РУД) на площадке земного малого газа (ЗМГ). При нажатии на кнопку «Запуск» на 2–3 с электросхемой выдаются команды на открытие заслонок стартера и включение агрегата зажигания. Снятие команд производится вручную нажатием на кнопку «Останов» при частоте вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}}$ от 65 до 70 %. При отсутствии команды на кнопку «Останов» предусмотрено автоматическое отключение воздушного стартера и зажигания по сигналу предельных оборотов стартера при частоте вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}}$ от 68 до 73 %. Дозировка топлива в камеру сгорания осуществляется автоматом запуска АЗ-157 (АЗ) по величине давления воздуха за компрессором. Агрегат АЗ сливает часть дозированного топлива (соответствующего режиму малого газа в РС) в систему низкого давления в зависимости от величины настроенного расхода на точке розжига и давления воздуха за компрессором двигателя. При работе в резервной системе на режимах выше малого газа АЗ выключается из работы давлением воздуха за компрессором двигателя. При работе основной системы САУ выключение АЗ из работы осуществляется БАРК подачей питания на электромагнитный клапан АЗ.

При всех запусках двигателя на основной и резервной САУ система зажигания работала эффективно. Нерозжиги камеры сгорания отсутствовали, а задержка воспламенения топливовоздушной смеси не превышала 0,5 с.

Во всех проверенных условиях запуск двигателя осуществлялся с первой попытки, без помпажных или срывных явлений, без превышения температуры газов выше максимально допустимой на запуске.

Максимальная температура при запуске (см. рис. 2) имела место в условиях $H = 0 \text{ м}$, $V = 0 \text{ км/ч}$, $t_{\text{вх}} = 47 \text{ °С}$ и составила 570 °С (максимально допустимая температура на запуске — 650 °С).

Дополнительно необходимо отметить один из отладочных (незачетных) запусков, который был выполнен на высоте около 5 км с $t_{\text{вх}} = 31 \text{ °С}$, что существенно выше максимальной тропической температуры (см. рис. 3). При этом запуск выполнен за 39 с (47 с до ЗМГ) без превышения максимально разрешенной температуры газов (на запуске 605 °С , при выходе на ЗМГ — 647 °С).



Максимальное время запуска имело место в условиях $H = 6500$ м, $V = 180$ км/ч, $t_{\text{вх}} = -59$ °С и составило 53 с (см. рис. 4). Время запуска в остальных условиях не превышало 45 с. Необходимо отметить, что с подъемом на высоту время запуска увеличивается вследствие зависимости поддерживаемого темпа изменения частоты вращения турбокомпрессора от давления на входе в двигатель.

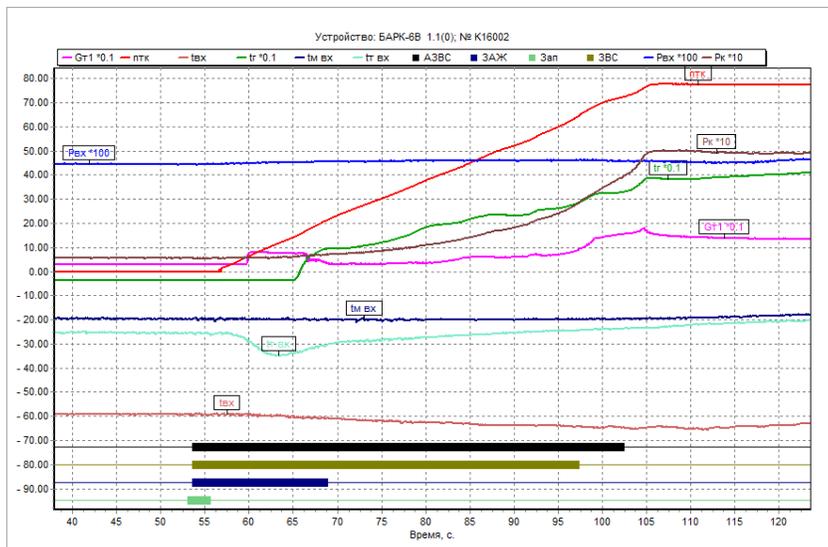


Рисунок 4. Запуск $H = 6500$ м, $V = 180$ км/ч, $t_{\text{вх}} = -59$ °С

На рисунках 5–9 приведены запуски под управлением резервной САУ в различных условиях — все запуски прошли успешно, с первой попытки, без помпажных или срывных явлений, без превышения температуры газов выше максимально допустимой на запуске.

Дополнительно необходимо отметить один из отладочных (незачетных) запусков в РС, который был выполнен на высоте около 3000 м, что значительно выше требуемой — 1500 м (см. рис. 9).

Таким образом, пусковая система двигателя ТВ7-117В обеспечила его запуски во всем проверенном диапазоне внешних условий с существенным запасом. Корректировка законов топливоподачи на запуске по сравнению с двигателем ТВ7-117С позволила снизить заброс температуры газов более чем на 50 °С и снизить среднее время запуска на 15 с. Область запуска двигателя ТВ7-117В приведена на рисунке 10.

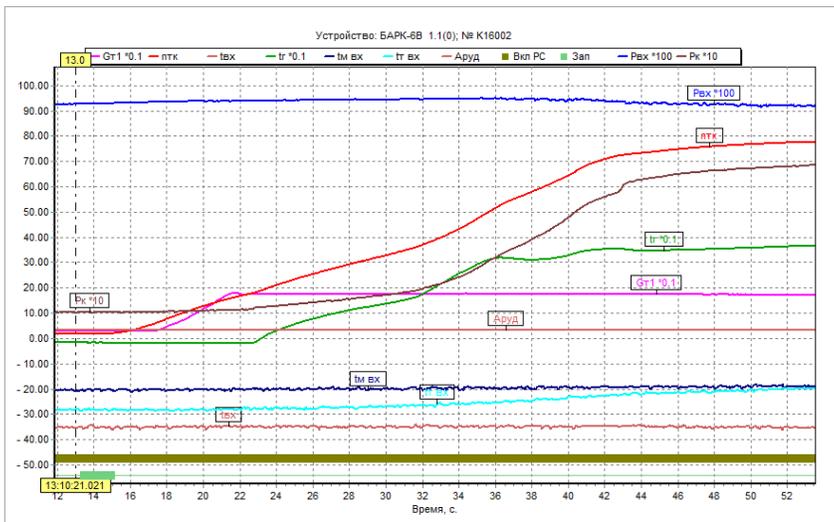


Рисунок 7. Запуск в РС Н = 1 500 м, V = 350 км/ч, $t_{вх} = -34\text{ }^{\circ}\text{C}$

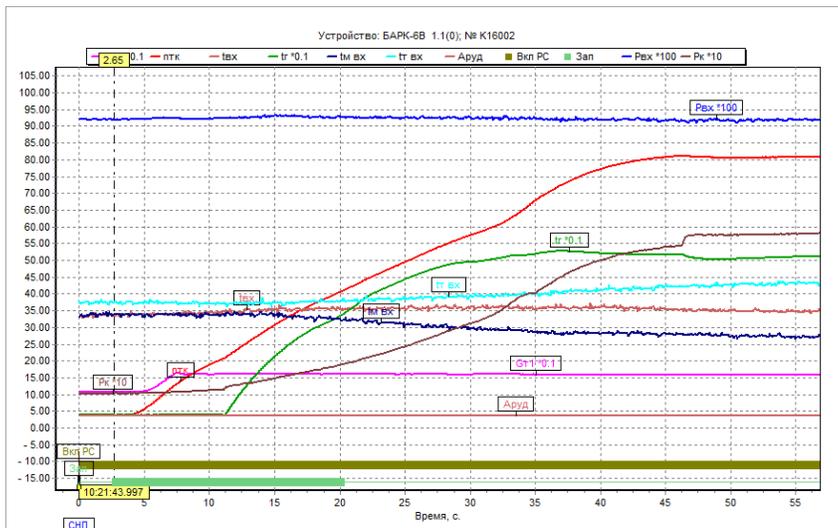


Рисунок 8. Запуск в РС Н = 1 500 м, V = 350 км/ч, $t_{вх} = 33\text{ }^{\circ}\text{C}$

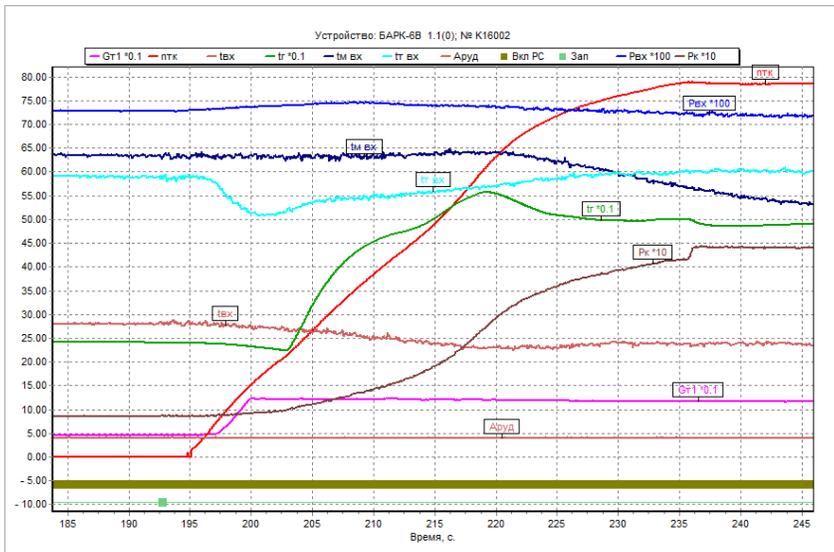


Рисунок 9. Запуск в РС Н = 3 000 м, V = 350 км/ч, $t_{вх} = 28\text{ }^{\circ}\text{C}$

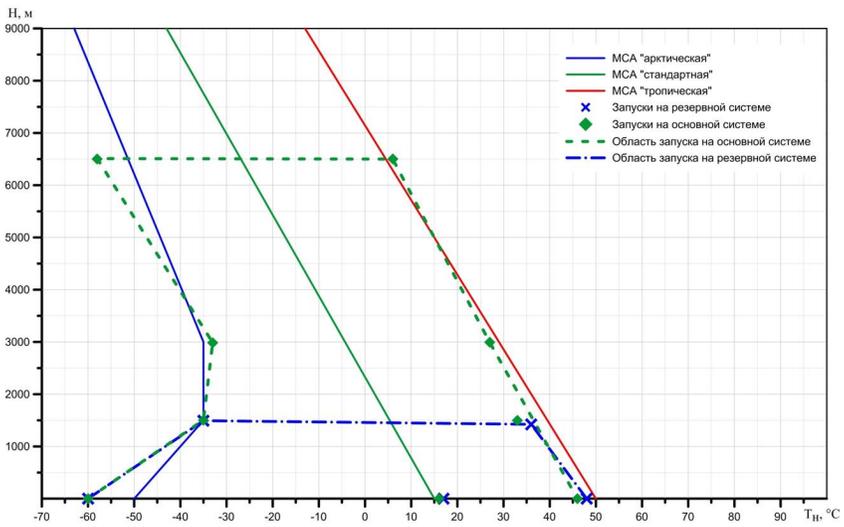


Рисунок 10. Область запуска двигателя ТВ7-117В

4. Выводы

1. Пусковая система двигателя ТВ7-117В обеспечила его запуски в проверенном диапазоне высот от 0 до 6 500 м, при температурах воздуха от –60 до 50 °С и при изменении скорости полета от 0 до 350 км/ч.
2. Корректировка законов топливоподачи на запуске по сравнению с двигателем ТВ7-117С позволила снизить заброс температуры газов более чем на 50 °С и снизить среднее время запуска на 15 с.
3. Отработана с положительным результатом резервная система запуска двигателя, которая отсутствовала на двигателе ТВ7-117С.
4. Опыт данных испытаний будет использован для создания более сложных программ управления на запуске, которые потребуются для обеспечения запуска перспективных двигателей АО «ОДК-Климов», имеющих электрическую систему раскрутки и не имеющих дополнительного пневматического распыла топлива при поджиге.

Литература

1. Проверка пусковых свойств двигателя ТВ7-117С в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха // Технический отчет № 065.00.0100ДО23.1. — СПб.: АО «ОДК-Климов», 1992.
2. Заключение по оценке пусковых качеств двигателя ТВ7-117С в ожидаемых условиях эксплуатации. — М.: ЦИАМ, 1992.
3. Технический отчет № 060.608.060ТО по выбору единой регулировки САУ двигателя ВК-1500С на запуске. — СПб.: АО «ОДК-Климов», 2004.
4. Подтверждение безопасных характеристик двигателя ТВ7-117В во всем диапазоне наружных условий определенных ожидаемыми условиями эксплуатации в соответствии с требованиями параграфа 33.89 «Эксплуатационные испытания» АП-33 // Отчет о научно-исследовательской работе. М.: ЦИАМ, 2018.

О. С. Гуревич, С. А. Сметанин, М. Е. Трифонов

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

metrifonov@ciam.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗНОСА УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аннотация. Проведен анализ изменения характеристик узлов двигателя (компрессоров и турбин) в зависимости от его наработки. Модифицирована математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя для оценки влияния износа на основные параметры рабочего процесса. Выполнены расчеты изменения параметров двигателя, регулируемого по частоте вращения вентилятора, при различной величине наработки. Определены запасы по температуре газа в камере сгорания и газодинамической устойчивости компрессоров, которые могут быть использованы для оптимизации управления с целью компенсации ухудшения параметров двигателя в эксплуатации.

Введение

В связи с износом узлов двигателя его характеристики ухудшаются в процессе выработки ресурса. Степень ухудшения характеристик зависит от способов управления рабочим процессом в двигателе, реализуемых в его системе автоматического управления (САУ), и имеющихся запасов по температуре газа и газодинамической устойчивости (ГДУ).

Одним из важнейших требований, предъявляемых к системам автоматического управления ГТД магистральных самолетов, является возможность поддержания тяги двигателя независимо от его состояния (степени износа в эксплуатации) без превышения предельных значений параметров рабочего процесса (температуры газа, частот вращения, запасов ГДУ), что необходимо для сохранения устойчивой работы двигателя и прочности его конструкции.

Из-за невозможности прямого измерения в полете тяги для обеспечения этих требований выбранный параметр регулирования должен достаточно точно характеризовать тягу двигателя во всех условиях его эксплуатации. На современных турбореактивных двигателях с высокой степенью двухконтурности (ТРДД) для управления установившимися режимами широко используется регулирование частоты вращения ротора низкого давления n_B ввиду того, что в двигателях такого типа расход воздуха через внешний контур в значительной степени определяет величину тяги. Могут также использоваться такие параметры, как частота вращения

ротора высокого давления n_k , степень повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$, суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\sum}^*$ и др.

На рисунке 1 представлена структурная схема контура управления расходом топлива в САУ ТРДД, в которой в качестве основного закона управления на установившихся режимах применено регулирование частоты вращения вентилятора. Алгоритмы динамики в контурах управления выбираются в классе пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов. Согласование каналов регулирования и ограничения параметров двигателя осуществляется путем последовательного селектирования сигналов управления по минимальному и максимальному уровню скорости изменения расхода топлива (селектор MIN и селектор MAX), определяемой на выходе каждого контура. Построение САУ по такой схеме позволяет осуществлять всережимное управление двигателем при его работе в пределах заданных ограничений по параметрам рабочего процесса.

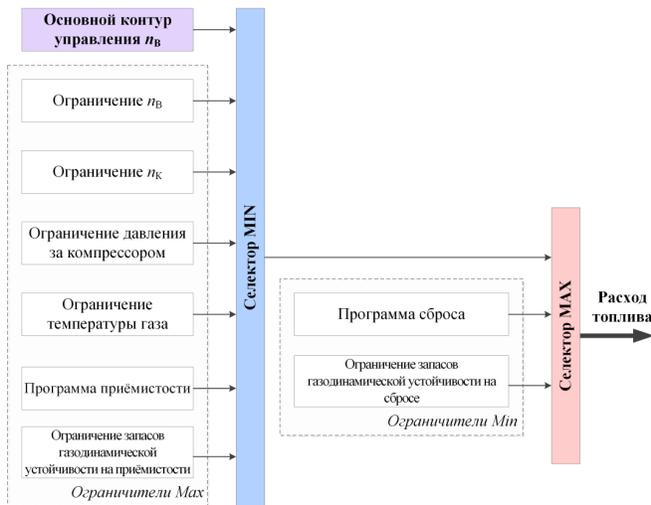


Рисунок 1. Структурная схема САУ ТРДД

Исследование в настоящей работе выполнено применительно к ТРДД со степенью двухконтурности около 8 и тягой в классе 12–14 тонн с САУ такого типа. Применяемая для оценки влияния износа модель двигателя представляет собой поузловую термогазодинамическую математическую модель, выполняющую расчет параметров рабочего цикла двигателя в полном диапазоне режимов его работы во всей области эксплуатации.

Анализ изменения характеристик узлов при износе

Для исследования использовались данные об изменении характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации [1–5]. При этом в ряде работ [2; 4], посвященных этому вопросу, отмечается, что в первую очередь влиянию износа подвержены лопаточные машины, тогда как износ камеры сгорания, выражающийся в изменении поля температур, определяет ухудшение характеристик турбины. Поэтому далее рассматривается влияние износа только на характеристики лопаточных машин ГТД.

Во всех рассмотренных работах отмечается, что наиболее близкое к реальному изменению характеристик компрессора при износе определяется снижением всех трех его основных параметров: степени повышения давления π_k , приведенного расхода воздуха $G_{кпр}$ и коэффициента полезного действия (КПД) η_k . Рабочая точка смещается вверх по напорной кривой ближе к границе газодинамической устойчивости, которая, в свою очередь, располагается ниже границы устойчивости нового двигателя, что приводит к снижению запасов ГДУ.

Характер износа турбин в целом аналогичен характеру износа компрессоров [5; 7] и выражается в увеличении радиальных зазоров, изменении геометрии и качества поверхности лопаток, которые приводят к изменению расхода газа через турбину и снижению ее КПД. При этом, в отличие от компрессора, в процессе выработки ресурса расход газа через турбину может как снижаться, так и увеличиваться в зависимости от вида износа (нагар снижает расход газа через турбину, стирание выходных кромок лопаток и их утоньшение, наоборот, приводит к росту расхода из-за увеличения площади горла соплового аппарата). Все эти изменения характеристик турбины приводят к изменению положения рабочей точки на характеристике компрессора.

На рисунке 2 показано типовое изменение характеристик компрессора и турбины при их износе.

Для примера в таблице 1 приведены количественные изменения основных параметров лопаточных машин ТРДД JT9D, содержащиеся в отчете [3], основанном на полученных в реальной эксплуатации данных [2]. Установлено, что ухудшение параметров вентилятора в первую очередь связано с затуплением входных кромок лопаток, тогда как определяющим фактором в ухудшении характеристик подпорных ступеней (ПС) и компрессора высокого давления (КВД) является увеличение радиальных зазоров. При этом отмечается существенно большее снижение параметров КВД ввиду того, что его основные компоненты подвержены более широкому влиянию механизма эрозии.

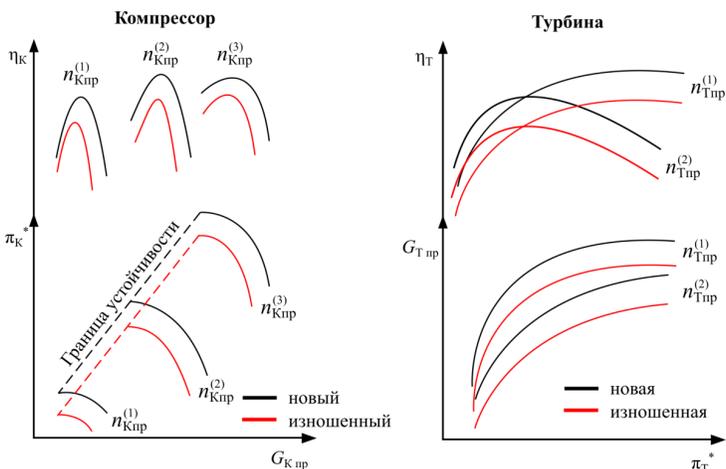


Рисунок 2. Изменение характеристик компрессора и турбины при износе

Таблица 1

Изменение параметров узлов двигателя JT9D в процессе эксплуатации

Полетных циклов	Вентилятор		ПС		КВД		ТВД		ТНД	
	η , %	G , %								
3000	-1,50	-2,04	-1,46	-2,08	-2,94	-3,91	-2,63	1,76	-0,538	0,2588
4500	-2,18	-2,85	-2,04	-3,04	-6,17	-8,99	-3,22	2,17	-0,808	0,3407
6000	-2,85	-3,65	-2,61	-4,00	-9,40	-14,06	-3,81	2,57	-1,078	0,4226

При наработке порядка 12 000ч (3 500 полетных циклов) рост температуры газа в камере сгорания у этого двигателя в среднем составил около 60 К.

Результаты этих исследований использованы для модификации математической модели ТРДД, позволяющей имитировать влияние износа, соответствующего различной величине наработки в эксплуатации.

Результаты исследования

В ранее проведенных исследованиях по оценке влияния износа компрессоров на основные параметры двигателя при управлении частотой вращения вентилятора n_v [6] было показано, что более заметное снижение тяги происходит при износе вентилятора (см. рис. 3) и связано, в первую очередь, со снижением расхода воздуха G_v через него. При ухудшении характеристик других частей компрессора вели-

чина тяги сохраняется практически на прежнем уровне. Под износом здесь и далее понимается пропорциональное снижение основных параметров узла на заданную величину, при этом износ компрессора характеризуется снижением π_k , $G_{\text{Кпр}}$ и η_k , а износ турбины только $G_{\text{Тпр}}$ и η_T в соответствии с данными [1–5].

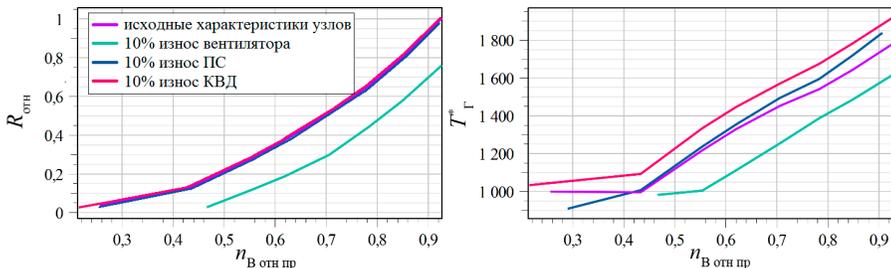


Рисунок 3. Влияние износа различных узлов двигателя на параметры рабочего процесса

Стоит отметить, что износ вентилятора, приводящий к снижению тяги R из-за изменения зависимости $R = f(n_{\text{Впр}})$ (см. левый график на рис. 3), одновременно приводит и к снижению температуры газа в камере сгорания $T_{\text{г}}^*$ (см. правый график на рис. 3) за счет уменьшения системой управления величины расхода топлива при падении расхода воздуха через вентилятор из-за износа и, как следствие, уменьшения потребной работы на нем. В результате совместное влияние износа обоих каскадов компрессора выражается в не столь значительном повышении температуры, как при их износе по отдельности.

Расчеты влияния ухудшения характеристик турбин показали, что при управлении частотой вращения вентилятора сохраняется исходная величина тяги, сопровождающаяся ростом температуры газа.

Дополнительный рост температуры, вызванный износом турбин, заметно снижает возможности компенсации методами управления ухудшения параметров двигателя из-за уменьшения остаточного запаса по $T_{\text{г}}^*$.

В процессе исследования рассматривалось множество различных степеней износа (определяет величину снижения всех основных параметров узла) каждого из узлов двигателя (вентилятор, подпорные ступени, КВД, ТНД, ТВД) в диапазоне 3...15%. В таблице 2 представлены результаты ряда расчетов, показывающих влияние степени износа на ключевые параметры ТРДД. Остаточный запас по температуре газа в камере сгорания определялся с допущением, что проектный запас по $T_{\text{г}}^*$ нового двигателя составляет 150К, что соответствует величине, выбираемой при создании современных ТРДД. Представленные в таблице значения соответствуют износу, при

котором расход воздуха через турбину падает, что приводит к большему росту температуры газа в камере сгорания и снижению запасов ГДУ компрессора $\Delta K_{yк}$.

Т а б л и ц а 2

Влияние степени износа на параметры двигателя

Степень износа, %	$R_{отп} = R_{изн}/R_{исх}$	$C_R = C_{Rизн}/C_{Rисх}$	$T^*_{г}, K$		Запас $\Delta T^*_{г}, K$	
			МСА	$t_{из} = + 30 \text{ } ^\circ C$	МСА	$t_{из} = + 30 \text{ } ^\circ C$
	Режим работы двигателя					
	Взлетный	Крейсерский	Взлетный		Взлетный	
0	1	1	1 776,8	1 856	150	70,8
3	0,93	1,08	1 851	1 934	75,8	-7,2
5	0,88	1,16	1 921	5,8	-79,2	

Проведенные расчеты показывают, что применение традиционного способа управления частотой вращения вентилятора при износе двигателя приводит к значительному снижению тяги (до 12 %) и увеличению удельного расхода топлива C_R (до 16 %) при сохранении достаточного запаса по $T^*_{г}$. При этом даже в случае значительного износа узлов двигателя (степень износа 3 %), соответствующего их состоянию при эксплуатации в течение ~4 000 циклов (см. табл. 1), что соответствует наработке около 14 000 ч, в условиях МСА сохраняется запас по температуре газа в камере сгорания, составляющий ~75 К. При степени износа выше 5 % в этих условиях двигатель полностью вырабатывает проектный запас по температуре и управление им осуществляется контуром ограничения $T^*_{г}$.

На рисунке 4 представлено изменение положения линий рабочих режимов на характеристиках КВД и ПС при различных видах износа.

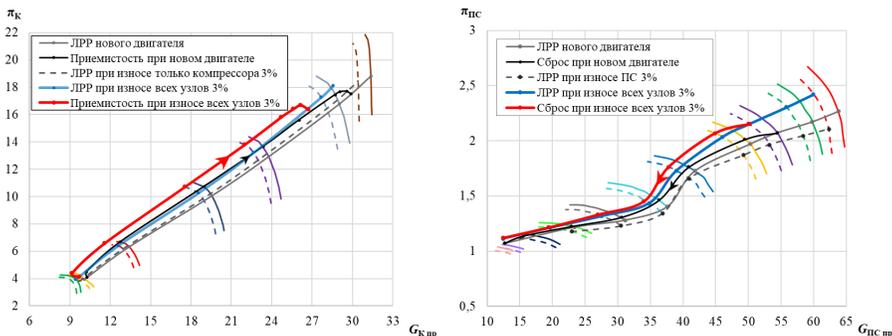


Рисунок 4. Смещение рабочих линий на характеристиках КВД и ПС при износе

Видно, что запасы устойчивости ПС при 3%-м износе всех узлов двигателя, несмотря на значительное их снижение относительно исходной линии рабочих режимов, располагаются достаточно далеко от границы устойчивой работы, которая принята проходящей по крайним точкам напорных ветвей. Запасы устойчивости КВД изношенного двигателя в процессе приемистости проходят практически по границе устойчивости и при учете ее дополнительного снижения в эксплуатации можно говорить о полном расходе имеющегося запаса ГДУ уже при 3%-й степени износа.

Заключение

По результатам исследования изменения параметров ТРДД при совместном ухудшении характеристик лопаточных машин (вентилятор, ПС, КВД, ТНД, ТВД) в процессе выработки ресурса установлено, что поддержание регулятором частоты вращения вентилятора приводит к снижению тяги (до 12 %) и повышению удельного расхода топлива (до 16 %). При этом падение тяги в первую очередь определяется износом вентилятора, а износ остальных узлов двигателя приводит к повышению температуры газа в камере сгорания и снижению запасов ГДУ.

Расчетная оценка влияния износа узлов двигателя, соответствующего различной величине наработки, показала, что в процессе эксплуатации двигатель длительное время (до наработки порядка 10 000 ч) сохраняет возможность для компенсации падения тяги методами управления с использованием имеющихся запасов по T_r^* и ΔK_u .

Литература

1. *Li Y. G.* Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Vol. 132, No 041701-9. 2010.
2. *Sallee G. P.* Performance deterioration based on existing (historical) data. JT9D jet engine diagnostics program. PWA-5512-21, Pratt and Whitney Aircraft Group, East Hartford, CT, USA, 1978.
3. *Litt J. S., Parker K. I., Chatterjee S.* Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging. NASA/TM — 2003-212607, NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, USA, 2003.
4. *Kurz R., Brun K., Wollie M.* Degradation effects on industrial gas turbines // ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. — Berlin, Germany, 2008.
5. *Morini M., Pinelli M., Spina P. R., Venturini M.* Influence of blade deterioration on compressor and turbine performance. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Vol. 132, No 032401-11, 2010.
6. *Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Сметанин С. А., Трифионов М. Е.* Оптимизация управления газотурбинным двигателем в процессе выработки его ресурса // Вестник Самарского университета. — 2018. Т. 17, № 4. — С. 47–56.

Ф. Д. Гольберг, А. А. Петухов

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова»

aapetukhov@ciam.ru

ИДЕНТИФИКАЦИЯ БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДЛЯ КОМПЕНСАЦИИ ОТКАЗОВ ИНФОРМАЦИОННЫХ КАНАЛОВ САУ

Аннотация. Рассмотрен метод идентификации бортовой математической модели двигателя в процессе эксплуатации по параметрам рабочего процесса, измеряемым в САУ. Дана оценка погрешности идентификации на установившихся и переходных режимах работы двигателя. Предложен метод компенсации отказов информационных каналов САУ. Приведены результаты экспериментальной отработки алгоритмов восстановления сигналов датчиков параметров потока воздуха на входе в двигатель.

Введение

Применение в САУ бортовой математической модели двигателя позволяет повысить надежность САУ путем компенсации отказов датчиков параметров, измеряемых в системе управления. В этом случае сигнал отказавшего датчика заменяется на его расчетное значение.

Необходимая точность расчета в бортовой математической модели может быть достигнута при постоянной идентификации в процессе функционирования САУ.

Идентификация БММД по регулируемым параметрам двигателя

Компенсация отказов датчиков регулируемых параметров двигателя осуществляется при поступлении из системы контроля САУ сигнала обнаружения отказа датчика. В этом случае осуществляется замена данных, формируемых по сигналу отказавшего датчика, данными, формируемыми по результатам расчета соответствующего параметра с помощью бортовой математической модели двигателя (БММД).

Идентификация БММД для решения этой задачи состоит в коррекции параметров, рассчитываемых с помощью модели и используемых для компенсации отказов датчиков. Для ее осуществления вводится коррекция величины параметра, полученного расчетом:

$$X_{\text{кор}} = X^{\text{mod}} + \Delta X(X_{\text{пр}}),$$

где X^{mod} — рассчитанное с помощью БММД значение регулируемого параметра X , $X_{\text{кор}}$ — скорректированное значение этого параметра, ΔX — величина коррекции, являющаяся функцией от приведенного значения $X_{\text{пр}}$ соответствующего параметра.

Зависимость $\Delta X(X_{\text{пр}})$ формируется и обновляется в процессе нормальной работы двигателя и САУ. Величина ΔX при этом определяется по соотношению

$$\Delta X = X_{\text{изм}} - X^{\text{mod}},$$

где $X_{\text{изм}}$ — измеренное значение параметра X .

В процессе нормального функционирования двигателя в специальные массивы ошибок заносятся значения разностей ΔX между измеренным и рассчитанными с помощью БММД величинами регулируемых параметров двигателя: n_K , n_B , p_K^* и T_T^* , а также расчетные значения соответствующих приведенных параметров. При этом для обеспечения максимальной точности формирование и обновление массивов данных, определяющих зависимость $\Delta X(X_{\text{пр}})$, должно осуществляться только на установившихся режимах работы двигателя.

Формирование массивов ошибок осуществляется в специальном модуле коррекции БММД. Алгоритм, с помощью которого реализуется программа идентификация БММД, представлен на рисунке 1.

В начале работы программа считывает результаты последнего «обучения» БММД. В противном случае массивам ошибок присваивается нулевая размерность.

В программе по специальному сигналу из САУ формируются команды (признаки), в соответствии с которыми программа работает либо в режиме «обучения» БММД, либо в режиме управления двигателем с использованием БММД. Первая ситуация соответствует нормальному функционированию двигателя и канала измерения САУ. В этом случае модель работает в режиме «обучения» и не используется для управления. При выявлении отказа и формировании в САУ соответствующего признака обучение прекращается, массив ошибок по отказавшему каналу измерения не обновляется. БММД переходит в режим управления двигателем по расчетному параметру, заменяющему сигналы измерения отказавшего датчика. При этом расчетные значения корректируются с помощью последних данных массива ошибок, сформированного перед отказом датчика.

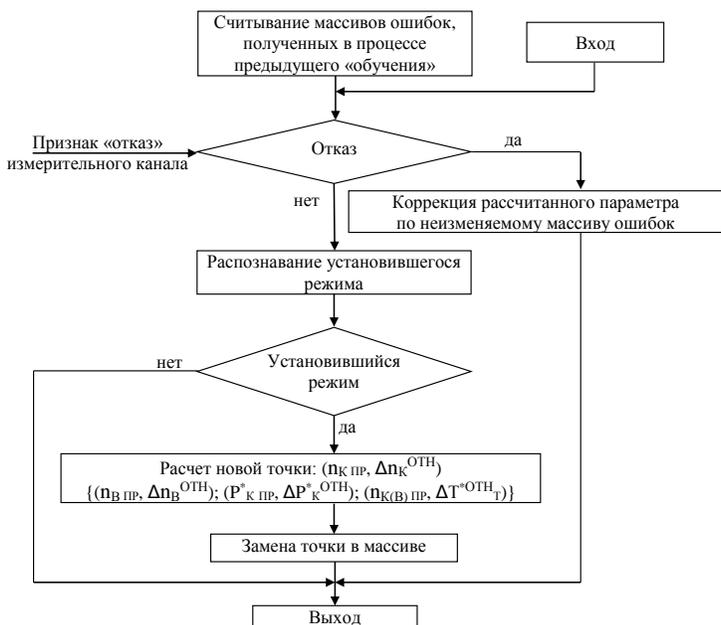


Рисунок 1. Структурная схема подпрограммы, реализующей идентификацию математической модели по одному из регулируемых параметров

В режиме «обучения» модели формирование массива ошибок осуществляется только на установившихся режимах работы двигателя. Для этого в программе реализуется процедура распознавания установившегося режима, например, по скорости изменения частоты вращения n_K . Сложность выявления установившихся режимов на реальном двигателе связана с сильной «зашумленностью» электрических сигналов датчиков регулируемых параметров двигателя, что требует применения специальных фильтров для входных сигналов. В случае отказа канала измерения n_K подобная процедура определения установившегося/переменного режима работы двигателя строится по каналу измерения n_B .

При выявлении отказа датчика какого-либо параметра регулирования «обучение» модели по данному измерительному каналу прекращается. Полученный до этого момента массив ошибок остается неизменным. Он используется для формирования поправок к расчетным данным модели, используемым в САУ.

Для отработки и тестирования модуля идентификации в режиме «обучения» проведено математическое моделирование процесса идентификации на комплексе математических моделей. В состав комплекса входят 2 одинаковых математиче-

ских модели, одна из которых имитирует «реальный» двигатель, а вторая — бортовую модель, характеристики узлов которой отличаются от аналогичных характеристик модели «реального» двигателя: КПД КВД, КНД и коэффициент полноты сгорания «реального» двигателя выбраны на 5 % меньшими, чем соответствующие характеристики бортовой модели двигателя.

Значения параметров рабочего процесса двигателя, полученные расчетом в модели «реального» двигателя, рассматриваются как данные, получаемые из системы измерения САУ.

Максимальные величины погрешностей расчета параметров рабочего процесса с помощью бортовой модели относительно «реального» двигателя до идентификации составляли в среднем 5–7 % на установившихся режимах и 7–10 % на переходных по параметрам n_B , n_K и p_K^* . Погрешность расчета параметра T_T^* на переходных режимах достигала 15 %.

«Обучение» бортовой модели проведено для условий $M = 0$, $H = 0$ в полном диапазоне изменения режимов работы двигателя так, чтобы все массивы, содержащие данные о невязках расчета, были заполнены полностью. После этого были проведены расчеты установившихся и переходных режимов работы двигателя (процессы приемистости и сброса в диапазоне МГ...МАХ) в условиях полета: $M = 0$, $H = 0$, $M = 0,8$, $H = 11\ 000$ м; $M = 0,9$, $H = 3\ 000$ м. Некоторые результаты моделирования приведены на рисунках 2...4 — для установившихся (рис. 2) и переходных (рис. 3, 4) режимов работы двигателя.

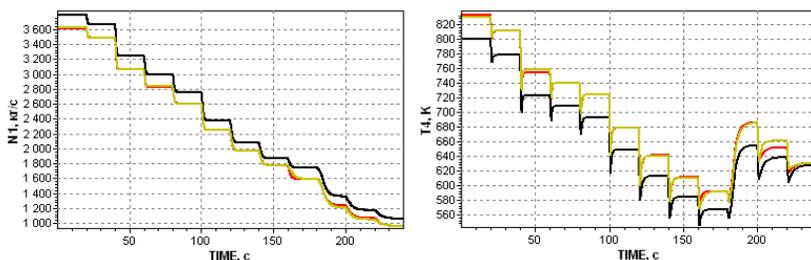


Рисунок 2. Процессы медленного дросселирования двигателя ($M = 0$, $H = 0$)

- Параметры «реального» двигателя
- Расчет по математической модели без коррекции
- Расчет по математической модели с коррекцией

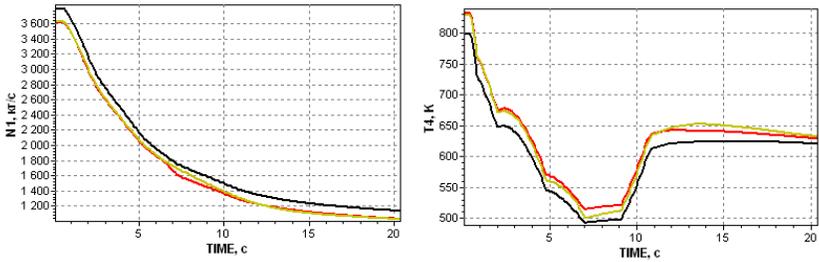


Рисунок 3. Процессы сброса ($M = 0, H = 0$)

- Параметры «реального» двигателя
- Расчет по математической модели без коррекции
- Расчет по математической модели с коррекцией

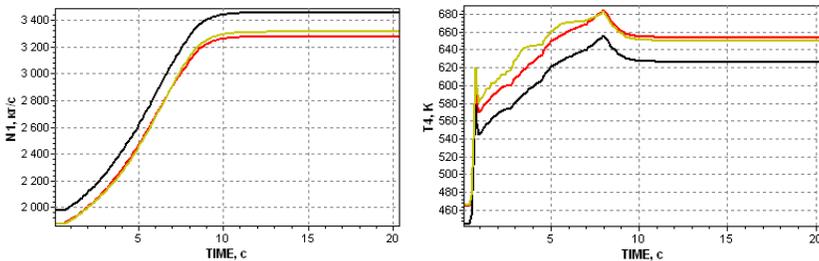


Рисунок 4. Процессы приемистости ($M = 0,8, H = 11\ 000\ \text{м}$)

- Параметры «реального» двигателя
- Расчет по математической модели без коррекции
- Расчет по математической модели с коррекцией

Из графиков видно, что даже в том случае, когда массив погрешностей, сформированный для стендовых условий, не обновляется в других условиях полета, идентификация БМД позволяет существенно повысить точность расчетов. Погрешность вычисления регулируемых параметров для всех условий полета на установившихся и переходных режимах не превышает 2...3 % по параметрам n_B , n_K и p_K^* . Погрешность расчета параметра T_T^* снизилась до 5–7 % на переходных режимах и до 1,5–2 % на установившихся.

Компенсации отказов датчиков параметров потока воздуха на входе в двигатель и датчиков обратной связи в САУ

БММД, идентифицированную по вышеописанной методике, можно использовать для компенсации отказов датчиков параметров потока воздуха на входе в двигатель и также датчиков обратной связи САУ. Восстановленные значения этих параметров могут в реальном масштабе времени передаваться в блоки формирования программ и алгоритмов управления. Алгоритмы определения значений параметров $p_{ВХ}^*$, $T_{ВХ}^*$, G_T , $\varphi_{НА}$ с помощью БММД основаны на принципе обратной связи (рис. 5).

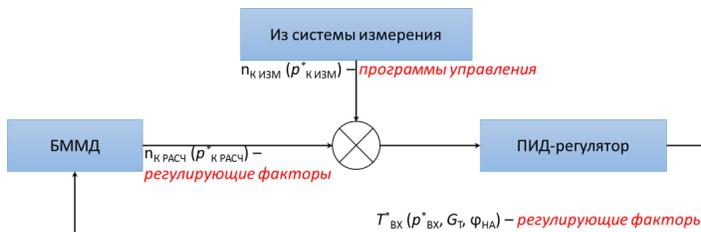


Рисунок 5. Структурная схема алгоритма восстановления сигналов датчиков параметров потока воздуха на входе в двигатель и также датчиков обратной связи САУ

Для реализации такого принципа построена замкнутая система, объектом регулирования в которой является встроенная бортовая модель. Параметрами регулирования в данной схеме являются рассчитываемые с помощью БММД величины измеряемых параметров двигателя ($n_{К ИЗМ}$, $p_{К ИЗМ}^*$), которые сравниваются с их измеренными значениями $n_{К РАСЧ}$, $p_{К РАСЧ}^*$, являющимися в данной схеме установками регулятора.

Разность между измеренными и расчетными значениями этих параметров воздействием на величины $T_{ВХ}$, $p_{ВХ}^*$, G_T , $\varphi_{НА}$, поступающие на вход БММД, сводится к нулю с помощью ПИД алгоритма, например, для восстановления значения $T_{ВХ}^*$ имеющего вид:

$$T_2 \cdot \frac{d^2 T_{ВХ}^*}{dt^2} + \frac{dT_{ВХ}^*}{dt} = K \cdot \left(T_1 \frac{dX_i}{dt} + X_i \right).$$

Изложенная методика может быть использована и для диагностики таких отказов.

Расчетные исследования показали, что для достижения максимальной точности восстановления информации по параметрам $T_{ВХ}^*$, G_T и $\varphi_{НА}$ целесообразно использовать в алгоритме в качестве регулируемого параметра частоту n_K вращения КВД, по параметру $p_{ВХ}^*$ — давление p_K^* за КВД.

В ЦИАМ на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ проведен комплекс экспериментальных работ по оценке работоспособности разработанных методов восстановления отказов датчиков параметра потока воздуха на входе в двигатель и датчиков обратной связи САУ. Проведенные эксперименты показали, что разработанные алгоритмы обеспечивают (рис. 6):

- восстановления давления $p_{ВХ}^*$ за время не более 3 секунд с погрешностью не более $0,015 \text{ кг/см}^2$, что составляет $\approx 1,5 \%$,
- восстановления температуры $T_{ВХ}^*$ за время не более 4 секунд с погрешностью не более 5°К , что составляет $\approx 1,8 \%$.

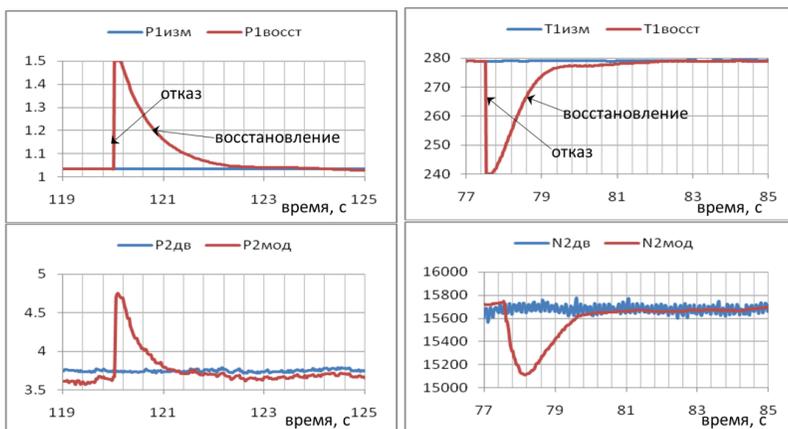


Рисунок 6. Восстановление сигналов $p_{ВХ}^*$ и $T_{ВХ}^*$ на двигателе-демонстраторе

Закключение

1. Разработан метод идентификации бортовой математической модели двигателя по регулируемым параметрам на основе формирования массивов неувязок. Показано, что даже в том случае, когда массив погрешностей, сформированный для стендовых условий, не обновляется при других внешних условиях, идентификация БММД позволяет более чем в 3 раза уменьшить погрешность расчета по всем регулируемым параметрам как на установившихся, так и на переходных режимах работы двигателя.

2. Разработан метод компенсации сигналов датчиков параметров потока воздуха на входе в двигатель, а также датчиков обратной связи САУ, основанный на применении методов обратной связи. Проведенные экспериментальные исследования на двигателе-демонстраторе показали, что разработанные алгоритмы восстановления обеспечивают:
 - восстановления давления p_{BX}^* за время не более 3 секунд с погрешностью не более $0,015 \text{ кг/см}^2$, что составляет $\approx 1,5 \%$,
 - восстановления температуры T_{BX}^* за время не более 4 секунд с погрешностью не более 5°K , что составляет $\approx 1,8 \%$.

Литература

1. Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С., Петухов А. А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. — 2012. № 58.
2. Dr. Kreiner A., Lietzau K. The use of onboard real-time models for jet engine control, MTU Aero Engines, Germany, 2000.
3. Golberg F. D., Gurevich O.S., Petukhov A. A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software «virtual engine» / 29th ICAS Congress, 2014.

И. А. Лещенко, Н. В. Кикоть, М. Н. Буров

ПАО «ОДК-Сатурн»

igor.leshchenko@yandex.ru

РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ ВАЛА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДД

Аннотация. Проведено исследование динамики роторов двухконтурного двигателя при разрушении вала низкого давления. Сформирован критерий, по которому цифровая система автоматического управления диагностирует разрушение вала и формирует сигнал на аварийное выключение двигателя. Критерий определяется по значениям штатно измеряемых параметров двигателя. Работоспособность критерия оценена путем математического моделирования динамических процессов в двигателе в широком диапазоне режимов полета и работы.

Введение

Одним из опасных отказов ТРДД является разрушение (обрыв) вала низкого давления (НД), имеющего относительно малый диаметр. Такой отказ приводит к нарушению кинематической связи между вентилятором и приводящей его турбиной низкого давления. Без загрузки со стороны вентилятора турбина низкого давления (ТНД) стремительно ускоряется до частот вращения, приводящих к разрушению ее диска (дисков). Требования по непробиваемости корпуса тяжелыми фрагментами дисков для авиационных двигателей труднореализуемо, поэтому требуется не допустить раскрутки ротора ТНД до разрушения дисков. Таким образом, задача защиты ТНД от раскрутки при обрыве вала НД является актуальной.

Работы, связанные с валом НД двухконтурного двигателя, были развернуты в следующих направлениях:

- анализ динамики развития ситуации после разрушения вала НД и оценка возможности предотвращения раскрутки ТНД за счет быстрого выключения двигателя путем прекращения подачи топлива в камеру сгорания [1];
- поиск конструктивных мероприятий, обеспечивающих выполнение указанных требований при минимальном внесении изменений в конструкцию двигателя [2].

Прекращение подачи топлива при разрушении вала НД должно выполняться предельно быстро и может быть реализовано только средствами системы автоматического управления (САУ). САУ при обрыве вала НД должна подать команду на вы-

ключение двигателя, поэтому важно исключить ложные срабатывания этой функции. В этой связи возникает необходимость формирования критерия, который надежно характеризует разрушение вала НД. Исходной информацией для разрабатываемого критерия должны служить данные, поступающие от штатных измерителей.

Критериальные параметры обнаружения разрушения вала НД

Особенностью штатного средства измерения частоты вращения вала НД является то, что, в зависимости от места разрушения вала, датчик может показывать частоту вращения как передней части ротора, так и задней [2]. Следовательно, необходимо надежно диагностировать как резкий рост измеряемого указанным датчиком параметра, так и резкое его падение.

В результате проведенных исследований выявлено, что лучше всего в качестве критериальных параметров использовать ускорения роторов, приведенные к давлению за компрессором p_k^* : $\frac{dn_1}{dt \cdot p_k^*}$ для ротора НД и $\frac{dn_2}{dt \cdot p_k^*}$ для ротора ВД. При определении данных параметров используется частота вращения n_i , в %, а давление за компрессором измеряется в $\frac{кгс}{см^2}$. Соответственно, величина $\frac{dn_i}{dt \cdot p_k^*}$ является размерной и измеряется в $\frac{\% \cdot см^2}{с \cdot кгс}$. В параметре $\frac{dn_i}{dt \cdot p_k^*}$ величина n_i при обрыве вала может соответствовать как частоте вращения вентилятора, так и частоте вращения турбины НД.

Для формирования логического критерия было выполнено исследование трех случаев:

- разрушение ротора низкого давления;
- мгновенное погасание камеры сгорания (важно провести различие между торможением вентилятора при обрыве вала и при выключении двигателя);
- приемистость с мгновенным повышением расхода топлива до значений, предельно допустимым по запасам устойчивости КВД (для выделения различий в значениях ускорения ТНД при обрыве вала НД и при приемистости).

Все три случая моделировались с использованием нелинейной математической модели [2] для разных условий полета и режимов работы двигателя. При выборе условий ставилась цель охватить режимы с максимальным скоростным напором ($H = 0$, $M_n = 0,8$), с минимальным скоростным напором ($H = 12$, $M_n = 0,6$), промежуточный режим ($H = 5$ км, $M_n = 0,9$), а также режим работы двигателя на земле ($H = 0$, $M_n = 0$). Для режима полета $H = 0$, $M_n = 0,8$ кроме стандартной атмосферы рассмотрены также случаи с температурой у поверхности земли -50 °С и $+50$ °С. Обозначения на легендах графиков соответствуют условиям полета и расходу топлива в камере сгорания.

Динамика двигателя при мгновенном погасании камеры сгорания

На рисунке 1 показаны графики для случая мгновенного погасания камеры сгорания.

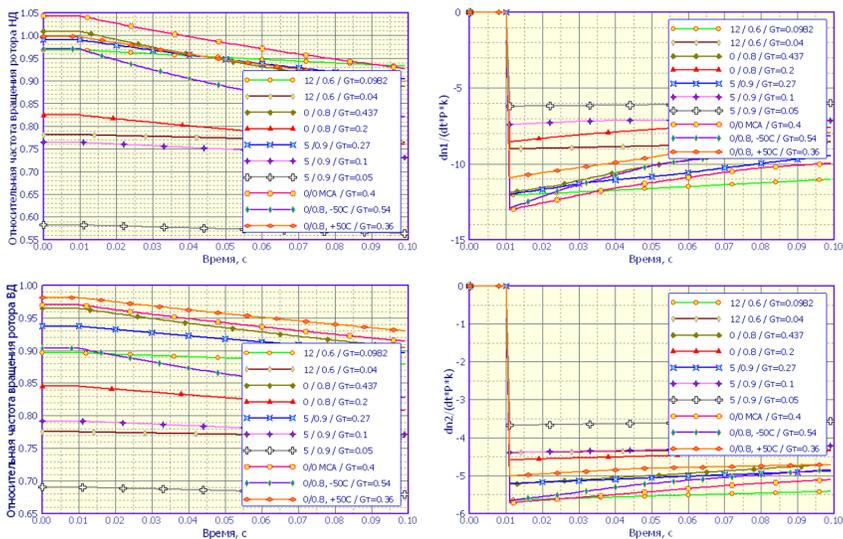


Рисунок 1. Динамика изменения частот вращения роторов и приведенных ускорений роторов при погасании камеры сгорания

Очевидно, что после прекращения подвода тепла в камере сгорания роторы начинают замедляться, и их ускорения имеют отрицательное значение.

На интервале времени от 0,01 с, когда прекратился подвод тепла в камере сгорания, до 0,1 с, величина $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K}$ для всех рассчитанных случаев не выходит за пределы «коридора» $-13,0 \dots -6,0 \frac{\% \cdot \text{с} \cdot \text{м}^2}{\text{с} \cdot \text{кгс}}$. Значения параметра $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K}$ остаются в интервале $-5,7 \dots -3,5 \frac{\% \cdot \text{с} \cdot \text{м}^2}{\text{с} \cdot \text{кгс}}$.

Следует отметить, что интервалы изменения критериальных параметров $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K}$ и $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K}$, полученные при погасании камеры, весьма узки по сравнению с интервалами значений других параметров двигателя. Так, для рассмотренного набора условий полета и режимов работы двигателя давление за компрессором после отключения подачи топлива варьируется от 2 до 20 кгс/см², расход воздуха на

входе в двигатель — от 6 до 52 кг/с. Значения приведенной частоты вращения компрессора низкого давления находятся в диапазоне 0.55...1.08, при этом степень повышения давления КНД варьируется от 1,3 до 3,5.

Динамика двигателя при разрушении вала низкого давления

На рисунке 2 показаны параметры динамики двигателя при обрыве вала НД. На интервале времени от 0,01 с до 0,1 с величина $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K}$ для всех рассчитанных случаев не выходит за пределы «коридора» $-32,0 \dots -13,0 \frac{\% \cdot \text{с} \cdot \text{м}^2}{\text{с} \cdot \text{кг} \cdot \text{с}}$. В начальный интервал времени после разрушения вала (0,01...0,05 с) указанный «коридор» существенно более узок: $-32,0 \dots -19,0 \frac{\% \cdot \text{с} \cdot \text{м}^2}{\text{с} \cdot \text{кг} \cdot \text{с}}$ и никак не пересекается с аналогичным «коридором» для случая погасания камеры сгорания. Таким образом, если разрушение вала происходит в таком месте, что датчик p_1 остается на стороне КНД, можно достаточно надежно его диагностировать по единственной комплексной величине $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K}$.

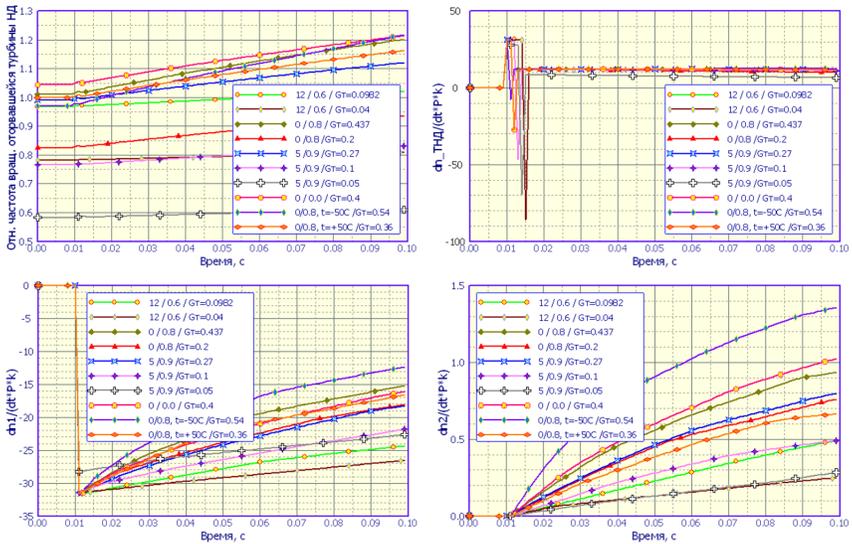


Рисунок 2. Динамика изменения частот вращения роторов и приведенных ускорений роторов при разрушении вала НД

Дополнительными признаками разрушения вала являются:

- незначительное ускорение ротора ВД. $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K}$ лежит в пределах $0 \dots 1,35 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$;
- быстрое, но не резкое падение давления за компрессором.

Если датчик n_1 после разрушения вала НД измеряет частоту вращения турбины, то своевременно распознать ситуацию можно по величине $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K}$. В начальный момент времени после разрушения вала, до посадки на статор, ТНД вращается свободно, и ее ускорение $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K}$ составляет $25 \dots 32 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$. Это очень большая величина, совершенно недостижимая при приемистости двигателя. Посадка на статор с ударом (время $0,011 \dots 0,015$ с) при допущениях, изложенных в [2], сопровождается кратковременным отрицательным значением $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K}$. После перехода ТНД из состояния «свободного полета» в состояние сухого трения ободом диска о статор при вышеуказанных допущениях ее ускорение составляет $8 \dots 12 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$, что также недостижимо для случая приемистости.

Следует отметить, что средства измерения САУ не смогут разделить значения приведенного ускорения ротора ТНД на этапах «свободного полета», посадки с ударом и сухого трения ротора о статор, поскольку частота опроса датчиков составляет около 50 Гц, и время между обрывом вала и переходом к сухому трению существенно меньше периода опроса датчиков.

Динамика двигателя при экстремальной приемистости

Под термином «экстремальная приемистость» в данном подразделе подразумевается теоретически возможный начальный этап приемистости, при котором расход топлива мгновенно повышается до значений, при которых запас ГДУ КВД выбирается до нуля. Такое динамическое состояние двигателя характеризуется предельно высокими значениями ускорения роторов, и его анализ необходим для того, чтобы произвести различия между n_1 при приемистости и частотой вращения ТНД, измеряемой после разрушении вала НД. Результаты расчетов представлены на рисунке 3.

По результатам расчета получено, что при приемистости теоретически достижимым приведенным ускорением ротора НД является величина $6,5 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$. Это заметно ниже ускорения ТНД после посадки ее на статор. При этом ускорение ротора высокого давления $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K}$ лежит в пределах $2 \dots 6 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$, что больше, чем при обрыве вала НД.

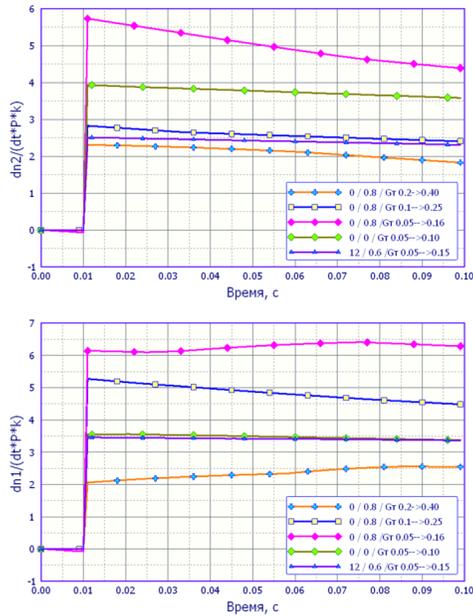


Рисунок 3. Приведенные ускорения роторов при «экстремальной» приемистости

Представляет интерес рассмотреть зависимости $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ (или $\frac{dn_{ПВД}}{dt \cdot p_K^*}$) от $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ на одном графике для всех трех рассмотренных случаев (рис. 4). Кроме рассмотренных выше случаев, на график нанесены точки, полученные при расчете нескольких приемистостей и сбросов с использованием штатных законов управления приведенными ускорениями роторов, в том числе встречных приемистостей.

На рисунке 4 области значений $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ при разрушении ротора НД заметно отдалены от эксплуатационной области. Это позволяет провести условные границы рабочей и аварийной областей и предложить следующий критерий формирования сигнала аварийной ситуации, связанной с разрушением вала НД. По текущему значению $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ интерполируются линии «Верхняя граница» и «Нижняя граница», в результате для каждого ускорения ротора ВД определяется диапазон допустимых значений приведенного ускорения ротора НД. Если текущее значение $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ выходит за определенный вышеуказанным способом диапазон, формируется сигнал аварийного останова двигателя.

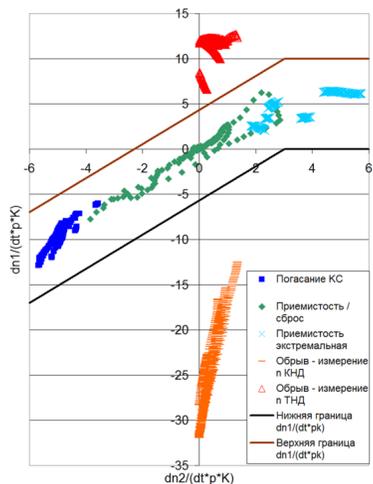


Рисунок 4. Эксплуатационные и аварийные области сочетания измеряемых ускорений роторов

Выводы

Предлагаемый критерий формирования сигнала аварийной остановки двигателя позволяет надежно выявить аварийную ситуацию, связанную с разрушением вала НД. Своевременное выключение подачи топлива по сформированному электронному САУ сигналу позволяет предотвратить нелокализованное разрушение двигателя для широкого диапазона условий полета и режимов его работы. Для тех же режимов, на которых требуется реализация дополнительных конструктивных мероприятий, в любом случае своевременное отключение подачи топлива снижает тяжесть последствий от разрушения вала низкого давления.

Литература

1. *Леценко И. А., Кикоть Н. В., Буров М. Н.* Исследование динамики ротора турбины низкого давления ТРДД при разрушении вала и мероприятий по предотвращению его недопустимой раскрутки. // Климовские чтения — 2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019.
2. *Кикоть Н. В., Леценко И. А., Павлов В. А.* Разработка конструктивных мероприятий для защиты ТРДД от раскрутки ротора турбины при обрыве вала компрессора низкого давления. // Климовские чтения — 2019: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2019.

ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 629.3.018

В. Ю. Ерошков

ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск
eroschkow@mail.ru

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОНТАЖА ГАЗОТУРБИННЫХ АГРЕГАТОВ НА ИСПЫТАТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ НА ОСНОВЕ СИСТЕМЫ ЛАЗЕРНОЙ ЦЕНТРОВКИ ВАЛОВ И ТРАНСМИССИЙ

Аннотация. Рассмотрен вопрос центровки валов и трансмиссий газотурбинных агрегатов различных изделий на испытательном стенде на основе использования лазерной системы центровки OPTALIGN Smart и регулируемых виброопор SKF Vibracon. Математические вычисления позволяют использовать получаемые при контроле центровки лазерным методом измеренные параметры для «паспортизации» процесса испытания изделия на стенде.

Энергетические агрегаты на основе газотурбинных двигателей (ГТД) с выводом мощности на вал свободной турбины (газотурбинные агрегаты — ГТА и газотурбинные установки — ГТУ) используются в настоящее время в конструкциях различных изделий в авиации, энергомашиностроении, судостроении, на транспорте [1; 2].

Особенностью конструкции газотурбинных агрегатов является наличие точно центрируемых валов и трансмиссий, обеспечивающих передачу крутящего момента от силовой турбины ГТД к редуктору. Редуктор необходим для уменьшения числа оборотов и увеличения крутящего момента на валу энергетического агрегата, так как в большинстве конструкций частота вращения вала свободной турбины ГТД является неприемлемо высокой для эксплуатации изделия и ее следует «преобразовать» в крутящий момент, даже с учетом некоторых потерь мощности из-за КПД редуктора [3].

Проблемным местом при сборке и монтаже таких конструкций является центровка валов и трансмиссий, как в условиях испытательного стенда, так и в сборочном цехе.

Эффективность процесса монтажа определяется затратами труда на выверку и фиксацию положения всех компонентов газотурбинных агрегатов. Ограничительными факторами процесса монтажа являются значительные габариты и массы компонентов, высокие мощности и угловые скорости, наличие большого количества трубной обвязки и массивного крупногабаритного газоотвода. Данные факторы приводят к напряженности и перекосам корпусов, тепловым расширениям, к изгибам валопроводов и соединительных муфт. Для снижения влияния этих негативных явлений на точность монтажа усложняется конструкция рам и опор изделия.

Основными видами отклонений от соосности являются линейные и угловые смещения осей всех сопрягаемых компонентов изделия от номинального положения общей оси вращения. Поэтому выверка узлов предполагает наличие в конструкции регулировочных элементов, позволяющих выполнять коррекцию положения в горизонтальном, вертикальном и угловых направлениях, т. е. в трехмерном пространстве с высокой точностью, а также жестко фиксировать без дополнительных податливостей в процессе закрепления.

В условиях заводского испытательного стенда, являющегося временной средой жизненного цикла газотурбинных агрегатов, нет жестких требований к выбору технологического оснащения и его обслуживанию с точки зрения его конструктивной сложности, надежности, стоимости и других эксплуатационных факторов. В данном случае технологическое оснащение может быть как универсальным, так и специальным, как сложным в применении, так и простым — это зависит от серийности производства, финансового положения предприятия и квалификации как инженерного персонала, так и рабочих кадров. Например, в условиях аэродромов или на корабле в море — требования к оснастке и инструменту существенно жестче и ограничивают возможности ее выбора.

Тем не менее сжатые сроки сдачи изделия заказчику заставляют производство снижать трудоемкость работ по подготовке к испытаниям, протоколировать процедуры выполняемых действий и контроля для заказчика, что достигается за счет использования современных автоматизированных измерительных средств контроля, адаптивных устройств крепления и советующих инженерных решений.

Рассмотрим пример использования лазерной системы центровки OPTALIGN Smart и регулируемых виброопор типа SKF Vibracon при монтаже судового газотурбинного агрегата.

Компоновка газотурбинного агрегата на испытательном стенде представлена на рисунке 1.

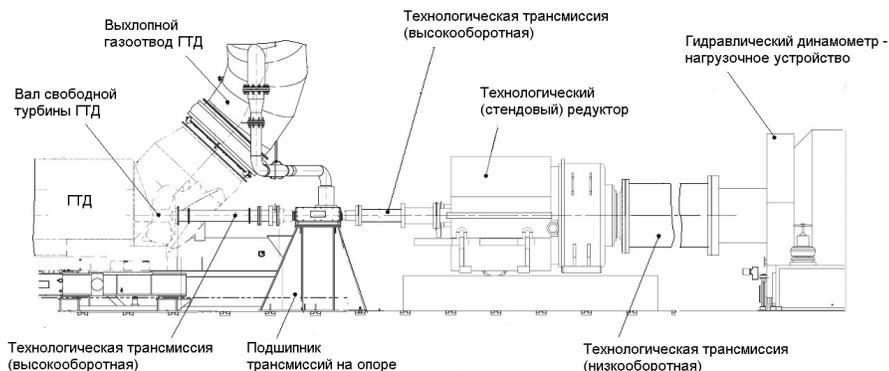


Рисунок 1. Расположение компонентов ГТА и систем на испытательном стенде

В качестве редуктора ГТА в данном случае используется технологический стендовый, в качестве нагрузочного устройства — гидравлический динамометр. В реальных условиях эксплуатации мощность со свободного вала турбины ГТД через штатный редуктор передается на вал гребного винта.

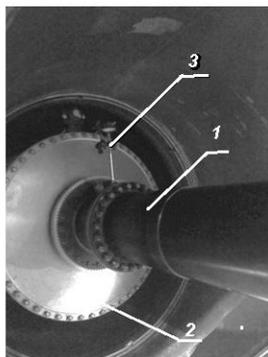
Отметим, что при испытаниях вертолетных ГТД или ГТУ для газоперекачивающих или энергетических агрегатов компоновки монтажа испытываемого изделия на стенде и применяемого оборудования конструктивно схожи, только в первом случае нагрузочное устройство-динамометр заменяет воздушный винт, во втором — газовый компрессор, а в третьем — генератор.

На предприятиях центровка компонентов агрегатов выполняется классическим способом, широко используемым в машиностроении, на основе косвенного метода измерения с помощью приспособлений, штативов и индикаторов часового типа.

Точность центровки, которая является для агрегата паспортной величиной, фиксируется в документации как при монтаже на испытательном стенде, так и при монтаже на корабле, и определяется величиной излома осей валов агрегатов и трансмиссий, их соединяющих.

Определяется величина излома осей (расцентровка) следующим образом. Специальные приспособления (или стандартные — штативы на магнитном основании), в которые монтируются индикаторы часового типа ИЧ 10 с натягом измерительного наконечника от 2 до 3 мм для возможности контроля как положительных, так и отрицательных показаний, устанавливаются на фланцы трансмиссии или вала. Шкала индикатора выставляется на «0» относительно стрелки и произ-

водится проворачивание трансмиссии или вала на несколько оборотов до стабилизации возврата стрелки в исходное положение.



1 - технологическая трансмиссия
2 - фланец вала свободной турбины ГТД
3 - ИЧ10 на магнитной стойке

Рисунок 2. Схема установки оснастки для измерения излома осей (расцентровки) трансмиссии, соединяющей ГТД и стендовый редуктор (вид со стороны газоотвода изделия)

Далее производится проворачивание трансмиссии с записью показаний индикатора через каждые 45° со знаками «+» (плюс) или «-» (минус):

- «+» ставится тогда, когда стрелка индикатора при вращении трансмиссии отклоняется вправо от «0», т. е. натяг увеличивается;
- «-» становится тогда, когда стрелка индикатора отклоняется влево от «0», т. е. натяг уменьшается.

После снятия показаний рассчитывается величина излома в каждой плоскости трансмиссии, при этом показания индикатора с разными знаками суммируются, а при показаниях индикатора с одинаковыми знаками из большей величины вычитается меньшая.

Рассмотрим пример расчета точности центровки по результатам измерения изделия, представленный на схеме (рис. 3):

- плоскость А-А: $0,0 + (-0,06) = 0,06$ (мм);
- плоскость В-В: $(-0,05) - (-0,02) = 0,03$ (мм);
- плоскость С-С: $(-0,08) + (+0,01) = 0,09$ (мм);
- плоскость Д-Д: $(-0,10) + (+0,01) = -0,11$ (мм).

Как следует из расчетов, наибольший излом находится в плоскости Д-Д.

Относительную величину излома осей (расцентровку) в плоскости наибольших отклонений индикатора определяют по формуле:

$$A = \frac{A_{изм}}{2R_{расн}}, \quad (1)$$

где A — относительная величина расцентровки, мм/м;

$A_{изм}$ — наибольшая величина замеренного излома, мм;

$R_{расн}$ — расстояние точки замера от оси вращения, м.

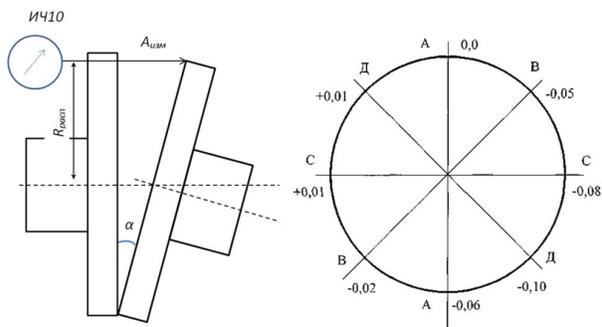


Рисунок 3. Схема замера излома осей (расцентровки) трансмиссии

Для рассматриваемого случая при $R_{расн} = 0,3$ м относительная величина расцентровки составляет:

$$A = \frac{A_{изм}}{2R_{расн}} = \frac{0,11}{2 \cdot 0,3} = 0,18$$

По своей геометрической сущности значение относительной величины расцентровки A является угловой несоосностью, которая может быть выражена как тангенс угла перекоса осей α при условии перевода величины $A_{изм}$ из нормируемых миллиметров в метры, т. е.:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{A_{изм}}{2R_{расн}} \cdot 10^{-3} = A \cdot 10^{-3}. \quad (2)$$

Откуда можно определить угол расцентровки:

$$\alpha = \arctg(A \cdot 10^{-3}). \quad (3)$$

Соотношения углов расцентровки α , относительной величины излома A и критерии оценки приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Соотношения углов расцентровки α и критерии оценки качества сборки

Угол расцентровки осей α , град	Относительная величина излома A , мм/м	Рекомендации для применения
0,0140	0,25	Оптимальное значение
0,0300	0,52	Рекомендуемое значение для стенда
0,0570	1,00	Предельная величина для стенда
0,0859	1,50	Предельная величина для корабля

Особенностью описанного способа контроля и регулировки и, соответственно, его недостатком является то, что при измерении только радиального биения фиксируется угловое смещение осей валов. В случае же наличия линейной составляющей несоосности индикаторная схема не позволяет выявить смещение осей.

Другим недостатком существующей схемы оценки несоосности является влияние на результаты измерений деформаций передаточной системы — муфт, на которые устанавливается измерительное приспособление и которые при силовом замыкании меняют положение стыковочных плоскостей ввиду их конструктивно заложенной компенсационной способности. С этой точки зрения необходимым условием обеспечения соосности валов трансмиссии и агрегатов является проведение контроля и регулировки положения агрегатов при разомкнутой трансмиссии по исполнительным поверхностям выходных узлов.

Обеспечить нормативную величину соосности с первого раза, как правило, не удастся, поэтому приходится производить многократную дополнительную подцентровку агрегатов изделия за счет изменения толщин клиньев между опорными поверхностями установочной рамы ГТД и фундаментом бокса. Определение необходимых величин клиньев — операция трудоемкая, которая требует значительного опыта исполнителей в проведении подобной регулировки. Иногда циклы подцентровки агрегата выполняются многократно и требуют длительного времени работы бригады сборщиков и специалиста инженерного уровня. Более того, трудоемкость монтажа существенно зависит от количества опорных точек рамы агрегата,

число которых может изменяться в зависимости от типа агрегата от 4, до 6, 8 и 10, что существенно усложняет данный процесс.

Этап испытаний ГТА на производстве является заключительным, задержки по срокам сдачи здесь недопустимы, они уже не могут быть скомпенсированы предшествующими технологическими этапами. Поэтому на ПАО «ОДК-Сатурн» были внедрены новые технологические решения, существенно повысившие эффективность и качество подобных монтажно-настроечных работ.

При монтаже ГТА было решено использовать прямой метод измерения центровки компонентов изделия, основанный на использовании лазерной системы OPTALIGN Smart. Система OPTALIGN Smart — измерительная система точной центровки валов, в состав которой входит компьютер в защищенном производственном исполнении, способный работать в условиях вибраций, внешних климатических воздействий, электромагнитных полей и других негативных производственных факторов, дополненный техническими возможностями лазерного датчика с технологией выравнивания по 5 осям (рис. 4). Погрешность центровки валов данной системой составляет 0,01 мм, разрешающая способность индикации результатов измерений 0,001 мм.



Рисунок 4. Монтаж лазерной центровки OPTALIGN Smart на валу изделия

Датчик лазерной системы OPTALIGN Smart оснащен двумя позиционно-чувствительными детекторами, встроенной микроэлектромеханической системой, которая обеспечивает возможность проведения одновременной корректировки положения по вертикали и горизонтали в реальном времени, а также датчиком угло-

вого положения вала. Во время вращения вала в режиме непрерывной линейной развертки достигается быстрое и точное считывание данных. Данные технические разработки обеспечивают высокую точность воспроизведения результатов даже при наличии механических ограничений, например таких, как свободный ход вала.

Монтаж лазерной системы центровки на валу достаточно прост. Компактное зажимное устройство датчика-лазера и датчика-приемника цепного типа обеспечивает максимально жесткую фиксацию компонентов измерительной системы.

После выполнения процедур размещения компонентов агрегата на стенде, включая ГТД на собственной раме, выхлопного коллектора (части системы газоотвода) производится предварительный монтаж трансмиссии «ГТД — стендовый редуктор» (рис. 5).



Рисунок 5. Центровка трансмиссии «ГТД — стендовый редуктор» с помощью OPTALIGN Smart

Установка лазерной системы центровки OPTALIGN Smart производится на фланец свободной турбины ГТД (он расположен в газоотводе (см. рис. 2), и фланец технологической трансмиссии (см. рис. 5). После установки выполняется ввод необходимых размеров оборудования в пульт управления компьютера OPTALIGN

Smart: расстояние от центра муфты до датчика; диаметр муфты; частота вращения; расстояние от центра муфты до передней опоры изделия; расстояние между передней и задней опорой изделия.

После выполнения монтажа лазерной системы и ввода исходных данных выполняется коррекция лазерного луча по центру датчика-приемника путем регулировки зажимов крепежа и поворота дисковых регуляторов угла. Процедура выполняется в автоматическом режиме путем поворота трансмиссии включением валоповоротного устройства технологического редуктора. Результаты измерения относительного расположения осей трансмиссии отражаются на мониторе в виде значений их смещения и зазора в стыке муфты как для горизонтальной, так и вертикальной плоскостей [4].

Для повышения производительности и снижения трудоемкости регулировочных работ на стенде были применены универсальные регулируемые опоры SKF Vibracon, предназначенные для простой и точной регулировки оборудования. Опоры компенсируют угловой перекос до 4° между оборудованием и монтажным основанием, устраняя необходимость в дорогостоящей механической обработке основания, облегчают подгонку клиньев, позволяют обеспечить выравнивание рамы ГТД в трех направлениях и центровку с технологической трансмиссией, монтируемой в выхлопном коллекторе ГТД (рис. 6).

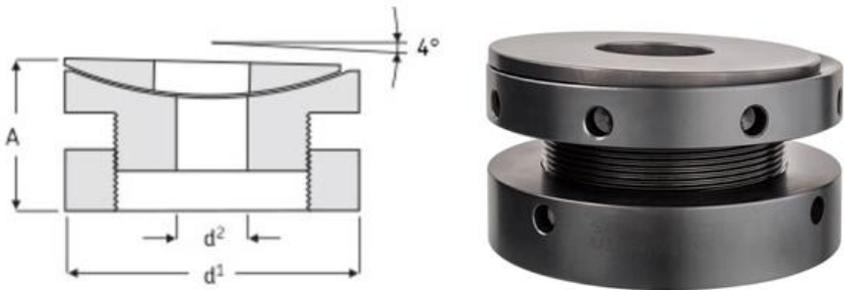


Рисунок 6. Принципиальная схема и внешний вид регулируемой опоры SKF Vibracon

Операция центровки выполняется до тех пор, пока на экране монитора не появятся необходимые значения, определяемые соответствующим допуском на центровку агрегатов.

Для обеспечения точности центровки в соответствии с нормативами и требованиями заказчика в линейной размерности «мм/м» (1) при настройке компьютера OPTALIGN Smart можно выбирать нестандартный режим отображения результатов «угол α / угол β », представленный на рисунке 7.

Из схемы контроля с дополнительными геометрическими построениями (рис. 8) следует, что угол α соответствует расчетному углу, представленному на рисунке 3, и является нормируемым показателем — углом излома осей, что и подтверждает достоверность данного способа центровки.

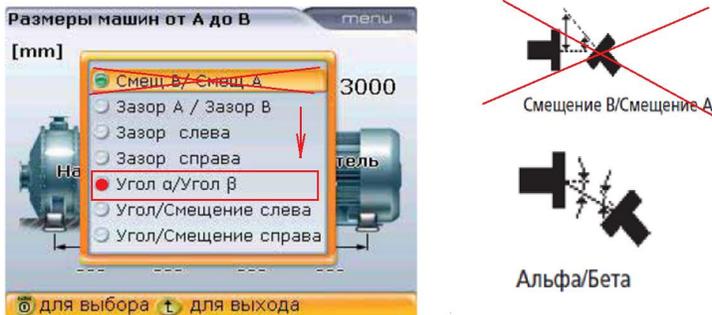


Рисунок 7. Настройка формата результатов измерения для муфт соединительных валов через элемент конфигурации Shaft settings

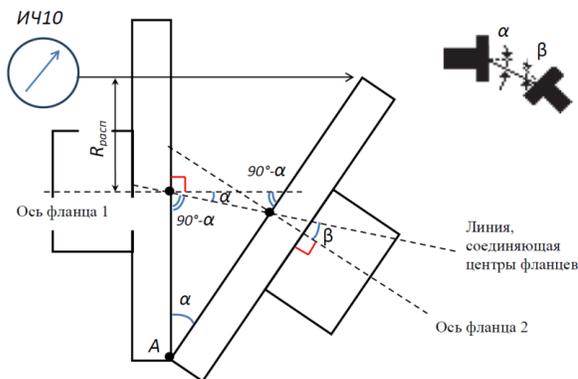


Рисунок 8. Схема соотношения углов расценровки фланцев валов

Кроме ранее рассмотренных преимуществ используемого метода измерений и устройств, есть еще одно — в системе лазерной центровки нет кинематической связи между измерительным средством и объектом измерения (например, индикатор часового типа на скобе — фланец вала). Процесс центровки может проводиться на удалении лазера от датчика (10 м и далее). Однако по опыту эксплуатации можно сказать, что далее 2–3 метров нет необходимости отходить от места центровки, даже для крупногабаритных изделий, это усложняет процесс визуального контроля и управления рабочими, осуществляющими монтажно-регулирующие работы.

В заключение необходимо отметить, что на ПАО «ОДК-Сатурн» технология лазерной центровки успешно используется при монтаже газотурбинных агрегатов различной конфигурации. Ее реализация позволяет достичь более высокой точности центровки, сократить на 20–30 % трудоемкость работ по центрировке агрегатов, ранее составляющих в среднем от 1 до 1,5 рабочих смен, а также обеспечить наглядность процедуры центровки, удобство предъявления операции службе технического контроля или заказчику.

Литература

1. *Никитин В. С., Половинкин В. Н., Барановский В. В.* Современное состояние и перспективы развития отечественных газотурбинных энергетических установок // Труды Крыловского государственного научного центра. — Т. 3, № 381. СПб.: ФГУП «КГНЦ», 2017. — С. 75–90.
2. *Ревизин Б. С., Комаров О. В.* Газотурбинные двигатели судового типа для энергетических установок. — Екатеринбург: изд-во УГТУ-УПИ, 2003. — 56 с.
3. *Ерошков В. Ю.* Опыт использования системы лазерной центровки валов при монтаже корабельных газотурбинных агрегатов на испытательном стенде // Газотурбинные технологии. — Рыбинск: ООО «ИД Газотурбинные технологии», 2017. — С. 22–26.

Р. М. Перфилов

АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург
vf_mustaev@klimov.ru

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА СТЕНДА ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ЭЛЕМЕНТАМИ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

Аннотация. В работе рассмотрены пути построения логики информационно-измерительной системы стенда прочностных испытаний газотурбинных двигателей с применением элементов теории искусственного интеллекта. В рамках данной работы определены принципы реализации элементов искусственного интеллекта для мониторинга состояния объектов. На базе проведенного анализа приводится возможный пример реализации системы с учетом наработанного опыта по тематике газотурбинных двигателей.

Обозначения и сокращения

ГТД — газотурбинный двигатель

ИИС — информационно-измерительная система стенда

ИИ — искусственный интеллект

ПО — программное обеспечение

Введение

Газотурбинные двигатели и установки имеют широкое применение во многих областях народного хозяйства. Массовость их производства диктует все более жесткие требования к надежности и ресурсу как главным факторам экономической эффективности при эксплуатации ГТД. Для обеспечения безотказности в работе замена или ремонт неисправных узлов двигателя должны быть своевременны. Это, в свою очередь, обеспечивается стендовой отработкой, в частности, прочностными испытаниями (под прочностными испытаниями будем понимать измерения прочностных параметров, таких как вибрация, вибрационные напряжения и т. д., в процессе отработки ГТД).

В связи с возрастающими требованиями к прочностным испытаниям ГТД на всех этапах его жизненного цикла, а также с общемировой тенденцией к максимальному исключению человеческого фактора при проведении испытаний, то есть уменьшению или исключению ошибки оператора путем автоматизации процесса

испытаний, возникает необходимость разработки альтернативных подходов к созданию ИИС испытательного стенда.

Поскольку в ходе испытаний прочностные параметры носят быстроменяющийся характер, то для адекватного мониторинга состояния необходимо применение автоматизации за счет соответствующего программного обеспечения. Однако у данного решения есть ряд ограничений, связанных с требованиями к мощности аппаратной части, на которой устанавливается данное ПО.

Для преодоления этих ограничений, а также для реализации автоматического анализа (диагностики) можно использовать алгоритмы, построенные на базе элементов теории ИИ. В контексте данной работы под элементами ИИ подразумеваются нейронные сети или комбинированные системы на базе нейронных сетей.

Все вышеперечисленное обуславливает актуальность данной работы. Материалы данной статьи могут быть использованы для решения задач автоматизации и контроля прочностных стендовых испытаний ГТД.

Основная часть

Искусственный интеллект — это раздел информатики, посвященный моделированию интеллектуальной деятельности человека при решении различного рода задач [1]. В настоящее время инженерный интерес к рассматриваемой тематике достаточно велик и ИИ, в частности нейронные сети, имеют широкое применение, в том числе и в задачах диагностирования различных сложных технических систем, таких как ГТД [4; 5; 6].

Можно выделить два обособленных пути развития ИИ в области анализа и диагностирования:

1. Экспертные системы.
2. Нейронные сети.

Под *экспертными системами* (см. рис. 1) будем понимать сложные комплексы, аккумулирующие знания специалистов в конкретных предметных областях, моделирующие процесс экспертизы и тиражирующие эти знания для консультаций менее квалифицированных пользователей [1].

Примерами таких систем являются диагностическая система MYCIN разработки Shortliffe, диагностическая система DELTA (применяемая General Electric для обнаружения неисправностей двигателя), система ACE для диагностики сбоев телефонных сетей.

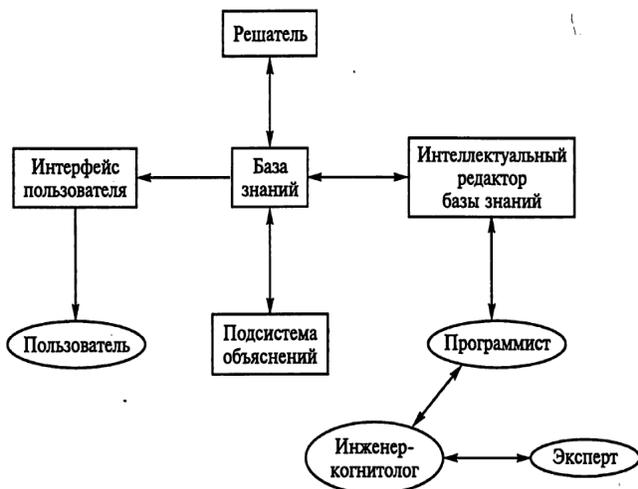


Рисунок 1. Общая структура экспертной системы

Экспертные системы реализованы на эвристических (приближенных) методах, правилах, основанных на опыте, которые кодируют определенные знания о том, как решить проблему из определенной области. Очевидно, что такой подход к диагностированию имеет некоторые недостатки, связанные как с построением логики вывода, так и погрешностью, напрямую связанной с объемом обучающей выборки [7]. Применение экспертных систем позволяет обобщить и автоматизировать применение знаний предыдущих поколений ученых и инженеров, но требует большого количества времени и трудозатрат для составления подобных систем. Также данным системам требуется систематическое обновление с учетом новых накопленных знаний.

Положительным аспектом применения экспертной системы является возможность формализации некоторых экспертных заключений, которые сложно реализовать в виде функций в силу громоздких функциональных зависимостей между вводными и выводными параметрами.

Под *нейронной сетью* будем понимать сеть взаимосвязанных математических нейронов с определенным количеством входов и выходов. Пример нейронной сети схематично представлен на рисунке 2. *Математический нейрон* — абстрактное устройство, моделирующее нейрон мозга человека [1]. Визуальное представление математического нейрона представлено на рисунке 3.

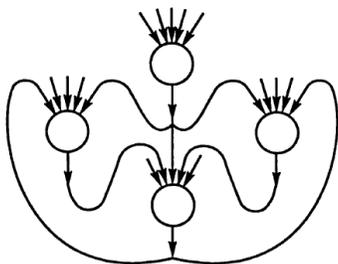


Рисунок 2. Схематичное представление участка нейронной сети

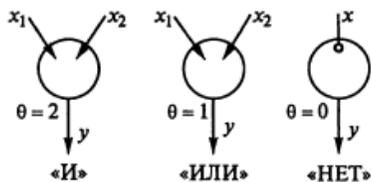


Рисунок 3. Математические нейроны, которые реализуют простые логические функции

Применение нейронных сетей в рассматриваемой области позволяет проводить автоматизацию процесса анализа или диагностики при испытаниях ГТД, что позволяет экономить, благодаря свойству обучаемости нейронных сетей частое обновление ПО не требуется, так как нейронная сеть способна сама накапливать знания.

При применении нейронных сетей есть и ряд существенных недостатков, которые затрудняют их применение. Среди этих недостатков можно выделить следующие:

- необходимость набора обучающей выборки;
- необходимость опытным путем проверить сходимость нейронной сети, то есть наладить корректную работу выбранной сети применяемо к рассматриваемой задаче.

Учитывая положительные стороны рассматриваемых методов автоматизации, можно рассмотреть возможность объединения этих методов. Объединение экспертных систем и нейронных сетей позволило бы избавиться от некоторых проблем, которые возникают при работе данных систем по отдельности. То есть объединение позволило бы решить проблему обновления базы данных экспертной системы за счет свойства обучаемости нейронной сети. В свою очередь нейронная сеть получит доступ к обучающей выборке, которая может быть накоплена за счет экспертной системы.

Для модернизации ИИС стенда применительно к прочностным параметрам предлагается рассмотреть возможность автоматизации за счет применения элемен-

тов ИИ. В качестве параметра, который должен оцениваться экспертной системой или нейронной сетью, а как итог комбинированной системой на базе этих двух систем, предполагается выбрать параметр вибрации двигателя. Вибрационное состояние определяется совокупностью свойств вибрационных характеристик объекта. Оно является следствием структурного и функционального состояний и динамических свойств объекта [2].

Из трех основных этапов процедуры анализа (диагностирования) этап первичного описания наиболее трудоемкий для формализации. Практически он решается на основании знаний, опыта, интуиции специалистов. Применительно к ГТД можно лишь наметить общие принципы, методы и подходы, обобщая опыт и используя связь первичного описания с особенностями объектов и конкретными задачами анализа (диагностики).

Подход к системе первичного описания определяется рассмотрением диагностической модели объекта. Пусть объект содержит один виброактивный элемент (узел, деталь) Э и вибрацию, измеряемую в одной точке измерительным устройством И (рис. 4). Состояние элемента определяется одним параметром S . Генерируемая элементом сила связана с параметром состояния оператором A , в общем случае нелинейным: $p(t) = AS$

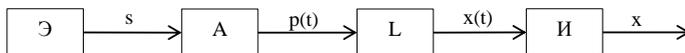


Рисунок 4. Диагностическая модель

Пусть сила, возникающая после оператора реакции L , и, следовательно, вибрация гармонические, а диагностический признак — амплитуда вибрации X , а $x(t)$ — зависимость амплитуды вибрации от времени. Тогда связь амплитуды с параметром состояния представляет собой диагностическую модель объекта: $X = \varphi(S)$

Под параметром вибрации двигателя в контексте данной работы понимается не классический параметр вибрации двигателя, который снимается с датчиков вибрации в зонах узлов подвески методом следящего анализа, а спектральные составляющие вибросигнала, полученные методом широкополосного анализа. Предполагается под параметром вибрации понимать не только роторные составляющие, регламентированные в нормативной документации, но и другие составляющие спектра, не соответствующие роторным, в том числе и разностные составляющие, образованные роторными составляющими (см. рис. 5).

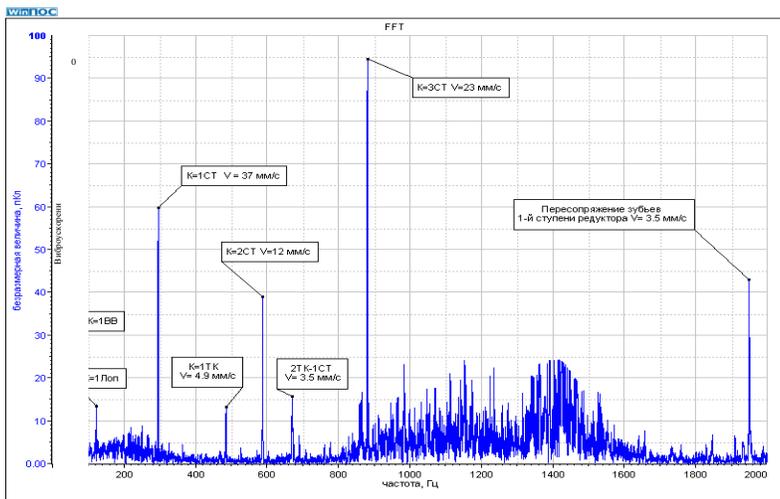


Рисунок 5. Пример спектра вибросигнала двигателя типа ТВ7-117

Для получения спектра вибросигнала используются быстрые преобразования Фурье, как частный случай преобразования Фурье (1), которое позволяет получить спектр из временной реализации вибросигнала.

$$f(t) = \frac{1}{2}a_0 + \sum_{k=1}^{\infty} a_k \cos k2\pi\nu_0 t + \sum_{k=1}^{\infty} b_k \sin k2\pi\nu_0 t$$

$$a_k = \frac{2}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} f(t) \cos k2\pi\nu_0 t dt \quad k = 0, 1, 2, \dots$$

$$b_k = \frac{2}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} f(t) \sin k2\pi\nu_0 t dt \quad k = 1, 2, \dots$$

$$\nu_0 = \frac{1}{T};$$
(1)

где a_0 , a_k , b_k — вычисляемые коэффициенты.

Реализация предлагаемой системы возможна без внесения существенных изменений в текущую конфигурацию стендового оборудования, т. е. возможно ее внедрение в двух вариантах:

1. Включение интеллектуальной системы в цепь обработки на базе стендового оборудования (рис. 6), которое использует метод следящего анализа вибра-

- ции. Предполагается на первом этапе создание экспертной системы, на которую, параллельно с уже имеющейся системой вибромониторинга, подводится сигнал, получаемый с аналогового следящего фильтра, и внедрение дополнительных следящих фильтров для оценки нероторных составляющих спектра.
2. Организация новой ИИС стэнда, параллельно уже имеющейся (рис. 6), которая должна реализовывать предлагаемую систему на базе широкополосного анализа.

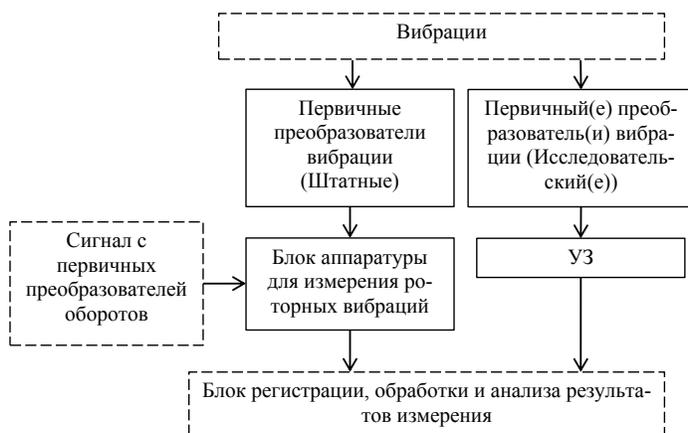


Рисунок 6. Стеновая система измерения вибрации

В рамках вышеописанного предполагается два равновозможных подхода реализации данной системы:

1. Создание экспертной системы на базе расчетных данных, полученных из документов, в которых приведены расчетные формулы возбудителей вибрации ГТД, и дальнейший набор статистики для реализации на базе нейронной сети и последующего ее обучения в процессе дальнейшей работы. В случае такого варианта реализации необходим набор статистики для определения норм по расчетным параметрам, чтобы понять, какая величина той или иной составляющей спектра соответствует зарождению, а какая развитию дефекта.
2. Выбор условно полностью исправного изделия, набор статистики по данным методам широкополосного анализа и дальнейшая реализация нейронной сети, а именно ее обучение за счет набранных данных, используя эти данные как эталонные величины.

Независимо от выбранного подхода к реализации данной системы подразумевается подавать на вход нейронной сети величину i -й составляющей спектра вибросигнала, которая при превышении своего порогового значения дает на выходе из нейронной сети сигнал о дефекте j -й детали, о чем также можно судить по наличию комбинации определенных составляющих спектра вибросигнала. Визуализация данной идеи приведена на рисунке 7.

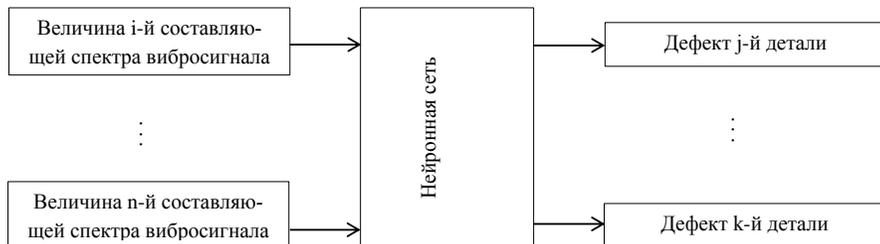


Рисунок 7. Блок-схема работы предлагаемой системы на базе нейронной сети

Например, в качестве вышеописанных составляющих, исходя из наработанного опыта в области вибрационной диагностики, можно привести:

- увеличение первой роторной гармоники в 3–7 раз над гармониками высшего порядка этого ротора во всех радиальных направлениях измерения вибрации свидетельствует о разбалансировке ротора, наибольшая составляющая вибрации на частоте 320 Гц, которая является собственной частотой рессоры СТ;
- появление частоты колебаний от разностенности сепаратора роликового подшипника 5-й опоры, что свидетельствует о выходе из строя межвального подшипника 5-й опоры (применительно к двигателю типа ТВ7-117) и т. д.

Дополнительно можно реализовать подобную систему для использования при бесконтактной диагностике колебания лопаток (дискретно-фазовым методом), ранней диагностике предпомпажного состояния, описанных в работе [3].

Как итог, остается лишь вопрос выбора конкретной сети и проверки ее сходимости на конкретном методе реализации в аппаратной базе и программном обеспечении. Также необходим набор определенной статистики для проверки качества работы и анализа сходимости или расходимости выбранного метода измерения и анализа. При успешном завершении на выходе получается самостоятельная, т. е. с минимальным участием человека, автоматическая система прочностной диагностики с возможностью дальнейшего самостоятельного улучшения.

Выводы

Рассмотренная в данной работе ИИС с элементами ИИ, альтернативная относительно применяемых ИИС прочностных параметров, позволяет существенно изменить подход к проведению анализа (диагностики) состояния сложных технических систем, в частности ГТД.

Существенное снижение влияния человека на анализ и измерения позволит уменьшить или исключить погрешность оператора, тем самым высвободив ресурсы инженера, который раньше занимался ручным анализом и диагностикой.

У рассматриваемой системы, несмотря на наличие некоторых недостатков, есть вполне большие перспективы по реализации на базе предприятия без существенного внесения изменения в испытательную базу. Также открывается перспектива модернизации системы для мониторинга (диагностирования) не только по параметру вибрации, но и по другим, которые вместе могли бы давать более точный диагноз о неисправности.

Вышеописанный подход позволяет реализовать полную автоматическую диагностику двигателя, что в целом положительно скажется на сроках разработки, в частности, на сроках доводки ГТД. Также открывается перспектива после производственной отработки подобных систем реализовать их на базе реально функционирующих устройств, т. е. наладить систему самодиагностики с элементами ИИ при эксплуатации изделия.

Литература

1. *Ясницкий Л. Н.* Введение в искусственный интеллект: уч. пособие для студентов высших учебных заведений. — 2-е изд., испр. — М.: издательский центр «Академия», 2008.
2. *Карасев В. А., Максимов В. П., Сидоренко М. К.* Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1978.
3. *Данилкин С. Ю., Шкуров В. В., Мазикина Т. И., Редькин Д. А., Телешев В. А.* Развитие методов исследования колебаний лопаток рабочих колес турбомашин при стендовых испытаниях: презентация ЦИАМ.
4. *Макаров А. С.* Алгоритмы контроля и диагностики систем управления авиационными ГТД на основе нейросетевых моделей и нечеткой логики. — Уфа, 2011.
5. *Легконогих Д. С.* Применение нейросетевых технологий в системах диагностики авиационных силовых установок. Механика и машиностроение. — Воронеж, 2012.
6. *Жернаков С. В.* Применение технологии нейронных сетей для диагностики технического состояния авиационных двигателей. Интеллектуальные системы в производстве. — Уфа, 2006.
7. *Ручкин В. Н., Фулин В. А.* Универсальный искусственный интеллект и экспертные системы. — СПб.: БВХ-Петербург, 2009.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 629.7.03.018

С. А. Полозов

АО «НПП «Топаз», Москва
armok_m@mail.ru

УГЛУБЛЕННЫЙ КОНТРОЛЬ ВИБРОСОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ВК-2500 НА УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ПО ИНФОРМАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ «КОДЕР» НА ВЕРТОЛЕТАХ МИ-28Н

Аннотация. Проблема контроля вибросостояния авиационных двигателей имеет остро актуальный характер в условиях реальной эксплуатации двигателей на борту воздушных судов (ВС). Здесь следует учитывать, что штатные средства регистрации параметров, установленные на борту ВС, имеют очень низкую частоту опроса параметров, не выше 8 Гц. Поэтому с такой частотой опроса использование эффективных методов спектрального анализа сигналов вибрации невозможно. В данной статье предлагается методика функционального анализа сигналов вибрации с использованием регрессионных нелинейных математических моделей, хорошо себя зарекомендовавшая на практике для многих типов авиационных двигателей. При этом подход является индивидуальным — для каждого отдельного контролируемого двигателя по его режимам работы формируются свои индивидуальные и по структуре, и по коэффициентам математические модели вибросостояния.

Оценивание вибросостояния авиационных двигателей (и двигателей ВК-2500 в том числе) по регистрируемой информации в настоящее время, как правило, сводится к назначению одного или двух пороговых значений, превышение которых означает ухудшение вибросостояния двигателя [1]. Причем такой подход справедлив для всего парка эксплуатируемых двигателей. В данной статье предлагается индивидуальный контроль для каждого двигателя, позволяющий для различных режимов работы двигателей сформировать оптимальные по сложности математические регрессионные модели и определить индивидуальные допусковые границы

в виде функциональных зависимостей от параметров работы авиационного двигателя. Этот подход получил патент Российской Федерации [3], прошел все необходимые виды государственных испытаний, реализован в программном обеспечении комплексов наземной обработки «Топаз-М», и используется во многих организациях, эксплуатирующих двигатели РД-33 различных модификаций, АЛ-31ФП и АИ-222.

Контроль вибросостояния двигателя ВК-2500 на установившихся и квазиустановившихся режимах работы выполняется после его запуска. Пьезоэлектрический датчик вибрации МВ-03-01, сигнал с которого через блок преобразования БЭ-9Е поступает для регистрации в систему «Кодер», установлен в области задней подвески двигателя. Поэтому этот сигнал включает в себя гармоники как от вибрации турбины турбокомпрессора, так и от свободной турбины. Частоты этих гармоник кратны частоте вращения соответственно турбокомпрессора и свободной турбины. Поэтому эти частоты вращения и следует рассматривать в качестве основного аргумента в функциональной зависимости виброскорости. Частота вращения турбокомпрессора регистрируется системой «Кодер», регистрация частоты вращения свободной турбины не предусмотрена. С учетом работы синхронизатора мощности двигателей можно считать, что на установившихся и квазиустановившихся режимах частота вращения свободной турбины пропорциональна частоте вращения несущего винта. Поэтому частота вращения несущего винта может заменить частоту вращения свободной турбины в функциональной зависимости виброскорости.

Вибросостояние авиационного двигателя зависит также и от его теплосостояния. Именно неравномерное теплорасширение валов двигателей и подшипников в опорах является одной из причин возникновения повышенной вибрации. Теплосостояние двигателя характеризует температура газов за свободной турбиной турбокомпрессора t_T^* , регистрируемая системой «Кодер». Отсутствие зависимости виброскорости двигателя от температуры газов будет означать отсутствие повышенных зазоров и люфтов между валами и подшипниками в опорах. И, наоборот, появление устойчивых зависимостей виброскорости от температуры газов будет указывать на факт возникновения таких дефектов. Таким образом, еще одним аргументом в функциональной зависимости виброскорости двигателя будет являться температура газов за турбиной турбокомпрессора.

Далее остановимся на понятии времени работы двигателя и на его влиянии на вибросостояние последнего. Под временем работы $t_{РАБ_ДВ}$ двигателя понимается промежуток времени от начала запуска двигателя на земле до момента его выключения по окончании полета или наземного опробования. Для двигателя с нормальным вибросостоянием не должна наблюдаться какая-либо значимая зависимость

уровня вибросигнала на одних и тех же режимах от времени работы двигателя. И, наоборот, для двигателей с ухудшенным вибростоянием такая зависимость вполне, но не всегда обязательно, может иметь место. Поэтому при контроле вибростояния двигателя с целью оценивания возможных трендовых явлений в течение одного полета (цикла работы) следует учитывать зависимость вибросигнала от времени работы двигателя.

Теперь определим понятия установившегося и квазистационарного режимов работы двигателя. Переходные процессы в двигателе обусловлены изменением частоты вращения турбокомпрессора и изменением нагрузки от несущего винта. Здесь следует учитывать, что управление двигателями на вертолете Ми-28Н происходит от рычагов раздельного управления двигателями (РРУД), а при установке РРУД в положение автоматического регулирования (АР) от ручки «шаг-газ». Таким образом, можно считать, что двигатель ВК-2500 переходит в установившийся (стационарный) режим работы при неподвижном положении РРУД после окончания переходных процессов по частотам вращения турбин и температуре газов. Однако такие режимы очень редко встречаются при эксплуатации вертолетов. Гораздо чаще приходится иметь дело с квазистационарными режимами работы, когда положение РРУД находится в определенных рамках («трубках») и его малые изменения в рамках этих «трубок» не приводят к ярко выраженным переходным процессам. Исследования полетной информации вертолетов Ми-28Н, зарегистрированной системой «Кодер», показали, что размах таких трубок составляет для положения РРУД $\Delta\alpha_{\text{РРУД}} = \pm 2^\circ$. Динамическое запаздывание (при приемистости или дросселировании) таково, что переходный процесс по частоте вращения турбокомпрессора и температуре газов не превышает 7 секунд после установки РРУД в новое положение. Поэтому с учетом этого алгоритм выхода работы двигателя на стационарный или квазистационарный режим можно записать в виде

$$\left[\left| \alpha_{\text{РРУД}}(t_i) - \alpha_{\text{РРУД}_0} \right| \leq 2^\circ \right] \wedge (\Delta t \geq 7c), \quad (1)$$

где $\alpha_{\text{РРУД}_0}$ — положение РРУД в начале участка контроля.

Рассмотрим теперь влияние на вибростояние двигателя линейных и центробежных сил, возникающих при движении вертолета в полете. Продольная ось двигателя по направлению практически совпадает с продольной строительной осью вертолета и находится немного в стороне от нее. Поэтому воздействие на двигатель центробежных сил при вращательном движении вертолета вокруг своей продольной оси весьма мало. Большее влияние (особенно на подшипники опор) оказывают гироскопические моменты, возникающие при вращательном движении вертолета вокруг своих вертикальной и поперечной осей. В этой связи следует

рассмотреть характеристики вращательного движения вертолета вокруг этих осей. Исследования полетной информации показали, что по сравнению с маневренными самолетами вертолет Ми-28Н выполняет маневры с небольшими угловыми скоростями вокруг вертикальной и поперечной строительных осей. Так, значения угловой скорости ω_z вокруг поперечной оси вертолета не превышают $15^\circ/\text{с}$, а значения угловой скорости ω_y вокруг вертикальной оси вертолета редко превышают $30^\circ/\text{с}$. Поэтому влиянием гироскопического момента от движения вертолета вокруг поперечной оси можно пренебречь. Заметный гироскопический момент возникает при движении вертолета вокруг своей вертикальной оси с угловыми скоростями более $30^\circ/\text{с}$.

Что касается влияния линейных сил, действующих на двигатель, то следует из трех составляющих рассматривать только одну, а именно вертикальную составляющую. Дело в том, что, как показали исследования информации системы «Кодер», установленной на вертолетах Ми-28Н, продольные и боковые перегрузки в полетах не превышают $0,2g$ и, следовательно, какого-то существенного влияния на конструкцию двигателя не оказывают. Вертикальная перегрузка согласно РЛЭ на вертолет Ми-28Н может в эксплуатации изменяться в диапазоне от $0g$ до $2,5g$. Опыт вибродиагностирования двигателей, установленных на маневренных самолетах, показывает, что, начиная с отклонения на $1,0g$ от единичного значения вертикальной перегрузки, пренебрегать действующими вертикальными силами на двигатель нельзя. Причем опять же при исправном вибросостоянии двигателя заметных корреляционных связей параметров вибрации с вертикальной перегрузкой не наблюдается. И, наоборот, при возникновении определенных дефектов в конструкции двигателя такая связь становится существенной.

В качестве итога выше проведенных рассуждений можно прийти к следующему описанию функциональных зависимостей виброскорости двигателя от параметров, регистрируемых системой «Кодер» на вертолете Ми-28Н:

$$V_{\text{ВИБ}} = f(n_{\text{ТК}}, n_{\text{НВ}}, t_{\text{Г}}^*, t_{\text{РАБ_ДВ}}) \quad \text{при} \quad [N_y(t_i)] < 2,0g \wedge |\omega_y| < 30 \frac{\circ}{\text{с}} \quad (2)$$

$$V_{\text{ВИБ}} = f(n_{\text{ТК}}, n_{\text{НВ}}, t_{\text{Г}}^*, N_y, t_{\text{РАБ_ДВ}}) \quad \text{при} \quad [N_y(t_i)] > 2,0g \quad (3)$$

$$V_{\text{ВИБ}} = f(n_{\text{ТК}}, n_{\text{НВ}}, t_{\text{Г}}^*, \omega_y, t_{\text{РАБ_ДВ}}) \quad \text{при} \quad |\omega_y| > 30 \frac{\circ}{\text{с}}. \quad (4)$$

Степень влияния каждого из параметров на сигнал виброскорости двигателя заранее неизвестна. Известно только то, что на этот сигнал оказывает свое влияние каждый аргумент в функциях (2) ... (4). Поэтому после разложения в ряд Тейлора возможны самые различные варианты степеней влияния каждого из аргументов.

Для выбора вида математической модели вибросостояния двигателя предстоит решение задачи структурной идентификации. С этой целью предлагается хорошо зарекомендовавший себя на практике [2] метод выбора оптимальной по сложности модели. Согласно методу рассмотрим следующие четыре класса сложности моделей:

- первый класс сложности представляют 54 модели с пятью коэффициентами

$$\begin{aligned}
 1) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 2) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 3) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 4) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 5) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 6) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{НВ} + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 7) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot \sqrt{n_{НВ}} + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 8) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot \sqrt{n_{НВ}} + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 \dots\dots\dots \\
 47) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot \sqrt{n_{НВ}} + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 48) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot \sqrt{n_{НВ}} + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 49) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 50) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot t_{Г}^* + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 51) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 52) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 53) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 54) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК}^2 + a_2 \cdot n_{НВ}^2 + a_3 \cdot t_{Г}^{*2} + a_4 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}).
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

- второй класс сложности представляют также 54 модели с шестью коэффициентами

$$\begin{aligned}
 1) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot t_{Г}^* + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 2) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot t_{Г}^* + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 3) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 4) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot \sqrt{t_{Г}^*} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 5) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot t_{Г}^{*2} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
 6) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot n_{НВ} + a_4 \cdot t_{Г}^{*2} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
 7) V_{ВИБ} &= a_0 + a_1 \cdot n_{ТК} + a_2 \cdot n_{ТК}^2 + a_3 \cdot \sqrt{n_{НВ}} + a_4 \cdot t_{Г}^* + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ};
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

$$\begin{aligned}
& 8) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot \sqrt{n_{HB}} + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& \dots\dots\dots \\
& 47) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot \sqrt{n_{TK}} + a_2 \cdot n_{HB}^2 + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 48) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot \sqrt{n_{TK}} + a_2 \cdot n_{HB}^2 + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 49) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 50) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 51) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot \sqrt{n_{HB}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 52) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot \sqrt{n_{HB}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 53) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB}^2 + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 54) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB}^2 + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_5 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}).
\end{aligned}
\tag{6}$$

• третий класс сложности представляют 18 моделей с семью коэффициентами

$$\begin{aligned}
& 1) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^* + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 2) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^* + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 3) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot \sqrt{t_{\Gamma}^*} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 4) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot \sqrt{t_{\Gamma}^*} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 5) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 6) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot n_{HB}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 7) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 8) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB} + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 9) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot \sqrt{n_{HB}} + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 10) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot \sqrt{n_{HB}} + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 11) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 12) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{TK}^2 + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 13) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 14) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK} + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 15) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot \sqrt{n_{TK}} + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 16) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot \sqrt{n_{TK}} + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}); \\
& 17) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot t_{РАБ_ДВ}; \\
& 18) V_{ВИБ} = a_0 + a_1 \cdot n_{TK}^2 + a_2 \cdot n_{HB} + a_3 \cdot n_{HB}^2 + a_4 \cdot t_{\Gamma}^* + a_5 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_6 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{РАБ_ДВ}}).
\end{aligned}
\tag{7}$$

- четвертый класс сложности представляют две модели с восемью коэффициентами

$$\left. \begin{aligned} 1) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{ТК}}^2 + a_3 \cdot n_{\text{НВ}} + a_4 \cdot n_{\text{НВ}}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^* + a_6 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_7 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}}; \\ 2) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{ТК}}^2 + a_3 \cdot n_{\text{НВ}} + a_4 \cdot n_{\text{НВ}}^2 + a_5 \cdot t_{\Gamma}^* + a_6 \cdot t_{\Gamma}^{*2} + a_7 \cdot (1,0 - e^{-k \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}}}) \end{aligned} \right\} (8)$$

На маневренных участках полета в модели добавляется пятый независимый аргумент (обозначим его как $\Pi_{\text{МАН}}$): вертикальная перегрузка, или угловая скорость рыскания в зависимости от выполняемого маневра. При этом каждая из перечисленных в (5) ... (8) моделей преобразуется к четырем возможным. Например, модель вида

$$V_{\text{ВИБ}} = a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{НВ}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}}$$

преобразуется в 4 модели с вводом еще одного независимого аргумента

$$\left. \begin{aligned} 1) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{НВ}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot \Pi_{\text{МАН}} + a_5 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}} \\ 2) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{НВ}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot \sqrt{\Pi_{\text{МАН}}} + a_5 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}} \\ 3) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{НВ}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot \Pi_{\text{МАН}}^2 + a_5 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}} \\ 4) V_{\text{ВИБ}} &= a_0 + a_1 \cdot n_{\text{ТК}} + a_2 \cdot n_{\text{НВ}} + a_3 \cdot t_{\Gamma}^* + a_4 \cdot \Pi_{\text{МАН}} + a_5 \cdot \Pi_{\text{МАН}}^2 + a_6 \cdot t_{\text{РАБ_ДВ}} \end{aligned} \right\} (9)$$

Таким образом, для маневренных участков полета диагностирование вибросостояния на стационарных и квазистационарных режимах работы двигателя выполняется путем выбора модели оптимальной сложности из 512 возможных, разбитых на 5 классов сложности: с 6, 7, 8, 9 и 10 коэффициентами. Если учесть, что для маневров с вертикальной перегрузкой $n_{\gamma} > 2,0 \text{ g}$ — свои модели, для маневров с угловой скоростью рыскания более $30^\circ/\text{с}$ — свои модели и для маневров с $\omega_{\gamma} < -30^\circ/\text{с}$ — свои модели, то в общей сложности вибросостояние двигателя на маневренных участках полета может описывать одна из 2 048 моделей.

Физический смысл формирования сигнала виброскорости на двигателе подсказывает, что ведущую роль в этом процессе представляет частота вращения турбокомпрессора. Также и исследования полетной информации системы «Кодер» на вертолетах Ми-28Н подтверждают, что наиболее сильная корреляционная зависимость виброскорости двигателя наблюдается именно от частоты вращения турбокомпрессора. Поэтому данный параметр можно рассматривать в качестве ведущего для оценивания вибросостояния двигателя. Эксплуатационный разброс значений этого параметра довольно значителен — от 67 % после окончания запуска двигателя и свыше 100 % при включении чрезвычайного режима работы. Нельзя ожидать, что на всем этом диапазоне существует однозначная (линейная или квадратичная) зависимость виброскорости от частоты вращения турбокомпрессора. В общем можно сказать, что вид такой зависимости неизвестен. Поэтому решение задачи контроля вибросостояния двигателя следует вы-

полнять путем квазилинеаризации, разбивая контроль с помощью моделей (5) ... (9) на небольшие участки по ведущему параметру — частоте вращения турбокомпрессора. Исследования полетной информации системы «Кодер» на вертолетах Ми-28Н показали, что контроль виброскорости двигателя целесообразно выполнять на участках записи параметров полета, где частота вращения турбокомпрессора изменяется в диапазоне не более 2,5 %. В таких узких диапазонах изменения частоты вращения турбокомпрессора уже вполне обоснованно можно ожидать однозначную зависимость виброскорости от величины частоты вращения турбокомпрессора и других параметров. Таким образом, контроль вибросостояния двигателя будет выполняться на семнадцати условных диапазонах по величине частоты вращения турбокомпрессора:

- 1) при $n_{TK} < 67,5\%$;
- 2) при $(n_{TK} \geq 67,5\%) \wedge (n_{TK} < 70,0\%)$;
- 3) при $(n_{TK} \geq 70,0\%) \wedge (n_{TK} < 72,5\%)$;
- 4) при $(n_{TK} \geq 72,5\%) \wedge (n_{TK} < 75,0\%)$;
- 5) при $(n_{TK} \geq 75,0\%) \wedge (n_{TK} < 77,5\%)$;
- 6) при $(n_{TK} \geq 77,5\%) \wedge (n_{TK} < 80,0\%)$;
- 7) при $(n_{TK} \geq 80,0\%) \wedge (n_{TK} < 82,5\%)$;
- 8) при $(n_{TK} \geq 82,5\%) \wedge (n_{TK} < 85,0\%)$;
- 9) при $(n_{TK} \geq 85,0\%) \wedge (n_{TK} < 87,0\%)$;
- 10) при $(n_{TK} \geq 87,0\%) \wedge (n_{TK} < 89,0\%)$;
- 11) при $(n_{TK} \geq 89,0\%) \wedge (n_{TK} < 91,0\%)$;
- 12) при $(n_{TK} \geq 91,0\%) \wedge (n_{TK} < 93,0\%)$;
- 13) при $(n_{TK} \geq 93,0\%) \wedge (n_{TK} < 95,0\%)$;
- 14) при $(n_{TK} \geq 95,0\%) \wedge (n_{TK} < 97,0\%)$;
- 15) при $(n_{TK} \geq 97,0\%) \wedge (n_{TK} < 99,0\%)$;
- 16) при $(n_{TK} \geq 99,0\%) \wedge (n_{TK} < 101,0\%)$;
- 17) при $n_{TK} \geq 101,0\%$.

Выводы

В результате проделанной работы была решена задача углубленного контроля вибросостояния двигателей ВК-2500 на установившихся режимах согласно методике адаптивного контроля сложных систем, описанной в [3]. Произведено практическое апробирование программного обеспечения (ПО) с реализацией описанно-

го подхода решения задачи углубленного контроля вибросостояния двигателей ВК-2500 по полетной информации вертолетов Ми-28Н. Примеры контроля для одного из режимов отражены на рисунках 1 и 2.

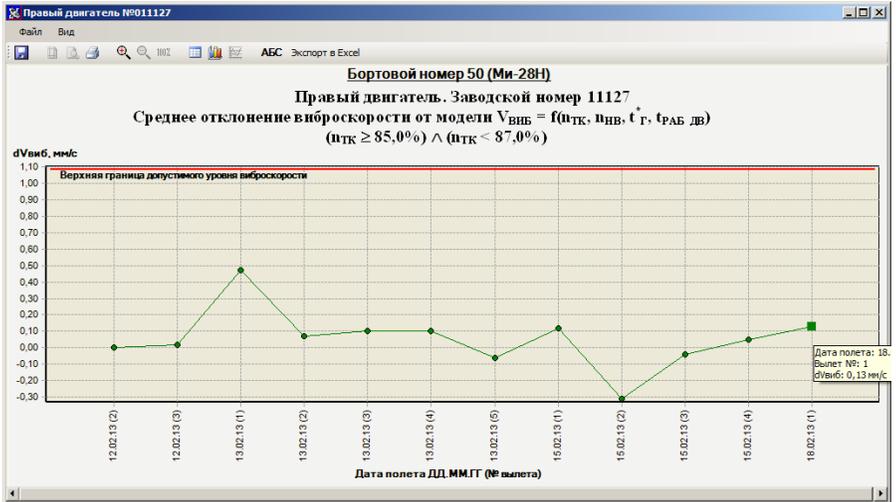


Рисунок 1. Среднее отклонение виброскорости двигателя ВК-2500 от модельного значения за полет



Рисунок 2. Изменение виброскорости двигателя ВК-2500 в течение полета при выходе на контролируемый режим работы в рамках индивидуальных допусков

ПО с реализацией описанного подхода решения задачи углубленного контроля вибросостояния двигателей ВК-2500 предлагается представить на государственные испытания в в/ч 15650 и после их завершения совместно с АО «ОДК — Климов» осуществить поставку ПО в войсковые части, эксплуатирующие вертолеты типа Ми-28Н. Внедрение в эксплуатирующие организации углубленного контроля вибросостояния двигателей ВК-2500 позволит обеспечить информационное обеспечение стратегии эксплуатации авиационной техники по ее техническому состоянию и повышение уровня безопасности полетов.

Литература

1. Турбовальный двигатель ВК-2500-1. Руководство по технической эксплуатации. — СПб.: ОАО им. В. Я. Климова, 2003. — 192 с.
2. *Полозов С. А.* Об одном методе решения задачи выбора адекватной математической модели с оптимальной по сложности структурой. — М.: В межвузовском сб. «Объединенный научный журнал», раздел «Авиация. Безопасность полетов», 2003. — 5 с.
3. Патент RU 2556477. Способ вибродиагностирования газотурбинных двигателей в эксплуатации по информации бортовых устройств регистрации. — М.: ФИПС, 2015. — 15 с.

В. В. Червонюк, Б. Б. Коровин

АО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова»
nio3@lii.ru

ОСОБЕННОСТИ ТВД И ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД И ИХ ПРОЯВЛЕНИЕ ПРИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ

Аннотация. Рассмотрены особенности работы и проблемы летных испытаний ТВД и вертолетных ГТД, связанные с режимами полета, аэродинамическим взаимодействием воздушного винта с крылом и фюзеляжем, а также с наличием в конструкции двигателя свободной турбины. Проанализированы особенности динамического нагружения элементов конструкции винта и двигателя в условиях их работы на летательном аппарате (ЛА), установлены условия их экстремального нагружения. Проведен анализ причин типовых отказов муфт свободного хода и термоупругого нагружения выхлопной системы двигателей вертолетов в эксплуатации. Даны рекомендации по оптимизации объема летных испытаний ТВД, а также по корректному переносу результатов стендовых испытаний и летных испытаний на ЛЛ таких двигателей на основной ЛА [1, 2, 3, 4].

Введение

Многолетний опыт эксплуатации показывает, что, несмотря на непрерывный процесс совершенствования конструкции ТВД, по-прежнему нередки катастрофы ЛА, оснащенных такими двигателями. При этом для некоторых типов самолетов и вертолетов регулярность некоторых типов отказов силовых установок (СУ) сохраняется. В данной статье обобщен опыт летных испытаний, проведенных по выяснению причин аварий и катастроф отечественных ЛА с ТВД, и даны практические рекомендации для эксплуатантов, конструкторов и производителей, снижающие их вероятность.

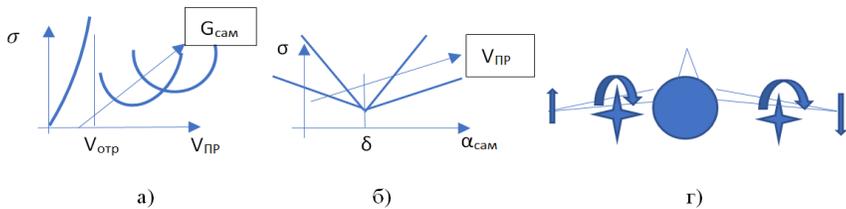
Определенное место в неблагоприятной статистике отказов связано с недостаточной эффективностью штатных систем диагностики двигателей. Для повышения безопасности полетов в статье предложено использовать высокоэффективный метод индивидуального виброконтроля, апробированный авторами при летных испытаниях авиационных ГТД различных схем и назначения.

Самолеты с ТВД

Работа ТВД в составе самолета сопровождается рядом специфических явлений, которые необходимо учитывать при конструировании таких двигателей, ор-

ганизации их испытаний и эксплуатации. Прежде всего к таким явлениям относится аэродинамическое взаимодействие винта и планера, связанное с косым обдувом винта набегающим на него потоком. Это приводит к повышенному динамическому нагружению лопастей винта и приводного вала двигателя при не оптимально выбранном угле заклинения оси вращения винта на самолете. Обдув винта при однонаправленном вращении винтов многодвигательных самолетов приводит к несимметричному аэродинамическому обтеканию плоскостей ЛА, что создает условия для возбуждения опасных несимметричных форм колебаний фюзеляжа, требуя в совокупности с большими гироскопическими моментами больших аэродинамических усилий для стабилизации горизонтального полета ЛА.

Рисунок 1 иллюстрирует основные проблемы, возникающие при переносе данных, полученных результатов испытаний турбовинтового двигателя на моторном стенде и летающей лаборатории на основной самолет.



Где: а) — вибронгружение лопастей и вала винта по скорости и весу; б) — вибронгружение лопастей и вала винта по углу атаки самолета (δ — угол атаки, эквивалентный аэродинамическому углу заклинения); г) — иллюстрация несимметричности аэродинамического нагружения винтами планера ЛА.

Рисунок 1. Иллюстрация аэродинамического взаимодействия винта и планера

Из-за разброса величины аэродинамической силы по лопастям винтового комплекта возникает аэродинамический дисбаланс ротора, величину которого можно оценить по ниже приведенной формуле

$$R_{\Sigma \text{дис}} = \frac{\delta R_{\Pi}}{\sin \frac{\pi}{z}} \quad (1),$$

где:

R_{Π} — номинальное значение аэродинамической силы, действующей на одну лопасть;

δ — характеристика разброса аэродинамической силы;

Z — число лопаток в лопаточном венце.

Анализ показывает, что при определенных условиях уровень этой силы может стать недопустимым.

Что же касается уровня суммарной переменной аэродинамической силы, действующей на вал винта из-за его косо-го обдува и возникающей из-за суммирования действующих на каждую лопасть винта такой силы, то ее значение может быть приблизительно оценено по формуле:

$$R_{\Sigma \text{ вал.}} = \frac{Z R_n}{\sqrt{2}}, \quad (2)$$

где R_n — амплитуда аэродинамической силы лопасти от n -ой проходной гармоники неравномерности.

Другая важнейшая проблема ТВД связана с возможностью возникновения в определенных условиях отрицательной тяги винта, усложняющей пилотирование ЛА. Количественно оценку этой проблемы иллюстрирует рисунок 2.

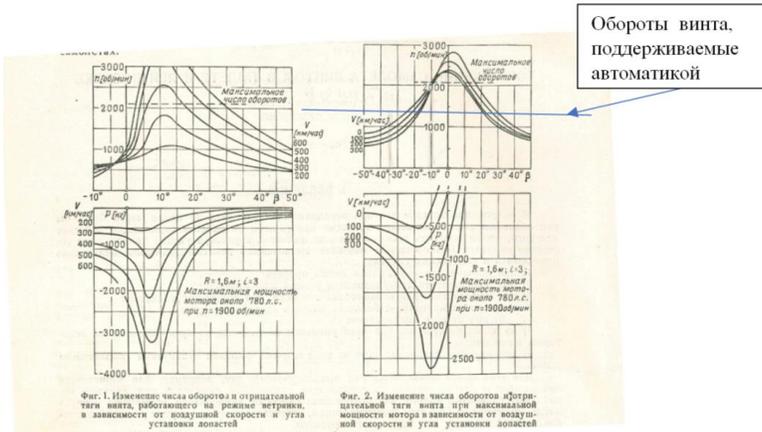


Рисунок 2. Основные параметры винта на режиме авторотации (ветряка) и при работе двигателя на фиксированных углах установки

Как известно, винты в авиации бывают двух основных схем: фиксированного (ВФШ) и изменяемого шага (ВИШ). На выше представленном рисунке показаны основные характеристики винтов фиксированного шага, позволяющие проводить анализ поведения любых винтов в полете.

Качественный анализ этого рисунка показывает следующее.

1. Чем больше скорость полета, тем большее влияние на уровень отрицательной тяги винта оказывает угол установки лопасти.

2. В режиме «ветряка» (двигатель выключен, а винт зафиксирован) отрицательная тяга имеет экстремум по углу установки (минимум), а при одинаковых углах — тем больше, чем больше скорость полета.
3. На зафиксированном угле установки лопасти максимум отрицательной тяги для режима «ветряка» возникает при $\phi_{\text{лоп}} = 5^\circ \dots 10^\circ$ (отрицательная тяга во всем диапазоне рабочих углов).

На винте с работающим на максимальном режиме двигателем максимальная отрицательная тяга реализуется на углах $\phi_{\text{лоп}} = -10^\circ \dots -20^\circ$. При этом переход к положительным тягам происходит с углов $\phi_{\text{лоп}} = +7^\circ \dots +10^\circ$ (чем больше скорость, тем больше угол), а недопустимая раскрутка винта возникает в диапазоне углов $+5^\circ \dots +30^\circ$ для режима «ветряка», и $-10^\circ \dots +10^\circ$ на зафиксированном винте и максимальной мощности двигателя.

Заметим, что для соосных винтов, связанных между собой дифференциальным редуктором и приводимым свободной турбиной, имеются дополнительные особенности, обусловленные с обеспечением синхронности вращения переднего и заднего винтов из-за разных утечек рабочей жидкости из гидравлических каналов их управления.

Из проведенного анализа следует, что проблемные зоны возникновения раскруток и отрицательных тяг в ТВД происходят в узких диапазонах углов установки лопастей. Блокирование выхода винта в проблемные зоны обычно выполняется ограничением минимального угла установки для ВИШ. Для выбора значения минимального полетного угла $\phi_{\text{ПУ}}$ необходимо иметь характеристики, представленные на рисунке 3.

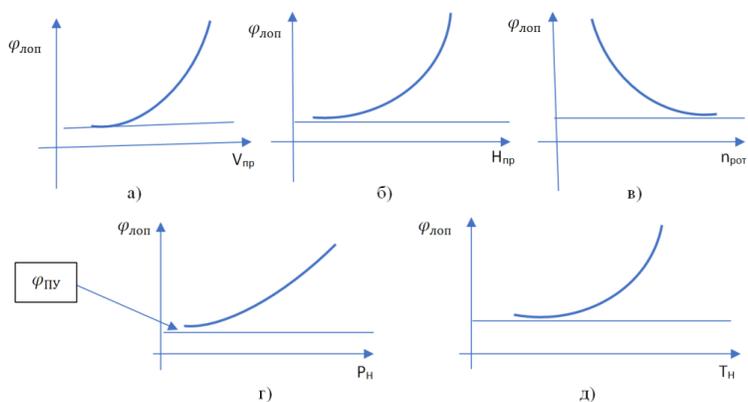


Рисунок 3. Характерное изменение углового положения лопастей винта от основных летных факторов ($N_{\text{СТ}} = \text{const}$)

Одной из важных специфических проблем для ТВД может оказаться влияние на динамику компрессорных лопаток неоднородности потока, формируемой комлевой частью лопастей винтов. Для оценки необходимости экспериментальной проверки значимости воздействия этого механизма рекомендуется предварительно определить отсутствие резонансных совпадений собственных частот ВНА и рабочих лопаток первой ступени компрессора с частотами неравномерной структуры потока.

Это можно выполнить с помощью диаграммы Кемпбелла (см. рис. 4) и использования нижеследующих соотношений.

Для всех соб. форм колебаний:

- лопаток направляющих аппаратов $F_{\text{соб. напр}} = kz f_{\text{ВВ}}$;
- рабочих лопаток $F_{\text{соб. раб}}(n_{\text{ТК}}) = kz (f_{\text{ТК}} \pm f_{\text{ВВ}}) = kz (f_{\text{ТК}} \pm i f_{\text{СТ}})$, где $K = \text{inter}$.

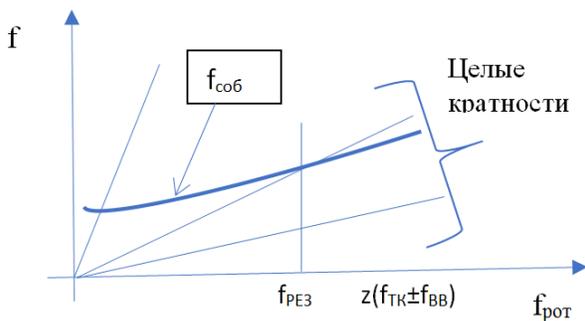


Рисунок 4. Диаграмма Кемпбелла вибронегрузки рабочих лопаток комлевой часть лопастей винта

Здесь: $f_{\text{ТК}}$ — обороты ротора турбокомпрессора во всем рабочем диапазоне;

$f_{\text{ВВ}}$ — обороты винта (в соответствии с заданным режимом двигателя);

z — число лопастей винта ($z = 6$ для ТВ7 — 117СТ);

k — целые числа из ряда 1..10;

$F_{\text{соб}}^i$ — частота собственных колебаний рабочей лопатки первой ступени компрессора;

Оценка для рабочих лопаток производится простым перебором значений целых чисел для каждого значения K — в формулах 3 и 4 весь ряд чисел из ряда m , а для направляющих лопаток — простым перебором значений целых чисел из ряда 1..10.

Если будет обнаружено совпадение частот собственных форм с частотами возбуждающих гармоник на типовых продолжительных режимах, для оценки до-

пустимости виброн нагружения рабочей лопасти первой ступени или направляющих лопаток компрессора необходимо будет на ранней стадии летных заводских испытаний целесообразно организовать тензометрирование этих лопаток (последовательно на моторном стенде, а затем на самолете).

В заключение этого раздела остановимся на анализе причин некоторых характерных для ТВД отказов, выявленных на этапе летных испытаний.

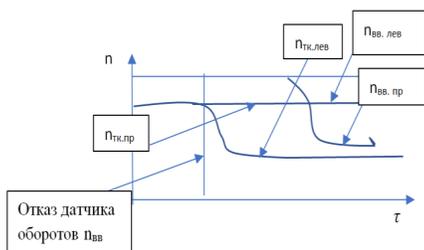


Рисунок 5. Иллюстрация негативного влияния неадекватного алгоритма управления положением лопастей винта («неотцеп» САУ) ТВД со свободной турбиной

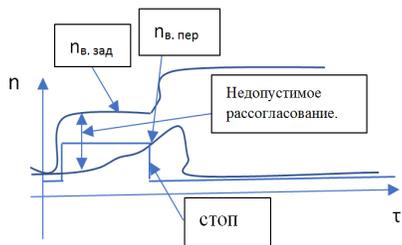


Рисунок 6. Иллюстрация неадекватного управления соосным винтом для ТВВД на запуске (идентификация «недопустимого рассогласования») частоты вращения переднего и заднего винтов, реализованного из-за разных утечек рабочей жидкости в каналах управления

Ситуация, изображенная на рисунке 5, закончилась катастрофой, а ситуация, иллюстрируемая рисунком 6, привела к значительным повреждениям двигателя с потерей его работоспособности.

Одним из негативных свойств ТВД является производимый им винтовой шум, как на местности, так и внутри салона. Основной причиной его неустранения является длина волны, соизмеримая с геометрическими размерами ЛА. При скорости звука $c \approx 330 \frac{м}{сек}$ и частоте излучения $f \approx 20 \frac{1}{сек}$ (среднестатистическая частота) она составит

$$\lambda = \frac{c}{f} \approx \frac{330 \left[\frac{м}{сек} \right]}{20 \left[\frac{1}{сек} \right]} \approx 15 \text{ м.} \quad (5)$$

В частности, заметим, что синхрофазация вращения винтов с помощью автоматики также не эффективна из-за необходимости абсолютной точности поддержания частот вращения винтов и, в принципе, из-за стоячей волны, возникновение которой не определяется граничными условиями (какой источник, действуя на фюзеляж, возбуждает внутрифюзеляжный шум). На местности в результате интерференции шум распространяется по чередующимся конусам «тень — пучность».

Вертолеты

Критическими для вертолетных ГТД со свободной турбиной являются режимы с раскрутками несущего винта с расстыковкой и последующим ударным включением муфты свободного хода (МСХ). Характерное изменение параметров полета с возникновением ударного включения муфты на вертикальном маневре вертолета при малой мощности двигателя на режиме ПМГ иллюстрируется рисунком 7.

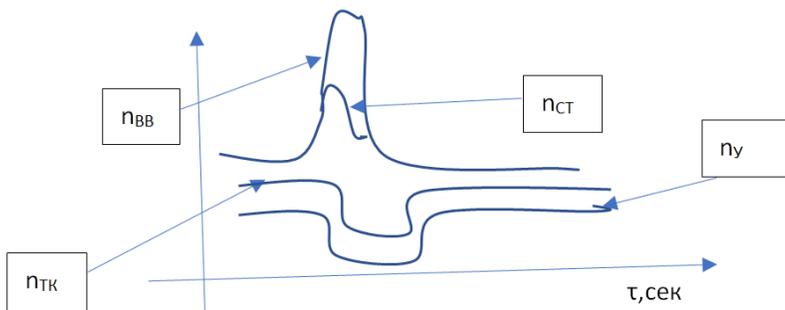


Рисунок 7. Особенности работы МСХ при недостаточной мощности свободной турбины при интенсивном маневре вертолета (ограничение оборотов раскрутки винта и увеличение ПМГ частично снимает проблему)

Проблема может быть решена выбором режима ПМГ. Этот режим не должен ограничивать маневренность вертолета (из-за большой мощности двигателей), обеспечивая нахождение МСХ в состыкованном состоянии при эксплуатационно допустимых раскрутках винта.

Другой проблемой вертолетных силовых установок является повреждаемость элементов двигателей вследствие температурной неравномерности, возникающей в выхлопной системе из-за необходимости отклонения выхлопной струи от осевого направления, что иллюстрирует рисунок 9.

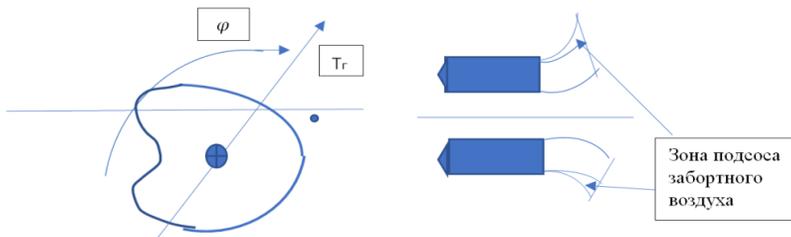


Рисунок 8. Характерное распределение температуры газа по окружности выхлопной системы

Устранение этой проблемы возможно за счет снижения диффузности выхлопного патрубка в сочетании с уменьшением угла поворота выхлопной струи.

Серьезной проблемой для вертолетов может оказаться возникновение крутильных автоколебаний хвостовой трансмиссии. Устранение указанной проблемы может быть обеспечено подбором фазовых задержек в канале управления топливом частоты вращения несущего винта.

Не исключена также проблема нагружения лопастей фенистрона из-за косого обдува его воздухозаборника.

Следует обратить внимание на проблему управления оборотами свободной турбины, связанную с наличием экстремума в зависимости ее мощности по частоте вращения ротора свободной турбины (см. рис. 9).

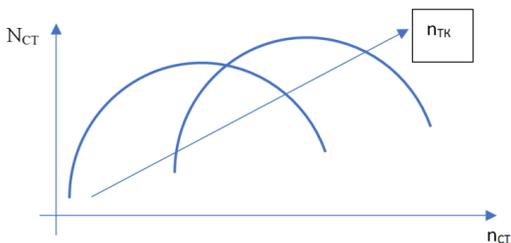


Рисунок 9. Характерный вид мощностной характеристики свободной турбины

$$n_{\text{экс}}^{\text{СТ}} = f(n_{\text{ТК}})$$

Наличие экстремума в мощностной характеристике необходимо учитывать в разработке алгоритма управления оборотами СТ. Это требует учета разного управляющего воздействия автоматики на двигатель до и после экстремума.

Большой проблемой является обеспечение в эксплуатации эффективной системы диагностики. Существующие системы имеют большие вероятности ошибок ложных срабатываний и пропуска дефекта.

По опыту авторов, можно значительно повысить эффективность таких систем за счет реализации концепции формирования допустимых пределов изменений используемого для диагностики параметра индивидуально для каждого экземпляра двигателя.

На рисунке 10 представлены основы реализации такого подхода при эксплуатационном контроле параметров вибраций двигателя.

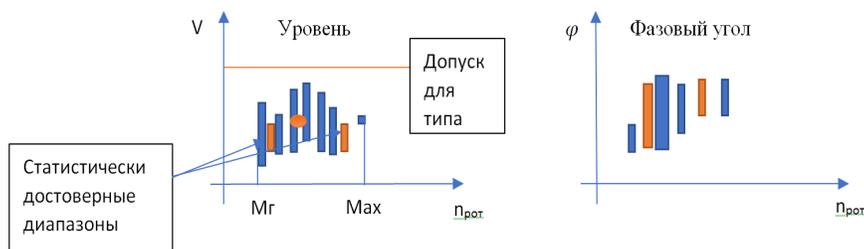


Рисунок 10. Статистически достоверные индивидуальные допуски на диапазон изменения контролируемых параметров роторных вибраций, характерных для нормальной работы двигателя

Заключение

1. Использование в качестве авиационных силовых установок ТВД, наряду с преимуществами (высокая экономичность в диапазоне дозвуковых скоростей полета), привносит и ряд проблем, в частности, зависящих от того, как осуществляется привод воздушного винта (от ротора двигателя или от свободной турбины). Основные проблемы для самолетов с ТВД связаны с взаимным влиянием двигателя и ЛА, главные из которых — косой обдув и образование отрицательной тяги.

Специфические проблемы вертолетных ГТД, работающих на привод воздушного винта, — обеспечение благоприятных условий работы МСХ и допустимый уровень термоупругих напряжений элементов горячей части из-за необходимости отклонения потоков выхлопных газов, а также необходимость учета повышенной упругости валов трансмиссии из-за их большой протяженности.

2. Большинство проблем газотурбинных силовых установок с ТВД устраняется конструктивными решениями либо эксплуатационными ограничениями на

выполнение отдельных режимов полета и работы двигателей. Так, для обеспечения устойчивости процесса регулирования режимами работы свободной турбины (СТ) требуется учет наличия экстремума ее мощности по частоте вращения ротора СТ и его изменение по режиму работы двигателя.

Для исключения автоколебаний вала хвостового винта вертолета в САУ силовой установки необходимо снижать чувствительность канала измерения оборотов к колебаниям трансмиссии, предусматривая в критических случаях возможность изменения величины запаздывания управляющего воздействия в каналах управления.

Для исключения предпосылок к происшествию из-за нераспознавания при неудачно выбранном замере встроенной в САУ системы контроля некоторых отказов требуется в обязательном порядке программно реализовывать особые алгоритмы управления, обеспечивающие своевременный «отцеп» от управления двигателем электронных каналов с переходом на резервный канал управления.

3. Особая проблема ТВД связана со снижением его винтового шума. Из-за образования внутри фюзеляжа стоячей акустической волны и большой длины акустической волны шум от винта не устраняется системой управления винтов за счет расфазации вращения винтов разных силовых установок. Для ЛА с ТВД также неэффективны и традиционные средства шумопоглощения и шумоизоляции.
4. Опыт использования при летных испытаниях ЛА индивидуального контроля двигателей по амплитуде и фазовому углу роторных вибраций показал его высокую эффективность и рекомендуется для использования в эксплуатации в дополнение к штатным методам.

Литература

1. *Червонок В. В.* Проблемы разработки экологически чистых ГТД. Труды № 570. Май, 2017, АО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова».
2. *Червонок В. В.* Эксплуатационные особенности турбовинтовых газотурбинных двигателей и основы методологии их летных испытаний. Труды № 576. Май, 2019, АО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова».
3. *Сухоцкий Е. И.* Торможение самолета винтом в полете и при посадке. Обзор переводов немецких трофейных материалов. № 14. — Издательство бюро новой техники МАП, 1947.
4. *Коровин Б. Б., Червонок В. В.* Перспективы повышения эффективности контроля динамического нагружения ГТД при летных испытаниях и эксплуатации. Труды X Всероссийской конференции по испытаниям и исследованиям свойств материалов. «ТестМат», ВИАМ, 2018. — 13 с.

О. А. Смоляков¹, Э. А. Оздобева²

¹ФГБУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва;

²ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

e-mail: ¹smolyakova@nrczh.ru; ²eaozdova@ciam.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДИЧЕСКИХ ОСНОВ ОБЛАСТИ ОЦЕНКИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЭТАПОВ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Аннотация. В статье описано развитие одного из направлений деятельности ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», технико-экономические исследования в области авиадвигателестроения. Представлены основная типовая структура стоимости жизненного цикла и характерные задачи в области технико-экономической эффективности, решаемые на различных этапах жизненного цикла. Представлена методика, используемая для исследования и оценки этапа опытно-конструкторских работ и программно реализованная в виде единого расчетного продукта. Также в работе намечены задачи, которые необходимо решить в будущем, и намечены возможные пути их решения.

Ключевые слова: технико-экономические исследования, аналитические модели, статистические методы, риск, идентификация риска, качественная оценка, количественная оценка, ожидаемые потери.

В условиях современных рыночных отношений разработка и внедрение инноваций являются решающим фактором успешного экономического развития страны. Инновационные процессы в настоящее время приобретают все большую значимость, определяя темпы и масштабы экономических процессов и сопутствующих им структурных изменений. Одним из примеров высоко рискованной инновационной деятельности является авиационное двигателестроение.

Предприятия авиационного двигателестроения, поставляя высокие технологии в гражданский сектор производства, обеспечивают высокий уровень технологического развития государства. Одним из таких предприятий является ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» (ЦИАМ).

На данный момент в ЦИАМ накоплен богатый опыт и создан уникальный методический аппарат технико-экономических исследований процессов разработки, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

Начало технико-экономическим исследованиям в области авиационных ГТД было положено в ЦИАМ в 1965 году. В секторе надежности двигательного подразделения была сформирована группа молодых специалистов, выпускников экономического факультета МАИ. Возглавил группу А. А. Морозов. Первые исследования, проводимые группой экономистов, были направлены на оценку эффективности повышения ресурса и надежности авиационных ГТД различного назначения. Параллельно с этими исследованиями постепенно развивалось углубленное изучение процессов разработки, серийного производства и эксплуатации авиационных ГТД, а также динамики технико-экономических показателей этих процессов.

Решение множества прикладных задач позволили коллективу вести уже полноценные научные исследования в области экономики двигателестроения и начать выпуск ряда нормативно-методических материалов.

Сложилось три основных направления технико-экономических исследований — в области экономики разработки, производства и эксплуатации авиационных ГТД. Руководителями этих направлений были С. Г. Степанов, А. В. Ждановский и И. А. Никонова. Общее руководство проводимыми исследованиями осуществлял А. А. Морозов. Позднее, когда А. А. Морозов стал начальником отдела надежности ГТД, было образовано два сектора: экономики разработки и производства (начальник А. В. Ждановский), экономики эксплуатации ГТД (начальник И. А. Никонова). Кроме решения практических задач по оценке и прогнозированию основных технико-экономических показателей этапов жизненного цикла (ЖЦ) разрабатываемых двигателей для самолетов различного назначения и выдачи соответствующих заключений, в секторах проводилась большая научно-методическая работа. Период 1980–1990 годов стал «золотым веком» экономического направления ЦИАМ. Штат сотрудников секторов постоянно расширялся и к середине 80-х годов превышал 15 человек. За это время было выпущено пять специализированных сборников «Экономика разработки, производства и эксплуатации авиационных ГТД». Авторами статей в сборниках под редакцией и при участии А. А. Морозова были практически все инженеры и молодые ученые секторов. К участию в сборниках привлекались специалисты из других научных организаций, ОКБ и заводов. В этот же период ведущими специалистами (А. А. Морозов, И. А. Никонова) были подготовлены 2 монографии по экономике эксплуатации авиационных ГТД.

По всем трем направлениям деятельности секторов выпускались отраслевые нормативно-методические материалы и руководства.

Особо следует отметить деятельность сотрудников секторов в области моделирования технико-экономических показателей и самих процессов создания и эксплуатации двигателей. Это работы С. Г. Степанова, Н. М. Крысовой — в области разработки ГТД; А. В. Ждановского, Н. Я. Ткачука — в области серийного производства двигателей и цен на двигатели в условиях мирового рынка; И. А. Никоновой, Г. Г. Иджияна, Т. С. Ерченковой — в области эксплуатации ГТД (работа получила медаль ВДНХ). На протяжении всего периода существования секторов проводились работы по оценке экономической эффективности увеличения ресурса и надежности двигателей, сравнительной экономической эффективности вариантов создания программ авиационных двигателей различного назначения, а также конструктивно-технологических решений в ряде двигателей. Разработанные методы, модели и программы внедрялись в КБ и на серийных заводах отрасли, на их основе формировались программы и планы производства и ремонта авиадвигателей.

В 1990-е годы специалисты отдела продолжали участвовать в основных тематических работах ЦИАМ, разрабатывать технико-экономические обоснования проектов новых и модернизируемых двигателей, проводить экспертизу бизнес-планов проектов разработок. Из новых направлений, появившихся за последнее десятилетие, следует отметить исследования по реструктуризации авиадвигателестроительной подотрасли, по вопросам импортозамещения, а также анализ перспектив развития гражданской авиации и обеспеченность ее двигателями.

Вместе с тем аппарат исследования в области технико-экономических исследований процессов разработки опытно-конструкторских работ (ОКР), производства и эксплуатации авиационных двигателей (АД) постоянно развивался и совершенствовался в ЦИАМ, опираясь на новые разработки в области вычислительной техники и средств программирования, отвечая на новые вызовы и адаптируясь к решению новых актуальных задач [1; 5].

На рисунке 1 представлены основные этапы ЖЦ авиационного двигателя, типовая структура стоимости ЖЦ и характерные задачи в области технико-экономической эффективности, решаемые на этих этапах.

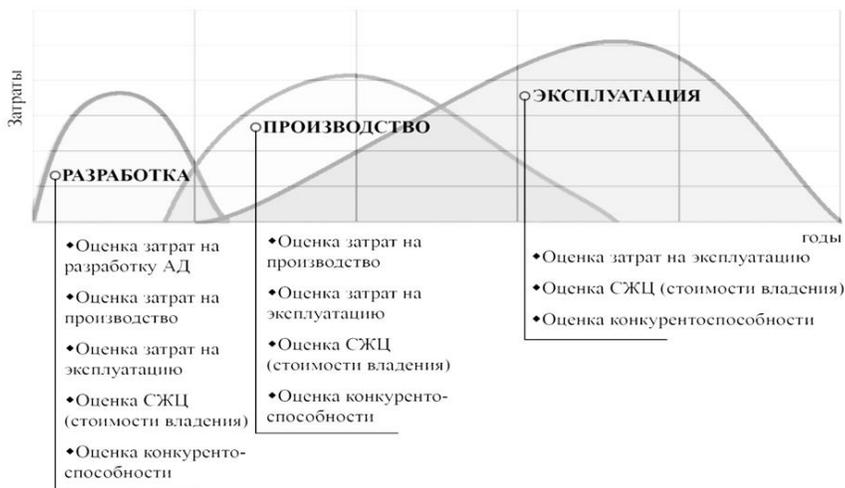


Рисунок 1. Основные задачи технико-экономического анализа разработки, производства и эксплуатации авиационных ГТД

Наибольший спектр задач приходится на этап разработки АД. Это объясняется важностью и ответственностью работ на данном этапе, от качества проведения которых зависит эффективность и успешность реализации проекта на всех стадиях ЖЦ авиадвигателя. Заблаговременное исследование потенциала разрабатываемых двигателей, предварительный технико-экономический анализ различных стадий ЖЦ позволяют рационально направлять усилия и распределять ресурсы для повышения эффективности проекта в целом.

Можно заметить, что однотипные задачи решаются на различных этапах ЖЦ АД. Однако, несмотря на схожий характер задач, для решения их, в зависимости от этапа, могут использоваться различные методические подходы. Методологический аппарат, используемый для целей технико-экономического анализа различных сторон авиадвигателестроения, опирается на методы прямого счета, аналитические модели, статистические методы и модели, имитационные модели [2].

В таблице 1 сведены данные об основных методах технико-экономического анализа, их преимуществах и недостатках.

Анализ основных методов технико-экономического анализа

Преимущества	Недостатки
Методы прямого счета	
(Используются принятые нормы на производство отдельных видов продукции; результат получают перемножением норм расхода на объем запланированных работ)	
<ul style="list-style-type: none"> • наибольшая точность полученных расчетов; • учет технологических особенностей процессов создания и эксплуатации АД; • нормативная и тарифная настраиваемость 	<ul style="list-style-type: none"> • трудоемкость счета; • большой объем фактологической информации; • затрудненность применения для априорных расчетов
Аналитические модели	
(Представляют собой явные математические выражения выходных параметров как функции от параметров входных и внутренних)	
<ul style="list-style-type: none"> • простота и удобство счета; • позволяют на ранних этапах создания АТ оценить влияние основных факторов на объем выпуска и числа ремонтов двигателей 	<ul style="list-style-type: none"> • усредненность и приближенность получаемых результатов для реальных парков АД; • затрудненность или невозможность учета ряда факторов, имеющих значение при оценке эксплуатирующихся АД
Статистические модели	
(Представляют собой математические уравнения, описывающие статистическую взаимосвязь между признаками)	
<ul style="list-style-type: none"> • простота применения; • приемлемая точность для предварительных расчетов 	<ul style="list-style-type: none"> • трудоемкость создания; • повышенные требования к статистической базе данных; • ограниченность применения в силу слабой адаптивности к изменению внешних условий
Имитационные модели	
(Логико-математическое описание объекта, используемое для экспериментирования на компьютере в целях проектирования, анализа и оценки функционирования объекта)	
<ul style="list-style-type: none"> • всестороннее исследование поведения системы при воздействии различных внешних факторов; • анализ влияния и эффективности управленческих решений 	<ul style="list-style-type: none"> • высокая трудоемкость создания; • большой объем исходной информации; • обязательность применения компьютерных средств

Разработанные ранее в ЦИАМ подходы были доработаны и усовершенствованы, в результате чего было создано программно-методическое обеспечение оценки и анализа экономической эффективности управления ЖЦ ГТД, основные элементы которого представлены в таблице 2.

Вместе с тем произошедшие в последние годы изменения в экономической сфере, финансовой, научно-технической, производственно-технологической сделали часть методов и моделей малоприменимыми или вовсе не приспособленными к решению ряда задач технико-экономического анализа в том виде, в котором они были изначально созданы.

Т а б л и ц а 2

Методическое обеспечение технико-экономического анализа различных этапов ЖЦ АД

Исследуемый этап	Инструмент		Методический подход	Этап применения
	№	Наименование		
Разработка	1	Модель срока разработки АД	Статистическая модель	ОКР
	2	Модель затрат на разработку	Статистическая модель	
	3	Модель определения материальных и трудовых затрат на разработку	Методы аналого-сравнительные и прямого счета	
Производство	4	Модель цены АД	Статистическая модель	ОКР, серийное производство
	5	Модель затрат на серийное производство	Аналитическая модель	
	6	Модель средней стоимости серийного образца	Аналитическая модель	
Эксплуатация	7	Имитационная модель функционирования парка ЛА и АД	Имитационная модель	ОКР, серийное производство, эксплуатация
	8	Модель расчета ПЭР	Методы прямого счета	

С этой целью было произведено обновление и уточнение состава программно-методического комплекса, а также осуществлено улучшение ряда программ в части их взаимодействия с исследователем и визуализации результатов. В результате уточненный программно-методический комплекс обеспечивает возможность в менее трудоемкой и наиболее наглядной форме решать задачи технико-экономического анализа, возникающие на различных стадиях ЖЦ двигателя, а

также может быть использован непосредственно для оценки стоимости ЖЦ и других технико-экономических показателей процесса создания и эксплуатации АД.

Авторами в данной статье представлена модель и методика в области технико-экономических исследований процесса разработки ГТД. Модель, используемая для исследования и оценки этапов опытно-конструкторских работ и серийного производства, программно реализована в виде единого расчетного продукта.

Под затратами на разработку двигателей $C_{ОКР}$ понимается материальные и трудовые ресурсы в стоимостном выражении, которые обеспечивают: расчеты и выпуск эскизного проекта; разработку технического проекта и рабочей конструкторской документации; изготовление, испытание и доводку опытных узлов; изготовление, испытание и доводку опытных образцов двигателя до требуемых в техническом задании (ТЗ) уровней эксплуатационно-технических характеристик; проведение высотных стендовых и (или) летных испытаний; проведение сертификационных испытаний [2].

На начальных этапах создания двигателя для прогнозирования затрат на ОКР обычно прибегают к укрупненным статистическим моделям, устанавливающим связь между величиной стоимости разработки ГТД и независимыми переменными, характеризующими параметры двигателя и условия его разработки [1; 3]. Путем доработки и адаптации имеющихся моделей получены зависимости для укрупненной оценки ожидаемых затрат на ОКР для ГТД различного назначения. Эти зависимости учитывают влияние на затраты размерности двигателя, температуры газа перед турбиной, преемственности разрабатываемого двигателя.

Для моделирования затрат на ОКР принята модель следующего вида:

$$C_{ОКР} = a_0 \cdot G_{В1}^{a_1} \cdot \pi_K^{a_2} \cdot \left(\frac{T_r}{1000}\right)^{a_3} \cdot (m + 1)^{a_4} \cdot \left(\frac{R_\Phi}{R_0}\right)^{a_5} \cdot K_{пр}^{a_6}, \text{ млн руб.}, \quad (1)$$

где $G_{В1}$ — расход воздуха через внутренний (I) контур двигателя, кг/с;

π_K — суммарная степень повышения давления;

T_r — максимальная температура газа перед турбиной, К;

m — степень двухконтурности;

R_Φ — максимальная форсажная взлетная тяга ($H = 0, M = 0$), кгс;

R_0 — максимальная взлетная бесфорсажная тяга ($H = 0, M = 0$), кгс;

$K_{пр}$ — коэффициент конструктивно-технологической преемственности разработки;

$a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6$ — статистические коэффициенты, отражающие влияние входящих в модель факторов.

Продолжительность разработки двигателей ($T_{\text{ОКР}}$) рассчитывается по статистической модели следующего вида:

$$T_{\text{ОКР}} = b_0 \cdot M_{\text{дв}}^{b_1} \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}}{1000} \right)^{b_2} \cdot (T - 2001)^{b_3} \cdot K_{\text{ПР}}^{-b_4}, \quad (2)$$

где $M_{\text{дв}}$ — масса проектируемого двигателя, т;

T_{Γ} — максимальная температура газа перед турбиной, К;

T — календарный год проведения расчета;

$K_{\text{ПР}}$ — обобщенный коэффициент преемственности проектируемого двигателя;

b_0, b_1, b_2, b_3, b_4 — статистические коэффициенты, отражающие влияние входящих в модель факторов.

Калибровка модели проводится с помощью поправочных коэффициентов. Уточненная реализация данной модели средствами VBA (Visual Basic for Applications) позволяет производить настройку модели за счет учета индекса цен по данным Минэкономразвития РФ и текущего курса рубля к доллару.

Более точные результаты дает модель, основанная на методах прямого счета по основным видам затрат, в сочетании с аналого-сопоставительными методами и методами экспертных оценок. Расчет проводится в ценах и условиях, действующих на время проведения расчета. При этом используются соответствующие данные по ценам на применяемые материалы, заработной плате и по уровню накладных расходов организации — разработчика АД. Суммарные затраты на разработку $C_{\text{ОКР}}$, оцененные в постоянных ценах, в соответствии с планом-графиком создания двигателя распределяются по календарным годам.

Для успешного решения задач управления и финансирования работ по созданию авиадвигателей может быть полезным знание ожидаемых ежегодных затрат на разработку АД. Оценка затрат, приходящихся на каждый год разработки, производится на листе Графики. Данный лист содержит распределение по годам суммарных затрат на разработку двигателей в соответствии со сроками и объемами, полученными на листе ОКР. Результаты расчетов приводятся в табличном и графическом виде. Все расчеты на листе Графики производятся автоматически и не требуют какого-либо вмешательства со стороны исследователя.

В целях осуществления более точных расчетов, которые позволят принимать эффективные управленческие решения, при оценке затрат в ходе разработки АД необходимо учитывать сопутствующие риски. В настоящее время на предприятиях авиационного двигателестроения отсутствует единая система управления рисками, способная реагировать на события, которые могут повлечь за собой финансовые потери, что делает рассматриваемую проблему особенно актуальной. Сложившаяся ситуация усиливает необходимость развития методов анализа рисков проектов в

секторе авиадвигателестроения авиационной промышленности, и особенно важной становится задача их оценки. Своевременная идентификация, качественный и количественный анализ рисков проекта позволят оценить возможные суммарные потери, которые может понести заказчик в ходе разработки перспективного АД, и повысить экономическую эффективность проекта.

В соответствии с данными портала Госпрограмм РФ в период с 2013 по 2018 год затраты на реализацию проектов подпрограммы «Авиационное двигателестроение» превысили бюджет почти на 1 млрд руб. [4]. Также были зафиксированы задержки при реализации отдельных работ по проектам, что впоследствии привело к дополнительным финансовым затратам. Возможность проявления рисков, способных оказать неблагоприятное влияние на ход выполнения проекта, является большой угрозой и может стать причиной серьезных финансовых потерь в процессе создания АД. В связи с этим возрастает необходимость внедрения системы анализа рисков на уровне разработки АД с ее дальнейшим совершенствованием.

Процедура управления рисками включает следующие шаги:

1. Определение ситуации.
2. Оценка риска.
3. Воздействие на риск.
4. Мониторинг и пересмотр.
5. Непрерывный обмен информацией и консультирование на протяжении всего процесса.

В ЦИАМ в рамках существующей системы технико-экономической оценки разработки АД планируется разработать, программно реализовать и внедрить блок оценки рисков, сопутствующих процессу создания АД и способных оказать негативное влияние на проект в целом.

Оценка риска включает идентификацию возможных факторов риска, их качественную оценку и дальнейшую количественную оценку, которая предположительно позволит определить суммарный эффект от реализации факторов риска в стоимостном выражении.

Идентификация риска в данном случае подразумевает составление структурированного исчерпывающего перечня всех возможных факторов, которые могут негативно сказаться на процессе разработки АД. Поскольку при принятии проектных решений статистические данные о неблагоприятных событиях в области авиадвигателестроения либо весьма малы по объему, либо отсутствуют, то рискованные ситуации измеряются альтернативным путем, а именно при помощи экспертных оценок, отражающих знания и опыт экспертов. Таким образом, на этапе идентификации риска планируется осуществить сбор всей необходимой информации о рискованных ситуациях, которым может быть подвергнут процесс разработки АД,

включая возможные неблагоприятные события, причины и природу их возникновения, а также сферы их влияния. Далее, располагая полным профилем риска, необходимо сформировать экспертную группу из ведущих специалистов ЦИАМ, каждому из которых будет предложено оценить возможность возникновения того или иного фактора риска и масштаб возможного ущерба от его реализации по шкале от 0 до 5. На основе экспертных мнений следует сформировать реестр рисков, содержащий весь перечень факторов, сгруппированных по видам риска, а также экспертные данные по указанным показателям и их усредненные оценки, отражающие степень важности каждого фактора риска и необходимых для последующей качественной оценки выявленных факторов риска.

На следующем этапе оценки рисков необходимо качественно оценить каждый из описанных в реестре факторов риска, чтобы выявить наиболее опасные из них [6]. Осуществить данную процедуру планируется при помощи карты рисков. Карта рисков позволяет визуально упорядочить выявленные рискованные ситуации по степени их негативного влияния на разработку АД.

Карта рисков делится на три зоны:

1. Зеленая зона — область пренебрежимого риска. Здесь влияние факторов на совокупный риск несущественно, и им можно пренебречь.
2. Желтая зона — область приемлемого риска. В данной зоне располагаются риски, оказывающие определенное влияние на разработку АД, но в допустимых для заказчика пределах.
3. Красная зона — область катастрофического риска. В данной части карты располагаются факторы риска, оказывающие значительное негативное влияние на процесс разработки АД и требующие принятия мер по его снижению.

Далее в рамках этапа качественной оценки риска следует провести ранжирование факторов риска из красной зоны. Решение данной задачи позволяет получить ранжированный по степени влияния на совокупный риск проекта перечень факторов риска. Одним из подходов к ее решению является использование метода анализа иерархий, суть которого состоит в иерархической декомпозиции рассматриваемой проблемы на более простые составляющие элементы и в экспертной количественной оценке степени их взаимодействия в иерархии.

Алгоритм данного метода предполагает следующие шаги:

1. Представление системы наиболее опасных рисков и их факторов в виде иерархии.
2. Определение весовых коэффициентов видов рисков и их факторов при помощи построения и анализа матриц попарных сравнений.
3. Проверку суждений экспертов на согласованность.

4. Построение ранжированного перечня факторов риска проекта путем вычисления и анализа комбинированных весовых коэффициентов.

Полученные путем ранжирования данные могут быть использованы для дальнейшей количественной оценки риска разработки АД и последующей подготовки мер воздействия на наиболее опасные факторы риска.

Этап количественной оценки предполагает представление полученных на этапе качественного анализа данных в стоимостном выражении. В рамках данного этапа предполагается разработать и программно реализовать математическую модель, которая позволит оценить уровень ожидаемых потерь проекта в зависимости от интенсивности проявления факторов риска каждого этапа разработки АД. Часть параметров, подаваемых на вход модели, также планируется получить экспертным путем, остальную группу переменных — статистическим.

Также на основе данной модели будет предложен метод, позволяющий оценить ожидаемые потери (риски) каждого этапа разработки АД и в итоге оценить совокупный риск проекта. Применение данного метода позволит обоснованно учесть риски на всех этапах процесса и дать заключение о целесообразности его реализации.

Оценка уровня потерь проекта начинается с поочередного анализа риска на каждом этапе разработки АД при помощи планируемой математической модели. Если размер выявленных ожидаемых потерь R_1 окажется выше критического порога K_2 , то идентифицированные факторы риска оказывают катастрофическое влияние на потери проекта и можно рекомендовать отказаться от его реализации или же попытаться внести существенные корректировки в первоначальную концепцию. Если уровень потерь окажется ниже порога K_1 , то потери являются допустимыми и можно рекомендовать переходить на следующий этап. В случае если размер выявленных ожидаемых потерь будет лежать в допустимых пределах, потери проекта на оцениваемом этапе являются приемлемыми и заказчики имеют возможность продолжить реализацию проекта, но с некоторыми дополнительными затратами. Если в ходе анализа риска проекта по предложенной схеме ни на одном из шагов не было принято решения об отказе от дальнейшего продолжения проекта, то на последнем шаге производится итоговый расчет совокупного риска и оценка целесообразности запуска проекта.

Литература

1. Григорьев В. А., Ждановский А. В. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: изд-во Самар. гос. аэрокосм. университета, 2009. — 202 с.

2. *Клочков В. В.* Управление инновационным развитием гражданского авиастроения. — М.: МГУС, 2009.
3. *Костромина Е. В.* Определение себестоимости авиаперевозок в РФ и за рубежом. — МГТУ ГА, 2003.
4. *Оздоева Э. А.* Анализ рисков инновационных проектов по разработке авиационных двигателей в России // сборник тезисов докладов конгресса молодых ученых. 2019 [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://kmu.itmo.ru/digests/article/1222>.
5. *Рогуленко Т. М., Смоляков О. А.* Методика оценки экономической эффективности этапа эксплуатации жизненного цикла авиационных двигателей // Управление. 2019, 7 (1). — С. 91–95.
6. *Тимофеева Т. Б., Оздоева Э. А.* Качественный анализ рисков инвестиционного проекта. // Материалы 21-й Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы управления — 2016». — М., ГУУ. — С. 96–98.

А. Я. Дмитриев, Т. А. Митрошкина, А. А. Назаров

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С. П. Королева»
dmitriev57@rambler.ru

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДАМИ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА QFD И FMEA

Аннотация. Особенности современного самолетостроительного производства определяют характеристики авиационной техники, поэтому процедура подготовки производства перспективных авиационных комплексов (ПАК) и других сложных изделий авиационной техники определяется в основном их характеристиками. В отличие от других изделий машиностроения, ПАК и узлы авиационной техники обладают рядом специфических особенностей, которые отражаются на технологиях проектирования и производств авиационного предприятия: многодетальность самолета, большая номенклатура используемых материалов и полуфабрикатов, сложность пространственных форм и высокие требования по точности к аэродинамическим обводам, высокие требования к качеству самолета в целом и его отдельным элементам и др. В данной работе предлагается применение современных методов менеджмента качества QFD и FMEA для совершенствования параметрического проектирования с целью повышения конкурентоспособности и надежности сложных изделий авиационной техники. Показана возможность сокращения доработок и затрат на ранних этапах проектирования и разработок.

Введение

В авиационной отрасли действует стандарт перспективного планирования авиационной техники APQP AS9145 [1], разработанный международной аэрокосмической группой IAQG и предназначенный для планирования и реализации нового проекта. На основных этапах проектирования и разработки предусматривается применение инженерных методик (рис. 1).

Характеристики разрабатываемой авиационной техники во многом определяют особенности современного самолетостроительного производства, поэтому процедура подготовки производства перспективных авиационных комплексов (ПАК) и других сложных изделий авиационной техники определяется в первую очередь их характеристиками [2]. В отличие от других изделий машиностроения, ПАК и узлы авиационной техники обладают рядом специфических особенностей, которые отражаются на технологиях проектирования и производств авиационного

предприятия: многодетальность самолета, большая номенклатура используемых материалов и полуфабрикатов, сложность пространственных форм и высокие требования по точности к аэродинамическим обводам, высокие требования к качеству самолета в целом и его отдельным элементам, большая трудоемкость сборочных, монтажных и испытательных процессов, частая смена объектов производства, большой объем работ по подготовке производства. Поэтому ошибки и недоработки на ранних этапах планирования и проектирования сказываются значительными затратами времени и ресурсов на более поздних этапах проектирования и разработки авиационной техники.

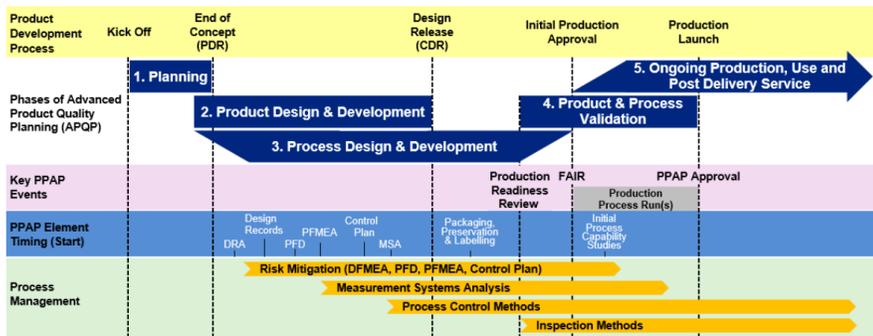


Рисунок 1. Процессы и основные методы APQP

В связи с указанными особенностями авиационной техники, необходимостью опережающей разработки с целью достижения необходимой конкурентоспособности и надежности АТ необходимо на ранних этапах проектирования обеспечивать качество и устойчивость характеристик сложных изделий авиационной техники к последующей потенциальной изменчивости в производственных процессах и эксплуатации.

Робастное проектирование сложных изделий авиационной техники

Этап проектирования изделия играет огромную роль при планировании и обеспечении качества. При этом одним из актуальных инструментов разрешения проблем, возникающих на этом этапе, являются робастные подходы к проектированию, или методы Г. Тагути. Под робастным проектированием с использованием методов Тагути подразумевается подход к обеспечению качества, целью которого является создание робастных, то есть устойчивых к шумовым факторам, систем

путем минимизации вариаций показателей качества по объективному критерию робастности под названием «отношение сигнал/шум» [3].

Конечная цель методов усовершенствования проектирования изделия — сделать выходные характеристики изделия нечувствительными к изменчивости окружающей среды, деградации изделия и несовершенствам производства. Основой статистического управления качеством является понимание того, что изменчивость — неизбежный факт. Улучшение проектирования изделия и процесса его производства позволяет сократить затраты на производство и эксплуатацию изделия.

Концепция Г. Тагути включает целый ряд ключевых моментов, среди которых использование функции потерь качества и принципа робастного проектирования [3; 4]. Цикл жизни любой продукции Г. Тагути разделил на две неравные части: разработка и внедрение изделия — все то, что предшествует производству изделия; собственно производство и эксплуатация. Именно на ранних этапах проектирования имеется возможность не ужесточать контроль и не использовать совершенное, дорогостоящее оборудование, а проектировать продукцию таким образом, чтобы ее характеристики в наименьшей степени были подвержены разбросу/изменчивости из-за несовершенства самого производственного процесса, изменчивости условий окружающей среды, неоднородности сырья и других факторов, которые неизбежны при дальнейшем производстве и эксплуатации продукции [3].

Г. Тагути ввел трехэтапный подход к установлению номинальных значений параметров изделия и процесса и допусков на них: системное проектирование, параметрическое проектирование и проектирование допусков. На этапах системного и параметрического проектирования применяется метод развертывания функции качества. На этапах параметрического проектирования и проектирования допусков применяется метод робастного проектирования, технологической основой которого является планирование эксперимента DoE (табл. 1).

Т а б л и ц а 1

Этапы проектирования и методы обеспечения качества

Этап	Результат	Основные методы
Системное проектирование	Выбор наилучшего варианта концепции, определение модели изделия с учетом требований потребителя и условий производства	QFD
Параметрическое проектирование	Оптимизация выбранного варианта с учетом погрешности исходных данных	QFD, Robust Design
Проектирование допусков	Определение допусков для выбранных параметров	Robust Design

Системное проектирование — процесс применения научных и инженерных знаний к разработке модели изделия. Модель изделия определяет начальные значения параметров изделия (или процесса). Системное проектирование включает учет как требований потребителя, так и производственных условий. Изделие не удовлетворит требованиям потребителя, если они не учитываются при проектировании. Подобным же образом проектирование процесса изготовления требует понимания условий производства. Параметрическое проектирование — процесс идентификации таких значений параметров изделия (или процесса), которые уменьшают чувствительность конструкции к источникам изменения параметров [3].

Использование нелинейных влияний параметров изделия (или процесса) на выходные характеристики для уменьшения чувствительности инженерных разработок к источникам разброса составляет существо параметрического проектирования. Поскольку параметрическое проектирование уменьшает вариацию выхода путем уменьшения влияния источников разброса эффективней, чем с помощью их контроля, оно является высокоэффективным методом для улучшения инженерных разработок. Проектирование допусков — процесс определения допусков вблизи номинальных значений, которые идентифицированы с помощью параметрического проектирования. Проектирование допусков включает поиск компромисса между потерями потребителя, которые связаны с вариацией выхода, и увеличенных производственных затрат.

QFD как метод реализации требований потребителей, структурного и параметрического проектирования

Ключевой задачей обеспечения качества и повышения эффективности является своевременное и точное определение (идентификация) характеристик качества продукции и технологических процессов. От решения этой задачи зависят дальнейшие этапы жизненного цикла продукции и, в конечном итоге, конкурентоспособность организации и эффективность [4; 5].

Современным методом трансформации требований потребителя в непосредственные характеристики новой (или модернизируемой) продукции и идентификации качества является метод QFD. Целью применения метода является преобразование запроса потребителя (требований и ожиданий) в технические характеристики продукции и рабочие инструкции, визуализация, документирование и планирование качества продукции. Основным элементом QFD является именно развертывание требований потребителя в производстве и достижение соответствующих технических характеристик, отвечающих ожиданиям потребителя. То есть речь в

данном случае идет о подготовке производства к выпуску нового изделия с сокращением сроков подготовки производства на 30–50% [4; 5].

Одним из наиболее эффективных современных подходов робастного проектирования и управления качеством является технология развертывания функции качества (QFD), которая давно и с успехом используется различными компаниями в Японии и США, а в последнее время широко внедряется и в Европе [4; 5; 7; 8; 9]. Данная технология применяется в различных отраслях как для простых, так и для сложных технических систем. В 2015 году выпущен международный стандарт ISO 16355-1, описывающий общие принципы и перспективы QFD [8]. Цель QFD — обеспечение такого качества создаваемой продукции на каждом этапе жизненного цикла, которое бы гарантировало получение конечного результата, соответствующего требованиям и ожиданиям потребителя.

К проектируемому летательному аппарату (ЛА) предъявляются следующие требования [3]:

1. Требования назначения.
2. Требования функциональной эффективности.
3. Требования безопасности.
4. Общетехнические требования.
5. Специфические требования.

В общем виде основными элементами проектируемого ЛА являются: планер; силовая установка; система управления; прочие системы. Построение предварительной матрицы QFD для летательного аппарата (рис. 2) демонстрирует, что при проектировании ЛА наибольшее внимание необходимо уделить силовой установке (приоритет составляет 45%). От правильного выбора или проектирования силовой установки (двигателя) во многом зависит реализация требований и надежность летательного аппарата. Значимость требования оценивалась экспертно по 10-балльной шкале, при этом значимость требований безопасности установлена максимальной (10 баллов). Взаимосвязь элементов ЛА и требований оценивалась экспертно по традиционной шкале QFD: 9 — сильная взаимосвязь, 3 — средняя, 1 — слабая.

В качестве объекта для данной работы выбран беспилотный летательный аппарат (БПЛА), проектируемый Центром беспилотных систем Самарского университета [6; 10]. Для концептуального (системного) проектирования наблюдательно-го беспилотного летательного аппарата в качестве требований потребителя рассмотрены его эксплуатационные требования. Этот тип летательных аппаратов не имеет ограничений, связанных с экипажем. Поэтому в качестве требований потребителя не рассматривались эргономические аспекты и вопросы безопасности экипажа.

Значимость отн., %	Значимость	Элементы ЛА Обобщенные требования к ЛА	Планер	Силовая установка	Системы управления	Прочие системы
25.7	9.0	Назначение (масса, габариты)	○	○	▲	▲
22.9	8.0	Функциональная эффективность	○	○	○	▲
28.6	10.0	Безопасность	▲	○	○	▲
14.3	5.0	Общетехнические требования	▲	○	▲	▲
8.6	3.0	Специфические требования	○	▲	▲	▲
Приоритет, а бс.			505.7	660.0	202.9	100.0
Приоритет, отн., %			34.4	44.9	13.8	6.8

Рисунок 2. Обобщенная матрица QFD для летательного аппарата

Перечень требований сформирован на основе возможностей беспилотника «Фотон-601». Требования потребителя, предъявляемые к высотному беспилотному летательному аппарату с большой продолжительностью полета, совпадают с его эксплуатационными требованиями: максимальная дальность связи (>100 км); возможность управления на большом расстоянии; дальность полета (>1 920 км); возможность стабильного полета (>15 ч); максимальная зона наблюдения целевой аппаратуры с хорошим качеством изображения; многообразие использования; максимальная полезная нагрузка (>5 кг); рабочая высота (от 1000 до 5 000 м); минимальная масса БПЛА (30 кг); возможность быстрого перемещения; низкая стоимость; быстрая сборка/разборка и легкая транспортировка.

Для оценки значимости требований в данном случае использовалась матрица парных сравнений. В ходе исследования были опрошены эксперты Центра беспилотных систем Самарского университета. На основе их оценок был рассчитан средневзвешенный коэффициент значимости каждого требования потребителя. Наиболее значимыми требованиями являются максимальная дальность связи, возможность управления на большом расстоянии и дальность полета.

Для проведения QFD первого уровня в качестве технических характеристик выбраны летно-технические характеристики летательного аппарата: максимальная

взлетная масса, кг; масса полезной нагрузки, кг; относительный коэффициент полезной нагрузки, кг; крейсерская скорость, км/ч; максимальная скорость полета, км/ч; радиус действия, км; дальность передачи видеоматериалов, км; продолжительность полета, час.; практический потолок, м; ограничение скорости ветра у поверхности Земли при старте, м/с; гарантированный ресурс, угол обзора места; угол поворота камеры; время развертывания, мин.

Проведение QFD объекта исследования с использованием данных бенчмаркинга идентифицированы наиболее приоритетные характеристики, влияющие на реализацию специфические для объекта требования потребителей: радиус действия БПЛА (15 %) и дальность передачи видеоматериалов (13 %). На системном/концептуальном уровне проектирования необходимо достижение перспективных (конкурентоспособных) значений этих характеристик.

Для проведения QFD 2-го уровня необходимо учитывать, что БПЛА по отношению к базовому ЛА содержит дополнительные элементы: приемопередатчик, целевая нагрузка, источники энергии (питания). На втором уровне QFD рассматриваются характеристики компонентов БПЛА, включая характеристики планера, приемопередатчика, целевой нагрузки, характеристики силовой установки, источников энергии (питания).

По результатам QFD 2-го уровня наиболее приоритетными характеристиками являются характеристики приемопередатчика телеметрии и приемопередатчика автопилота (скорость, качество данных, защищенность). Использование усовершенствованных приемопередатчиков влияет на возможность улучшения общих характеристик: радиус действия, дальность передачи видеоматериалов, что в свою очередь позволяет выполнить перспективные требования потребителей.

Решением задачи оптимального проектирования многоцелевых беспилотных комплексов исторически занимаются давно. Принципиальные отличия постановки «внутренней» оптимизационной задачи от традиционной задачи оптимального проектирования: в рыночных условиях в число требований включается цена изделия; критерием является целевая функция разработчика и производителя БПЛА, с учетом согласования интересов производителя с интересами потенциальных заказчиков; не считается необходимым удовлетворить (тем более оптимальным, в некотором смысле, образом) запросы всех потенциальных заказчиков, поскольку им доступны и альтернативные решения.

В развертывании функции качества QFD с учетом наличия конкурирующих производителей маркетинговый анализ БПЛА может быть проведен по следующему алгоритму: 1) необходимо найти оптимальный состав модельного ряда, характеристик и цен изделий при заданных составах модельных рядов, характеристиках и ценах изделий конкурентов, 2) решить аналогичные оптимизационные задачи

для каждого из конкурирующих производителей, считая поведение всех остальных предприятий неизменным. Далее шаги повторяются до тех пор, пока изменения структуры и значений характеристик станут относительно малыми.

Анализ видов и последствий потенциальных несоответствий (FMEA) для снижения рисков доработок на ранних этапах проектирования

Метод анализа видов и последствий потенциальных несоответствий (FMEA) — эффективный инструмент повышения качества разрабатываемых технических объектов, направленный на оценку и предотвращение несоответствий и/или снижение негативных последствий от них на ранних стадиях проектирования. FMEA может быть применен также для анализа планируемых доработок и совершенствования конструкции и процессов. FMEA позволяет проанализировать потенциальные дефекты, их причины и последствия, оценить риски их появления и вероятности обнаружения до поставки продукции потребителю и принять меры для устранения или снижения вероятности и ущерба от их появления, и в конечном итоге повысить надежность сложного изделия авиационной техники [2].

На этапе первоначального проектирования сложного технического изделия можно предусмотреть самые современные решения на достигнутом техническом уровне и предотвратить последующие доработки. Для существующих изделий применение FMEA решает следующие задачи: определение «слабых» мест конструкции и принятие мер по их устранению; получение сведений о риске отказов предложенного и альтернативных вариантов конструкции; доработку конструкции до наиболее приемлемой с различных точек зрения: технологичности, удобства обслуживания, надежности; сокращение дорогостоящих экспериментов [2].

FMEA следует проводить на этапе проектирования, до появления несоответствия, а также немедленно после выявления несоответствия или причин, приводящих к его появлению, чтобы не допустить последствий или максимально снизить их риск в данном и аналогичном изделиях и процессах. Затраты на проведение анализа и внедрение корректирующих/предупреждающих действий при проектировании, разработке процессов и подготовке производства значительно ниже, чем последующие затраты на аналогичные действия в серийном производстве, проводимые по факту обнаружения несоответствий. Метод FMEA также рекомендуется применять при изменении условий эксплуатации технического объекта, требований заказчика, при модернизации конструкций или технологических процессов. Своевременность является важнейшим условием эффективности метода анализа видов, причин и последствий несоответствий.

Приоритетное число риска (ПЧР) по каждому потенциальному несоответствию рассчитывается как произведение баллов значимости последствия несоот-

ветствия (S), вероятности возникновения (O) и вероятности обнаружения и предупреждения (D), которые оцениваются экспертно по 10-балльной шкале. Баллы S, O, D — определяются экспертно по 10-балльной шкале исходя из методики FMEA и существующих подтверждающих документов и статистических данных. В случае оригинального проекта, новой конструкции и процессов используются данные ближайших аналогов.

Для анализа рисков невыполнения требований к объекту исследования был проведен FMEA конструкции БПЛА и его элементов. Выявлено, что для выбранного объекта наибольшие риски представляют характеристики: «дальность передачи видеоматериалов, км», «максимальная взлетная масса, кг». Таким образом, дополнительный анализ рисков FMEA при проведении QFD 1-го уровня в данном случае привело к увеличению приоритета характеристики «максимальная взлетная масса, кг» на концептуальном/системном этапе проектирования.

При проведении FMEA для анализа рисков невыполнения требований к элементам БПЛА выявлено, что наибольшие риски представляют характеристики приемопередатчика телеметрии и приемопередатчика автопилота (скорость, качество данных, защищенность). Анализ рисков FMEA при проведении QFD 2-го уровня привело также к увеличению приоритета характеристик опτικο-электронной системы на этапе проектирования элементов летательного аппарата.

Заключение

В работе выявлены наиболее важные направления улучшения сложного изделия авиационной техники с учетом его специфичности. Применение современных методов менеджмента качества QFD и FMEA для совершенствования параметрического проектирования сложных изделий авиационной техники позволяет на раннем этапе планирования качества, проектирования выявить и учесть наиболее важные характеристики как с точки зрения требований, так и с учетом потенциальных рисков. При проведении глубокого структурно-параметрического анализа на ранних этапах разработки возможно сокращение последующих доработок и затрат. Дальнейшее применение методов робастного проектирования Г. Тагути и методов цифрового моделирования, например, в системе ANSYS, позволит определить значения приоритетных характеристик, наиболее устойчивых к изменчивости внешних факторов.

Литература

1. Сайт авиационной группы по качеству IAQG. Supply Chain Management Handbook (SCMH) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.sae.org/iaqg/>.

2. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.* Робастные подходы при подготовке производства элементов пак из композиционных материалов // В сб.: Управление качеством. Избранные научные труды Шестнадцатой Международной научно-практической конференции. 2017. — С. 177–181.
3. *Леон Р.* Управление качеством. Робастное проектирование. Метод Тагути / пер. с англ. — М.: Сейфи, 2002. — 384 с.
4. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А., Ваиуков Ю. А.* Робастное проектирование и технологическая подготовка производства изделий авиационной техники / учеб. пособие. — Самара: изд-во СГАУ, 2016. — 76 с.
5. *Митрошкина Т. А., Дмитриев А. Я. И др.* Современные инновационные методы структурирования качества продукции и управления рисками // Вестник Казанского технологического университета. 2014. Т. 17, № 8. — С. 330–332.
6. *Комаров В. А., Боргест Н. М. и др.* Концептуальное проектирование самолета / учеб. пособие. 2-е изд., перераб. и доп. — Самара: изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2013. — 120 с.
7. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.* Проектирование качества продукции на основе параметрической идентификации моделей, требований потребителей, знаний: онтологическая парадигма / Онтология проектирования. 2015. Т. 5, № 3 (17). — С. 313–327.
8. International standard ISO 16355-1. Application of statistical and related methods to new technology and product development process — Part 1: General principles and perspectives of Quality Function Deployment (QFD) — Введ. 2015-01-01. — Введен впервые. — 83 с.
9. *Dmitriev A., Mitroshkina T.* Improving the efficiency of aviation products design based on international standards and robust approaches // В сб.: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 2019. DOI [Электронный ресурс]. URL: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/476/1/012009>.
10. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А., Назаров А. А.* Планирование качества беспилотного летательного аппарата на основе методов менеджмента качества и цифрового моделирования в системе ANSYS // Избранные научные труды Восемнадцатой Международной научно-практической конференции «Управление качеством», 14–15 марта 2019 года / ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». — М.: Пробел-2000, 2019. — С. 126–130.

Е. С. Чернышев, И. Ф. Иванова, Н. О. Никулина

ПАО «ОДК-Уфимское моторостроительное производственное объединение», Уфа
ivanovaif@yandex.ru

К ВОПРОСУ О НЕОБХОДИМОСТИ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В УПРАВЛЕНИИ ИННОВАЦИОННЫМИ ПРОЕКТАМИ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

Аннотация. При управлении крупными инновационными проектами актуальной задачей является своевременное оказание необходимой поддержки принятия решений всем его участникам. Целью исследования является развитие методологических и теоретических основ управления инновационными проектами в условиях неопределенности и рисков, а также разработки новых интеллектуальных методов анализа данных и инструментальных средств поддержки принятия решений при возникновении проблемных ситуаций. Для повышения эффективности реализации инновационных проектов, а также снижения рисков и обеспечения качественного мониторинга и контроля выполнения запланированных руководителем проекта мероприятий предлагается использовать методы интеллектуального анализа данных и управления знаниями, позволяющие на основе прошлого опыта выполнения удачных и неудачных проектов прогнозировать и направлять ход реализации текущих проектов.

Результатом проводимых исследований является интегрированная онтология поддержки принятия решений при управлении инновационным проектом на примере одного из ведущих промышленных предприятий России ПАО «ОДК-УМПО», входящего в Объединенную двигателестроительную корпорацию.

Введение

В настоящее время на многих промышленных предприятиях активно внедряются корпоративные системы управления проектами, целью которых является обеспечение эффективного использования временных, человеческих и финансовых ресурсов, выделяемых на развитие и совершенствование деятельности объединения посредством грамотного планирования, организации и контроля исполнения проектов на протяжении всего их жизненного цикла.

Для повышения эффективности выполнения проектов разработаны и успешно применяются в различном сочетании множество решений — от основополагающих методов проектного менеджмента до методов математического моделирования и принятия решений. Тем не менее, согласно статистике, только половина всех проектов заканчивается в срок, с заданным качеством и в рамках согласованного

бюджета, у остальных проектов либо есть отдельные недостатки, либо они и вовсе не завершаются.

В крупных инновационных проектах, реализуемых в рамках корпорации или федеральных целевых программ и имеющих, как правило, высокую степень неопределенности при оценке текущей ситуации и сжатые сроки, особенно актуальной является проблема принятия своевременных и грамотных решений с целью исключения рисков срыва сроков реализации проектов или некачественного выполнения работ. Использование в таких условиях только лишь стандартов и методов проектного управления недостаточно для достижения поставленных целей. В первую очередь необходимо искать причинно-следственные связи, приводящие к неудачам проектов на различных стадиях их жизненного цикла, и устранять вероятные проблемы еще до их возникновения. Для решения этих задач как нельзя лучше подходят методы интеллектуального анализа данных и управления знаниями, позволяющие на основе прошлого опыта выполнения удачных и неудачных проектов прогнозировать и направлять ход реализации текущих проектов.

С целью разработки методологии внедрения единой Базы знаний (БЗ) в виде информационной системы, обеспечивающей эффективный поиск и хранение знаний и опыта, накопленных проектными командами для принятия тех или иных решений, необходимо провести обзор существующих методов и технологий анализа данных и управления знаниями, выявить проблемы управления инновационными проектами машиностроительных предприятий и рассмотреть используемые в ПАО «ОДК-УМПО» виды поддержки принятия решений, оказываемых на разных уровнях управления проектами. При успешном комбинировании различных техник и внедрении единой БЗ дальнейшим ее развитием будет являться информационная система поддержки принятия решений, созданная с учетом функциональных возможностей корпоративной системы управления проектами предприятия, анализирующая в автоматическом режиме сложившуюся ситуацию и на основе имеющихся знаний и данных выдающая рекомендации о необходимых действиях.

1. Проблемы управления инновационными проектами машиностроительных предприятий

При реализации крупных инновационных проектов на машиностроительном предприятии и включении в число участников проекта представителей предприятий-кооперантов или государственных структур (министерств, ведомств, органов государственной власти и управления), с одной стороны, возрастает мера ответственности руководителя проекта за соблюдение основных ограничений проекта, с другой — существенно удлиняется цепочка принятия решений и повышается степень неопределенности как в оценке текущей ситуации, так и в прогнозировании

последствий принимаемых решений. Такие проекты обычно являются составными частями государственной программы, реализуемой в течение длительного времени, а чем протяженнее проект, тем более непредсказуемой становится среда его реализации (высокая изменчивость внешней среды проекта, включая изменение государственной политики, внешнеполитической ситуации, приоритетов финансирования, появление новых технологий).

Один из примеров инновационных проектов, реализуемых в производственной среде, — проект «Реконструкция и техническое перевооружение производственной базы ПАО «ОДК-УМПО» для производства компонентов и агрегатов вертолетных двигателей типа ТВ3-117 и ВК-2500» [www.umpro.ru], который является одним из этапов целой Программы по организации серийного производства вертолетных двигателей на территории Российской Федерации. До реализации программы импортозамещения двигателя ВК-2500, предназначенного для большинства вертолетов типа «Ми» и «Ка», в страну поставлялись двигатели, производившиеся исключительно за рубежом или в кооперации с украинской компанией ОАО «Мотор-СИЧ». В 2013 году освоено производство двигателя в РФ с непосредственным участием ПАО «ОДК-УМПО».

Целью программы является организация серийного производства компонентов вертолетных двигателей ВК-2500 исключительно из отечественных комплекующих в обеспечение реализации государственной программы «импортозамещения», а также создание ресурсной базы и технологической платформы для организации конкурентоспособного серийного производства, ориентированного на выпуск перспективных вертолетных двигателей.

Программой предусмотрена реконструкция существующих зданий и сооружений на площади более 30 тыс. кв. м, прокладка новых и модернизация существующих инженерных сетей, замена и приобретение нового высокотехнологичного оборудования, формирование производственно-технологических центров (ПТЦ) с инженерно-техническим обеспечением и освоение на новых площадях производства компонентов вертолетных двигателей ВК-2500 с выходом на проектную мощность 350 комплектов в год.

Программа предполагает создание четырех таких производственно-технологических центров, где будет сосредоточена основная работа по изготовлению узлов ВК-2500. В общей сложности будет создано более 600 новых рабочих мест, закуплено более 300 единиц современного высокотехнологичного оборудования, в том числе с числовым программным управлением. Совокупный объем инвестиций составляет более 7 млрд рублей. ПТЦ спроектированы с учетом лучших мировых стандартов и практик, в том числе с применением принципов бережливо-го производства [<https://www.aviaport.ru/news/2018/02/06/522101.html>]

Все это безусловно позволяет отнести программу по созданию серийного производства вертолетных двигателей к крупному инновационному проекту. Основные проблемы управления инновационными проектами вытекают из самой их сути — уникальности результатов и/или способов выполнения задач. Высокая степень неопределенности при оценке текущей ситуации, как правило, сжатые сроки, устанавливаемые на уровне правительства или профильного министерства, и зависимость от множества смежных участников-кооперантов вынуждают руководителя проекта принимать срочные решения, часто основанные лишь на опыте реализации предыдущих проектов (не всегда схожих по своей сути) и иногда приводящие к серьезным нежелательным последствиям. Исходя из этого, следует обратить особое внимание на оказание информационной, а иногда и интеллектуальной поддержки принятия решений для участников проекта, занимающих различные ступени в иерархической организационной структуре управления проектом, в зависимости от сложности проблемы и степени нежелательных последствий в случае неверного решения.

2. Виды поддержки принятия решений, оказываемых на разных уровнях управления проектами

Прежде всего, для организации информационной поддержки необходимо обеспечить сбор и классификацию данных о проблемных ситуациях, которые связаны, прежде всего, с организационными, производственными и финансово-экономическими рисками. Риски, относящиеся к любому из этих трех классов, наиболее сильно влияют на выполнение работ по проекту и, следовательно, имеют наивысший приоритет при выделении ресурсов на мероприятия по их предупреждению и предотвращению. Описание рисков, учитываемых в ПАО «ОДК-УМПО», сведено в таблицу 1, фрагмент которой представлен ниже.

Т а б л и ц а 1

Идентификация и количественная оценка рисков проекта

№ п\п	Риски	Возможная причина отказа	Возможное последствие отказа	K_n	Меры по обнаружению	K_n	Меры по предупреждению	K_o	K_p	Группа рисков
1.	Увеличение затрат на проект	Неверная оценка объемов и структуры инвестиций	Увеличение периода окупаемости, уменьшение доходности проекта	6	Мониторинг бюджета проекта	4	Стоимостной контроль выполнения программы	6	144	Фин.-экон.

№ п/п	Риски	Возможная причина отказа	Возможное последствие отказа	K_n	Меры по обнаружению	K_n	Меры по предупреждению	K_o	K_p	Группа рисков
2.	Задержка выполнения этапов	Нарушение сроков, в том числе по вине поставщиков и подрядчиков, несвоевременное финансирование	Ухудшение показателей эффективности проекта, срыв сроков реализации проекта	8	Мониторинг плана графика реализации проекта	4	Применение внутренней системы организационного контроля	5	160	Произв.
3.	Отсутствие необходимых квалифицированных кадров	Ошибки в расчетах потребности в персонале, его квалификации	Невозможность выполнения работ или выполнение с худшим качеством	8	Анализ наличия квалифицированных кадров	3	Предпроектная оценка требуемой квалификации и численности персонала, работа с учебными заведениями	5	120	Организ.
K_p									424	
Уровень риска = $K_p / K_{p \max} = 424/3000 * 100 = 14,13 \%$										

Для более точной оценки каждый риск получает количественную экспертную оценку по методу FMEA в соответствии с формулой

$$K_p = K_n * K_n * K_o, \quad (1)$$

где K_p — коэффициент риска (количественная оценка риска);

K_n — коэффициент тяжести последствий отказов (степень влияния возможного последствие отказа, связанного с риском, на ход проекта);

K_n — коэффициент, учитывающий вероятность, с которой отказ или его причина не могут быть обнаружены до возникновения его последствий;

K_o — коэффициент, учитывающий вероятность отказа.

Каждый коэффициент, приведенный в формуле (1), оценивается по десятибалльной шкале, поэтому коэффициент риска K_p по каждой строке колеблется от 1 до 1000. Затем определяется величина суммарного риска по всем строкам и ее отношение к максимальной величине суммарного риска по этим строкам. Так, в таблице 1 уровень риска по трем строкам составил 14,13 %. Благоприятный уровень риска для России составляет до 25 %, поэтому риск 14,13 % является допустимым для проекта.

Количественные оценки позволяют ранжировать риски по степени их негативного воздействия на проект. Риски с наивысшим приоритетом регулярно отслеживаются с целью своевременного реагирования при изменении степени угрозы и проводятся целенаправленные мероприятия по предупреждению дефектов, которые приводят к предотвращению причин отказов, снижению вероятности появления отказа, снижению влияния первопричины на появление отказа и тяжесть его последствий, повышению вероятности обнаружения отказа.

Следует заметить, что риски являются типовыми для группы проектов (продуктовые проекты, проекты по созданию центров специализации, проекты реконструкции и технического перевооружения, проекты в сфере информационных технологий и др.), что дает возможность распространить их и на другие инновационные проекты, выполняемые в производственной среде на различных предприятиях.

На всех предприятиях, входящих в Объединенную двигателестроительную корпорацию, проводится большая работа по упорядочению информации не только о возможных рисках, но и о проблемных ситуациях. Так, определены 3 уровня проблем, соответствующих уровням, которые занимают лица, обладающие полномочиями в принятии решений, в организационной структуре проекта. Уровень проблемы, который оценивает руководитель проекта, свидетельствует о необходимой срочности принимаемых мер. Фиксируется и статус решения проблемы, благодаря чему можно отслеживать ее жизненный цикл. На данном этапе описание возникающих проблемных ситуаций и фиксация решений, принимаемых на проектных комитетах или координационных совещаниях на уровне куратора проекта, управляющего директора или генерального директора корпорации (табл. 2).

Подобная таблица формируется в рамках презентации для Проектного комитета или совещания. К ней имеет доступ ограниченное число лиц: команда проекта и участники проектного комитета или Координационного совета, на котором рассматривается проблема. Члены проектной команды, непосредственно не принимающие участия в совещании, не имеют доступа к этой информации, что затрудняет взаимодействие участников проекта и мешает давать адекватную оценку сложившейся ситуации.

Руководителям других проектов и их командам подобная информация также была бы очень полезной в случае возникновения похожей проблемы, если бы они имели к ней доступ в базе знаний.

Описание проблемных ситуаций в проекте

Уровень проблемы	Описание проблемы	Дата регистрации	Предложение по решению	Должностное лицо, помощь или решение которого требуется	Срок решения	Статус решения
2	Отсутствие уточненного плана производства, что не позволяет запланировать приобретение материалов и покупных полуфабрикатов для запуска материальной части в производство	20.01.19	Уточнить план производства на год и текущий квартал.	Директор по производству, директор по продажам	31.01.19	2
2	Риск срыва сроков поставки оборудования со стороны поставщика, что может повлиять на срок ввода объекта в эксплуатацию	20.01.19	Направление специалистов на завод — изготовитель оборудования для инспектирования его производства	Технический директор	15.02.19	1

Таким образом, обеспечение слаженного взаимодействия множества участников проекта представляет собой отдельную и далеко не тривиальную задачу. В ходе выполнения инновационного проекта лицу, принимающему решение (ЛПР), необходимо оказывать все виды поддержки принятия решений — информационную, вычислительно-аналитическую, интеллектуальную. И если с первыми двумя видами довольно успешно справляются системы управления проектами, представляя в наглядном виде графики и отчеты, свидетельствующие о ходе выполнения проектных работ, то для принятия решений в проблемных ситуациях необходимы более сложные алгоритмы, основанные на знаниях и опыте не только ЛПР, ведущего текущий проект, но и ЛПР других проектов, реализованных в смежных областях.

3. Необходимость внедрения и преимущества использования информационной системы поддержки принятия решений при управлении проектами на примере корпоративной системы управления проектами ПАО «ОДК-УМПО»

Несмотря на важность и необходимость реализации инвестиционных проектов, в том числе проектов, входящих в государственные программы, а также их растущее количество, темпы подготовки кадров, задействованных в реализации

данных проектов, значительно отстают от темпов инициации и развития инвестиционных проектов.

Одним из эффективных способов решения сложившейся проблемы является применение Баз знаний. Это информационная система, обеспечивающая эффективные поиск и хранение знаний и опыта, накопленных другими людьми (в данном случае более опытных коллег других проектных подразделений, методики, инструкции и проч.), и на основе полученной информации — принятие тех или иных решений. Применение такой практики взамен «живого общения» обуславливается тем, что, как правило, опытных работников мало, а необходимость получения информации растет одновременно с увеличением числа проектов, а также количеством задействованных в них участников. При этом не всегда известно, у кого именно из коллег имеется необходимая информация, а также что работник другого подразделения имеет время на общение или работает на предприятии вообще. Получая информацию из БЗ, работник в большинстве случаев получает ответы на все вопросы, не прибегая к непосредственному обращению к другому работнику, что значительно экономит рабочее время обоих сотрудников, так как они зачастую заняты, а вопросы, возможно, не терпят отлагательства.

Дальнейшим развитием БЗ являются системы поддержки принятия решений (СППР), базирующихся на тех же БЗ, но с существенным отличием — СППР самостоятельно в автоматическом режиме анализирует сложившуюся ситуацию и на ее основе и имеющихся знаний в БЗ выдает рекомендации о необходимых действиях.

Например, в случае заключения предприятием договора на поставку оборудования с компанией_X информация об этом заносится в БЗ. СППР, проанализировав новую информацию и, в связи с этим, имеющуюся информацию о данной компании, выявляет, что она является срывщиком сроков и имеется высокий риск непоставки законтрактованного оборудования в соответствии с установленным договором сроком. Тогда на основе этой информации СППР выдает рекомендацию о необходимости постоянного контроля исполнения договора поставщиком, мониторинга изготовления оборудования, проведения выездных инспекций и т. п.

Таким образом, для эффективной работы СППР должна работать в тесной связке с БЗ. Также необходима ее привязка к разработанным планам реализации проектов (посредством встроенных или дополнительных инструментов). Мониторинг наступления стихийно возникших тех или иных событий в данном случае является форс-мажором.

Учитывая, что большая часть информации данной предметной области слабо формализуема, разнородна, необходима проработка вариантов ее хранения в БЗ, например на основе онтологического представления информации, как одного из

наиболее эффективных методов представления информации для БЗ, экспертных систем, СППР.

В свою очередь СППР необходимо разрабатывать с возможностью извлечения такой информации и сопоставления ее с текущими событиями. Учитывая количество хранимой и обрабатываемой информации, СППР должна быть разработана с применением технологий, обеспечивающих максимальное быстродействие без потери качества при обработке информации. Одним из наиболее популярных направлений в этой области в настоящее время являются многоагентные системы (МАС), которые позволяют обрабатывать информацию значительно быстрее, чем при применении обычных методов. Это происходит за счет того, что в МАС все задачи разбиваются на виды, объединяются в отдельные программные классы, называемые агентами. В МАС создается множество агентов каждого класса (конкретное количество зависит от предметной области), которые выполняют свои функции и взаимодействуют между собой при необходимости для обмена информацией. Каждый агент исполняется в отдельном потоке выполнения параллельно другим агентам, за счет чего процессорное время более полно занимается решением задач СППР при одноядерных процессорах, а процессоры с многоядерной архитектурой полностью загружаются агентами МАС и, следовательно, производительность СППР при использовании МАС значительно превышает производительность программных средств с обычной архитектурой. Также для обеспечения быстродействия возможно применение одной из разновидностей МАС — полностью распределенные вычисления на множестве компьютеров.

Описанные технологии являются примером возможной эффективной реализации СППР для поставленной задачи. Конкретные же методы, примененные при комплексной реализации СППР (включая БЗ), зависят от функциональных возможностей информационных систем, применяемых на предприятии, а также требуемых условий и существующих ограничений.

Заключение

Представленные в данной статье материалы показывают, что множество важных процессов и задач проектного управления, в том числе связанных с управлением ресурсами проекта, не имеют поддержки принятия решений или такая поддержка осуществляется в недостаточном объеме. Особенно эта проблема актуальна при управлении инновационными проектами, не имеющими аналогов, планирование и реализация которых осуществляется в условиях неопределенности, неточной или неполной информации. Поэтому применение базы знаний как средства интеллектуальной и информационной поддержки принятия решений при выполнении таких проектов является актуальной. При этом база знаний должна содер-

жать детальную информацию о ресурсах, параметрах задач и других свойствах проекта.

На следующем этапе необходима систематизация информации для определения методов хранения, поиска и сопоставления знаний о проектах и результатах их реализации.

Практическая ценность представленных результатов состоит в разработке и использовании компонентов системы управления знаниями для обнаружения и прогнозирования проблемных ситуаций в инновационных проектах применительно к машиностроительной отрасли. Предложения имеют практический интерес и могут быть реализованы на предприятиях корпорации.

Литература

1. Индикаторы инновационной деятельности: 2018: статистический сборник / Н. В. Городникова, Л. М. Гохберг, К. А. Дитковский и др. Нац. исслед. ун-т «Высшая школа экономики». — М.: НИУ ВШЭ, 2018. — 344 с.
2. Никулина Н. О., Иванова И. Ф., Бармина О. В. Проектный менеджмент в управлении бизнес-процессами: учебное пособие / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. — Уфа: РИК УГАТУ, 2017. — 260 с.
3. Организация производства компонентов вертолетных двигателей ВК-2500 в ОДК-УМПО. Официальный сайт ПАО «ОДК-УМПО» [Электронный ресурс]. URL: <http://umpro.ru/products/perspektivnye-izdeliya/vk-2500> (дата обращения: 25.03.2019).
4. Черняховская Л. Р., Никулина Н. О., Бармина О. В. Оценка эффективности поддержки принятия решений при реализации проекта по разработке программного обеспечения // Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений: труды 6 Всерос. конф. (с междунар. участием) ITIDS'2018. Т. 2. Уфа — Ставрополь, Россия, 28–31 мая, 2018. — С. 16–22.
5. A Guide to the Project Management Body of Knowledge (PMBoK Guide). — Project Management Institute. 2017. — Pennsylvania: Sixth Edition. PMI Publications, 2017.
6. Поддержка принятия решений при стратегическом управлении предприятием на основе инженерии знаний / под ред. Л. Р. Черняховской. — Уфа: Гилем, 2010. — 180 с.

Н.А. Бессонова, С. Н. Инуков, О. А. Быценко

АО «ММП им. В. В. Чернышева», Москва

РАЗРАБОТКА НОВОЙ КОНЦЕПЦИИ ОБУЧЕНИЯ ПЕРСОНАЛА В РАМКАХ СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Аннотация. В настоящее время существует необходимость изменения подходов к управлению кадрами, а также к их обучению, и прежде всего для достижения стабильных показателей качества выпускаемой продукции. Рассмотрен вопрос корпоративного обучения как обязательной формы организации профессиональной подготовки сотрудников предприятия, в интересах получения ими новых навыков и умений для повышения эффективности работы как персонально каждого, так и предприятия в целом. Проведен анализ системы и модели обучения контролеров ОТК, а также выбраны методы обучения. Показана необходимость обучения контролеров качества, а также использования новых подходов к формированию учебного процесса обучения в рамках повышения квалификации и дополнительного образования контролеров Управления технического контроля предприятия.

Ключевые слова: менеджмент качества, подготовка персонала, качество выпускаемой продукции, система обучения, переподготовка кадров.

Введение

Необходимость обеспечения качества продукции предприятий авиационного двигателестроения остается в настоящий момент чрезвычайно актуальной. Прежде всего это относится к материалам и комплектующим изделиям, которые во многом определяют потребительские свойства всей продукции: как гражданского назначения, так и военной техники. Известно, что проблемы обеспечения качества должны рассматриваться с учетом большого числа факторов. Следует заметить, что данные факторы действуют на всех стадиях жизненного цикла изделия: от входного контроля материала до сдачи готовой продукции [1; 2; 3].

Качество — это производный показатель, который оценивается через надежную работу (функционирование) в заданный промежуток времени в соответствии с техническими требованиями. Требования к качеству продукции закладываются уже на стадии проектирования конструктором — разработчиком будущего изделия, а в производственных условиях должны обеспечиваться технологически (т. е. технологической дисциплиной при производстве деталей и узлов, а также всего изделия в целом). Кроме того, ответственность за качество несут и эксплуатирую-

щие организации, которые обязаны неукоснительно соблюдать правила по эксплуатации, а также поддерживать в рабочем состоянии эксплуатируемые двигатели с использованием новейшего оборудования, контрольно-проверочной аппаратуры и инструмента, средствами метрологии и высоким уровнем квалификации специалистов.

Говоря о производственном процессе, необходимо отметить, что качество продукции обеспечивается в процессе ее создания и на него оказывает влияние множество самых разнообразных факторов, которые можно объединить в три основные группы:

- материально-технические;
- административно-организационные;
- человеческий фактор [1].

Представленные факторы являются необходимыми и достаточными условиями обеспечения качества продукции. Однако, по мнению ряда специалистов в области менеджмента качества [1], самым важнейшим является все же человеческий фактор и начинать решать проблемы качества следует именно с этого фактора — с увеличения заинтересованности работников в качестве труда.

Поэтому рассмотрим принцип человеческого фактора более подробно. Какими бы совершенными ни были система менеджмента качества, организация производства, оборудование, технология — за всем этим стоит человек с его желанием или нежеланием, умением или неумением работать качественно. Следовательно, изготавливаемые детали и узлы и собственно изделия в целом сами по себе не получают качественными или некачественными, поскольку они получают такими, какими их делают люди. Даже качество изделий, производимых на полностью автоматизированных производствах, в конечном итоге зависит от качества изготовления человеком тех же автоматов [1]. Человек и его отношение к делу всегда были и будут главными как в процессе разработки, так и изготовления изделий требуемого качества. Освоение современных концепций менеджмента качества требует высокой квалификации работников предприятия, и прежде всего глубоких профессиональных знаний и навыков в использовании методов обеспечения качества. Поэтому подготовка и обучение персонала являются важнейшей предпосылкой успешной работы в области качества.

Обучение должно быть всеобщим, охватывающим все категории работников предприятия — от высшего руководящего состава до рабочих, непрерывным, сопровождающим работников в течение всей их трудовой деятельности и привязанным к конкретным задачам предприятия, а не к общим концепциям. Обучение должно состоять как из традиционных форм обучения (лекции, тестирование), так

и активных форм обучения, включающих лабораторные работы, практические и ситуационно-практические занятия, а также специальные тесты, семинары и т. д.

Обучение необходимо проводить прежде всего в целях совершенствования профессионального мастерства всех работников, освоения ими методов обеспечения качества, и в особенности подготовки профессиональных работников по качеству (специалистов в области качества, менеджеров систем качества, аудиторов качества).

Рассматривая опыт различных предприятий, с уверенностью можно утверждать, что обучение, которое предусматривает данный подход, дает положительный эффект, который включает:

- улучшение отношения работников к качеству своей работы;
- хорошо обученный работник увереннее себя чувствует в коллективе, способен взять на себя роль лидера и стать генератором новых идей;
- в работниках пробуждается чувство самоуважения, что чрезвычайно важно для развития и роста творческих способностей, которые начинают работать на успех компании [5].

В данной статье предложен комплексный подход к обучению контролеров качества как в целях обучения и переобучения вновь прибывших работников, так и при повышении разряда и в рамках традиционного повышения квалификации в рамках своей профессии кадровых контролеров ОТК [6].

Выбор системы и модели обучения контролеров ОТК

Прежде всего, были рассмотрены формы обучения персонала, которые, как известно, подразделяются на:

- активные и пассивные — основной критерий различия это степень активности, которую проявляют обучаемые. Например, презентация (лекция), на которой слушатель может засыпать, отвлекаться на свои дела, в отличие от деловой игры, требующей активного участия всех;
- индивидуальное и групповое — при индивидуальной форме обучения предоставляется возможность полностью сфокусироваться на конкретных знаниях и навыках одного сотрудника (обучение на рабочем месте, полевой тренинг и т. д.); к плюсам группового обучения можно отнести то, что оно требует существенно меньше времени и финансовых затрат;
- с отрывом и без отрыва от профессиональных обязанностей — обучение, применяемое без отрыва от производства, интегрировано в сам производственный процесс и немедленно применяется на практике.

На первом этапе при выборе системы и модели обучения был проведен анализ ранее имевшейся системы обучения контролеров, а также уже разработанных программ. Кроме того, проведен анализ опыта других предприятий отрасли, а также анализ литературных источников по проблематике корпоративного обучения.

Для этого был проведен срез знаний. Данный процесс позволил установить соответствие знаний, умений, навыков контролеров на данный период как требованиям, ранее разработанным учебными программами, так и уровню остаточных знаний. Изучение результатов срезов знаний и уровня остаточных знаний дали возможность оценить уровень обученности персонала и наметить пути по повышению качества образования. Результаты проведенного тестирования показали, что необходимо обратить большее внимание на ряд предметов, поменять тактику обучения, а чем, вероятно, можно пренебречь при формировании новых учебных программ.

Также были выбраны модель и схема производственного обучения. Из представленных схем (см. рис. 1 и 2) видно, что обучение представляет собой циклический процесс. Задача Учебно-производственного центра состоит в обеспечении эффективности и непрерывности данного процесса. Для этого необходимо уделять внимание тщательной проработке всех элементов процесса, так как все они одинаково важны, а один некачественно проработанный элемент может свести на нет эффективность всего обучения.

Технология работы по организации обучения персонала может быть представлена в виде следующих этапов и направлений работы [4]:

1-й этап. *Планирование процесса корпоративного обучения.* На данном этапе реализуются следующие направления: постановка целей обучения, определение потребности в обучении и планирование возможностей структурных подразделений по высвобождению сотрудников для обучения.

2-й этап. *Организация процесса корпоративного обучения.* На втором этапе реализуются следующие направления: определение содержания, форм и методов обучения и необходимых ресурсов, выбор образовательных программ, выбор или подготовка преподавателей, Проведение комплекса подготовительных мероприятий, в том числе подготовка положений и инструкций, регламентирующих процесс обучения по разрядам контролеров, а также формирование учебных групп. Далее следует проведение непосредственно самого обучения, а также текущий контроль с целью обеспечения бесперебойной реализации учебной программы.

3-й этап. *Мотивация процесса обучения персонала.* На этапе мотивации реализуются следующие направления: разработка методики мотивации, организация мотивации всех участников процесса корпоративного обучения.

4-й этап. *Контроль процесса и определение эффективности обучения.* Контроль качества образовательных услуг сторонних организаций. Контроль эффек-

тивности обучения на рабочих местах. Контроль эффективности результатов обучения вне организации. Мониторинг отношения обученных слушателей-контролеров к обучению.



Рисунок 1. Модель систематического обучения

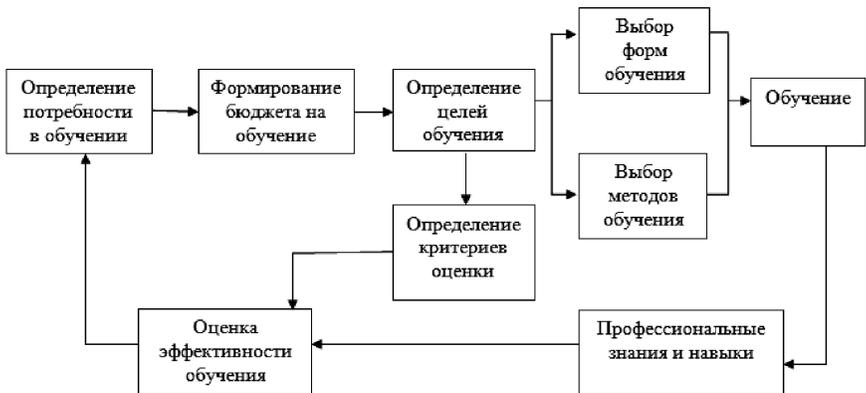


Рисунок 2. Схема процесса профессионального обучения

После проведения вышеуказанных мероприятий были разработаны рабочие программы с учетом требований Федерального государственного образовательного стандарта специальности 151903.01 — Контролер станочных и слесарных работ, а также Единого тарифно-квалификационного справочника работ и профессий рабочих. При проработке рабочих программ были задействованы начальники БТК всех подразделений. На основании их заключения и предложений были проведены соответствующие изменения и дополнения в учебные программы. Следует отметить, что основным требованием к учебным программам было увеличение часов обучения в рамках практических и лабораторных занятий по курсам «Метрология. Измерительные инструменты», «Допуски и посадки», «Черчение», а также «Металловедение» и «Технический контроль» в части анализа и причин образования производственных дефектов.

Выбор методов профессионального обучения для комплексной программы обучения контролеров ОТК

При анализе всех современных методов обучения были выбраны в основном традиционные методы, такие как лекции, семинары, модульное обучение, тренинги и наставничество. Однако, несмотря на, на первый взгляд, ярко выраженную традиционность подхода, все выбранные методы обучения были, прежде всего, адаптированы под требования нормативных документов как государственных, так и стандартов организации.

1. **Лекция.** Как известно, лекция является традиционным и одним из самых древних методов профессионального обучения, также является востребованным средством изложения большого объема учебного материала в короткий срок, позволяет развить множество новых идей в течение одного занятия, сделать необходимые акценты. Ограниченность лекций как средства профессионального обучения связана с тем, что слушатели являются пассивными участниками происходящего. При использовании лекционного метода подачи материала преподаватель устно передает информацию группе. При этом преподаватель может применять наглядные средства обучения, используя классную доску, плакаты, показ слайдов и видеофильмов.

Лекции позволяют преподавателю за короткое время передать большой объем информации и ответить на дополнительные вопросы. Разработанные на данном этапе с точки зрения повышения качества обучения, лекции отличаются обращением к интерактивному общению — проводятся групповые дискуссии по рассматриваемой проблеме, в рамках лекции решаются практические или практико-ситуационные задачи, а также используется большое число наглядных пособий, таких как слайды, раздаточные материалы с основным содержанием курса и заданиями, включая промежуточные тесты с целью понимания уровня усвоения и по-

нимания пройденного материала. По итогам промежуточного тестирования в ходе обучения преподаватель может контролировать степень усвояемости материала и внести коррективы в ход обучения [2; 3].

2. Семинар. Семинары предполагают большую активность участников и используются для совместного обсуждения проблемы, выработки общих решений или поиска новых идей. В качестве пилотного семинара в рамках новой концепции обучения контролеров ОТК была выбрана тема семинара по «Авиационному материаловедению», который включал такие актуальные темы для контролеров и начальников БТК предприятия, как производственные и эксплуатационные дефекты, дефекты полуфабрикатов и заготовок, а также методы неразрушающего контроля, применяемые на предприятии. Кроме того, один из блоков данного семинара был посвящен вопросам контроля и мотивации сотрудников Управления технического контроля предприятия.

В данном случае целью семинара была не только проверка усвоения материала лекций слушателями, которые на данный момент проходили обучение, но и возможность другим участникам семинара оценить свои знания или систематизировать их. Главным в семинаре прежде всего остается диалог между обучающимся и преподавателем, который позволяет с разных сторон рассмотреть материал, соотнести его с опытом и знаниями, уже имеющимися у слушателей. В результате анализа по итогам проведенного семинара было сделано следующее заключение: семинарские занятия позволяют контролировать степень понимания слушателями пройденного материала, а также семинары позволяют всем участникам за счет двусторонней коммуникации в процессе занятий установить более прочные связи между материалом, который слушатели получили на лекции, и теми знаниями и опытом, которыми они располагают в настоящий момент. Кроме того, по просьбе слушателей семинара было решено проведение серий семинарских занятий по данному направлению, причем имеется возможность проведения семинаров с учетом специфики той или иной службы или цеха завода.

На сегодняшний день запланированы и находятся на стадии проработки семинары по другим темам: «Бережливое производство», «Менеджмент качества на предприятиях авиационного двигателестроения», «Инновационные подходы к организации службы качества на предприятии», «Современные методы контроля качества как составляющая “Умной фабрики”», «Особенности контроля деталей, полученных с помощью методов аддитивных технологий» и др.

В настоящий момент рассматриваются еще два метода обучения, как эффективного инструмента для проведения обучения, — это модульное обучение и тренинги. В модуле четко определены цели обучения, задачи и уровни изучения материала, определены навыки и умения. Модули имеют разнообразные средства

обучения. Они обеспечивают активное участие учащихся, которые усваивают информацию в действии и активной работе с учебным материалом. Данная форма позволяет создать программу обучения из отдельных тематических блоков, направленных на достижение необходимого результата.

Используя основные преимущества метода (гибкость, избирательность) и возможность менять последовательность модулей в зависимости от запроса слушателей, данный метод обучения может быть востребован для дополнительного обучения контролеров в рамках повышения квалификации на промежуточном этапе или при необходимости расширения учебной программы.

Под тренингами понимается такое обучение, в котором теоретические блоки материала минимизированы и основное внимание уделяется практической отработке навыков и умений. В ходе проживания или моделирования специально заданных ситуаций обучающиеся получают возможность развить и закрепить необходимые навыки, освоить новые модели поведения, изменить отношение к собственному опыту и подходам, ранее применяемым в работе. В тренингах обычно используются разнообразные методы и техники активного обучения. Поскольку тренинг — это метод, который способен наиболее оперативно реагировать на все внешние и внутренние изменения, то он также может быть востребован при обучении контролеров качества. Примером использования тренинга в качестве метода обучения может служить получение новых измерительных инструментов и приборов для нужд предприятия, использование новых технологических процессов в производстве, а также изготовление новой номенклатуры деталей и узлов.

Следующий метод обучения также хорошо известен — это наставничество. Наставничество также является традиционным методом обучения, особенно распространенным там, где практический опыт играет исключительную роль в подготовке специалистов. Данный метод требует особой подготовки и склада характера от наставника, которым практически невозможно стать по распоряжению сверху.

Под наставничеством понимают индивидуальное или коллективное шефство опытных рабочих над отдельными молодыми рабочими или их группами или форму воспитания (шефства), профессиональной подготовки и адаптации молодых сотрудников в организации, предполагающую передачу опыта наставника и прививание культуры труда и корпоративных ценностей новичку [3; 5].

Наставничество играет существенную роль в развитии персонала предприятия. Наставничество отличается от других методов обучения тем, что обучение происходит на рабочем месте в рабочее время с постоянной поддержкой нового сотрудника более опытным и высококвалифицированным. Целью данного метода является минимизация периода адаптации вновь принятых сотрудников на долж-

ность контролеров подразделений и (или) периода освоения новых технологий сотрудниками на рабочем месте.

Выводы

Показано, что процесс обучения контролеров качества является важной составляющей в работе предприятия и важнейшей предпосылкой успешной работы в области качества. Проведение тестирования на уровень остаточных знаний позволило выбрать необходимую схему процесса профессионального обучения и методы обучения. Наиболее предпочтительными оказались лекционные занятия, лабораторные и практические занятия, семинары. Кроме того, особую роль следует отнести наставничеству. Рассмотрены возможности активного использования модульности обучения и тренингов как наиболее оперативных методов обучения при производственной необходимости.

Литература

1. *Урманов Рамиль*. Качество продукции в авиастроении — главный приоритет / АвиаСоюз. Июнь-июль, 2012 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.oaoaviaprom.ru> (дата обращения 20.04.2019).
2. *Алавердов А. Р.* Развитие человеческого капитала организации // Управление человеческими ресурсами организации. Глава 13. — М.: Московский финансово-промышленный университет «Синергия», 2012. — С. 509–560.
3. *Бахтин М. Б.* Развитие партнерских отношений современной организации как составляющая кадровой стратегии, в ситуации конкурентного внешнего окружения // Интернет-журнал «Науковедение». 2014. № 2 (21) [Электронный ресурс]. URL: <http://naukovedenie.ru/sbornik6/4.pdf/> (дата обращения: 20.04.2019).
4. *Громова Н. В.* Повышение квалификации кадров как фактор роста производительности труда в России // Сб. материалов Восьмого Международного научного конгресса «Роль бизнеса в трансформации российского общества — 2013». — М.: Экон-информ, 2013. — С. 523–526.
5. *Нестерова О. В.* Реализация компетентностного подхода в профессиональном образовании HR-менеджеров. Инновационные HR-технологии для современной России: кадры решают все! // Материалы науч.-практ. конференции, посвященной 10-летию кафедры Управления человеческими ресурсами МФПУ «Синергия» / сост. А. Р. Алавердов. — М.: МФПУ «Синергия», 2015. — С. 201–215.
6. *Новицкий Н. И., Олексюк В. Н.* Управление качеством продукции: учеб. пособие. — Мн.: изд-во «Новое знание», 2001.

СОДЕРЖАНИЕ

ТЕРМОДИНАМИКА И ГАЗОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Боровков А. И., Воинов И. Б., Галеркин Ю. Б., Дроздов А. А.</i> Опыт оптимизации прочной части сверхзвукового диагонального компрессора	5
<i>Григорьев А. В., Илюшин М. Ю., Косматов А. А., Рудаков О. А., Соловьева А. В.</i> Оптимальный газогенератор	14
<i>Мамаев Б. И., Стародумова И. М.</i> Поиск оптимального распределения кривизны по контуру профиля турбинной решетки	28
<i>Стародумов А. В., Мамаев Б. И., Мурашко В. Л., Полуобояринова С. А.</i> Главные характеристики турбинной решетки	38

ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОМАССОБМЕНА

<i>Гришианов О. А.</i> Использование хладоресурса криогенного топлива для охлаждения масла в масляной системе ГТД	45
<i>Каровецкий А. А.</i> Автоматизация расчёта геометрии проточной части камеры сгорания газотурбинного двигателя	53

ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Безъязычный В. Ф.</i> Технологическое обеспечение эксплуатационных свойств деталей авиационной техники	59
<i>Щеголева Н. Е., Лебедева Ю. Е., Чайникова А. С., Евдокимов С. А., Прокотченко Г. М., Шавнев А. А.</i> Высокотемпературные керамические композиционные материалы для теплонагруженных узлов двигателя перспективного вертолета	66
<i>Серпова В. М., Сидоров Д. В., Курбаткина Е. И., Краснов Е. И.</i> Особенности изготовления и области применения волокнистых металлических композиционных материалов на основе титанового сплава	74
<i>Морозова Л. В., Музафарова С. Р.</i> К вопросу о повреждаемости подшипников качения в эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей	82
<i>Чупринова О. В., Степашикина А. С.</i> Полимерные композиты в радиоэлектронной и электронной индустрии	93
<i>Лебедев Е. Л., Кофнов О. В., Михайленко А. В.</i> Контроль качества при использовании аддитивных технологий при производстве авиационных двигателей.	97
<i>Политов А. С., Латыпов Р. Р.</i> Оптимизация трибологии в процессе протягивания на станках с ЧПУ путем плазменного упрочнения протяжек	104
<i>Созин Р. А., Медведев А. Ю., Никифоров Р. В.</i> Предотвращение образования трещин при сварке в корпусе опоры турбины из сплава ЭП-718.	111
<i>Быценко О. А., Панов В. А., Стрижевская Н. О., Федоренков А. В.</i> Научно-технологические основы модификации поверхностного слоя деталей, полученных с помощью аддитивных технологий	117
<i>Олейник А. В., Смыслов А. М.</i> Моделирование осаждения вакуумно-плазменного эрозионно-стойкого покрытия на лопатки компрессора ГТД	129
<i>Быценко О. А., Шатилов А. В., Тихомирова Е. А., Живушкин А. А.</i> Влияние дефектов литья на технологические свойства ответственных деталей ГТД из жаропрочных никелевых сплавов	136

<i>Тихомиров А. В.</i> Конструктивные мероприятия по улучшению технологичности высокотемпературной пайки узла соплового аппарата ТНД паяного для двигателя РД-33МК	145
<i>Дубин А. И.</i> К вопросу обеспечения повышения сопротивления усталости деталей ГТД упрочняющей обработкой	150
<i>Николич Е. В., Жлоба А. А.</i> Технические аспекты применения соединения литейных жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС) способом диффузионной коагуляции	157

ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Шеховцева Т. В., Шеховцева Е. В.</i> Планетарно-дифференциальный редуктор с механизмом дозагрузки	161
<i>Давидчук В. А.</i> Особенности математического моделирования динамики взаимодействия облака частиц с газотурбинными двигателями.	169
<i>Пирогов С. Ю., Низовцев В. М., Семенов Е. Н.</i> Подход к оценке изменения надежности двигательной установки ракеты космического назначения в процессе ее испытаний и эксплуатации	179
<i>Храмин Р. В., Слободской Д. А., Собуль А. В., Лебедев М. В.</i> Диагностирование касания ротора о статор методом динамического тензометрирования подшипников качения	190

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

<i>Кокунин Ю. В.</i> Разработка адаптивного алгоритма управления топливом для двигателя ТВ7-117СТ	195
<i>Душиц-Коган Г. Д., Кокунин Ю. В.</i> Разработка нового алгоритма управления расходом топлива турбостартера двигателя РД-33МК	209
<i>Коцюбинский С. В.</i> Повышение полноты сгорания в форсажной камере двухконтурного турбореактивного двигателя РД-33	223
<i>Елисева А. Ю., Филиппенков Р. Г.</i> Математическое моделирование ГМА для доводки и тестирования САУ ГТД	230
<i>Ларионов А. В., Орлов П. М.</i> Проработка способов термозащиты и охлаждения электронных устройств, устанавливаемых на корпусах АГТД	237
<i>Кикоть Н. В, Лещенко И. А., Павлов В. А.</i> Разработка конструктивных мероприятий для защиты ТРДД от раскрутки ротора турбины при обрыве вала компрессора низкого давления	244
<i>Лещенко И. А, Кикоть Н. В, Буров М. Н.</i> Исследование динамики ротора турбины низкого давления ТРДД при разрушении вала и мероприятий по предотвращению его недопустимой раскрутки	249
<i>Пушкарев А. Д., Конашков С. А., Крылов А. П., Рабец Е. В.</i> Адаптивное управление гидромеханическим приводом с нестационарными параметрами нелинейного типа «зона нечувствительности»	257
<i>Конашков С. А., Калемнев А. Ю.</i> Концепция развития существующей на АО «ОДК-Климов» системы диагностирования технического состояния АГТД.	270
<i>Конашков С. А., Рабец Е. В.</i> Результаты испытаний двигателя ТВ7-117В по проверке пусковых характеристик в термобарокамере	280
<i>Гуревич О. С., Сметанин С. А., Трифионов М. Е.</i> Исследование влияния износа узлов двигателя в эксплуатации на его характеристики	295

<i>Гольберг Ф. Д., Петухов А. А.</i> Идентификация бортовой математической модели газотурбинного двигателя в процессе эксплуатации для компенсации отказов информационных каналов в САУ	302
<i>Леценко И. А., Кикоть Н. В., Буров М. Н.</i> Разработка критерия для диагностики разрушения вала низкого давления ТРДД	310

ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Ерошков В. Ю.</i> Повышение эффективности монтажа газотурбинных агрегатов на испытательном стенде на основе системы лазерной центровки валов и трансмиссий	317
<i>Перфилов Р. М.</i> Информационно-измерительная система стенда прочностных испытаний газотурбинных двигателей с элементами искусственного интеллекта	328

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

<i>Полозов С. А.</i> Углубленный контроль вибростояния двигателей ВК-2500 на установившихся режимах работы по информации бортовой системы регистрации «Кодер» на вертолетах МИ-28Н	337
<i>Червонюк В. В., Коровин Б. Б.</i> Особенности ТВД и вертолетных ГТД и их проявление при летных испытаниях и эксплуатации	347

МЕНЕДЖМЕНТ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

<i>Смоляков О. А., Оздоева Э. А.</i> Исследование методических основ области оценки и прогнозирования этапов жизненного цикла авиационных двигателей	357
<i>Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А., Назаров А. А.</i> Совершенствование параметрического проектирования сложных изделий авиационной техники методами менеджмента качества QFD и FMEA	369
<i>Чернышёв Е. С., Иванова И. Ф., Никулина Н. О.</i> К вопросу о необходимости внедрения системы поддержки принятия решений в управлении инновационными проектами машиностроительных предприятий	379
<i>Бессонова Н. А., Инуков С. Н., Быценко О.А.</i> Разработка новой концепции обучения персонала в рамках системы менеджмента качества для предприятий авиационного двигателестроения	389

Компьютерная верстка *Т. А. Козлова, С. Е. Лукин*
Корректор *Т. К. Добриян*
Подписано в печать 05.10.19. Формат 60×90 1/16.
Печ. л. 26,13. Тираж 150 экз. Заказ № 6171

Отпечатано в типографии «Скифия-Принт»
С.-Петербург, ул. Б. Пушкарская, д. 10
тел. (812) 644 41 63, 982-83-94