МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Н.М. БОРГЕСТ

АВИАЦИОННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.03.04 Авиастроение

САМАРА
Издательство Самарского университета
2020

УДК 629.7.03(075)
ББК 39.55я7
Б820

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. С. В. С м и р н о в,
д-р техн. наук, проф. С. В. Ф а л а л е е в

Боргест, Николай Михайлович
Б820 **Авиационные силовые установки:** учебное пособие / *Н.М. Боргест.* – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 128 с.

ISBN 978-5-7883–1561-4

Пособие по дисциплине «Авиационные силовые установки» для русскоязычных студентов, обучающихся по направлению подготовки 24.03.04 Авиастроение, бакалавры, профиль «Самолетостроение» является частью Учебно-методического комплекса дисциплины (УМКД). Основной целью данной дисциплины является приобретение студентами знаний об авиационных силовых установках и формирование у них навыков подбора и оценки двигателя для самолета с учетом норм Авиационных правил. УМКД «Авиационные силовые установки» включает: рабочую программу, учебные пособия, методические указания к лабораторным работам и вопросы к зачету. Русскоязычные студенты при освоении дисциплины также используют пособие, подготовленное в рамках УМКД для англоязычных студентов.

Borgest N. Aviation power plants/ Text book. – Samara University, Samara. 2020. – 84 p. Text book “Aviation power plants” for English-speaking students studying under the curriculum of preparation of bachelors in the direction “Aircraft building”, training profile – “Aircraft construction”.

Приведены состав, типы, классификация авиационных силовых установок, их назначение, основные элементы конструкций авиационных ГТД и параметры современных авиационных силовых установок, основные термины и понятия авиационных силовых установок, нормативная документация (АП, ГОСТы) по авиационным двигателям и т.п.

УДК 629.7.03(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-1561-4 © Самарский университет, 2020

СОДЕРЖАНИЕ

Содержание дисциплины 4
Ключевые идеи 7
Принципы генерала Кузнецова 8

РОССИЙСКОЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ 11
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова 11
Направления работ ЦИАМ 13
Объединенная двигателестроительная корпорация 24

ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫЕ КОМПАНИИ 29
Pratt & Whitney 29
Rolls-Royce Group plc 30
General Electric 32
Snecma 33

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА 35
Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов 35
Часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории 38
Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов 40
Часть ВД. Нормы летной годности вспомогательных двигателей воздушных судов 67
Часть 35. Нормы летной годности воздушных винтов 69
Часть 36. Сертификация воздушных судов по шуму на местности 70
ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения 73
ГОСТ 23537-79. Лопатки авиационных осевых компрессоров и турбин. Термины и определения 112

СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ 118
Вопросы к зачету 123
Литература 125

СОДЕРЖАНИЕ ДИСЦИПЛИНЫ

Изучение дисциплины «Авиационные силовые установки» включает в себя освоение материала данного учебного пособия, выполнение лабораторного практикума, аудиторные занятия и самостоятельную работу.

Лабораторный практикум

Лабораторный практикум по дисциплине «Авиационные силовые установки» состоит из занятий в моторных классах Центра истории авиационных двигателей Самарского университета и занятий в самолетном классе кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов.

1. Конструкцию отечественных и зарубежных двигателей различных типов и их узлов изучают с использованием методических указаний: *Боргест Н.М., Гусаров Р.В. Авиационные двигатели в музее Самарского университета: метод. указания к лабораторным работам. – Самарский университет. Самара. 2017. – 48 с.*

Дополнительно могут быть проведены занятия по изучению характеристик и параметров авиационных двигателей на учебных и испытательных стендах ГТД кафедры ТДЛА Самарского университета (корп. 11).

2. Системы силовой установки и узлы крепления двигателя к самолету изучаются в самолетном классе.

3. Расчетная работа по выбору двигателя для проектируемого самолета проводится в компьютерном классе с использованием конструктора онтологий Маджента и методических указаний: *Использование онтологии при выборе двигателя для проектируемого самолета: метод. указания к лабораторной работе №4 / сост. Н.М. Боргест, Е.В. Симонова. – Самара: Изд-во СГАУ, 2008. – 36 с.*

4. Оценка эффективности мероприятий, проводимых на двигателе в системе самолета, осуществляется на основе методики, изложенной в данных указаниях.

5. Упрощенная методика согласования параметров самолета и двигателя проводится по методике, приведенной в данных указаниях.

6. На занятиях, завершающих изучение дисциплины, студенты делают доклад, презентацию и совместно обсуждают подготовленный ими самостоятельно реферат по конкретной авиационной силовой установке с анализом соответствия ее требованиям Авиационных правил.

Сводный отчет по лабораторному практикуму и реферат «Авиационная силовая установка XXX» оформляются в формате СТО Самарского университета.

Аудиторные занятия

1. Конструкция двигателей и их узлов (центр истории авиационных двигателей кафедры КиПДЛА, корп. 14).

2. Характеристики и параметры силовых установок (испытательный стенд ГТД кафедры ТДЛА). Системы силовой установки и узлы крепления двигателя к самолету (самолетный класс кафедры КиПЛА, корп. 10).

3. Выбор двигателя для самолета (компьютерный класс кафедры КиПЛА, конструктор онтологии Маджента, корп. 10).

4. Оценка эффективности мероприятий, проводимых на двигателе в системе самолета.

5. Оптимальное согласование параметров самолета и двигателя.

6. Доклад и презентация реферата «Авиационная силовая установка XXX».

Самостоятельная работа

Разработка реферата (Word) и презентация (Power Point) по (выбранной студентом или заданной преподавателем) силовой установке для конкретного самолета.

Реферат «Авиационная силовая установка XXX» включает следующие разделы и рекомендуемый объем в страницах:

1. История КБ (фирмы) ..... 1-2 с.
2. История создания двигателя (прототипы, модификации…) ..... 1-2 с.
3. Конструкция двигателя, узлов, применяемые материалы..... 2-3 с.
4. Чертеж (продольный разрез двигателя).....1 с.
5. Характеристики и параметры двигателя (геометрический, массовые, тягово-экономические, экологические, стоимостные)..... 3-4 с.
6. Системы силовой установки (запуска, гидравлическая, масляная, охлаждающая, топливная, кондиционирования, противопожарная, управления, противообледенительная…) ..... 3-5 с.
7. Крепление и компоновка двигателя(ей) на самолете (схема, чертеж) .....2 с.
8. Анализ соответствия двигателя и его систем требованиям АП.....3 с.
9. Список используемых источников.....1 с.

   ИТОГО..... 16-22 с.

Презентация должна состоять из 12-20 слайдов, а продолжительность доклада не превышать 4-6 минут.

КЛЮЧЕВЫЕ ИДЕИ

ОБЪЕКТ

Силовая установка – элемент системы самолет.

Силовая установка состоит из движителя, двигателя и обеспечивающих их работу систем.

Силовая установка – артефакт, реализующий потребности человека, объект исследования и изучения.

СУБЪЕКТ

Человек – создатель, разработчик, проектант, конструктор, испытатель, эксплуатант и пользователь артефакта.

Человек ответственен за созданное (или разрушенное) им.

Создателей артефактов помним, чтим и гордимся!

ПРЕДМЕТ

Изучение предметной области базируется на изучении её терминов и понятий.

Правовой, онтологической и учебно-научной основой «точного» толкования понятий предметной области являются стандарты (ГОСТы, ОСТы, Правила).

ПРИНЦИПЫ ГЕНЕРАЛА КУЗНЕЦОВА

Николай Дмитриевич Кузнецов, академик АН СССР, дважды Герой социалистического труда, Лауреат Ленинской премии, ***Генеральный конструктор авиационных и ракетных двигателей*** *всемирно известной марки «****НК****».*

...Большое видится на расстоянии. Теперь уже всем очевидно, какого масштаба была личность генерала Кузнецова, как ученого, конструктора, организатора, педагога. Трудоголик по природе, Кузнецов не только создатель двигателей, он созидатель и воспитатель творческой атмосферы в коллективе ОКБ, кафедры (кафедра конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов – ***КиПДЛА КуАИ****), лаборатории (****ОНИЛ-1 КуАИ****), на заводе (Куйбышевский моторный завод –* ***КМЗ****). Во многом этому способствовали те принципы, которые выработал Николай Дмитриевич. Знакомясь со сводом жизненных правил, невольно находишь ответ на вопрос: «В чем сила, Кузнецова?». А сила его в ПРАВДЕ, в честности служения своему делу!*

– Будь **внимателен к критике**, чужому мнению и вносимым предложениям, даже если они могут показаться тебе в данный момент неверными или бесполезными.

– **Благодари подчиненного** за хорошую работу. При плохом исполнении делай замечания конкретно и понятно. Добивайся, чтобы в дальнейшем подчиненный устранил отмеченные недостатки.

– Если то, что делают твои сотрудники, не расходится с направлением принятого общего решения, давай **максимальную свободу** действий.

– Будь принципиален, никогда не подлаживайся под чужое мнение, если ты с ним не согласен.

– Никогда **не напоминай** подчиненным, что ты начальник, они должны это чувствовать.

– Будь правдив даже в том случае, если это может грозить тебе неприятностью.

– Приходи на работу **раньше своих сотрудников** – это благотворно влияет на трудовую дисциплину.

– Приходи на работу **с планом** твоего рабочего дня и стремись его осуществить.

– Выполняй директивы не по форме, а по существу, **творчески**.

– Добивайся **исчерпывающих знаний** по вопросам твоей работы – это избавит тебя от неустойчивости и колебаний, вредных для дела.

– К вышестоящим руководителям будь вежлив, исполнителен и тактичен, но никогда **не проявляй угодничества**.

– Никогда и ни при каких условиях **не теряй способности рассуждать**.

– Принятые решения **выполняй с энергией** и страстностью, это вдохнет в подчиненных веру в успех дела.

– Никогда **не предавайся унынию**, оно подрывает веру в твои силы.

– Помни: худшие **твои враги – подхалимы и угодники**.

– Следи, чтобы хорошая работа одного подчиненного **не присваивалась другим** подчиненным.

– **Умей отбирать** в работе те мелочи, за которыми могут скрываться крупные вопросы.

– Будь справедлив и никогда не унижай достоинства подчиненного – это озлобляет его и не способствует работоспособности.

– Если в течение дня ты лично ничему не научился, то считай этот день для себя потерянным.

– Одно из самых сильных средств в воспитании подчиненных – твой **личный пример** в работе и в жизни.

– Вовремя **выдвигай способных, энергичных** и инициативных работников.

– Выбор, обучение и воспитание способного подчиненного всегда более благодарная задача, чем выполнение его работы самому. Если подчиненный окажется более способным, чем ты, **гордись этим**.

– **Мечтай и фантазируй**, это поможет тебе лучше видеть цель, перспективу развития техники, но решение принимай с учетом реальных возможностей, сил и времени.

– Будь на уровне задач. Первым **ломай старые привычки**, отжившие и мешающие в работе.

– Непрерывно **занимайся перспективой**, как бы ты ни был занят текущей работой, это необходимо для того, чтобы нащупать и понять задачи завтрашнего дня и правильно наметить переход к ним.

– Умей в общении с людьми находить и использовать для пользы дела **лучшие их способности** и качества, умей найти и повернуть к делу лучшей стороной каждого сотрудника.

– Будь смелым в словах и делах. При всех обстоятельствах **говори то, что думаешь**, какой бы ни была угроза расправы за откровенность, какие бы ни были последствия твоей откровенности.

– Лучше упорно и **долго искать хорошее**, чем доводить плохое.

– Умей глубоко критически анализировать свои ошибки, вскрывать причины их и намечать пути их исправления. Отбрось при этом все личное, **думай только о деле**, помни, что твои неправильные действия могут нанести ущерб делу.

– Приучай себя остро и далеко смотреть на последствия принимаемых решений.

– Показывай пример вдумчивого и глубокого подхода к принятию решений. Не говори вообще без последующего примера. Если начинаешь с примера, делай обязательно обобщения.

– Будь кратким, вежливым, не спорь по мелочам.

– Не бойся признать ошибку, когда понял ее по существу. Не отстаивай взгляды, главная ошибочность которых ясна и очевидна, хотя отдельные оттенки и стороны мысли могут быть и правильными.

РОССИЙСКОЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

http://ruxpert.ru/Российское_двигателестроение

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова

http://www.ciam.ru/

«Выше ЦИАМа только Бог»
И.А. Биргер,
Заслуженный деятель науки
и техники РСФСР;
Лауреат двух Государственных
премий СССР;
доктор технических наук; профессор;
заместитель начальника
Центрального института авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова.

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова с момента своего основания в 1930 г. причастен к созданию всех отечественных авиадвигателей. ЦИАМ с момента своего основания является научной организацией – лидером, в институте было создано несколько научных школ мирового уровня, чья работа определяла пути развития отрасли на десятилетия вперед.

ЦИАМ как ведущая научно-исследовательская организация отрасли участвует в создании двигателей для ЛА различного назначения: беспилотников, малой авиации, дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов, сверхскоростных ЛА, вертолетов и других летательных аппаратов. Компетенции института простираются также на вопросы создания поршневых двигателей. Авиадвигателестроение является одним из самых инновационных наукоемких и высокотехнологичных секторов промышленности, интегрирующим результаты деятельности различных направле-

ний науки и техники и стимулирующим научно-техническое развитие целого ряда других отраслей. Мировой опыт показывает, что разработка двигателя занимает в 1,5–2 раза больше времени, чем проектирование ЛА, поэтому правильная организация опережающих работ по созданию силовой установки является критическим элементом для успеха любой программы в области авиастроения. Стран, обладающих технологией полного цикла разработки и производства ГТД, меньше, чем государств, запускающих спутники в космос. Все отечественные авиационные двигатели создавались при участии ЦИАМ. ЦИАМ обладает уникальными стендами, предназначенными для проведения натурных испытаний авиационных двигателей и их узлов.

С 2014 г. ЦИАМ входит в структуру ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского». Под эгидой НИЦ работают пять ведущих научных организаций авиационной отрасли России – Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (ГосНИИАС), Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С.А. Чаплыгина (СибНИА) и Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем (ГкНИПАС).

ЦИАМ принимает активное участие в выполнении плана инженерных испытаний аэродинамической и прочностной доводки авиационных двигателей новых поколений на высотно-скоростных и климатических стендах НИЦ ЦИАМ.

Совместно с «Вертолетами России» ЦИАМ проводит работы по определению облика вертолетного ГТД и отработку критических технологий для этого двигателя с широким применением композиционных и керамических материалов.

На стендах московской площадки ЦИАМ выполняется комплекс сертификационных испытаний ВГТД всех отечественных малоразмерных ГТД.

ЦИАМ участвует в работе с промышленностью на всех этапах создания авиационных двигателей – от стадии создания научно-технического задела до сертификации и государственных стендовых испытаний.

ЦИАМ осуществляет сопровождение АД в эксплуатации и принимает участие в их дальнейшем развитии.

На контрактной основе институт оказывает иностранным заказчикам следующие услуги:

- расчетные и экспериментальные исследования узлов двигателя и двигателей в целом;
- исследования в области актуальных проблем экологии и шума;
- исследования в области проектирования и разработки двигателей и их узлов;
- исследования в области проектирования и разработки испытательных стендов и их элементов;
- сертификационные испытания;
- исследования образцов топлива и масел.

Институт принимает участие в осуществлении международной программы гармонизации стандартов в области разработки и производства авиационной техники.

Направления работ ЦИАМ

Прогноз развития

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова осуществляет комплексное прогнозирование развития двигателей для всех типов атмосферных летательных аппаратов (самолетов, вертолетов, беспилотных ЛА, аэрокосмических

систем и др.), а также промышленных и транспортных газотурбинных установок на основе авиационных технологий.

В ЦИАМ ведется разработка методик оценки технико-экономического и весового совершенства авиационных ГТД и АПД в связи с уровнем их технологического развития.

Одна из ключевых компетенций ЦИАМ – разработка математических моделей и прогнозные расчетные исследования характеристик и эффективности перспективных авиационных двигателей и силовых установок (СУ), в том числе нетрадиционных схем: турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) со сверхвысокой степенью двухконтурности, ГТД с регенерацией тепла, турбовинтовентиляторных двигателей («открытый ротор»), турбокомпаундных и гибридных силовых установок на базе авиационных поршневых двигателей (АПД), распределенных и гибридных СУ на базе ГТД, энергоустановок на топливных элементах.

Институт проводит обоснование концепций развития авиационного двигателестроения, обобщает опыт создания авиационных ГТД и АПД, разрабатывает научно-технические основы для создания отраслевых и межотраслевых программ развития авиадвигателей.

Проектирование

В области проектирования авиационных двигателей Центральный институт авиационного моторостроения ведет работу по следующим направлениям:

- формирование обобщенных эксплуатационно-технических показателей качества авиадвигателей;
- аван- и эскизные проекты авиационных ГТД и АПД различного назначения, формулировка ключевых проблем создания двигателя, создание опережающего научно-технического задела, включая разработку узлов, экспериментального газогенератора, демонстрационного двигателя;

- разработка проектов для обеспечения модернизации серийных и опытных авиационных двигателей в целях улучшения их характеристик, повышения ресурса, удовлетворения более жестким экологическим нормам, определение путей поэтапного развития базового двигателя в последующих модификациях с улучшенными данными и с созданием двигателей иных схем и назначений (концепция семейства);
- использование технологии распределенных сетевых вычислений для междисциплинарного математического моделирования процессов во входном устройстве, турбокомпрессоре, камере сгорания и сопле ГТД;
- расчет конструкционной прочности и динамических характеристик деталей двигателя;
- проектирование и конструирование ГТД и АПД;
- разработка системы, интегрирующей на базе 3D-данных: геометрическое представление деталей (элементов), математические модели газовой динамики, теплообмена, напряженно-деформированного состояния.

Центральный институт авиационного моторостроения осуществляет техническую экспертизу проектов новых и модернизируемых авиационных двигателей, газотурбинных установок для наземного и морского транспорта, а также энергетики.

Математическое моделирование рабочих процессов ГТД

Вычислительный комплекс ЦИАМ, основанный на многоуровневых системах компьютерного моделирования, позволяет проводить уникальные расчеты рабочих процессов во всем тракте ГТД.

В данных расчетах применяются математические модели, базирующиеся на законах сохранения массы, импульса и энергии (нестационарные уравнения Эйлера и Навье – Стокса), учитываются реальные эффекты, сопровождающие рабочий процесс в ГТД: вязкость, турбулентность и теплопроводность, горение, от-

боры и выдувы охлаждающего воздуха, утечки и др. Применение компьютерного испытательного стенда ГТД позволяет:

- проектировать высокоэффективные проточные части, обеспечивающие достижение максимального КПД;
- проводить модернизацию существующих узлов ГТД с целью повышения их эффективности;
- моделировать и сопровождать процесс испытания двигателя и его узлов на наземных стендах;
- изучать основные и пониженные (дроссельные) режимы работы;
- исследовать переходные режимы работы (запуск, изменение режима, останов);
- рассчитывать климатические, высотно-скоростные и дроссельные характеристики авиационных ГТД;
- моделировать различные законы регулирования;
- создавать форсированные варианты.

Математическое моделирование и САПР ГТД

Работы по математическому моделированию и системам автоматизированного проектирования газотурбинных двигателей были выделены в отдельное направление в 1993 г. с целью развития САПР-технологий и внедрения современных методов и программ при проектировании двигателей.

Работа института в этой области направлена на решение прикладных задач. ЦИАМ сотрудничает с ведущими предприятиями авиакосмической отрасли по созданию методик и расчету термонапряженного состояния и оптимизации деталей турбомашин, вопросам моделирования напряженно-деформированного состояния и ресурса конструкций при циклическом и сложном неизотермическом нагружении, моделированию технологических процессов изготовления тонкостенных деталей, разработке газодинамических

подшипников и перспективных плавающих уплотнений, динамике роторов ГТД.

Специалисты ЦИАМ успешно решают междисциплинарные задачи и создают условия для перехода к многодисциплинарным моделям при проектировании перспективных двигателей. Особое внимание уделяется разработке собственных математических моделей и специализированных комплексов программ, а также развитию численных методов расчета и оптимизации конструкции.

Малоразмерные ГТД

В Центральном институте авиационного моторостроения в отдельное направление выделены исследования в области создания малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД). Работы по этому направлению включают в себя:

- оптимизацию схемы и параметров рабочего процесса малоразмерных МГТД на стадии их начального проектирования;
- расчет основных характеристик МГТД на установившихся и переходных режимах на базе характеристик отдельных их узлов и элементов;
- анализ работы узлов двигателя на основе результатов его испытаний;
- разработку перспективных направлений развития и модификации существующих МГТД на базе универсальной комплексной программы расчета их характеристик, охватывающей около 30 различных схем двигателей (МГТД с одновальными и двухвальными газогенераторами, с осевыми, центробежными и осецентробежными компрессорами).

Институт осуществляет исследования МГТД различных схем, в том числе с регенерацией тепла, применяемых как в пилотируемых и беспилотных ЛА различного назначения, так и в наземных энергетических установках.

Авиационные поршневые двигатели

Центральный институт авиационного моторостроения имеет богатый опыт и научный потенциал в области исследований, связанных с созданием авиационных поршневых двигателей (АПД). В начале XXI века АПД переживают новый этап развития.

Компетенции ЦИАМ в сфере создания АПД заключаются:

- в расчете и многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса авиационных поршневых и роторно-поршневых двигателей;
- в разработке конструктивно-технологических и расчетных методик, используемых при создании опытных и серийных АПД;
- в экспериментальной проработке узлов и агрегатов АПД на модельных стендах;
- в комплексных экспериментальных исследованиях АПД в составе силовой установки, в том числе в ожидаемых условиях эксплуатации;
- в создании экспериментальных стендовых систем для отработки рабочего процесса перспективных АПД.

Комбинированные двигатели и силовые установки для высокоскоростных ЛА

Центральный институт авиационного моторостроения проводит расчетные и экспериментальные работы по исследованию моделей узлов и элементов конструкции комбинированных СУ (КСУ) различных схем в целях обеспечения их эффективного рабочего процесса при сверхвысоких скоростях полета.

Специалисты института осуществляют:

- расчет характеристик КСУ различных схем с учетом теплового состояния элементов конструкции;
- разработку перспективных направлений использования стандартного и высокоэнергетического топлива;

- разработку требований к технологиям и материалам, обеспечивающим эффективную работу КСУ.

Интеграция силовой установки и летательного аппарата

Важнейшим направлением работы специалистов ЦИАМ является многокритериальная оптимизация параметров силовых установок летательных аппаратов (ЛА) различного назначения и различных скоростей полета по критериям оптимальности: летно-технические характеристики, топливная экономичность, себестоимость перевозок, стоимость жизненного цикла, экологические характеристики и т.д. Работы ЦИАМ по данному направлению включают в себя:

- выбор параметров и оценку эффективности применения двигателя в составе ЛА;
- оптимальное согласование силовой установки и планера ЛА;
- расчет высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей различных схем в задачах согласования проектных параметров самолета и СУ;
- расчет и минимизацию шума ЛА на местности;
- оценку эмиссионных показателей по профилю полета ЛА.

Комплексы программ позволяют провести исследования, предназначенные для согласования силовой установки и планера и расчета технико-экономических характеристик ЛА (самолетов и вертолетов) различного назначения. Они позволяют решить следующие задачи:

- сформировать облик силовых установок перспективных ЛА с обоснованным выбором схемы рациональных параметров рабочего процесса двигателя, определить требуемые размерности двигателей и режимы их работы на различных участках полета;

- выбрать оптимальные программы законов регулирования двигателей с учетом особенностей их эксплуатации на рассматриваемом ЛА;
- определить потенциальные возможности силовых установок с разными типами двигателей, границы целесообразного применения двигателей различных схем;
- оценить эффективность альтернативных вариантов и выбрать новый двигатель для ЛА, находящегося в эксплуатации;
- рассмотреть возможности установки двигателя на нескольких типах ЛА, выбрать унифицированный двигатель для перспективного парка самолетов и вертолетов;
- провести оптимизацию условий полета на отдельных участках траектории;
- определить влияние атмосферных условий и различных потерь при работе двигателя на изменение технико-экономических характеристик ЛА.

Модуль расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя разработан специально для проведения широких параметрических и оптимизационных исследований и позволяет учитывать различные виды потерь, связанных с установкой двигателя на ЛА.

В ЦИАМ проводятся разработка и испытания беспилотных летающих лабораторий для отработки технологий малоразмерных гибридных и электрических СУ, в том числе работающих на топливных элементах различных типов.

Разработка нормативной и методической документации двигателей гражданской авиации

- Авиационные правила.
- Рекомендательные циркуляры.

- Нормы прочности и положение об установлении и увеличении ресурса.
- Нормы безотказности и методика оценки безотказности.
- Положение по методологии создания авиационных двигателей гражданского назначения.
- Общие технические условия.
- ОСТы.
- Положения.
- Руководства.
- Методические указания и методики.

Экономика разработки и модифицирования, производства и эксплуатации двигателей

- Экономика разработки и модифицирования.
- Экспертные заключения о смете затрат, продолжительности разработки и графике финансирования разрабатываемых двигателей.
- Маркетинговые исследования разрабатываемых и модифицируемых двигателей.
- Анализ и экспертиза финансово-хозяйственной деятельности ОКБ-разработчика при подготовке к тендеру на выполнение заказа.
- Разработка рекомендаций по финансовому управлению и контролю за исполнением сметы затрат на разработку двигателя.
- Организация и проведение тендеров на разработку новых и модификацию серийных двигателей.
- Инвестиционное проектирование и бизнес-планирование разработки новых и модификации серийных двигателей.

Экономика производства двигателей

- Экспертные заключения о смете затрат на подготовку и освоение производства.
- Экспертные заключения о себестоимости и цене двигателя, экспортной цене авиационного двигателя.

- Маркетинговые исследования и оценка спроса на серийные двигатели и объем их ремонта.
- Анализ и экспертиза финансово-хозяйственной деятельности серийного завода при подготовке к тендеру на размещение заказа на серийное производство.
- Разработка рекомендаций по финансовому управлению и контролю за исполнением сметы затрат на подготовку и освоение серийного производства двигателя.
- Организация и проведение тендеров на размещение серийного производства двигателей.
- Инвестиционное проектирование и бизнес-планирование серийного производства и ремонта двигателей.
- Технико-экономическое обоснование и бизнес-планирование финансового и оперативного лизинга серийных двигателей.

Экономика эксплуатации двигателей

Оценка выполнимости требуемого объема летной работы и летных программ парков при различных характеристиках ресурса и безотказности АД и условиях их эксплуатации.

Оценка экономической эффективности внедрения различных мероприятий по совершенствованию эксплуатационно-технических характеристик АД (ресурсы, показатели безотказности, эксплуатационная технологичность, ремонтопригодность и другое).

Технико-экономическое обоснование целесообразности увеличения ресурсов (межремонтного, назначенного) и сроков службы эксплуатируемых двигателей.

Оценка спроса на новые и ремонтные двигатели в эксплуатации и планирование рационального объема закупок новых и ремонтных АД эксплуатирующими предприятиями.

Формирование конкурентоспособных систем гарантий на двигатель и его элементы:

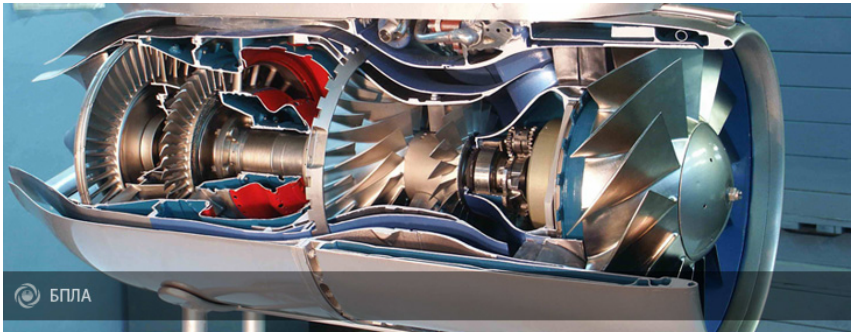
- выбор номенклатуры и уровня гарантируемых показателей;
- рекомендации по оценке выполнения гарантий;
- обоснование цен гарантий;
- проведение ТЭО гарантийных обязательств поставщика.

Обоснование технико-экономической целесообразности применения различных видов стратегии управления ресурсом АД, соответствующих Авиационным правилам (ч. 33).

Экспертные заключения о «ликвидационной» цене двигателя и цене двигателя на вторичном рынке.

Разработка и адаптация к конкретным условиям заказчика программно-математических средств, обеспечивающих прогноз потребности в новых и ремонтных АД, оценку влияния различных факторов и управленческих решений на технико-экономические показатели процесса эксплуатации парка ЛА и АД.

http://www.ciam.ru/



Объединенная двигателестроительная корпорация

http://www.uecrus.com/rus/

АО «Объединенная двигателестроительная корпорация» (ОДК входит в Госкорпорацию Ростех) – интегрированная структура, специализирующаяся на разработке, серийном изготовлении и сервисном обслуживании двигателей для военной и гражданской авиации, космических программ и военно-морского флота, а также нефтегазовой промышленности и энергетики. Одним из приоритетных направлений деятельности ОДК является реализация комплексных программ развития предприятий отрасли с внедрением новых технологий, соответствующих международным стандартам.

ОДК осуществляет разработку, производств и послепродажное обслуживание широкого ряда газотурбинных двигателей.

Деятельность Корпорации сосредоточена в ключевых бизнес-направлениях:

- двигатели для военной авиации: боевой авиации, военно-транспортной и стратегической авиации;
- двигатели наземного применения: газотурбинные установки; пэкидж газотурбинных установок;
- вертолетные и малоразмерные двигатели;
- двигатели для гражданской авиации;
- ракетные двигатели;
- короткоресурсные газотурбинные двигатели;
- морские газотурбинные двигатели.

Российские моторные заводы

Елабужский моторный завод (ЕМЗ)

Завод по производству автомобильных двигателей (открыт в 2015 году). Проектная мощность до 200 тысяч двигателей в год. Завод может оснастить своими двигателями до 10% выпускаемых в России автомобилей.

Заволжский моторный завод (ЗМС)

Завод по производству бензиновых и дизельных автомобильных двигателей (основан в 1958 году). Входит в состав ОАО «УАЗ». Расположен в городе Заволжье Нижегородской области.

ПАО «Звезда»

Основан в 1932 году. ПАО «Звезда» разрабатывает и производит высокооборотные судовые дизельные двигатели мощностью более 500 кВт с минимальными весогабаритными показателями. Ими оснащены построенные на верфях СССР и России пассажирские суда на подводных крыльях, значительная часть скоростных кораблей ВМФ и Пограничных войск России и многих стран мира.

Коломенский завод

Завод основан в 1863 году. ОАО «Коломенский завод» является разработчиком и основным производителем современных 4-тактных среднеоборотных двигателей с газотурбинным наддувом и охлаждением наддувочного воздуха мощностью от 450 до 4500 кВт.

Пензенский дизельный завод (Пензадизельмаш)

Ведущий производитель дизельных двигателей для тепловозов в России, входит в «Трансмашхолдинг». Выпускает дизели и дизель-генераторы тепловозов, электростанций, морских и речных судов, тяговых агрегатов горнодобывающей промышленности.

Тутаевский моторный завод (ТМЗ)

Завод производит дизельные двигатели семейства V8 (V-образные 8-цилиндровые дизельные двигатели) для магистральных автопоездов, большегрузных автомобилей-самосвалов, городских автобусов большой вместимости, сельскохозяйствен-

ных и промышленных тракторов, внедорожной специализированной техники, дизельгенераторных установок, дорожно-строительной, военной техники, речных буксиров и спортивных грузовиков «КАМАЗ». Также выпускает коробки передач и запасные части к двигателям семейств ЯМЗ и ТМЗ, дизельные электроагрегаты.

Уральский дизель-моторный завод (УДМЗ)

Завод в Екатеринбурге производит дизельные двигатели, а также дизель-генераторы и электростанции на их базе мощностью от 500 до 1700 КВт. Входит в состав холдинга «Синара-Транспортные Машины», производящего локомотивы и транспортные машины.

Ярославский моторный завод (ЯМЗ)

Ярославский моторный завод (ныне ПО «Автодизель») – основан в 1916 году в городе Ярославль. С 1971 года занимается изготовлением силовых агрегатов, применяемых на множестве автомобилей различных производителей (ОАО «МАЗ», ООО «ЛиАЗ», ООО «ГАЗ», КамАЗ, УралАЗ…).

Производители турбореактивных, газотурбинных и ракетных двигателей, а также паровых и газовых турбин

АО «Авиадвигатель»

Разработчик газотурбинных двигателей для гражданской авиации, а также промышленных газотурбинных установок для энергетики, транспортировки газа и нефти, поставщик газотурбинных электростанций (г. Пермь). Разработчик новейшего российского двигателя ПД-14.

Воронежский механический завод

Производитель жидкостных ракетных двигателей (г. Воронеж).

АО «Климов»

Ведущий российский разработчик газотурбинных двигателей (г. Санкт-Петербург). Производит двигатели для вертолетов марки «Миль» и «Камов», а также реактивные двигатели для истребительной авиации.

ПАО «Кузнецов»

Производитель жидкостных ракетных двигателей, авиационных турбореактивных и индустриальных газотурбинных двигателей (г. Самара).

Московское машиностроительное предприятие имени В.В. Чернышева

Предприятие, производящее двигатели для лёгких фронтовых истребителей, учебно-тренировочных самолётов, вертолётов, самолётов местных воздушных линий, легких транспортных самолётов, беспилотных летательных аппаратов.

Невский завод

Производитель стационарных паровых и газовых турбин, центробежных и осевых компрессоров и нагнетателей (г. Санкт-Петербург).

ОДК – Газовые турбины (бывший Волжский машиностроительный завод)

Производитель стационарных газовых турбин и газоперекачивающих установок (г. Рыбинск, Ярославская область).

Омское моторостроительное конструкторское бюро

Разработчик и производитель малых газотурбинных двигателей (г. Омск). С 2017 года управляется НПО «Сатурн».

Омское моторостроительное объединение им. П.И. Баранова

Филиал НПЦ газотурбостроения «Салют» (г. Омск) производит в основном авиационные двигатели – турбореактивные, турбовинтовые и газотурбинные.

Пермский моторный завод (ОДК-Пермские моторы)

Производитель авиадвигателей для гражданской и военной авиации, промышленных газотурбинных установок для электростанций и транспортировки газа. В частности, производит двигатели для самолётов Ил-76, Ил-96, Ту-204, Ту-214. На этом пред-

приятии будет осуществляться серийное производство двигателя ПД-14 и перспективного ПД-35.

НПЦ газотурбостроения «Салют»

Предприятие производит авиационные газотурбинные двигатели (г. Москва). Основное направление деятельности – вертолётные и морские двигатели.

НПО Сатурн

Предприятие производит газотурбинные двигатели и агрегаты для военной и гражданской авиации, энергогенерирующих и газоперекачивающих установок, кораблей и судов (г. Рыбинск, Ярославской области).

Уфимское моторостроительное производственное объединение (УМПО)

Предприятие серийно выпускает турбореактивные двигатели для самолетов семейства Су-35С (Изделие 117 С), Су-27 (АЛ-31Ф), семейства Су-30 (двигатель АЛ-31Ф и АЛ-31ФП), семейства Су-25 (Р-95Ш и Р-195), узлы вертолетной техники на вертолеты «Ка» и «Ми» (г. Уфа).

ОКБ «Факел»

Ведущий мировой производитель электроракетных и термокаталитических двигателей малой тяги для космических аппаратов (г. Калининград).

НПО «Энергомаш» им. академика В. П. Глушко

Один из ведущих мировых производителей жидкостных ракетных двигателей.

ВЕДУЩИЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫЕ КОМПАНИИ

http://www.pw.utc.com

«Пратт энд Уитни» – американский производитель авиационных двигателей для гражданской и военной авиации, в настоящий момент является частью корпорации «Юнайтид Текнолоджис».

Турбореактивные двигатели для гражданской авиации

- JT3D/TF33
- JT4A
- JT8D
- JT9D
- JT12/J60
- PW1000G
- PW2000/F117
- PW4000
- PW6000
- PW7000
- PW8000
- Engine Alliance GP7200
- International Aero Engines V2500

Военные турбореактивные двигатели

- J42 (JT6) (Rolls-Royce Nene)
- J48 (JT7) (Rolls-Royce Tay)
- J52 (JT8A)
- J57 (JT3C)
- TF33 (JT3D)
- J58 (JT11D)
- J75 (JT4A)
- TF30 (JT10)

- F100 (JTF22)
- Pratt & Whitney F119 (PW5000)
- Pratt & Whitney F135 (развит от F119)
- PW1120 (развит от F100)

Поршневые двигатели внутреннего сгорания

- Pratt & Whitney R-1340 Wasp
- Pratt & Whitney R-1690 Hornet
- Pratt & Whitney R-985 Wasp Junior
- Pratt & Whitney R-1535 Twin Wasp Junior
- Pratt & Whitney R-1830 Twin Wasp
- Pratt & Whitney R-2000 Twin Wasp
- Pratt & Whitney R-2180 Twin Wasp E
- Pratt & Whitney R-2800 Double Wasp
- Pratt & Whitney R-4360 Wasp Major
- Турбовинтовой двигатель
- Pratt&Whitney T34
- Pratt&Whitney PT6A-27
- Pratt&Whitney Canada PT6A-114A

Rolls-Royce Group plc

https://www.rolls-royce.com/

Rolls-Royce Group plc (LSE: RR) – британская компания, специализирующаяся на производстве оборудования для авиации, судов и энергетического оборудования.

Турбореактивные двигатели (ТРД)

- Rolls-Royce Nene (англ.)
- Rolls-Royce Avon
- Rolls-Royce Viper
- Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 (для Конкорда)

Турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД)

- Rolls-Royce AE 3007 (Cessna Citation X и др.)
- Rolls-Royce BR700 (Gulfstream V и др.)
- Rolls-Royce Conway (Boeing 707 и др.)
- Rolls-Royce Spey (Gulfstream II и III)
- Rolls-Royce RB162 (Dassault Mirage III)
- Rolls-Royce RB211 (Boeing 747, 757, 767; Ту-204)
- Rolls-Royce RB282
- Rolls-Royce Turbomeca Adour (SEPECAT Jaguar и др.)
- Rolls-Royce Pegasus (British Aerospace Sea Harrier)
- Turbo-Union RB199 (Panavia Tornado)
- Rolls-Royce RB.183 Tay (Gulfstream IV и пр.)
- Rolls-Royce Trent (Airbus A330, A340, A350, A380; Boeing 777, 787. Развитие RB211)
- Eurojet EJ200 (Eurofighter Typhoon)
- General Electric/Rolls-Royce F136 (F-35 Lightning II)
- International Aero Engines V2500 (Airbus A320)

Турбовинтовые/турбовальные двигатели

- Rolls-Royce AE 2100 (C-130J Hercules и др.)
- Rolls-Royce Gem (турбовальный, вертолет Westland Lynx)
- Rolls-Royce Model 250 (турбовальный, вертолет Bell 206 и др.)
- Rolls-Royce RR300 (новый вертолет Robinson R66 и др.)
- Rolls-Royce T406/AE 1107C-Liberty (Bell V-22 Osprey)
- Rolls-Royce T56 (C-130 Hercules и др.)
- Europrop TP400-D6 (Airbus A400M)
- MTR390 (совместно с MTU и Turbomeca; для Eurocopter Tiger)
- Rolls-Royce Turbomeca RTM322 (для вертолетов Agusta-Westland Apache, AgustaWestland AW101, NHI NH90)
- LHTEC T800 (совместно с Honeywell; для RAH-66 Comanche и других вертолетов)

General Electric
https://www.geaviation.com/

«Дженерал электрик» (сокр. GE) – американская многоотраслевая корпорация, производитель многих видов техники, включая газовые турбины, авиационные двигатели, медицинское оборудование, а также широкий спектр продукции военного назначения. Компания является одним из крупнейших подрядчиков ВПК США.

Турбореактивные двигатели

- J31 (для P-59 Airacomet и др.)
- J33 (для P-80 Shooting Star)
- J35 (для F-84 Thunderjet и F-89 Scorpion)
- J47 (Boeing B-47 Stratojet и др.)
- J79/CJ805 (B-58 Hustler и др.)
- J85/J610 (T-38 Talon/Learjet 23)

Лёгкие двигатели и двигатели с малой степенью двухконтурности

- CF700 (Learjet 23)
- General Electric F101 (B-1 Lancer)
- General Electric TF34/CF34 (S-3 Viking и др.)
- F404 (F/A-18 Hornet)
- F110 (F-14B/D Super Tomcat и др.)
- F118 (Lockheed U-2 и др.)
- YF120 (Lockheed YF-22 и др.)
- CFE738 (для Dassault Falcon 2000)
- F412 (F/A-18 Hornet)
- F414 (F/A-18E/F Super Hornet)
- F136 (F-35 Lightning II)
- HF120 (Honda HA-420 HondaJet и др.)

Турбовентиляторные двигатели с высокой степенью двухконтурности

- TF39 (C-5A/B/C Galaxy)
- CF6 (Airbus A300, Boeing 747, 767)
- CFM56/F108 (Airbus A320, 340; Boeing 737, KC-135R Stratotanker)
- GE90 (Boeing 777)
- GP7000 (Airbus A380)
- GEnx (Boeing 747-8, 787)

Турбовинтовые двигатели и двигатели с открытым вентилятором

- CT7 (AH-64 Apache и др.)
- GE36
- T407 (Sikorsky CH-53K)
- T31 (XF2R Dark Shark и др.)
- Walter M601 (Let L-410 Turbolet и др.)

Турбовальные двигатели

- T58 (SH-3 Sea King и др.)
- T64 (CH-53E Super Stallion и др.)
- T700/CT7 (AH-64 Apache и др.)
- General Electric GE38 (Lockheed P-7 и др.)

Snecma

https://www.safran-aircraft-engines.com/

Snecma (акроним от Société Nationale d'Étude et de Construction de Moteurs d'Avions —Национальное общество по разработке и конструированию авиационных моторов) – французская компания, один из мировых лидеров среди аэрокосмических корпораций по разработке и производству авиационных двигателей. В 2005 году

объединилась с компанией SAGEM, образовав холдинг SAFRAN (является подразделением группы SAFRAN).

Гражданские авиадвигатели

- CFM56 (Боинг 737, Airbus A320, Airbus A340, серия Дуглас DC-8 Супер 70)
- GE90 (Боинг 777)
- CF6 (Боинг 747, Airbus A330)
- GP7200 (Airbus A380)
- SaM146 (Sukhoi Superjet 100)

Военные авиадвигатели

- Atar (Дассо-Бриге Этандар IV, Сюпер Этандар, Мираж III, IV, Мираж 5, Мираж F1).
- M88 (Рафаль)
- M53 (Мираж 2000)
- TP400-D6 (Эйрбас A400M)
- Ларзац (Dassault-Breguet/Dornier Alpha Jet)

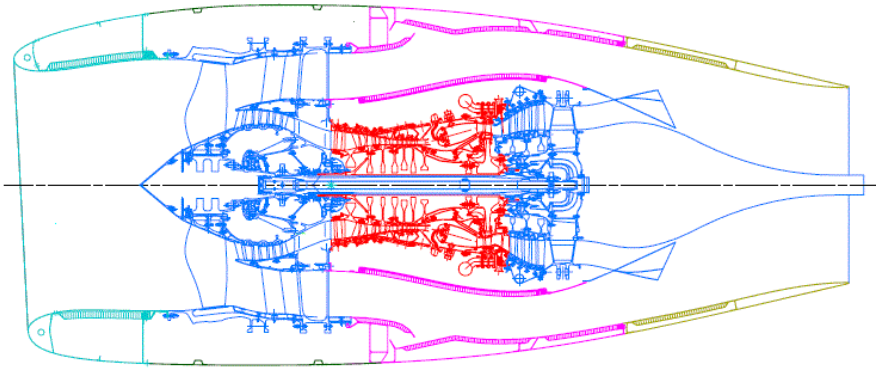


Схема современного ТРДД SM-146 с мотогондолой

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Межгосударственный авиационный комитет (МАК)
http://armak.mak-iac.org/registr/aviatsionnye-pravila/

Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. 2014. (Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА).

Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 2015. (Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА).

Часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. 2014. (Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА).

Часть ОЛС. Нормы летной годности очень легких самолетов. 2006. (Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА).

Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. 2012.

Часть ВД. Нормы летной годности вспомогательных двигателей воздушных судов. 1999.

Часть 35. Нормы летной годности воздушных винтов. 2012.

Часть 36. Сертификация воздушных судов по шуму на местности. 2002.

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 23. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ
ГРАЖДАНСКИХ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ. 2014

Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силовая установка
Двигатели
Автоматическая система управления резервной мощностью
Воздушные винты
Вибрация воздушного винта
Системы турбонагнетателя
Клиренс воздушного винта
Защита от обледенения двигательной установки
Системы реверсирования

Испытания систем реверсирования тяги турбореактивных и турбовентиляторных двигателей

Системы ограничения сопротивления турбовинтовых двигательных установок

Рабочие характеристики силовой установки

Отрицательная перегрузка

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Независимость подачи топлива в двигатели

Защита топливной системы от попадания молнии

Подача топлива в двигатели

Перетекание топлива в объединенных баках

Невырабатываемый остаток топлива в баках

Работа топливной системы в условиях высоких температур

Топливные баки

Испытания топливных баков

Установка топливных баков

Расширительное пространство топливного бака

Отстойник топливного бака

Заправочная горловина топливного бака

Дренажи топливного бака и карбюратора

Заборник топлива из бака

Система заправки баков топливом под давлением

КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Топливные насосы

Трубопроводы и арматура топливной системы

Компоненты топливной системы

Топливные краны и органы управления

Топливные фильтры

Сливные устройства топливной системы

Система аварийного слива топлива

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Общие положения

Масляный бак

Испытания масляного бака

Трубопроводы масляной системы и арматура

Масляные фильтры

Сливные устройства масляной системы

Масляные теплообменники

Система флюгирования воздушного винта

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Испытания средств охлаждения

Методика испытаний охлаждения для самолетов с газотурбинными двигателями

Методика испытания охлаждения для самолетов с поршневыми двигателями

ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

Силовая установка

Испытания бака с охлаждающей жидкостью

СИСТЕМА ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛИ

Система подачи воздуха

Защита от обледенения системы подачи воздуха

Расход жидкости для защиты от обледенения карбюратора

Емкость жидкостной противообледенительной системы карбюратора

Конструкция жидкостной противообледенительной системы карбюратора

Конструкция подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор

Каналы системы подачи воздуха

Защитные сетки системы подачи воздуха

Фильтры системы подачи воздуха в двигатель

Система отбора воздуха от турбонагнетателя

Система отбора воздуха от газотурбинного двигателя

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

Система выхлопа

Теплообменники на выхлопных газах

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Органы управления силовой установкой

Органы управления вспомогательной силовой установкой

Органы управления двигателями

Выключатели зажигания

Органы регулирования состава топливной смеси

Органы управления частотой вращения и шагом воздушного винта

Органы управления флюгированием воздушного винта

Реверсирование тяги и установка шага воздушного винта на газотурбинном двигателе

Органы регулирования температуры воздуха карбюратора

Агрегаты силовой установки

Система зажигания двигателя

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Установленные пожароопасные зоны и отсеки
Зоны за противопожарными перегородками двигателя
Трубопроводы, арматура и компоненты
Дренаж и вентиляция пожароопасных зон
Перекрывные устройства
Противопожарные перегородки
Перегородка отсека агрегатов двигателя
Капоты и мотогондолы
Системы пожаротушения
Огнегасящие вещества
Стационарные огнетушители
Материалы системы пожаротушения
Система пожарной сигнализации

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 27. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ
ВИНТОКРЫЛЫХ АППАРАТОВ НОРМАЛЬНОЙ КАТЕГОРИИ. 2014

Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Установка
Двигатели
Вибрации двигателя

СИСТЕМА ПРИВОДА ВИНТОВ

Конструкция
Тормоз винта
Испытания системы привода винта и механизмов управления
Дополнительные испытания
Критическая частота вращения валов трансмиссии
Соединения валов трансмиссии
Рабочие характеристики двигателя

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Стойкость к разрушению топливной системы
Независимость подачи топлива в двигатели
Защита топливной системы от ударов молнии
Подача топлива
Невырабатываемый остаток топлива в баках

Эксплуатация топливной системы при высокой температуре
Топливные баки. Общие положения
Испытания топливных баков
Установка топливного бака
Расширительное пространство топливного бака
Отстойник топливного бака
Заправочная горловина топливного бака
Дренажи (вентиляция) топливного бака
Заборник топлива из бака

АГРЕГАТЫ И ЭЛЕМЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Топливные насосы
Трубопроводы и арматура топливной системы
Топливные краны
Топливные фильтры
Сливные устройства топливной системы

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Двигатели. Общие положения
Масляные баки
Испытания масляных баков
Трубопроводы и арматура масляной системы
Масляные фильтры
Сливные устройства масляной системы
Трансмиссия и редукторы. Общие положения

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Испытания системы охлаждения
Методика испытаний системы охлаждения

СИСТЕМА ПОДВОДА ВОЗДУХА

Подвод воздуха
Защита системы подвода воздуха от обледенения

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

Выхлопные трубы

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Органы управления силовой установки. Общие положения
Органы управления двигателя
Выключатели зажигания
Органы управления составом топливной смеси
Органы управления тормозом несущего винта

Агрегаты силовой установки

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Трубопроводы, соединения и компоненты
Воспламеняющиеся жидкости
Устройства слива и вентиляция
Перекрывные средства
Пожарная перегородка
Капот и обшивка мотогондолы
Другие поверхности
Системы обнаружения пожара

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 33. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ
ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ. 2012

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Применимость
Документация по поддержанию летной годности
Документация по установке и эксплуатации двигателя
Режимы работы двигателя и эксплуатационные ограничения
Выбор режимов работы двигателя по мощности и тяге

РАЗДЕЛ В – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Ресурс
Материалы
Технология изготовления
Пожарная безопасность
Электрическое соединение
Прочность
Охлаждение двигателя
Узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции
Присоединение агрегатов
Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей
Системы управления двигателя
Присоединение приборов
Двигатели для выполнения акробатических полетов

РАЗДЕЛ C – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

Анализ напряжений
Вибрации
Роторы турбонагнетателей
Топливная система и система всасывания
Система зажигания
Система охлаждения
Масляная система
Анализ безопасности
Ручная прокрутка

РАЗДЕЛ D – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

Применение топлив и масел
Вибрационное испытание
Калибровочные испытания
Детонационное испытание
Длительное испытание
Эксплуатационное испытание
Испытание при обратной вспышке
Испытание по проверке запуска
Испытание по проверке запуска при низких температурах окружающего воздуха
Испытание по проверке приемистости
Испытание при превышении частоты вращения
Испытание с распылением воды
Испытание по проверке системы зажигания
Испытание по проверке функционирования воздушного винта
Испытания компонентов и систем двигателя
Дефектация после разборки
Общие замечания к проведению комплекса испытаний

РАЗДЕЛ E – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

Анализ напряжений
Вибрации
Статорные детали двигателя, нагруженные давлением
Валы компрессора, вентилятора и турбины
Влияние нагрузок от эволюций и гироскопического момента
Помпажные и срывные характеристики
Система отбора воздуха
Топливная система

Элементы управления
Стартер
Противообледенительная защита
Система зажигания
Основные детали двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах
Масляная система
Системы гидроприводов
Приемистость по мощности или тяге
Продолженное вращение
Анализ безопасности
Попадание птиц
Попадание посторонних предметов (льда)
Попадание дождя и града

РАЗДЕЛ F – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

Применение топлив, масел и гидравлических жидкостей
Вибрационное испытание
Испытание с превышением крутящего момента
Калибровочные испытания
Длительное испытание
Испытания при повышенной температуре
Эксплуатационное испытание
Испытание по установлению первоначального технического обслуживания
Испытания компонентов двигателя
Испытания средств блокировки вращения роторов
Дефектация после разборки
Проверки локализации лопаток и дисбаланса ротора
Испытания систем «двигатель–воздушный винт»
Испытания двигателя при использовании в режиме вспомогательного двигателя

ДОПОЛНЕНИЕ – ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ТЕРМИНОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В АП-33

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Применимость

Стандартные требования распространяются на газотурбинные и поршневые маршевые двигатели: дозвуковых самолетов и винтокрылых аппаратов транспортной категории; легких самолетов и винтокрылых аппаратов нормальной категории, а также очень легких воздушных судов (ОЛВС) гражданского назначения.

Разработчик двигателя (далее по тексту – Заявитель) должен показать соответствие двигателя применимым требованиям АП-33 и действующим требованиям к эмиссии загрязняющих веществ от двигателя.

Документация должна включать в себя:

- Расположение узлов крепления двигателя, способ его крепления к воздушному судну, максимально допустимую нагрузку на узлы крепления.
- Расположение и описание узлов соединений двигателя с агрегатами, трубопроводами, электропроводами, кабелями, каналами и капотами, а также максимально допустимые нагрузки на узлы соединений двигателя с агрегатами и системами воздушного судна.
- Габаритный/контурный чертеж двигателя, включая габаритные размеры.
- Определение механических и функциональных взаимодействий с воздушным судном и оборудованием воздушного судна, включая воздушный винт, когда применяется.
- Условия взаимодействия и требования к надежности компонентов.
- Перечень приборов, необходимых для управления двигателем.

Должны быть предоставлены данные по характеристикам двигателя и эксплуатационными ограничениями, включая мощность/тягу «наихудшего» и «наилучшего» двигателя и способы определения влияния на характеристики двигателя изменение отборов воздуха, мощности, скорости полета, давления, температуры и влажности окружающей среды.

Руководство по эксплуатации включает:

- Эксплуатационные ограничения, установленные Компетентным органом.
- Режимы работы по мощности или тяге и методики приведения к стандартным атмосферным условиям.
- Рекомендованные процедуры при нормальных и предельных условиях окружающей среды для запуска, работы на земле и в полете.
- Описание основных и резервных режимов работы системы управления двигателя и ее взаимодействия с системами воздушного судна.

Режимы работы двигателя и эксплуатационные ограничения

Режимы двигателя по мощности и/или тяге должны устанавливаться при стандартных атмосферных условиях, без какого-либо отбора воздуха для обслуживания воздушного судна, и только с теми установленными агрегатами, которые являются неотъемлемыми для функционирования двигателя, включая систему управления.

Для **поршневых двигателей** режимы и эксплуатационные ограничения устанавливаются применительно к следующему:

- Мощности или крутящему моменту, частоте вращения.
- Маркам топлив и масла и их спецификациям.
- Температуре цилиндра или охлаждающей жидкости, масла на входе в двигатель и газа на входе в колесо турбины турбонагнетателя.
- Давлению топлива на входе и масла в главной магистрали.
- Крутящему моменту привода агрегатов.
- Ресурсу и сроку службы двигателя в целом и ресурсу деталей, ресурсу и сроку службы его компонентов.
- Частоте вращения колеса турбины турбонагнетателя.

Для **газотурбинных двигателей** режимы и эксплуатационные ограничения устанавливаются применительно к следующему:

- Мощности, крутящему моменту или тяге, частоте вращения, температуре газа, продолжительности непрерывной работы и общей наработке.
- Маркам топлив и масла и их спецификациям.
- Спецификации на гидравлическую жидкость.
- Температуре масла, топлива, наружных поверхностей двигателя.
- Давлению топлива на входе, масла, гидравлической жидкости.
- Крутящему моменту привода агрегатов и моменту, обусловленному консольным креплением агрегатов.
- Ресурсу основных деталей и ресурсу и сроку службы модулей двигателя и двигателя в целом, ресурсу и сроку службы его компонентов.
- Фильтрации топлива и масла.
- Отбору воздуха и отбору мощности.
- Неоднородности потока воздуха на входе в двигатель.
- Превышению частот вращения валов роторов, температуры газа и крутящего момента двигателя при переменных процессах.
- Максимальному превышению крутящего момента двигателя для турбовинтовых и турбовальных двигателей со свободной турбиной.

Ресурс

Должны быть установлены эксплуатационные ограничения:

- для поршневых двигателей по ресурсу и сроку службы двигателя в целом и ресурсу деталей, ресурсу и сроку службы компонентов двигателя;
- для газотурбинных двигателей по ресурсу основных деталей и ресурсу и сроку службы модулей двигателя и двигателя в целом, ресурсу и сроку службы его компонентов.

Материалы

Пригодность и долговечность материалов, используемых для изготовления деталей двигателя, его систем и агрегатов, должны:

- устанавливаться на основании опыта использования и/или результатов испытаний с учетом условий работы материалов в двигателе;
- соответствовать действующим стандартам, которые гарантируют прочностные и другие свойства материалов, принятые при проектировании. Принимаемые при расчетах прочности значения характеристик материала должны соответствовать статистически обоснованным минимальным значениям характеристик, реализуемых в детали (заготовке детали), и оцениваться с учетом влияния окружающих условий, ожидаемых в эксплуатации, технологических особенностей изготовления деталей (поверхностное упрочнение, дополнительная термическая обработка и др.).

Технология изготовления

Конструкторская Документация на двигатель должна предусматривать требования к технологии изготовления и ремонта, выполнение которых должно обеспечить в ожидаемых условиях эксплуатации поддержание в допустимых пределах установленного конструкторской Документацией качества деталей и узлов двигателя.

- Чертежи для каждого компонента двигателя и для каждой детали оборудования должны давать полные подробные данные о конструкции и используемых материалах. Должны быть указаны тип (состав, технология получения) защитного покрытия и качество поверхности. Любые испытания, необходимые для контроля качества изготовления компонентов или оборудования двигателя, должны быть указаны на чертежах или путем ссылки на соответствующие Документы.
- Каждая деталь должна быть маркирована. Требования к маркировке должны быть указаны на чертеже.

Элементы роторов двигателя, при разрушении которых не обеспечено исключение опасных последствий, должны подвергаться неразру-

шающему контролю на всех этапах производства, а также контролю механических свойств материала, из которого они изготовлены.

Детали и агрегаты двигателя должны быть защищены от коррозии в эксплуатации и при хранении.

Детали газотурбинного двигателя, неправильная сборка которых может привести к опасным последствиям, должны быть сконструированы так, чтобы свести к минимуму риск их неправильной установки или должны иметь постоянную маркировку, указывающую их правильное положение при сборке.

Модули двигателя, которые в эксплуатации могут заменяться независимо от других модулей, должны быть определены и маркированы таким образом, чтобы гарантировать прослеживание изготовления деталей, входящих в модуль, и обеспечить управление взаимозаменяемостью таких модулей.

Пожарная безопасность

Проектирование и конструирование двигателей и используемые материалы, в том числе на основе титана и магния, должны быть такими, чтобы свести к минимуму вероятность пожара, его распространение во время обычной работы и в условиях отказа, а также последствия такого пожара.

Дополнительно при проектировании и конструировании газотурбинных двигателей должна быть минимизирована возможность возникновения внутреннего пожара, который может привести к повреждению конструкции, перегреву или опасным последствиям.

В конструкции газотурбинного двигателя должны быть предусмотрены меры для предотвращения утечки масла через масляные уплотнения валов и его возгорания.

Любые внешние магистрали, соединения и другие компоненты, в которых циркулируют или содержатся воспламеняющиеся жидкости при нормальных условиях работы двигателя, должны быть огнестойкими. Эти компоненты должны быть экранированы или расположены таким образом, чтобы исключить воспламенение жидкости в случае утечки.

Баки, содержащие воспламеняющиеся жидкости, должны быть огненепроницаемыми или защищены огненепроницаемым экраном, чтобы повреждение огнем не вызывало утечку или выброс воспламеняющейся жидкости.

Если конструкция компонентов и/или элементов двигателя исполняет роль пожарной перегородки, то она должна быть огненепроницаемой, защищена от коррозии и сконструирована так, чтобы опасное количество воздуха, воспламеняющейся жидкости или пламя не могли проникнуть через пожарную перегородку.

Должны быть выполнены огнестойкими или защищенными от воздействия высокой температуры следующие элементы, входящие в типовую конструкцию двигателя:

- Воздухопроводы, разрушение которых от воздействия пожара может привести к подаче воздуха в зону горения.
- Компоненты системы управления двигателем, которые расположены в пожароопасной зоне.

Накопление опасного количества воспламеняющихся жидкостей и паров должно предотвращаться дренированием и вентиляцией.

Если в конструкции газотурбинного двигателя предусмотрен перепуск воздуха из компрессора и отвод воздуха из суфлирующих полостей масляной системы, то воздух должен отводиться не в подкапотное пространство, а в атмосферу или в наружный контур двухконтурного двигателя.

Электрическое соединение

Любые компоненты, модули, оборудование и агрегаты, которые восприимчивы к статическим разрядам или току при электрических отказах, или являются потенциальными источниками разрядов или тока, должны быть заземлены на основную массу двигателя для сведения к минимуму накопления электростатического или электрического заряда, который мог бы стать причиной:

- возгорания в областях, где могут присутствовать воспламеняющиеся жидкости или их пары,
- поражения электрическим током,
- неприемлемых помех для электрического или электронного оборудования.

Прочность

Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы свести к минимуму развитие опасных состояний двигателя в период между ремонтами.

При проектировании корпусов роторов вентилятора, компрессора, турбины должна обеспечиваться локализация повреждений вследствие разрушения рабочей лопатки.

Должны быть определены размеры, уровни энергии и проходящие вне корпусов роторов вентилятора, компрессора, турбины траектории фрагментов, образовавшихся в результате разрушения лопатки ротора.

Должны быть обоснованы и представлены данные (на основании расчета, испытаний), чтобы Разработчик воздушного судна смог оценить силы, воздействующие на конструкцию и системы воздушного судна при работе двигателя с дисбалансом и во время продолженного вращения ротора с дисбалансом после выключения двигателя, которое следует за

разрушением лопатки. Если разрушение вала, подшипника или опоры подшипника приводит к возникновению усилий, превышающих указанные, то такие события должны быть оценены.

Элементы роторов двигателя, при разрушении которых не обеспечена локализация фрагментов внутри корпусов двигателя (диски, проставки, втулки и др.), должны обладать достаточной прочностью, чтобы противостоять максимальным механическим и тепловым нагрузкам, возможным в ожидаемых условиях эксплуатации.

Элементы статорной конструкции, находящиеся в непосредственной близости к вращающимся деталям, должны быть расположены таким образом, чтобы любое трение, вызванное температурным расширением или перемещением, возникшим в результате вероятной поломки статорных или вращающихся деталей, не приводило к возникновению опасных последствий.

Силовой корпус камеры сгорания должен иметь достаточную статическую и циклическую прочность. Конструкция корпуса камеры сгорания должна в пределах устанавливаемого ресурса обеспечивать предотвращение развития трещин до критических размеров.

Агрегаты, имеющие ротор с высокой кинетической энергией, должны удовлетворять одному из следующих требований: разрушения ротора не приведут к образованию нелокализованных фрагментов с высокой энергией или установлен приемлемый уровень прочности конструкции, включающей роторы с высокой энергией.

При проектировании должно быть уделено внимание исключению риска разрушения корпусов двигателя в случае местного разрушения корпуса или повреждения корпуса, возникающего, например, от факельного пламени при разрушении камеры сгорания.

Охлаждение двигателя

Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован так, чтобы было обеспечено его необходимое охлаждение в ожидаемых условиях эксплуатации.

Узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции

Для узлов крепления двигателя и прилегающих к ним элементов конструкции должны быть указаны максимально допустимые эксплуатационные и предельные нагрузки.

Должно быть показано, что узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции выдерживают указанные максимально допустимые эксплуатационные нагрузки без остаточной деформации и указанные предельные нагрузки без разрушения, но при этом может иметь место остаточная деформация.

В конструкции узлов крепления целесообразно предусматривать резервирование.

Присоединение агрегатов

Двигатель должен нормально работать с загруженными приводами и узлами присоединения агрегатов.

Узлы крепления и приводы устанавливаемых на двигатель агрегатов должны быть спроектированы так, чтобы обеспечивалась безопасная работа двигателя с установленными агрегатами, а их разрушение не приводило бы к опасным последствиям.

Конструкция двигателя должна допускать необходимые для его эксплуатации проверки, регулировки или замены агрегатов.

Должны быть оценены возможность и последствия неправильного присоединения агрегатов, приборов, датчиков или соединителей. Для предотвращения неправильного присоединения должны быть приняты конструктивные меры защиты.

Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей

Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей должны иметь достаточную прочность, чтобы выдерживать условия испытаний.

Конструкция и функционирование устройств, систем и приборов, а также методы управления двигателем, должны обеспечивать отсутствие превышений тех эксплуатационных ограничений двигателя, которые влияют на структурную целостность роторов турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей.

Наиболее критически напряженная деталь ротора (кроме лопаток) каждой турбины, компрессора и вентилятора, включая цельные барабанные роторы и центробежные компрессоры двигателей или турбонагнетателей, должна быть испытана в течение 5 мин при ее максимальной эксплуатационной температуре и при наибольшей частоте вращения.

Системы управления двигателя

Заявитель должен подтвердить испытаниями, расчетами или сочетанием того и другого, что система управления двигателя выполняет предназначенные функции и при этом:

- позволяет поддерживать выбранные величины соответствующих параметров управления и удерживать двигатель в пределах одобренных эксплуатационных ограничений при изменении окружающих условий в заявленной области полетов;
- удовлетворяет требованиям к работоспособности при всех возможных входных данных системы и допустимой мощности или тяги двигателя;

- позволяет регулировать мощность или тягу двигателя с достаточной точностью в заявленной области условий эксплуатации двигателя;
- не создает недопустимых колебаний мощности или тяги.

Заявитель должен продемонстрировать, что заявленные условия, связанные с окружающей средой, включая мощные электромагнитные помехи, внешние мощные электромагнитные поля, молнию и импульсы электрического тока, индуцируемые молнией, не будут неблагоприятно воздействовать на функционирование системы управления двигателя.

Смена режимов управления

Заявитель должен продемонстрировать, что если отказ или неисправность приводит к переходу с одного режима управления на другой, с одного канала управления на другой или с основной системы управления на резервную, то изменение происходит таким образом, что:

- двигатель не превышает любое из эксплуатационных ограничений;
- на двигателе не возникают помпаж, срыв потока или недопустимые изменения или колебания мощности или тяги, или другие неприемлемые признаки;
- в системе управления двигателя существуют средства для предупреждения летного экипажа.

Отказы

Заявитель должен спроектировать и сконструировать систему управления двигателя таким образом, что:

- Система является толерантной (или невосприимчивой) к единичному отказу при неисправностях в электрической и электронной частях, вызывающему потерю управления мощностью или тягой;
- Единичные отказы компонентов системы управления двигателя не приводят к опасным последствиям;
- Прогнозируемые отказы или неисправности, ведущие к локальным происшествиям на воздушном судне, не должны приводить к опасным, связанным с двигателем, последствиям из-за отказов или неисправностей системы управления двигателя.

Оценка безопасности

Заявитель должен выполнить оценку безопасности системы применительно к системе управления двигателя. Эта оценка должна установить отказы или неисправности, которые приводят к изменению тяги или мощности, передаче ошибочных данных или влияют на работоспособность двигателя, вызывая, например, помпаж или срыв потока с прогнозируемой частотой возникновения таких отказов или неисправностей.

Системы защиты

Конструкция и функционирование приборов и систем управления двигателя совместно с контрольно-измерительными приборами двигателя и инструкциями по эксплуатации и техническому обслуживанию должны приемлемо гарантировать, что те эксплуатационные ограничения двигателя, которые влияют на конструктивную целостность ротора турбины, компрессора, вентилятора и турбонагнетателя, не будут превышены в эксплуатации.

Если предусмотрена электронная система защиты от превышения частоты вращения, то конструкция должна включать средства тестирования системы с целью установления работоспособности защитной функции. Средства должны быть такими, чтобы полное тестирование системы могло быть достигнуто за минимальное количество циклов.

Если предусмотрена система защиты от превышения частоты вращения с помощью гидромеханических или механических средств, то Заявитель должен продемонстрировать с помощью испытания или других приемлемых средств, что функция защиты от превышения частоты вращения сохраняется в готовности в периоды между проведением контроля и технического обслуживания.

Данные, поступающие от воздушного судна

Единичные отказы, ведущие к потере, прерыванию передачи или искажению поступающих от воздушного судна данных не должны приводить к опасным, связанным с двигателем, последствиям на любом двигателе и быть такими, чтобы их можно было обнаружить и компенсировать. Стратегия компенсации не должна приводить к нежелательному изменению мощности или тяги, или неприемлемому изменению рабочих характеристик двигателя и характеристик запуска.

Электропитание от воздушного судна

Заявитель должен так спроектировать систему управления двигателя, чтобы потеря, неправильное функционирование или прерывание поступающего от воздушного судна электропитания в систему управления двигателя не приводили к опасным, связанным с двигателем, последствиям или неприемлемой передаче ошибочных данных.

Заявитель должен определить и указать в Руководстве по установке двигателя потребности и характеристики любого электропитания, поставляемого воздушным судном в систему управления двигателя для запуска и работы двигателя, включая пределы изменения напряжения на переходных и установившихся режимах.

Система должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы любое нарушение в получении электропитания или информации от воздуш-

ного судна не приводило к неприемлемому изменению мощности или тяги и не препятствовало продолжению безопасной работы двигателя.

Сигнал давления воздуха

Заявитель должен рассмотреть воздействие блокировки или течи трубопроводов передачи давления воздуха в систему управления двигателя как часть оценки безопасности системы и, при необходимости, должен принять соответствующие предупредительные конструктивные меры.

Средства выключения

Должны быть предусмотрены средства быстрого выключения двигателя.

Присоединение приборов

Если не предусмотрены конструктивные меры, которые предотвращают присоединение к каждому разъему, предназначенному для присоединения приборов силовой установки, не того прибора, для которого он предназначен, то разъем должен быть обозначен так, чтобы его можно было идентифицировать с соответствующим ему прибором.

На каждом газотурбинном двигателе должна быть обеспечена возможность присоединения системы индикации дисбаланса роторной системы.

Заявитель должен оценить возможность и последующее воздействие неправильного присоединения приборов, датчиков или соединительных устройств.

Датчики вместе с присоединенными проводами и преобразователями сигнала должны быть изолированы электрически и физически.

Заявитель должен предусмотреть контрольно-измерительные приборы, дающие возможность летному экипажу выявлять отказ системы охлаждения турбины.

РАЗДЕЛ С – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

Анализ напряжений

Должен быть проведен анализ напряжений, показывающий, что запасы статической и циклической прочности коленчатого вала, вала воздушного винта и других деталей поршневого двигателя соответствуют действующим нормативным требованиям к прочности.

Вибрации

Конструкция двигателя должна быть такой, чтобы работа двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации не вызывала недопустимых вибра-

ционных напряжений и не сопровождалось передачей чрезмерных вибрационных нагрузок на конструкцию воздушного судна в течение всего времени эксплуатации двигателя.

Роторы турбонагнетателей

Корпус турбонагнетателя должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы он удерживал фрагменты компрессора или турбины, которые разрушились при наивысшей частоте вращения, достижимой при отказе органов управления частотой вращения.

Топливная система и система всасывания

Топливная система должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы соответствующая топливовоздушная смесь подавалась в цилиндры во всем диапазоне режимов работы двигателя при всех полетных и атмосферных условиях.

Всасывающие каналы двигателя, по которым проходит воздух или топливовоздушная смесь, предназначенные для сжигания, должны быть спроектированы и сконструированы так, чтобы уменьшить опасность нарастания льда в этих каналах. Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы допускалось использование противообледенительных средств.

Должны быть указаны тип фильтра и степень фильтрации топлива, необходимые для защиты топливной системы двигателя от посторонних частиц. Фильтры должны иметь достаточную вместимость для накопления любого количества примесей, включая воду.

Заявитель должен продемонстрировать, что посторонние частицы, проходящие через соответствующее фильтрующее устройство, не будут оказывать критического влияния на функционирование топливной системы двигателя.

Система зажигания

Двигатель с искровым зажиганием должен иметь двойную систему зажигания, по крайней мере, с двумя свечами зажигания для каждого цилиндра и двумя раздельными электрическими цепями со своими источниками электроэнергии, или иметь систему зажигания с эквивалентной надежностью в полете.

Если конструкция системы зажигания включает резервирование, то максимальное уменьшение мощности в результате потери резервирования должно быть заявлено в соответствующих руководствах.

Система охлаждения

Конструкция системы охлаждения двигателя должна обеспечивать соответствующее охлаждение при всех нормальных условиях эксплуатации в пределах области полета.

Для двигателей и его компонентов с жидкостным охлаждением должно быть:

- показано, что хладагент не будет кипеть при любых обычных рабочих условиях в пределах области полетов, при всех его концентрациях;
- предусмотрено средство контроля потери охладителя для предотвращения неисправной работы двигателя из-за перегрева.

Масляная система

Масляная система двигателя должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы она обеспечивала работоспособность двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации и при всех его ожидаемых положениях в пространстве.

Картер должен сообщаться с атмосферой, чтобы препятствовать утечке масла в результате чрезмерного давления в нем.

Когда двигатель не работает, масло не должно сливаться в двигатель в таком количестве, которое может вызвать риск гидравлического неблагоприятного влияния на механическую надежность двигателя.

Все детали масляной системы должны быть защищены с помощью соответствующего фильтра или сетки. Эти средства должны обеспечивать степень фильтрации, достаточную для предотвращения повреждения двигателя или оборудования двигателя, и должны иметь достаточную вместимость для накопления загрязняющих веществ.

Должно быть предусмотрено достаточное охлаждение масла и определены требуемые средства охлаждения масла – для гарантии того, что температурные ограничения не будут превышены при любых эксплуатационных условиях в пределах области полетов.

Анализ безопасности

Должен быть выполнен анализ отказов двигателя в составе типичной силовой установки воздушного судна. При анализе отказов необходимо учитывать предполагаемую компоновку двигателя на воздушном судне и условия применения.

Ручная прокрутка

Должна существовать возможность вращения коленчатого вала с медленным управляемым движением. Когда это выполняется с помощью привода, независимого от винта, то должны быть предусмотрены средства обеспечения безопасности обслуживающего персонала в случае запуска двигателя или отдачи. Не должно быть возможности повреждения двигателя с помощью привода ручной прокрутки.

РАЗДЕЛ D – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

Конфигурация испытываемого двигателя, компонентов или деталей должна быть достаточно представительной по типовой конструкции для цели испытания.

Все автоматические средства управления и защиты должны быть в рабочем состоянии.

Применение топлив и масел

В испытаниях должны применяться топливо и масло из числа указанных в технической Документации для данного двигателя.

Вибрационное испытание

Двигатель должен пройти вибрационное испытание по установлению вибрационных характеристик при кручении и изгибе коленчатого вала и вала воздушного винта или другого выходного вала во всем диапазоне частот вращения коленчатого вала и мощностей двигателя на установившихся режимах и при переменных процессах от частоты вращения на режиме земного малого газа до 110% частоты вращения на установленном максимальном продолжительном режиме или до 105% частоты вращения на установленном взлетном режиме, в зависимости от того, какая частота вращения выше.

Калибровочные испытания

Двигатель должен подвергаться калибровочным испытаниям, необходимым для определения его характеристик мощности и условий проведения длительного испытания. Результаты калибровочных испытаний по определению характеристик мощности являются основанием для установления характеристик двигателя во всем эксплуатационном диапазоне частот вращения коленчатого вала.

Детонационное испытание

Двигатель должен быть испытан для установления того, что он может работать без детонации во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

Длительное испытание

Двигатель должен подвергаться длительному испытанию общей продолжительностью 150 ч.

Вертолетные двигатели

Для использования на вертолете двигатель должен соответствовать АП-29 или пройти соответствующие этапы испытания

Эксплуатационное испытание

Эксплуатационное испытание двигателя должно включать в себя проверки на стенде или в полете, чтобы продемонстрировать характери-

стики при обратной вспышке, запуск, работу на режиме малого газа, приемистость, превышение частоты вращения, функционирование воздушного винта, зажигания, работоспособность двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

Испытание по проверке запуска

Во время или в конце длительного испытания должны быть выполнены, по крайней мере, 100 успешных запусков двигателя с помощью обычных средств запуска. Половина запусков должна быть выполнена на холодном двигателе и половина – на горячем двигателе.

Испытание по проверке запуска при низких температурах окружающего воздуха

Должно быть выполнено испытание для демонстрации того, что двигатель может быть запущен при наиболее низких температурных условиях, не вызывая повреждений двигателя (по крайней мере 25 запусков двигателя).

Испытание по проверке приемистости

Испытание должно быть выполнено в конце длительного испытания без подогрева воздуха на входе и повторены с подогревом воздуха на входе до максимальной температуры, которая, вероятно, встречается при любых рабочих условиях в пределах области полетов.

Испытание при превышении частоты вращения

Испытание должно быть завершено во время или в конце длительного испытания. 20 выходов, каждый продолжительностью 30 с, на заявленное максимальное превышение частоты вращения двигателя или на частоту вращения, превышающую на 5% заявленную максимальную частоту вращения двигателя. Величина мощности для этих выходов должна быть не менее мощности, заявленной для установленного максимального продолжительного режима.

Испытание с распылением воды

Распыление воды должно быть в виде сильного дождя по всей фронтальной области двигателя, включая капот, воздухозаборник в течение всего времени работы.

Испытание по проверке системы зажигания

Если конструкция системы зажигания предусматривает резервирование, то должно быть установлено снижение мощности двигателя в результате потери резервирования.

Испытание по проверке функционирования воздушного винта

Если Заявитель обращается за одобрением двигателя для использования с воздушным винтом изменяемого шага, то значительная часть

испытаний должна быть выполнена после завершения длительного испытания для демонстрации того, что комбинация двигателя с воздушным винтом будут удовлетворительно функционировать.

Испытания компонентов и систем двигателя

Компоненты и системы двигателя, которые не могут быть проверены при длительном и других испытаниях, должны быть подвергнуты дополнительным испытаниям для установления способности надежного функционирования во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

Дефектация после разборки

После завершения длительного испытания двигатель должен быть полностью разобран. Каждый компонент, имеющий регулируемые элементы, должны сохранять положение регулируемых элементов и рабочие характеристики в пределах ограничений, которые установлены в начале испытаний. Каждый компонент двигателя должен соответствовать типовой конструкции и быть пригодным к установке на двигатель для дальнейшей эксплуатации.

РАЗДЕЛ Е – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

Анализ напряжений

Должен быть проведен анализ напряжений газотурбинного двигателя, показывающий, что расчетные запасы прочности каждого ротор и других деталей двигателя соответствуют действующим нормативным требованиям к прочности. При анализе прочности основных деталей двигателя в случае наличия остаточных напряжений их влияние должно быть учтено.

Вибрации

Конструкция двигателя должна быть такой, чтобы работа двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации и эксплуатационном диапазоне изменения частоты вращения и мощности (тяги) не вызывала чрезмерных вибрационных напряжений в любой детали двигателя и не сопровождалась передачей чрезмерных вибрационных нагрузок на конструкцию воздушного судна.

Статорные детали двигателя, нагруженные давлением

Заявитель должен установить с помощью испытаний, обоснованных расчетов или сочетания того и другого, что все статорные детали, подверженные значительным установившимся нагрузкам от давления газа

или жидкости в течение 1 мин, не будут иметь остаточную деформацию, превышающую эксплуатационные ограничения, утечки, которые могли бы привести к опасным условиям, трещину или разрушаться.

Валы компрессора, вентилятора и турбины

Должно быть продемонстрировано, что разрушение, рассоединение или смещение системы валов не приведет к опасным, связанным с двигателем, последствиям.

Влияние нагрузок от эволюций и гироскопического момента

Должно быть продемонстрировано, что воздействие от эволюций самолета не оказывает вредного влияния на работу двигателя, и что конструкция двигателя способна выдерживать нагрузки от гироскопического момента, возникающие при нормальных маневрах в полете.

Помпажные и срывные характеристики

При эксплуатации двигателя предельная неоднородность воздушного потока на входе в двигатель или неравномерность поля температур воздуха на входе не должна вызывать помпаж или срыв, которые могли бы привести к срыву пламени, разрушению конструкции, превышению температуры или нарушению возможности восстановить мощность или тягу двигателя в любой точке области эксплуатационных режимов.

Система отбора воздуха

Отбор воздуха не должен оказывать неблагоприятного влияния на двигатель, кроме снижения мощности или тяги, при всех условиях. Конструкция системы отбора воздуха должна быть такой, чтобы предотвращать попадание предметов неприемлемого размера и в неприемлемом количестве. Для двигателя должны применяться конструктивные решения, препятствующие появлению в воздухе, поступающем в систему кондиционирования, вредных примесей двигательного происхождения.

Топливная система

Для используемых топлив должны быть заявлены и подтверждены соответствующие ограничения по температуре и давлению, которые гарантируют правильную работу двигателя при всех предполагаемых условиях эксплуатации.

Топливный насос двигателя должен иметь запас производительности, превышающий максимальную потребность двигателя в диапазоне режимов полета.

Должен быть установлен топливный фильтр между входом топлива в двигатель и входом либо в дозирующее топливное устройство, либо в объемный насос.

Фильтры должны быть доступными для слива и очистки и иметь сетку или другой элемент, который можно легко заменять. Должны быть преду-

смотрены конструктивные меры по исключению попадания в топливную систему грязи и других посторонних частиц при снятии фильтров.

Фильтры должны иметь отстойники и сливное устройство, за исключением тех случаев, когда слив не требуется, если фильтры легко снимаются с целью слива.

Фильтры должны быть такого типа и иметь такую тонкость фильтрации топлива, которые необходимы для предохранения топливной системы от попадания посторонних частиц в топливо.

Заявитель должен доказать, что средства фильтрации имеют пропускную способность, гарантирующую продолжение работы двигателя в пределах установленных ограничений на топливе, загрязненном до максимальной степени по размерам и количеству частиц, которые, вероятно, могут встретиться в эксплуатации.

Если на фильтре предусмотрен клапан перепуска, то он должен быть устроен так, чтобы если фильтр полностью засорились, топливо продолжало бы поступать в приемлемом количестве через остальную часть системы.

Если в топливной системе может произойти образование льда, то в этих обстоятельствах должна быть гарантирована удовлетворительная работоспособность двигателя, без каких-либо действий со стороны экипажа самолета.

Элементы управления

Элементы управления, относящиеся к двигателю, должны иметь достаточную прочность и жесткость и выдерживать механические и тепловые нагрузки, возможные в ожидаемых условиях эксплуатации.

Стартер

Если стартер является частью конструкции двигателя, то его конструкция и механизм привода должны быть такими, чтобы превышение частоты вращения стартера до величины, приводящей к опасному последствию, не могло иметь места при любых отказных условиях работы двигателя.

Противообледенительная защита

Под защитой понимается комплекс конструктивных, включая установку на двигатель противооблединительной системы, аэродинамических и иных мероприятий, обеспечивающих эксплуатацию двигателя в условиях обледенения.

Двигатель при работе с любыми видами защиты от обледенения должен в условиях максимального длительного обледенения и максимального кратковременного обледенения работать во всем диапазоне полетных режимов без:

- накопления льда на деталях двигателя, которое неблагоприятно влияет на его работу или вызывает недопустимое снижение мощности или тяги;

- повышения температуры газа выше допустимой, вибраций двигателя;
- недопустимых механических повреждений двигателя;
- ухудшения управляемости двигателя.

Система зажигания

Двигатель должен быть оборудован системой зажигания для его запуска на земле и в полете. Электрическая система зажигания должна иметь, по крайней мере, два воспламенителя и две отдельные вторичные электрические цепи. Программа должна включать использование непрерывного зажигания с суммарной продолжительностью, которая достигается за 1000 ч эксплуатации.

Масляная система

Масляная система должна нормально функционировать и обеспечивать работоспособность двигателя при всех положениях двигателя в полете в ожидаемых условиях эксплуатации.

Любые одобренные марки и типы масел и соответствующие ограничения по их применению должны быть заявлены и обоснованы.

Любая характеристика масла, которая может быть критической для работоспособности двигателя или его долговечности, должна быть указана, и двигатель с этим маслом должен пройти испытания, если это необходимо.

Масляные фильтры. Должны быть предусмотрены масляные фильтры сетчатого или иного типа, через которые проходило бы все масло, прокачиваемое через двигатель. Каждый фильтр должен быть сконструирован и установлен так, чтобы в случае полного засорения фильтрующего элемента обеспечивалась потребная прокачка масла через остальную часть системы. Должно быть предусмотрено средство сигнализации о загрязнении каждого фильтра. Каждый фильтр должен быть доступным для слива и очистки.

Масляные баки. Каждый масляный бак должен иметь расширительное пространство, составляющее не менее 10% его вместимости. Масляный бак должен быть сконструирован так, чтобы предотвращать потерю масла из-за неправильно установленной крышки масляного бака. Вытекшее или разлитое масло не должно скапливаться в пространстве между баком и остальной частью двигателя. Масляный бак должен иметь указатель количества масла.

Устройство для слива масла. Должно быть предусмотрено сливное устройство, обеспечивающее безопасный слив масла из системы. Каждое сливное устройство должно быть доступным и иметь ручные или автоматические средства для надежного фиксирования в закрытом положении.

Масляные теплообменники. Масляный теплообменник должен без повреждений выдерживать любые вибрации, нагрузки от сил инерции и давления масла, которым он будет подвергаться во время испытаний.

Откачивающие насосы. Откачивающие насосы масляной системы двигателя должны быть защищены от попадания в них посторонних частиц.

Системы гидроприводов

Системы гидроприводов должны нормально функционировать во всех ожидаемых условиях эксплуатации двигателя.

Приемистость по мощности или тяге

Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован так, чтобы обеспечивалась возможность приемистости:

- От минимальной до установленной взлетной мощности или тяги при максимальных отборах воздуха и мощности, разрешенных для воздушного судна, без превышения температуры газа, помпажа, срыва или других нежелательных явлений, встречающихся при эксплуатации двигателя, при перемещении рычага управления двигателем от положения «Минимум» до положения «Максимум» не более чем за 1 с.
- От фиксированного положения рычага управления двигателем «Минимальный полетный малый газ» до 95% установленной взлетной тяги не более чем за 5 с.

Анализ безопасности

Заявитель должен выполнить анализ безопасности двигателя, включая систему управления, для оценки возможных последствий всех отказов, которые могут произойти.

Попадание птиц

Все испытания при попадании птиц должны проводиться на двигателе, работающем на установившемся режиме, когда взлетная мощность или тяга составляет не менее 100% в условиях окружающей среды, которые будут наблюдаться в день испытаний перед забросом птицы в двигатель. При демонстрации соответствия необходимо учитывать влияние условий эксплуатации двигателя при взлете на уровне моря в наиболее жаркий день, когда наиболее критический двигатель достигает максимальной установленной взлетной тяги или мощности.

Должны быть оценены последствия удара в переднюю часть двигателя одной крупной птицы и одной наибольшей птицы среднего размера, которые могут попасть во вход. Должно быть продемонстрировано, что соответствующие компоненты под воздействием удара в условиях, не будут отрицательно влиять на двигатель.

При проведении испытаний на попадание птиц птицы могут быть заменены приемлемыми для Компетентного органа посторонними предметами.

Отдельная крупная птица. Испытания при попадании крупной птицы должны проводиться с одной птицей, нацеленной в наиболее крити-

ческое сечение рабочих лопаток I ступени ротора вентилятора или компрессора, при скорости забрасывания птицы 100 м/с – для двигателей, устанавливаемых на самолеты, или при максимальной скорости полета, характерной для нормального полета, – для двигателей, устанавливаемых на вертолетах.

Мелкие и средние стайные птицы. Анализ или испытания компонентов должны быть проведены для определения критических параметров попадания мелких и средних птиц, вызывающих потерю мощности и повреждения. При выборе критических параметров необходимо учитывать, в частности, влияние критической скорости забрасывания птицы, критической зоны для прицеливания и частоты вращения I ступени ротора.

Испытания на попадание средних птиц следует проводить так, чтобы имитировалось столкновение со стаей птиц.

Испытания по попаданию мелких птиц не требуются, если предписанное количество средних птиц проходит через рабочие лопатки ротора двигателя при испытаниях на попадание средних птиц.

Попадание мелких и средних птиц в условиях испытаний не должно привести к потере поддерживаемой тяги или мощности более чем на 25%, недопустимому ухудшению характеристик управления двигателем.

Крупная стайная птица. Испытания двигателя с крупной стайной птицей должны проводиться с птицами при скорости их забрасывания 100 м/с. Птица должна быть нацелена на первую подвергаемую воздействию вращающуюся ступень.

Попадание посторонних предметов (льда)

Попадание льда не должно вызывать длительную потерю мощности или тяги; или требовать выключения двигателя.

Забрасываемый лед должен соответствовать максимальному накоплению льда, образовавшегося на воздухозаборнике и передней поверхности двигателя в результате 2-минутной задержки включения противообледенительной системы, или должен быть в виде ледяной пластины, сопоставимой по весу или толщине с образующейся в двигателе такого размера.

Двигатель должен работать на максимальной крейсерской тяге. При попадании должно имитироваться непрерывное максимальное обледенение при температуре -4 °С.

Попадание дождя и града

Попадание больших градин (удельной плотностью 0,8–0,9) при максимальной фактической скорости полета типичного воздушного судна в турбулентной атмосфере вплоть до высоты 4500 м при работе двигателя на максимальной продолжительной мощности не должно вызывать недопустимого механического повреждения или недопустимой потери мощности или тяги или требовать выключения двигателя.

ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ТЕРМИНОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В АП-33

Летная годность – характеристика самолета, определяемая предусмотренными и реализованными в его конструкции и летных качествах принципами, позволяющая совершать безопасный полет в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации.

Типовая конструкция двигателя – состоит из комплекта Документации, уточненной и откорректированной по результатам сертификации данного типа двигателя:

- рабочая конструкторская документация (РКД), состоящая из чертежей и спецификаций (включая перечни чертежей и спецификаций);
- технические условия на приемку и поставку двигателей данного типа;
- документация по поддержанию летной годности двигателя.

Основные детали авиационного газотурбинного двигателя подразделяются на:

- основные детали, ресурс которых устанавливается в циклах – это детали, ресурс которых ограничивается повреждениями из-за малоцикловой усталости;
- основные детали, ресурс которых ограничивается повреждениями, отличными от повреждений из-за малоцикловой усталости (длительная прочность, многоцикловая усталость и др.) и определяется накоплением вида повреждения, ограничивающего долговечность детали.

Ожидаемые условия эксплуатации двигателя (ОУЭ) – условия, включающие в себя параметры (режимы) полета, параметры состояния и факторы воздействия на двигатель внешней среды и эксплуатационные факторы.

Компоненты двигателя:

- составные части конструкции двигателя: узлы, устройства, механизмы, некоторые детали;
- составные части систем двигателя, входящие в его типовую конструкцию, устанавливаемые на нем и/или на воздушном судне: агрегаты, оборудование (включая соединительное) и другие комплектующие (готовые) изделия.

Установившийся режим – режим работы двигателя при неизменном положении РУД, при котором его параметры не изменяются во времени при неизменных значениях давления и температуры атмосферного воздуха на входе или изменения не выходят за пределы допусков, указанных в технической Документации.

Одобренная – подтвержденная на соответствие требованиям АП-33 и одобренная в результате сертификации величина параметра, характеристика, конструкция, версия программного обеспечения (ПО) и др.

Установленные – одобренные и указанные в Карте данных Сертификата типа двигателя, применительно к определенным условиям на входе в двигатель, величины тяги, мощности и других характеристик двигателя.

Установленная максимальная продолжительная мощность – применительно к поршневым, турбовинтовым и турбовальным двигателям – тормозная мощность, развиваемая на земле (в статических условиях) или в полете на определенной высоте при стандартных атмосферных условиях и утвержденная для использования в течение неограниченных периодов времени в пределах ограничений.

Установленная максимальная продолжительная тяга – применительно к турбореактивным двигателям – тяга, развиваемая на земле (в статических условиях) или в полете на определенной высоте при стандартных атмосферных условиях, без впрыска жидкости и без сжигания топлива в отдельной камере сгорания и утвержденная для использования в течение неограниченных периодов времени в пределах ограничений.

Установленная взлетная мощность – применительно к поршневым, турбовинтовым и турбовальным двигателям – мощность, развиваемая на земле (в статических условиях) при стандартных атмосферных условиях на уровне моря и утвержденная для взлета с ограничением периода непрерывного использования не более 5 мин в пределах ограничений.

Установленная взлетная тяга – применительно к турбореактивному двигателю – тяга, развиваемая на земле (в статических условиях) при стандартных атмосферных условиях на уровне моря, без впрыска жидкости и без сжигания топлива в отдельной камере сгорания и утвержденная для осуществления взлета с ограничением периода непрерывного использования не более 5 мин в пределах ограничений.

Переменный процесс – процесс изменения по времени параметров двигателя между двумя установившимися режимами (запуск, полная и частичная приемистость, дросселирование, останов).

Дросселирование – переменный процесс снижения тяги (мощности) двигателя вследствие уменьшения расхода топлива при перемещении РУД.

Приемистость – переменный процесс повышения тяги (мощности) двигателя вследствие увеличения расхода топлива при быстром перемещении РУД.

Реверсивная тяга двигателя – обратная тяга, направленная противоположно полету и развиваемая двигателем при включенном реверсивном устройстве.

Земной малый газ (ЗМГ) – минимальный по тяге (мощности) или частоте вращения ротора (коленчатого вала) установившийся режим работы двигателя на земле, поддерживаемый его системой управления.

Полетный малый газ (ПМГ) – установившийся режим работы двигателя при минимально допустимой частоте вращения ротора двигателя, обеспечивающей требуемую приемистость и величину тяги при заходе на посадку.

Нормальный запуск (запуск) – процесс раскрутки ротора или коленчатого вала двигателя от неподвижного состояния (или режима авторотации) до достижения частоты вращения режима земного (или полетного) малого газа при обеспечении времени запуска и других параметров в пределах, установленных технической Документацией.

Ложный запуск – раскрутка ротора двигателя пусковым устройством с подачей топлива в камеру сгорания при выключенной системе зажигания.

Максимально допустимая частота вращения – наибольшая физическая частота вращения ротора, которая не может быть превышена в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы, и может указываться в Карте данных Сертификата типа для каждого установленного режима работы двигателя.

Температура газа перед турбиной – среднемассовая температура заторможенного потока газа в горле соплового аппарата I ступени турбины на установившихся режимах (в дальнейшем – температура газа).

Максимально допустимая температура газа – наибольшая температура газа, которая не может быть превышена в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы, и может указываться в Карте данных Сертификата типа для каждого установленного режима двигателя.

Максимально допустимый крутящий момент – применительно только к двигателям со свободной турбиной – наибольший крутящий момент, который не может быть превышен в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы, и может указываться в Карте данных Сертификата типа для каждого установленного режима двигателя.

Давление на входе – полное давление в соответствующей точке системы всасывания поршневого двигателя.

Ресурс – максимально допустимая наработка двигателя**,** модуля (детали) от начала эксплуатации и/или после последнего ремонта до состояния, требующего очередного ремонта, или снятия с эксплуатации.

Наработка – продолжительность эксплуатации двигателя, его основных деталей в полетных и наземных условиях, выраженная в часах, числе полетных циклов, числе включений или других единицах.

Типовой полетный цикл (ТПЦ) двигателя – изменение по времени давления и температуры воздуха на входе в двигатель и основных параметров двигателя, характеризующих режимы его работы при выполнении типового полета воздушного судна, включая наземную наработку, отнесенную к одному типовому полету.

Примечания: Двигатель может иметь несколько различных ТПЦ. ТПЦ включает в себя установившиеся режимы и переменные процессы двигателя, от запуска на земле перед полетом, в течение всего полета и до выключения после посадки и руления. В наземной наработке учитываются все режимы и переменные процессы, используемые при проведении работ по техническому обслуживанию. Режимы работы двигателя задаются с указанием ожидаемых внешних условий (профиль типового полета по высоте, отклонения от стандартной атмосферы).

Максимально допустимая эксплуатационная нагрузка – максимальная нагрузка, которая возможна при эксплуатации узла в течение расчетного ресурса и срока службы.

Предельная нагрузка – нагрузка, полученная умножением максимальной эксплуатационной нагрузки (за исключением нагрузок, вызванных тепловыми эффектами) на коэффициент безопасности.

Работоспособность – состояние двигателя, при котором он способен выполнять заданные функции, имея параметры, установленные требованиями технической документации.

Огненепроницаемый материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать пламя с температурой (1100+80) ^{0}С как минимум в течение 15 мин при выполнении своих функций.

Огнестойкий материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать пламя с температурой (1100+80) ^{0}С как минимум в течение 5 мин при выполнении своих функций.

Допустимость повреждения – элемент процесса управления ресурсом, который признает потенциальное существование дефектов детали, связанных со свойствами структуры материала, обработкой материала, конструкцией детали, изготовлением или применением, и учитывает наличие дефектов при проектировании, рассматривая сопротивление распространению трещин, методы механики разрушения, контроль технологических процессов и неразрушающие методы контроля.

Инженерно-технический план – перечень допущений, технических данных и действий, требуемых для установления и поддержания ресурсных возможностей основных деталей двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах. Инженерно-технический план разрабатывается и выполняется как часть деятельности, проводимой до и после сертификации.

Модуль – это группа входящих в состав двигателя узлов (сборочных единиц) и деталей, конструктивно-технологическое исполнение которой обеспечивает возможность замены модуля в условиях эксплуатации на любом двигателе одной модификации и серии без проведения подгонки, балансировки и испытаний двигателя на стенде.

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть ВД. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ. 1999.

ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ (сокращ.)

Газотурбинные вспомогательные двигатели *(ВД) предназначены для использования в качестве источников мощности для привода генераторов, гидравлических насосов и других комплектующих изделий воздкшного судна (ВС) и/или для обеспечения сжатым воздухом пневматических систем ВС.*

Вспомогательный двигатель – газотурбинный двигатель, являющийся источником мощности на валу или сжатого воздуха, или того и другого вместе, и не предназначенный для создания силы, движущей ВС.

Приводы агрегатов – любой приводной вал или монтажный фланец/площадка, являющиеся частью ВД и используемые для привода агрегатов, органов управления и других компонентов, необходимых для работы ВД или любых его систем.

Рабочая лопатка – преобразующий энергию элемент ротора компрессора или турбины, выполненный за одно целое с ротором или прикрепленный к нему.

Сжатый воздух, отбираемый от ВД – сжатый воздух, отбираемый от ВД на нужды ВС, если он отводится от любой точки проточной части компрессора ВД или подается компрессором, приводимым от ВД.

Локализация – удержание внутри (в пределах) ВД всех обломков ротора с высокой кинетической энергией, образовавшихся в результате разрушения ротора.

Критические ступени роторов – ступени роторов компрессора и турбины, имеющие наименьший уровень безопасности по локализации разрушений и их последствий.

Ротор с высокой кинетической энергией – ротор, при разрушении которого могут образовываться обломки с высокой кинетической энергией.

Максимально допустимая частота вращения – наибольшая частота вращения ротора ВД при перегрузке или переменных процессах, ограничиваемая установленными устройствами защиты.

Максимально допустимая температура – наибольшая температура газа при перегрузке или переменных процессах, ограничиваемая установленными устройствами защиты.

Средства отбора выходной мощности – любой привод или фланец, предназначенные для отбора от ВД на нужды ВС располагаемой полезной мощности на валу или мощности сжатого воздуха.

Заявленная выходная мощность – мощность на валу и/или сжатого воздуха, развиваемая в статических условиях при стандартных атмосферных условиях на уровне моря в течение неограниченного периода работы, на которую запрашивается одобрение.

Заявленная температура газа – максимальная температура газа, при которой ВД может работать с заявленными выходной мощностью и частотой вращения ротора.

Ротор – вращающийся узел, включая лопатки, кроме валов приводов агрегатов и шестерен.

Запуск – переменный процесс раскрутки ротора (роторов) ВД без превышения ограничений с момента начала работы или приложения крутящего пускового момента до достижения установившихся частоты вращения и температуры в регулируемом диапазоне.

Компоненты ВД – узлы, системы и агрегаты, входящие в типовую конструкцию ВД.

Ресурс – наработка детали/ВД с начала эксплуатации и/или после последнего ремонта до состояния, требующего очередного ремонта, или до перехода в предельное состояние.

Предельное состояние – состояние детали/ВД, при котором ее/его дальнейшее применение по назначению недопустимо или нецелесообразно, либо восстановление ее/его исправного или работоспособного состояния невозможно или нецелесообразно.

Назначенный ресурс детали/ВД – суммарная наработка детали/ВД, при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от состояния.

Наработка – продолжительность эксплуатации ВД и/или его деталей в полете и наземных условиях, выраженная в часах, числе эксплуатационных циклов, числе включений или других единицах.

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 35. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ. 2012

ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ (сокращ.)

Воздушный винт – аэродинамический движитель роторно-лопастного типа, состоящий из тех компонентов, которые перечислены в документации, определяющей его типовую конструкцию, включая непосредственно необходимые для его функционирования компоненты, устанавливаемые на двигателе и/или воздушном судне.

Шаг воздушного винта – это угол установки лопастей, измеренный способом и на радиусе, заявленными Разработчиком и определенными в соответствующих руководствах.

Воздушный винт фиксированного шага – винт, шаг которого не может быть изменен иначе, как при работах, предусмотренных цеховыми операциями.

Воздушный винт с перестановкой шага (на земле) – воздушный винт, шаг которого может быть изменен в процессе обычного аэродромного обслуживания, но не изменяется при вращении винта.

Воздушный винт изменяемого шага – воздушный винт, шаг которого во время работы может изменяться автоматически или с помощью органов ручного управления летным экипажем или путем комбинации этих средств.

Флюгерный шаг – угол установки лопастей, который полете приблизительно соответствует нулевому моменту авторотации и приблизительно нулевой частоте вращения.

Флюгирование воздушного винта означает процесс изменения его шага от шага на любом режиме работы до флюгерного шага, а расфлюгирование, соответственно, обратный процесс.

Реверсивный шаг – угол установки лопастей, используемый для создания реверсивной (обратной) тяги воздушного винта. Типичным является любой угол установки, меньший угла на режиме земного малого газа двигателя.

Реверсирование воздушного винта означает процесс изменения его шага от шага на любом режиме работы с нормальной (прямой) тягой до реверсивного шага.

Система управления воздушным винтом – любая система, которая осуществляет функции управления воздушным винтом, ограничения режимов его работы и контроль за выполнением функций.

Система управления шагом воздушного винта – любая система, функцией которой является управление положением лопастей (шагом) воздушного винта, включая, но не ограничиваясь, регуляторы, узлы изменения шага, фиксаторы шага, механические упоры, компоненты систем флюгирования и реверсирования.

Конфигурация – для изделий авиационной техники, их систем и компонентов, отдельных элементов и программного обеспечения: форма, структура, состав, компоновка, архитектура при разных режимах работы и т.п.; схемы размещения, связей, включения частей и т.п.

Идентификация – процесс или способ опознавания воздушного судна, его компонентов, деталей, систем, явлений и т.п.

Максимальная частота вращения – установленная наибольшая частота вращения воздушного винта, которая не должна превышаться в условиях его нормальной эксплуатации на установившихся и переменных режимах.

Максимальная мощность воздушного винта – наибольшая затрачиваемая на вращение винта мощность, ограниченная для его применения.

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 36. СЕРТИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ШУМУ НА МЕСТНОСТИ. 2014

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Применение и определения

В настоящей Части АП представлены требования к воздушным судам (ВС) по шуму на местности, которые должны быть выполнены при выдаче сертификатов.

Для подтверждения соответствия требованиям данной Части АП самолета транспортной категории независимо от категории ВС приняты следующие обозначения:

- уровни шума 1-й ступени – уровни шума самолета в точках местности, расположенных сбоку от ВПП и под траекториями набора высоты и захода на посадку,
- самолет 1-й ступени – самолет, уровни шума которого соответствуют уровням шума 1-й ступени и превышают уровни, установленные данной Частью АП для самолетов 2 и 3-й ступеней;
- уровни шума 2-й ступени – уровни шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 2-й ступени, но больше, чем предельно допустимые уровни шума 3-й ступени, установленные к данной Части АП;
- самолет 2-й ступени – самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням шума 2-й ступени и превышают предельно допустимые уровни шума 3-й ступени;
- уровни шума 3-й ступени – уровни шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 3-й ступени;
- самолет 3-й ступени – самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням шума 3-й ступени;
- уровни шума 4-й ступени – уровни шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 4-й ступени;
- самолет 4-й ступени – самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням 4-й ступени;
- дозвуковой самолет – самолет, у которого число Маха (М) максимально допустимой эксплуатационной скорости не превышает 1;
- сверхзвуковой самолет – самолет, число Маха (М) максимально допустимой эксплуатационной скорости которого превышает 1.

Ограничение Части

Регламентируемые данной Частью АП уровни шума установлены настолько низкими, насколько это экономически оправдано, технологически выполнимо и применимо к типу ВС, к которому они относятся. Требования настоящей Части АП относятся исключительно к ВС и их акустическим характеристикам, но не распространяются на аэропорты и прилегающее к ним пространство.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ (ВСУ)

Измерение и оценка шума

Для всех ВС шум ВСУ должен измеряться в контрольных точках и при условиях испытаний, которые регламентированы частью В Приложения N к данной Части АП.

Ограничения по шуму

Рекомендуется, чтобы уровни шума ВСУ не превышали значений, приведенных в качестве инструктивного материала в Приложении к данной Части АП.

Приложение А

ИЗМЕРЕНИЕ ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Требования к испытаниям

Испытания для демонстрации соответствия установленным предельно допустимым уровням шума должны состоять из серии взлетов и заходов на посадку (или стабилизированных участков их траекторий), при которых должны быть произведены измерения в точках, указанных в Приложении к данной Части АП.

При каждом испытательном взлете производятся одновременные измерения шума в контрольных точках сбоку от ВПП по обе ее стороны, а также в точке под траекторией взлета. При определении уровня шума сбоку от ВПП или в альтернативной контрольной точке (последнее – для самолетов с ТВД), расположенной под траекторией набора высоты, взлет осуществляется на режиме полной тяги/мощности двигателей без уменьшения тяги/мощности.

При измерении шума на местности на пути распространения звука от самолета до микрофона не должно быть никаких препятствий, которые могут значительно влиять на звуковое поле, создаваемое самолетом:

Погодные ограничения. Испытания должны проводиться при следующих атмосферных условиях:

- Отсутствует дождь или другие осадки.
- Температура окружающего воздуха в диапазоне 2 – 35 °С включительно над частью пути распространения звука между самолетом и точкой на высоте 10 м над уровнем земли у места измерения шума.
- Относительная влажность окружающего воздуха 20 – 95% включительно. При этом относительная влажность и окружающая температура на пути распространения звука между самолетом и точкой, находящейся на высоте 10 м у места измерения шума, должны быть такими, чтобы поглощение звука в третьоктавной полосе с центральной частотой 8 кГц составляло не более 12 дБ/100 м.
- Скорость ветра на высоте 10 м над землей не должна превосходить 6,2 м/с, а поперечная составляющая – 3,6 м/с.
- Не должно быть никаких аномальных метеорологических условий (включая турбулентность), которые значительно влияют на уровень регистрируемого шума самолета.

Каждое испытание на режиме захода на посадку должно быть проведено при стабилизированном полете самолета по глиссаде с углом наклона 3 +/– 0,5°.

ГОСТ 23851-79
Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения
Avia gas turbine engine. Terms and definitions

http://engenegr.ru/gost-23851-79
Дата введения 1980-07-01

Термин	Определение
ВИДЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
Газотурбинный двигатель (ГТД) Gas turbine engine	Тепловая машина, предназначенная для преобразования энергии сгорания топлива в кинетическую энергию реактивной струи и (или) в механическую работу на валу двигателя, основными элементами которой являются компрессор, камера сгорания и газовая турбина
Одновальный ГТД One-shaft gas turbine engine	ГТД, имеющий общий вал для компрессора и турбины
Двухвальный ГТД Two-shaft gas turbine engine	ГТД, имеющий два соосных, механически не связанных вала, на которых установлены отдельные каскады компрессоров и вращающих их турбин
Трехвальный ГТД Three-shaft gas turbine engine	-
Подъемный ГТД Lift gas turbine engine	ГТД, предназначенный для обеспечения вертикальных и укороченных взлета и посадки, а также переходных участков траектории полета летательного аппарата
Подъемно-маршевый ГТД Lift-cruise gas turbine engine	ГТД, предназначенный для обеспечения вертикальных и укороченных взлета и посадки, а также переходного и маршевого участков траектории полета летательного аппарата
Маршевый ГТД Cruise gas turbine engine	ГТД, предназначенный для обеспечения маршевого участка траектории полета летательного аппарата.
Вспомогательный ГТД (ВГТД) Auxiliary gas turbine engine	ГТД, предназначенный для вспомогательных целей при обслуживании маршевых и подъемно-маршевых ГТД, силовой установки и летательного аппарата ВГТД может применяться для запуска основных ГТД

	с помощью воздушных и электрических пусковых устройств, для кондиционирования в кабинах и отсеках летательного аппарата
Газотурбинный двигатель с регенерацией тепла Regenerative gas turbine engine	ГТД любого вида, имеющий теплообменник, предназначенный для подогрева сжатого воздуха теплом, отводимым от газа за турбиной
Турбореактивный двигатель Turbojet engine	ГТД, в котором энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию струй газов, вытекающих из реактивного сопла (сопел)
Турбореактивный одноконтурный двигатель (ТРД) Pure turbojet engine	Турбореактивный двигатель с одним контуром, в котором энергия сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию струи газа, вытекающего из реактивного сопла
ТРД с форсажной камерой сгорания (ТРДФ) Afterburning turbojet engine	-
Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) Turbofan engine	Турбореактивный двигатель с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии сгорания топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода вентилятора наружного контура
ТРДД с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) Afterburning turbofan engine	ТРДД, имеющий форсажную камеру сгорания в одном или обоих контурах
Турбовальный двигатель Turboshaft engine	ГТД, в котором преобладающая доля энергии сгорания топлива преобразуется в работу на выводном валу
Турбовальный двигатель со свободной турбиной Free turbine turboshaft engine	Турбовальный двигатель, в котором выводной вал приводится во вращение турбиной, механически не связанной с турбиной компрессора
Турбовинтовой двигатель (ТВД) Turboprop engine	Турбовальный двигатель, в котором мощность на выводном валу используется для привода тянущего воздушного винта

Газотурбинная силовая установка летательного аппарата, Силовая установка (СУ) Aircraft gas turbine power plant	Конструктивно-объединенная совокупность газотурбинного двигателя (двигателей) с входным и выходным устройствами, а также со всеми агрегатами и системами, необходимыми для его (их) эксплуатации на летательном аппарате
Вспомогательная силовая установка летательного аппарата (ВСУ) Aircraft auxiliary gas turbine power plant	Конструктивно-объединенная совокупность ВГТД, входного и выходного устройства с агрегатами и системами, предназначенными для обслуживания маршевых и подъемных ГТД и летательного аппарата на земле и в полете

ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Газогенератор ГТД (ГГ ГТД) Gas turbine engine gas generator	Часть ГТД, включающая компрессор, камеру сгорания и турбину, вращающую компрессор
Проточная часть ГТД Gas turbine engine air-gas channel	Каналы в ГТД, по которым движутся потоки воздуха и газа, создающие тягу (мощность)
Внутренний контур ТРДД Turbofan engine primary flow	Проточная часть ТРДД, ограничивающая поток воздуха (газа), проходящего через ГГ ГТД
Наружный контур ТРДД Turbofan engine secondary flow	Проточная часть ТРДД, ограничивающая поток воздуха (газа), не проходящего через ГГ ГТД
Турбокомпрессорный контур ТРД (турбовального двигателя) Turbocompressor channel of turbojet (turboshaft) engine	Проточная часть турбореактивного (турбовального) двигателя, ограниченная сечением на входе в компрессор и сечением на выходе из турбины компрессора
Турбокомпрессорный контур ТРДД Turbocompressor channel of turbofan engine	Часть внутреннего и наружного контуров ТРДД (ТРТД), ограниченная сечениями на входе в вентилятор и сечениями на выходе из вентилятора и турбины вентилятора

Форсажный контур ТРДФ (ТРДДФ) Afterburning channel of augmented turbojet engine	Проточная часть ТРДФ (ТРДДФ), ограниченная сечениями на входе в диффузор форсажной камеры сгорания и на входе в реактивное сопло
ВОЗДУХОЗАБОРНИК	
Входное устройство ГТД	Часть газотурбинной силовой установки, включающая воздухозаборник, средства его регулирования, защитные устройства
Воздухозаборник ГТД (ВЗ) Inlet	Устройство для забора атмосферного воздуха и подвода его к ГТД
Дозвуковой воздухозаборник Subsonic Inlet	Воздухозаборник ГТД, предназначенный для работы при дозвуковых скоростях набегающего потока воздуха
Сверхзвуковой воздухозаборник Supersonic Inlet	Воздухозаборник ГТД, предназначенный для работы при сверхзвуковых скоростях набегающего потока воздуха
Воздухозаборник внешнего сжатия сверхзвукового потока Supersonic External-compression Inlet	Сверхзвуковой воздухозаборник, в котором сжатие сверхзвукового потока осуществляется перед плоскостью входа воздухозаборника
Воздухозаборник внутреннего сжатия сверхзвукового потока Supersonic Internal-compression Inlet	Сверхзвуковой воздухозаборник, в котором сжатие сверхзвукового потока осуществляется внутри канала воздухозаборника
Воздухозаборник смешанного сжатия сверхзвукового потока Supersonic mixed-compression Inlet	Сверхзвуковой воздухозаборник, в котором сжатие сверхзвукового потока осуществляется перед плоскостью входа в воздухозаборник и внутри его канала
Поверхность сжатия Compression surface	Часть поверхности воздухозаборника или летательного аппарата, на которой осуществляется сжатие потока
Регулируемый воздухозаборник Variable-geometry inlet	Воздухозаборник, у которого положение поверхностей сжатия или форма канала меняются на режиме запуска ГТД или условиями полета

Нерегулируемый воздухозаборник Fixed-geometry inlet	-
КОМПРЕССОР И ТУРБИНА	
Ротор газотурбинного двигателя Rotor of gas turbine engine	Вращающаяся часть конструкции компрессора (каскада компрессора) и приводящей его в действие турбины, а также соединяющий их вал
Упругая опора ротора ГТД Resilient rotor support	Устройство, предназначенное для понижения критического значения частоты вращения ротора компрессора (турбины) ГТД ниже рабочего диапазона и уменьшения усилия на опорах в рабочем диапазоне частоты вращения ротора
Демпфер опоры ротора ГТД Rotor support damper	Устройство, служащее для уменьшения амплитуд колебаний ротора компрессора (турбины) в зоне критических значений его частоты вращения
Ротор компрессора (турбины) Compressor (turbine) rotor	Вращающаяся часть компрессора (турбины) ГТД
Статор компрессора (турбины) Compressor (turbine) stator	Неподвижная часть компрессора (турбины) ГТД
Корпус компрессора (турбины) Compressor (turbine) casing	Часть статора компрессора (турбины) ГТД, предназначенная для размещения и крепления направляющих (сопловых) аппаратов и подшипников ротора, а также для соединения компрессора (турбины) со смежными узлами
Каскад компрессора (турбины) Compressor (turbine) spool	Одна ступень или группа ступеней компрессора (турбины) ГТД, установленных на одном валу
Биротативный компрессор (турбина) Birotating compressor (turbine)	Многоступенчатый компрессор (турбина) двухвального ГТД с противоположным вращением соседних рабочих лопаточных венцов
Лопатка компрессора (турбины) Blade, vane	По ГОСТ 23537-79

Лопаточный венец Blade row	Одиночный ряд лопаток, расположенных по окружности
Спрямляющий аппарат осевого компрессора (турбины) Guide vanes	Неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый за направляющим аппаратом последней ступени компрессора (его каскада) или за последним колесом турбины ГТД, для придания потоку воздуха (газа) осевого направления
Проволочный бандаж Lashing wires	Сплошное или секционное кольцо из проволоки, соединяющее перья лопаток компрессора (турбины) ГТД и предназначенное для уменьшения амплитуды их колебаний
Решетка профилей Airfoil cascade	Одиночный ряд профилей пера лопаток, лопаточного венца, равноотстоящих в сходственных точках
КОМПРЕССОР	
Компрессор ГТД (К) Compressor	Лопаточная машина, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления
Ступень компрессора Compressor stage	Часть компрессора ГТД, включающая рабочее колесо и расположенный за ним направляющий аппарат (для осевого компрессора) или рабочее колесо и расположенный за ним безлопаточный и лопаточный диффузор (для центробежного компрессора)
Дозвуковая ступень компрессора Subsonic compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой относительная скорость воздуха на входе в рабочее колесо и абсолютная скорость на входе в направляющий аппарат меньше скорости звука по всей высоте лопатки
Трансзвуковая ступень компрессора Transsonic compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой относительная скорость воздуха на входе в рабочее колесо или абсолютная скорость на входе в направляющий аппарат изменяется по высоте лопатки от скорости, меньшей скорости звука, до скорости, большей скорости звука
Сверхзвуковая ступень компрессора Supersonic compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой относительная скорость воздуха на входе в рабочее колесо или абсолютная скорость на входе в направляющий аппарат дольше скорости звука по всей высоте лопатки
Осевая ступень компрессора Axial-flow compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой воздух движется по поверхностям, близким к цилиндрическим

Диагональная ступень компрессора Mixed-flow compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой воздух движется по поверхностям, близким к коническим
Центробежная ступень компрессора Centrifugal compressor stage	Ступень компрессора ГТД, в которой воздух в выходной части рабочего колеса движется от центра к периферии по поверхностям, почти нормальным к оси вращения
Многоступенчатый компрессор Multstage compressor	Компрессор ГТД, состоящий из нескольких последовательно расположенных ступеней. Примечание. При конкретной конструкции компрессора он может называться по числу ступеней
Axial-flow compressor	
Диагональный компрессор Mixed flow compressor	Компрессор ГТД, состоящий из одной или нескольких диагональных ступеней
Центробежный компрессор Centrifugal compressor	Компрессор ГТД, состоящий из одной или нескольких центробежных ступеней
Комбинированый компрессор Compound compressor	Компрессор ГТД, состоящий из ступеней различного типа
Двухкаскадный компрессор Two spool compressor	Компрессор ГТД, состоящий из двух последовательно расположенных каскадов компрессоров
Трехкаскадный компрессор Three-spool compressor	-
Компрессор низкого давления (КНД) Low pressure compressor	Первый каскад компрессора двухвального и трехвального ГТД
Компрессор среднего давления (КСД) Intermediate pressure compressor	Средний каскад компрессора трехвального ГТД
Компрессор высокого давления High pressure compressor	Последний каскад компрессора двухвального или трехвального ГТД

Вентилятор ТРДД (В) Turbofan engine fan	Компрессор низкого давления ТРДД или его часть, повышающие давление воздуха, который поступает в наружный контур или одновременно в наружный и внутренний контуры
Подпорная ступень ТРДД Turbofan engine add compressor stage	Ступень (ступени) компрессора низкого давления ТРДД, установленная на валу после вентилятора и подающая воздух только во внутренний контур
Входной направляющий аппарат компрессора (ВНА) Compressor Inlet guide vanes	Неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый перед рабочим колесом центробежной (диагональной) ступени или перед рабочим колесом первой ступени осевого компрессора ГТД и предназначенный для изменения величины и направления скорости потока воздуха
Регулируемый входной направляющий аппарат компрессора (РВНА) Compressor variable Inlet guide vanes	Входной направляющий аппарат компрессора ГТД с изменяемым углом установки лопаток при изменении режима его работы
Направляющий аппарат ступени осевого компрессора (НА) Compressor stage guide vanes	Неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый за рабочим колесом ступени осевого компрессора ГТД и предназначенный для изменения величины и направления скорости потока воздуха
Регулируемый направляющий аппарат ступени осевого компрессора (РНА) Variable compressor stage guide vanes	Направляющий аппарат ступени осевого компрессора ГТД с изменяемым углом установки лопаток при изменении режима его работы
Безлопаточный диффузор ступени центробежного компрессора Centrifugal compressor vaneless diffuser	Кольцевой радиальный канал за рабочим колесом центробежного компрессора ГТД, предназначенный для повышения давления в результате снижения скорости потока воздуха
Лопаточный диффузор ступени центробежного компрессора Centrifugal compressor vaned diffuser	Неподвижный лопаточный венец, расположенный за рабочим колесом центробежного компрессора ГТД и предназначенный для повышения давления путем снижения скорости потока воздуха

Передний корпус компрессора Front compressor casing	Часть корпуса компрессора ГТД, в которой размещается передняя опора ротора компрессора
Переходный корпус компрессора Intermediate compressor casing	Часть корпуса компрессора ГТД, устанавливаемая между последовательно расположенными каскадами компрессора и образующая внутреннюю и наружную проточные части двигателя, служащая также для размещения опор, агрегатов и приводов к ним
Задний корпус компрессора Rear compressor casing	Часть корпуса компрессора ГТД, в которой располагается задняя опора ротора компрессора
Лента (клапан) перепуска воздуха Interstage air bleed tape (valve)	Управляемое устройство с лентой (клапаном), прикрывающее отверстие в корпусе компрессора ГТД, предназначенное для выпуска части воздуха из проточной части многоступенчатого компрессора с целью увеличения запаса его газодинамической устойчивости
Щелевое устройство Slot casing treatment	Система ориентированных щелей в корпусе компрессора ГТД над рабочим колесом или (и) перед ним, через которые проточная часть компрессора сообщается с кольцевой замкнутой полостью для расширения диапазона газодинамической устойчивости компрессора и безвибрационной работы его лопаток
Рабочее колесо ступени компрессора (РК) Axial compressor stage rotor	Вращающийся лопаточный венец, передающий энергию потоку воздуха
ТУРБИНА	
Турбина ГТД Турбина (Т) Turbine	Лопаточная машина, в которой происходит отбор энергии от сжатого и нагретого газа и преобразование ее в механическую энергию вращения ротора
Ступень турбины Turbine stage	Совокупность соплового аппарата и расположенного за ним рабочего колеса
Дозвуковая ступень турбины Turbine stage with subsonic rotor	Ступень турбины ГТД, в которой относительная скорость газа на входе в рабочее колесо меньше скорости звука по всей высоте лопатки

Трансзвуковая ступень турбины Turbine transonic stage	Ступень турбины ГТД, в которой относительная скорость газа на входе в рабочее колесо изменяется по высоте лопатки от скорости меньшей скорости звука до скорости, большей скорости звука
Сверхзвуковая ступень турбины Turbine stage with transonic rotor	Ступень турбины ГТД, в которой относительная скорость газа на входе в рабочее колесо больше скорости звука по всей высоте лопатки
Осевая ступень турбины Axial turbine stage	Ступень турбины ГТД, в которой газ движется по поверхностям, близким к цилиндрическим
Центростремительная ступень турбины Centripetal turbine stage	Ступень турбины ГТД, в которой газ в сопловом аппарате и начальной части рабочего колеса движется от периферии к центру по поверхностям, почти нормальным к оси вращения
Парциальная ступень турбины Turbine partial stage	Ступень турбины ГТД, сопловой аппарат которой имеет лопатки лишь на части его окружности в связи с чем подвод газа к рабочему колесу осуществляется только в пределах этой части окружности
Многоступенчатая турбина Multi-stage turbine	Турбина ГТД, состоящая из нескольких последовательно расположенных ступеней При конкретной конструкции турбины она может называться по числу ступеней
Одноступенчатая турбина One-stage turbine	-
Осевая турбина Axial flow turbine	Турбина ГТД, состоящая из одной или нескольких осевых ступеней
Центростремительная турбина Centripetal turbine	Турбина ГТД, состоящая из одной или нескольких центростремительных ступеней
Турбина компрессора (ТК) E. Compressor turbine	Ступень (ступени) турбины ГТД, механически связанная с компрессором
Турбина вентилятора ТРДД (ТВ) Fan turbine in turbofan engine	Ступень (ступени) турбины ТРДД, механически связанная с вентилятором или вентилятором и подпорными ступенями

Турбина низкого давления (ТНД) Low pressure turbine	Ступень (ступени) турбины двухвального (трехвального) ГТД, механически связанная с компрессором низкого давления
Турбина среднего давления (ТСД) Intermediate pressure turbine	Ступень (ступени) турбины трехвального ГТД, механически связанная с компрессором среднего давления
Турбина высокого давления (ТВД) High pressure turbine	Ступень (ступени) турбины двухвального (трехвального) ГТД, механически связанная с компрессором высокого давления
Свободная турбина Free power turbine	Ступень (ступени) турбины ГТД, механически не связанная с его компрессором, полезная мощность которой используется для привода отдельного агрегата
Охлаждаемая турбина Cooled Turbine	Турбина ГТД, в которой имеется охлаждаемая ступень (ступени)
Охлаждаемая ступень турбины Turbine cooled stage	Ступень турбины ГТД с охлаждением рабочих и сопловых лопаток
Сопловой аппарат ступени турбины (СА) Nozzle diaphragme of turbine stage	Неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый перед рабочим колесом турбины ГТД и предназначенный для разгона и подвода потока газа под определенным углом к рабочим лопаткам
Регулируемый сопловой аппарат ступени турбины (РСА) Variable area nozzles of turbine stage	Сопловой аппарат турбины ГТД с изменяемой в процессе работы турбины площадью проходного сечения межлопаточных каналов
Сопловая лопатка Nozzle vane	Лопатка соплового аппарата турбины
Рабочее колесо ступени турбины Axial turbine wheel	Вращающийся лопаточный венец, в котором от газа отводится энергия
Лопатка турбины с радиальным течением охлаждающего воздуха Turbine blade with radial cooling channel	Рабочая лопатка турбины ГТД, в пере которой каналы или полости расположены так, что охлаждающий воздух протекает через них в радиальном направлении и вытекает в радиальный зазор

Лопатка турбины с петлевым течением охлаждающего воздуха Turbine blade with serpentinelike cooling channel	Рабочая или сопловая лопатка турбины ГТД, в полости пера которой имеется радиальная перегородка, расположенная таким образом, что поток охлаждающего воздуха, поступивший через отверстие в хвостовике или ножке лопатки, течет сначала к верхнему торцу лопатки, поворачивает на 180°, огибая верхний конец перегородки, и направляется обратно к хвостовику
Лопатка турбины с полупетлевым течением охлаждающего воздуха Turbine blade with one and half-pass cooling channel	Лопатка турбины ГТД, в полости пера которой имеется одна или несколько перегородок, расположенных таким образом, что поток охлаждающего воздуха, поступивший через отверстие в хвостовике или ножке лопатки, течет сначала к верхнему торцу лопатки, затем поворачивает на 180° и вытекает через щели в выходной кромке лопатки
Лопатка турбины с проникающим охлаждением Transpiration cooled vane	Лопатка турбины ГТД, в полом пере которой имеются поры или отверстия, расположенные по всей поверхности пера и предназначенные для выпуска воздуха, образующего защитный слой на поверхности лопатки
Лопатка турбины с пленочным охлаждением Film-cooled vane	Лопатка турбины ГТД, в полом пере которой имеется ряд или несколько рядов щелей или отверстий, через которые вытекает охлаждающий воздух, создающий защитную пелену на поверхности лопатки
ОСНОВНАЯ И ФОРСАЖНАЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ	
Камера сгорания ГТД Combustion chamber	Устройство, в котором в результате сгорания топлива осуществляется повышение температуры поступающего в него воздуха (газа)
Основная камера сгорания (КС) Main combustion chamber	Камера сгорания ГТД, расположенная перед турбиной двигателя (турбиной внутреннего контура ТРДД, ТРТД)
Трубчатая камера сгорания Tubular combustion chamber	Камера сгорания ГТД, в которой одна жаровая труба расположена в корпусе трубчатого типа
Кольцевая камера сгорания Annular combustion chamber	Камера сгорания ГТД, в которой одна общая жаровая труба кольцевой формы расположена в кольцевом пространстве, образованном наружным и внутренним корпусами

Трубчато-кольцевая камера сгорания Cannular combustion chamber	Камера сгорания ГТД, в которой отдельные жаровые трубы расположены в общем кольцевом пространстве, образованном наружным и внутренним корпусами
Противоточная камера сгорания Reverse flow combustion chamber	Камера сгорания ГТД, в которой направление движения потока газа внутри жаровой трубы противоположно направлению движения воздуха снаружи жаровой трубы до газосборника
Жаровая труба камеры сгорания Combustion chamber flame tube	Внутренняя оболочка камеры сгорания, ограничивающая объем, в котором происходит процесс горения
Диффузор камеры сгорания Combustion chamber diffuser	Входная часть камеры сгорания, предназначенная для уменьшения скорости потока воздуха, поступающего в нее из компрессора ГТД
Фронтовое устройство камеры сгорания Flame tube head	Входная часть жаровой трубы, в которой располагаются топливоподающие устройства и каналы подвода воздуха для обеспечения начального очага горения
Корпус камеры сгорания Combustor casing	Внешняя оболочка камеры сгорания, ограничивающая объем, в котором размещаются жаровые трубы
Топливная форсунка Fuel nozzle	Устройство, предназначенное для подвода и распыливания топлива в камере сгорания
Газосборник камеры сгорания Combustion chamber transition liner	Переходная часть жаровой трубы, начиная от центров последнего пояса основных воздухоподводящих отверстий до входного сечения соплового аппарата турбины
Завихритель камеры сгорания Combustion chamber air swirler	Устройство, имеющее элементы, закручивающие воздух или топливовоздушную смесь, для осуществления процесса горения в камере сгорания
Теплозащитный экран камеры сгорания Afterburner cooling liner	Устройство, расположенное в камере сгорания для защиты ее деталей от теплового воздействия
Пусковой воспламенитель Воспламенитель Pilot burner	Устройство для воспламенения топлива в камере сгорания, представляющее собой миниатюрную камеру сгорания, в которой имеется свеча зажигания и топливная форсунка.

Форсажная камера сгорания (ФК) Afterburner	Камера сгорания, расположенная перед реактивным соплом ГТД
Форсажная камера сгорания наружного контура ТРДДФ Turbofan duct heater	Камера сгорания, расположенная в наружном контуре ГТД перед соплом
Форсажная камера сгорания ТРДДФ со смешением потоков Mixed flow afterburner	Форсажная камера сгорания, в которой соединяются потоки газа наружного и внутреннего контуров ТРДДФ, а продукты сгорания выбрасываются через общее реактивное сопло
Диффузор форсажной камеры сгорания Afterburner diffuser	Передняя часть форсажной камеры сгорания ГТД, предназначенная для торможения поступающего потока газа
Корпус форсажной камеры сгорания Afterburner casing	Часть наружной оболочки форсажной камеры сгорания, расположенная между диффузором и реактивным соплом ГТД, внутри которой осуществляется сгорание введенного в нее топлива
Фронтовое устройство форсажной камеры сгорания Afterburner flameholder	Устройство, состоящее из системы стабилизации пламени в форсажной камере сгорания ГТД и топливных коллекторов с форсунками
Стабилизатор пламени в камере сгорания Combustion chamber flamcholder	Устройство, предназначенное для обеспечения устойчивого процесса горения в камере сгорания
Антивибрационный экран форсажной камеры сгорания Acoustic afterburner liner	Перфорированная оболочка, расположенная вблизи стенки корпуса форсажной камеры сгорания и предназначенная для подавления акустических колебаний, возникающих при горении
Первичный воздух Primary air	Воздух, поступающий в начальную часть зоны горения основной камеры сгорания ГТД
Вторичный воздух Secondary air	Воздух, который совместно с первичным воздухом подается в зону горения для завершения процесса горения
Смесительный воздух Mixing air	Воздух, подмешиваемый к продуктам сгорания в камере сгорания ГТД (за зоной горения), для уменьшения их температуры и формирования температурного поля перед турбиной

Зона горения Combustion zone	Часть пространства жаровой трубы основной камеры сгорания ГТД от начала фронтового устройства до поперечного сечения жаровой трубы, в котором процесс горения на расчетном режиме в основном заканчивается. В существующих камерах сгорания ГТД с постепенным подводом воздуха через отверстия вдоль жаровой трубы конец зоны горения на расчетном режиме соответствует сечению жаровой трубы, в котором среднее значение коэффициента избытка воздуха достигает 1,8-2,0
Запуск основной (форсажной) камеры сгорания Combustion chamber (afterburner) starting	Процесс воспламенения топливовоздушной смеси, переброса и распространения пламени в предусмотренной зоне основной (форсажной) камеры сгорания ГТД
РЕАКТИВНОЕ СОПЛО	
Выходное устройство ГТД Exhaust arrangement	Часть газотурбинной силовой установки, включающая реактивное сопло, реактивное сопло с шумоглушителем, отклоняющее устройство реактивного сопла со средствами его регулирования, сопло ТВД
Реактивное сопло ГТД (РС) Jet nozzle	Устройство, в канале переменного сечения которого происходит ускорение потока газа с целью создания реактивной тяги
Суживающееся реактивное сопло Convergent nozzle	Реактивное сопло ГТД, поперечное сечение которого уменьшается в направлении движения потока газа
Суживающееся-расширяющееся реактивное сопло Convergent-divergent nozzle	Реактивное сопло ГТД, поперечное сечение которого в направлении движения потока газа сначала уменьшается, а затем увеличивается
Сверхзвуковое реактивное сопло Supersonic nozzle	Реактивное сопло ГТД, предназначенное для ускорения потока газа до сверхзвуковой скорости
Коническое сверхзвуковое реактивное сопло Conical supersonic jet nozzle	Суживающееся-расширяющееся реактивное сопло ГТД с конической расширяющейся частью
Реактивное сопло с центральным телом Plug nozzle	Реактивное сопло ГТД, кольцевой канал которого образован центральным телом и обечайкой

Эжекторное реактивное сопло Ejector nozzle	Реактивное сопло ГТД, контур расширяющейся части которого с целью газодинамического регулирования частично или полностью не имеет жестких стенок
Комбинированное реактивное сопло Combined nozzle	Соединение двух и более реактивных сопел ГТД, когда одно сопло расположено внутри другого
Осесимметричное реактивное сопло Axisymmetric nozzle	Сопло, поверхность которого со стороны потока газа (воздуха) является осесимметричной
Неосесимметричное реактивное сопло Asymmetric jet nozzle	Реактивное сопло ГТД, не имеющее оси симметрии
Плоское реактивное сопло Flat nozzle	Реактивное сопло ГТД, две боковые стенки которого параллельны друг другу и любое поперечное сечение имеет прямоугольную форму
Поворотное реактивное сопло Vectorable nozzle	Реактивное сопло ГТД, которое может поворачиваться для изменения направления вектора тяги
Реактивное сопло с косым срезом Skewed nozzle	Реактивное сопло ГТД, плоскость выходного сечения которого не перпендикулярна оси
Нерегулируемое реактивное сопло Contstant-geometry nozzle	Реактивное сопло ГТД, размеры критического и выходного сечений которого не изменяются при изменении режимов работы двигателя
Регулируемое реактивное сопло Variable area nozzle	Реактивное сопло ГТД, размеры критического и выходного сечений которого изменяются при изменении режимов его работы
Пакет реактивных сопел Jet nozzle pack	Устройство, состоящее из сопел нескольких ГТД, установленных рядом
Реактивное сопло с шумоглушителем Sound suppresion nozzle	Реактивное сопло ГТД с устройством, предназначенным для уменьшения шума реактивной струи
Отклоняющее устройство реактивного сопла Thrust vectoring nozzle	Устройство реактивного сопла ГТД, изменяющее направление потока газа для изменения направления вектора тяги

Отклоняющее устройство с решеткой, имеющей поворотные лопатки Nozzle with rotating cascade	Устройство реактивного сопла ГТД, снабженное решеткой, изменяющей направление вектора тяги при повороте лопаток
Отклоняющие створки Clamshells	Подвижные элементы реактивного сопла ГТД, вводимые в поток газа, предназначенные для изменения направления вектора тяги
Реверсивное устройство реактивного сопла Thrust reverser	Устройство реактивного сопла ГТД, предназначенное для поворота потока газа в направлении перемещения летательного аппарата
Реверсивное устройство с отклоняющими решетками Thrust reverser with rotating cascade	Реверсивное устройство реактивного сопла ГТД, в котором окончательный поворот потока газа в обратном направлении осуществляется с помощью отклоняющих решеток
Реверсивное устройство с отклоняющими створками Thrust reverser with rotating buckets	Реверсивное устройство реактивного сопла ГТД, в котором окончательный поворот потока газа в обратном направлении осуществляется отклоняющими створками
Камера смешения ТРДД Turbofan engine mixing chamber	Камера, в которой смешиваются потоки воздуха (газа) наружного контура и газа внутреннего контура ТРДД
Смеситель камеры смешения ТРДД Turbofan engine flow mixer	Устройство, с помощью которого производится смешение потоков воздуха и газа, поступающих в камеру смешения ТРДД
РЕДУКТОР И ПРИВОДЫ	
Центральный привод агрегатов ГТД Central accessory drive	Зубчатая передача, предназначенная для привода от вала ГТД агрегатов двигателя и летательного аппарата
Промежуточный привод агрегатов ГТД Intermediate accessory drive	Зубчатая передача, предназначенная для передачи мощности от центрального привода агрегатов ГТД к коробке приводов агрегатов
Коробка приводов агрегатов ГТД Accessory gearbox accessoires	Узел зубчатых передач, предназначенный для распределения мощности, отобранной от вала ГТД, к каждому агрегату и для их крепления

Выносная коробка приводов агрегатов ГТД Remote accessory gearbox	Коробка приводов агрегатов ГТД, устанавливаемая отдельно от двигателя на планере летательного аппарата
Редуктор воздушного винта ТВД Turboprop propeller reduction gear	Механизм для уменьшения частоты вращения воздушного винта по отношению к частоте вращения вала ГТД
Передаточное число редуктора воздушного винта ТВД Reduction ratio of turboprop propeller reduction	Отношение частоты вращения вала двигателя к частоте вращения вала воздушного винта

СИСТЕМЫ ГАЗОТУРБИННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГТД

Система управления газотурбинной силовой установкой Gas turbine powerplant control system	Совокупность систем управления (регулирования) воздухозаборником, турбокомпрессорным и форсажным контурами, реактивным соплом, воздушным винтом
Система управления воздухозаборником Inlet control system	Система, предназначенная для управления исполнительным механизмом воздухозаборника в зависимости от изменения режимов полета и параметров работы двигателей
Система управления пограничным слоем в воздухозаборнике Inlet boundary layer control system	Конструктивно-объединенная совокупность устройств, обеспечивающих уменьшение или устранение отрыва пограничного слоя потока воздуха в канале воздухозаборника двигателя
Система управления турбокомпрессорным контуром Gas generator control system	Система, предназначенная для управления расходом топлива в основной камере сгорания и регулирующими органами компрессора, вентилятора и турбины
Система управления форсажным контуром ТРДФ (ТРДДФ) Turbojet (turbofan) afterburning control system	Система, предназначенная для управления расходом топлива в форсажной камере сгорания ТРДФ (ТРДДФ)
Система управления реактивным соплом Nozzle control system	Система, предназначенная для управления регулирующими органами реактивного сопла

Система управления воздушным винтом ТВД Control system of turboprop engine	Система, предназначенная для управления углом установки лопастей воздушного винта
Защитные устройства силовой установки Powerplant protective devices	Устройства, исключающие недопустимые режимы работы газотурбинной силовой установки, в том числе аварийные ситуации
Закон управления газотурбинной силовой установкой Gas turbine powerplant control law	Принятая зависимость, связывающая параметры рабочего процесса и (или) регулирующие факторы с условиями полета и положением рычага управления ГТД

СИСТЕМЫ СМАЗКИ ГТД

Система смазки ГТД Lubrication system	Совокупность устройств и агрегатов ГТД, предназначенных для уменьшения трения и охлаждения смазочными веществами (твердыми, жидкими, газообразными или их комбинациями), подаваемыми в зону трущихся элементов конструкции
Масляная система ГТД Oil system	Система смазки ГТД, обеспечивающая подвод жидкого масла к узлам трения, отвод его и охлаждение, суфлирование масляных полостей, а также использование масла, как рабочей жидкости в гидравлических устройствах
Маслоагрегат Oil system block	Несколько агрегатов масляной системы ГТД, конструктивно объединенные в единый узел
Нагнетающий масляный насос Oil supply pump	Насос предназначенный для подачи масла под определенным давлением в магистраль нагнетания масляной системы ГТД
Откачивающий масляный насос Oil scavenge pump	Насос, предназначенный для отвода масла из масляных полостей подшипниковых узлов, коробки приводов агрегатов и других узлов масляной системы ГТД
Подкачивающий масляный насос Oil booster pump	Насос масляный системы ГТД, предназначенный для обеспечения на входе в нагнетающий насос условий, необходимых для его бескавитационной работы
Магистраль нагнетания Pumping line	Совокупность трубопроводов и каналов масляной системы ГТД, предназначенных для подачи масла под давлением к трущимся элементам

Магистраль откачки Scavenging line	Совокупность трубопроводов и каналов масляной системы ГТД, предназначенных для отвода масла от трущихся элементов
Магистраль подпитки Secondary pumping line	Совокупность трубопроводов и каналов масляной системы ГТД, предназначенных для подачи масла из бака к нагнетающему устройству
Масляная полость Oil sump	Часть объема масляной системы ГТД, включающая узлы трения и ограниченная поверхностями элементов конструкции и уплотнениями, предотвращающими утечку масла
Система суфлирования ГТД Breathing system	Часть масляной системы, предназначенная для удаления воздуха из масляных полостей в атмосферу или проточную часть ГТД и очистки этого воздуха от масла с возвратом последнего в масляную систему
Воздухоотделитель De-aerator	Устройство, предназначенное для отделения воздуха из масловоздушной смеси
Воздушно-масляный сепаратор Air-oil separater	Устройство, устанавливаемое в системе суфлирования ГТД и предназначенное для сепарации масловоздушной смеси с возвратом масла в контур масляной системы двигателя
ПУСКОВАЯ СИСТЕМА ГТД	
Пусковая система ГТД (ПС) Aircraft engine starting system	Совокупность устройств, предназначенных для принудительной раскрутки ротора ГТД при запуске. Включает пусковое устройство, источник энергии, систему передачи энергии и др.
Автономная пусковая система Self-contained starting system	Пусковая система ГТД, в которой все входящие в нее устройства и источники энергии установлены на борту летательного аппарата
Пусковая система с непосредственной подачей сжатого воздуха Direct impingement starting system	Пусковая система ГТД, в которой пусковым устройством является турбина компрессора, работающая при его запуске вследствие подачи сжатого воздуха на рабочие лопатки турбины
Электрическая пусковая система Electric starting system	Пусковая система ГТД, в которой в качестве пускового устройства используется электростартер или стартер-генератор

Воздушная пусковая система Air-turbine starting system	Пусковая система ГТД, в которой в качестве пускового устройства используется воздушный турбостартер
Турбокомпрессорная пусковая система Gas turbine starting system	Пусковая система ГТД, в которой в качестве пускового устройства используется турбокомпрессорный стартер или турбокомпрессорный стартер-энергоузел
Гидравлическая пусковая система Hydraulic starting system	Пусковая система ГТД, в которой в качестве пускового устройства используется гидростартер
Пусковое устройство (ПУ) Starter	Устройство, предназначенное для принудительной раскрутки ротора ГТД в процессе запуска
Электростартер Electric starter	Электрический двигатель, используемый в качестве пускового устройства ГТД
Стартер-генератор Starter-generator	Электрический генератор, используемый в качестве пускового устройства при запуске ГТД
Турбокомпрессорный стартер Gas turbine starter	ГТД, используемый в качестве пускового устройства при запуске основного ГТД
Турбокомпрессорный стартер-энергоузел Gas turbine starter auxiliary power unit	ГТД, используемый в качестве пускового устройства при запуске основного ГТД, а также в качестве источника энергии для питания бортовых систем летательного аппарата
Воздушный турбостартер Air-Turbine starter	Турбина, работающая на сжатом воздухе и используемая в качестве пускового устройства для запуска ГТД
Гидростартер Hydraulic starter	Гидромотор, используемый в качестве пускового устройства для запуска ГТД
Твердотопливный турбостартер Solid propellant gas-turbine starter	Турбина, работающая на продуктах сгорания твердого топлива, используемая в качестве пускового устройства для запуска ГТД
Запуск ГТД Starting	Неустановившийся режим работы ГТД, характеризуемый процессом раскрутки его ротора (роторов) от неподвижного состояния или режима вращения авторотации до выхода двигателя на режим малого газа или минимальный установившийся режим работы.

Автоматический запуск ГТД Automatic starting	Запуск ГТД, осуществляемый автоматически после нажатия кнопки "Запуск"
Запуск холодного ГТД Холодный запуск Cold gas turbine engine start	Запуск ГТД при температуре его деталей, близкой или равной температуре окружающей среды
Запуск горячего ГТД Горячий запуск Hot gas turbine engine start	Запуск ГТД, осуществляемый после его выключения при температуре деталей значительно выше температуры окружающей среды
Встречный запуск ГТД Engine Relighting in Flight	Запуск ГТД после самопроизвольного или преднамеренного выключения двигателя в полете, характеризуемый раскруткой ротора от частоты вращения большей, чем при авторотации, до выхода двигателя на режим малого газа.
Ложный запуск ГТД Wet motoring	Принудительная раскрутка ротора ГТД пусковым устройством с подачей топлива в камеру сгорания при выключенной системе зажигания
Автономный запуск ГТД On board starting	Запуск ГТД, производимый при подводе энергии к пусковому устройству от источника, установленного на борту летательного аппарата
Неудавшийся запуск ГТД Fail starting	Запуск, при котором ГТД с первой попытки не вышел на режим малого газа или вышел на режим малого газа, но со значительным отступлением от параметров, регламентированных инструкцией по эксплуатации
Холодная прокрутка ГТД Drv motoring	Принудительная раскрутка ротора ГТД пусковым устройством без подачи топлива в камеру сгорания

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Система охлаждения узла ГТД Cooling system of gas turbine engine component	Совокупность каналов, отверстий и экранов, предназначенных для охлаждения узлов и элементов двигателя
Открытая система охлаждения Open cooling system	Система охлаждения узла ГТД с непрерывным расходом охладителя в поток газа
Закрытая система охлаждения Closed cooling system	Система охлаждения узла ГТД, в которой охладитель циркулирует по замкнутому контуру

Система воздушного охлаждения Aircooling system	Система охлаждения узла ГТД в которой в качестве охладителя используется сжатый воздух
Система комбинированного охлаждения Combined cooling system	Система охлаждения узла ГТД, в которой в качестве охладителя используется сжатый воздух и жидкость
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГТД. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ГТД	
Режим работы ГТД Rating	Состояние работающего ГТД, характеризуемое совокупностью определенных значений тяги (мощности), а также параметров при принятом законе регулирования, определяющих происходящие в нем процессы, тепловую и динамическую напряженность его деталей
Установившийся режим работы ГТД Steady-state rating	Режим работы ГТД, при котором его параметры не изменяются во времени. Допускается изменение параметров в пределах допусков, указанных в ТУ на двигатель
Максимальный режим работы ГТД Maximum rating	Установившийся режим работы ГТД, характеризуемый максимальной тягой (мощностью) на земле или в полете в течение ограниченного времени.
Взлетный режим работы ГТД Take-off rating	Максимальный режим работы ГТД на земле (Н=О, М=О) при взлете летательного аппарата.
Максимальный продолжительный режим работы ГТД Maximum continuons rating	Установившийся режим работы ГТД, характеризуемый пониженными по сравнению с максимальным режимом значениями частоты вращения ротора (роторов) и температуры газа перед турбиной, при которых двигатель может работать с ограниченной по времени общей наработкой.
Крейсерский режим работы ГТД Cruise rating	Установившийся режим работы ГТД, характеризуемый пониженными по сравнению с максимальным продолжительным режимом значениями частоты вращения ротора (роторов) и температуры газа перед турбиной, при которых двигатель может работать в течение неограниченного времени за ресурс.
Форсированный режим работы ТРДФ (ТРДДФ) Augmented turbojet (turbofan) afterburning rating	Установившийся режим работы ТРДФ (ТРДДФ) при включенной форсажной камере сгорания, характеризуемый повышенным по сравнению с максимальным режимом значением тяги.

Минимальный форсированный режим работы ТРДФ (ТРДДФ) Augmented turbojet (turbofan) minimum afterburning rating	Форсированный режим работы ТРДФ (ТРДДФ), характеризуемый минимальным расходом топлива в форсажной камере сгорания при максимальных или пониженных значениях температуры газа перед турбиной и частоты вращения ротора (роторов).
Полный форсированный режим работы ТРДФ (ТРДДФ) Augmented turbojet (turbofan) maximum afterburning rating	Форсированный режим работы ТРДФ (ТРДДФ), характеризуемый максимальным расходом топлива в форсажной камере сгорания при максимальных частоте вращения ротора (роторов), двигателя и температуре газа перед турбиной.
Чрезвычайный режим работы ГТД Emergency rating	Установившийся режим работы ГТД, характеризуемый повышенным по сравнению с максимальным и полным форсированным режимами значением тяги (мощности) двигателя и применяемый только в чрезвычайных условиях в течение ограниченного времени.
Режим реверсирования тяги ГТД Thrust reversing rating	Установившийся режим работы ГТД при включенном реверсивном устройстве
Режим авторотации ГТД Windmilling	Установившийся режим работы ГТД, при котором вращение ротора (роторов) в полете осуществляется набегающим потоком воздуха при отсутствии горения топлива в камере сгорания
Режим земного малого газа ГТД Ground idle	Установившийся режим работы ГТД на земле при минимальной частоте вращения и тяге (мощности), при которых обеспечивается его устойчивая работа и заданная приемистость.
Режим полетного малого газа ГТД Flight idle	Установившийся режим работы ГТД при минимальной допустимой частоте вращения ротора, обеспечивающей требуемую приемистость и величину тяги при заходе на посадку.
Реверсивный режим винта ТВД Propeller reversing rating	По ГОСТ 21664-76
Неустановившийся режим работы ГТД Transient rating	Режим работы, при котором параметры ГТД изменяются во времени

Дросселирование ГТД Deceleration	Процесс уменьшения тяги (мощности) ГТД вследствие снижения расхода топлива при медленном и плавном перемещении рычага управления
Сброс газа ГТД Chop deceleration	Процесс быстрого уменьшения тяги (мощности) ГТД вследствие снижения расхода топлива при резком перемещении рычага управления
Приемистость ГТД Acceleration	Процесс быстрого увеличения тяги (мощности) ГТД за счет повышения расхода топлива при резком перемещении рычага управления
Полная приемистость ГТД Full acceleration	Приемистость ГТД с режима полетного малого газа до максимального режима работы
Время приемистости ГТД Acceleration time	Интервал времени от начала перемещения рычага управления ГТД до достижения заданного режима повышенной тяги (мощности)
Встречная приемистость ГТД Advanced acceleration	Приемистость ГТД, осуществляемая при незакончившемся режиме сброса газа
ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД	
Характеристика ГТД Engine performance	Зависимость основных данных ГТД от величин, характеризующих режим и условия его работы.
Дроссельная характеристика ГТД Throttle performance	Зависимость основных данных и параметров ГТД от частоты вращения ротора или расхода топлива для заданных условий полета и программы регулирования. Могут также рассматриваться зависимости удельного расхода топлива от тяги или мощности ГТД
Стендовая дроссельная характеристика ГТД Bench throttle performance	Дроссельная характеристика ГТД, снятая при стендовых испытаниях и приведенная к стандартным земным атмосферным условиям
Высотная характеристика ГТД Altitude performance	Зависимость основных данных и параметров ГТД от высоты полета при постоянной скорости (числе М) полета и заданном законе регулирования двигателя
Высотно-скоростная характеристика ГТД (ВСХ) Altitude-velocity performance	Зависимость основных данных и параметров ГТД от скорости (числа М) и высоты полета при заданном законе регулирования двигателя
Скоростная характеристика ГТД Velocity performance	Зависимость основных данных и параметров ГТД от скорости (числа М) полета при постоянной высоте и принятом законе регулирования

Акустическая характеристика ГТД Acoustic performance	Зависимость уровня шума и звукового давления от режима и условий работы ГТД
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГТД	
Прогретый ГТД Warmed-up engine	Двигатель, температурное состояние деталей, агрегатов и систем которого позволяет осуществить его надежный выход на повышенный режим
Непрогретый ГТД Cold engine	Двигатель, температурное состояние деталей, агрегатов и систем которого не позволяет осуществить его надежный выход на повышенный режим
Отладка ГТД Setting-up	Процесс регулирования отдельных элементов ГТД и его агрегатов для получения заданных значений параметров
Регулировка ГТД Adjustments	Подбор и установка регулирующих элементов ГТД и его агрегатов для получения заданных параметров
Регулирование ГТД Control	Процесс поддержания или преднамеренного изменения режима работы ГТД
Приработка ГТД Engine run-in	Часть процесса испытания вновь собранного ГТД, во время которого проверяется правильность сборки и происходит начальная приработка сопрягаемых деталей.
Наработка ГТД Running hours	Продолжительность или объем работы ГТД. Наработка ГТД измеряется в часах
Доводка ГТД Development	Комплекс работ, направленных на отработку рабочего процесса двигателя и его конструкции для обеспечения заявленных параметров и требуемой надежности
Прогрев ГТД Warm-up	Процесс повышения температуры деталей ГТД до величины, при которой возможен его вывод на эксплуатационные режимы
Охлаждение ГТД Cool-down	Процесс понижения температуры деталей ГТД при работе на пониженных эксплуатационных режимах до величин, которые соответствуют его тепловому состоянию, не препятствующему последующему

	выключению или выходу на повышенный эксплуатационный режим
Перегрев ГТД Overheating	Общее или местное повышение температуры узлов и деталей ГТД выше предельно допустимой
Аварийное выключение ГТД Emergency shutdown	Резкое прекращение подачи топлива в основную камеру сгорания двигателя, производимое на любом режиме его работы без перевода на режим малого газа, а для двигателей, не имеющих режима малого газа, – на минимальный установившийся режим
Приведенное значение параметра ГТД Corrected parameter value	Пересчитанные значения измеренного параметра ГТД к заданным полетным или стандартным условиям.
Измеренное значение параметра ГТД Measured parameter value	Значение параметра ГТД, зарегистрированное измерительными приборами при испытаниях или определенное расчетным путем по данным измерений этих параметров.

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ СТЕНДЫ

Испытательная станция Test center	Комплекс сооружений, оснащенный необходимым оборудованием, системами, измерительной аппаратурой, обеспечивающих испытания ГТД, его узлов и агрегатов
Высотно-скоростная испытательная станция Altitude test facility	Испытательная станция, предназначенная для испытаний ГТД с имитацией полетных условий
Испытательный стенд Test bench	По ГОСТ 16504-81
Открытый испытательный стенд Open test bench	Испытательный стенд, на котором проводятся испытания ГТД при окружающих атмосферных условиях
Климатический испытательный стенд Climatic test bench	Испытательный стенд с устройством, обеспечивающим проведение испытаний ГТД и его узлов в различных климатических условиях

Силоизмерительное устройство Thrust meter	Совокупность устройств для измерения усилия развиваемой тяги ГТД, обеспечивающих передачу информации в кабину управления и наблюдения
Испытательный бокс Test box	Помещение испытательного стенда, в котором на специальном устройстве закрепляется и испытывается ГТД
Пульт управления Central control room	Совокупность панелей при испытании с размещенными на них приборами контроля и сигнализации, рычагами и переключателями для дистанционного управления ГТД, его агрегатами, механизмами и энергетическими источниками
Термобарокамера Thermal vacuum chamber	Специальная камера для испытаний ГТД и его узлов при давлении и температуре воздуха, соответствующих полетным условиям
Испытательная лаборатория Test laboratory	Специально оборудованное помещение, предназначенное для испытаний агрегатов, узлов и систем ГТД
Летающая лаборатория	Летательный аппарат, оснащенный серийными ГТД, обеспечивающими полет, предназначенный для исследования и испытаний опытных ГТД в полетных условиях

ПРИЛОЖЕНИЕ (справочное).

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И ПАРАМЕТРЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Наименование	Пояснение значения
Реактивная тяга ГТД	Результирующая газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя без учета внешнего сопротивления
Эффективная тяга ГТД	Результирующая газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя с учетом внешнего сопротивления
Стендовая тяга ГТД	Реактивная тяга двигателя, развиваемого им на наземном испытательном стенде без обдува и присоединенных трубопроводов
Обратная тяга ГТД	Реактивная тяга ГТД против направления перемещения летательного аппарата
Удельная тяга ГТД	Отношение тяги ГТД к секундному расходу воздуха
Лобовая тяга ГТД	Отношение тяги двигателя к его лобовой площади
Степень форсирования ТРДФ (ТРДДФ)	Отношение тяги ТРДФ (ТРДДФ) на форсированном режиме к тяге на максимальном режиме в тех же условиях полета
Мощность винта ТВД	Мощность, затрачиваемая на вращение винта ТВД
Мощность реактивной струи ТВД	Произведение тяги ТВД на скорость полета, поделенное на КПД воздушного винта
Эквивалентная мощность ТВД	Сумма мощностей винта и реактивной струи ТВД
Удельная мощность турбовального двигателя	Отношение мощности на валу турбовального двигателя к секундному расходу воздуха
Удельная мощность ТВД	Отношение эквивалентной мощности ТВД к секундному расходу воздуха
Удельный расход топлива ГТД	Отношение часового расхода топлива в ГТД к его тяге (мощности)
Сухая масса ГТД	Масса ГТД без жидких и газообразных наполнителей и специального оснащения, расходуемого в процессе эксплуатации

Удельная масса ГТД	Отношение сухой массы ГТД к максимальной (взлетной) тяге или максимальной (взлетной) эквивалентной мощности при стандартных атмосферных условиях на уровне моря. Для ГТД, устанавливаемых на летательных аппаратах гражданской авиации, удельная масса определяется при параметрах атмосферы, установленных нормами ICAO
Удельный вес ГТД	Отношение силы тяжести сухой массы ГТД к максимальной (взлетной) тяге или максимальной (взлетной) эквивалентной мощности при стандартных атмосферных условиях на уровне моря.
Габаритный диаметр ГТД	Наибольший наружный диаметр корпуса или фланца ГТД без воздухозаборника.
Входной диаметр ГТД	Внутренний диаметр входного фланца ГТД без воздухозаборника
Диаметр входного отверстия	Внутренний диаметр входного канала ГТД в плоскости входного фланца без воздухозаборника
Габаритная высота ГТД	Наибольший вертикальный размер проекции ГТД с установленными на нем агрегатами на плоскость, перпендикулярную его продольной оси
Габаритная ширина ГТД	Наибольший горизонтальный размер проекции ГТД с установленными на нем агрегатами на плоскость, перпендикулярную его продольной оси
Лобовая площадь ГТД	Наибольшая площадь поперечного сечения ГТД без агрегатов
Габаритная длина ГТД	Размер по продольной оси ГТД от плоскости входного фланца без воздухозаборника до плоскости среза реактивного сопла. Не включаются выступающие части кока компрессора и центрального тела реактивного сопла
Расход топлива в основной камере сгорания	Масса топлива, подаваемого в единицу времени в основную камеру сгорания.
Суммарный расход топлива в ТРДФ (ТРДДФ)	Сумма расходов топлива через основную и форсажную камеры сгорания ТРДФ (ТРДДФ)
Расход воздуха через двигатель	Масса воздуха, проходящая в единицу времени через входное сечение ГТД.

	Для ТРДД под расходом воздуха понимается суммарная масса воздуха, проходящая в единицу времени через его внутренний, промежуточный и наружный контуры
Расход воздуха через внутренний контур ТРДД	Масса воздуха, проходящая в единицу времени через входное сечение внутреннего контура ТРДД
Расход воздуха через наружный контур ТРДД	Масса воздуха, проходящая в единицу времени через наружный контур ТРДД
Степень двухконтурности	Отношение расхода воздуха через наружный контур к расходу воздуха через внутренний контур ТРДД
Общая степень повышения полного давления в компрессоре	Отношение полного давления воздуха в сечении за последним каскадом двухкаскадного (трехкаскадного) компрессора ГТД к полному давлению воздуха в сечении на входе в первый каскад. В ТРДД под общей степенью повышения полного давления воздуха понимается отношение давления в сечении за последним каскадом компрессора к полному давлению воздуха в сечении на входе в вентилятор
Степень повышения полного давления воздуха в КВД	Отношение полного давления воздуха в сечении за компрессором высокого давления ГТД к полному давлению воздуха в сечении на его входе
Степень повышения полного давления воздуха в КСД	Отношение полного давления воздуха в сечении за компрессором среднего давления ГТД к полному давлению воздуха в сечении на его входе
Степень повышения полного давления воздуха в КНД	Отношение полного давления воздуха в сечении за компрессором низкого давления ГТД к полному давлению воздуха в сечении на его входе
Степень повышения полного давления воздуха вентилятором в наружном контуре ТРДД	Отношение полного давления воздуха в наружном контуре ТРДД в сечении за вентилятором к полному давлению воздуха в сечении на его входе
Степень повышения полного давления воздуха вентилятором во внутреннем контуре ТРДД	Отношение полного давления воздуха во внутреннем контуре ТРДД в сечении за вентилятором к полному давлению воздуха в сечении на его входе

Коэффициент потери полного давления воздуха (газа) в элементе проточной части двигателя	Отношение разности полных давлений воздуха (газа) в сечении на входе в рассматриваемый элемент проточной части двигателя и в сечении на выходе из него к полному давлению воздуха (газа) в сечении на входе в данный элемент проточной части
Общая степень понижения полного давления газа в турбине ГТД	Отношение полного давления газа в сечении перед турбиной высокого давления ГТД к полному давлению газа в сечении за турбиной низкого давления. Под общей степенью понижения полного давления газа в турбине ТРДД понимается отношение полного давления газа в сечении перед турбиной высокого давления к полному давлению газа в сечении за турбиной вентилятора
Степень понижения давления газа в реактивном сопле	Отношение полного давления газа в сечении перед реактивным соплом к его статическому давлению в сечении на выходе из реактивного сопла ГТД
Общая степень повышения полного давления воздуха в ГТД	Отношение полного давления воздуха в сечении за последним каскадом компрессора к давлению в окружающей среде
Работа компрессора	Работа, затрачиваемая компрессором ГТД на сжатие единицы массы воздуха с учетом всех потерь, за исключением механических в зубчатом приводе и приводе агрегатов
Изоэнтропическая работа компрессора	Изоэнтропическая работа сжатия единицы массы воздуха в компрессоре ГТД, определяемая по параметрам заторможенного потока воздуха в сечениях на входе и выходе из компрессора для заданной степени повышения полного давления воздуха в компрессоре
КПД компрессора	Отношение изоэнтропической работы к работе компрессора ГТД
Работа турбины	Работа, совершаемая единицей массы газа при его расширении в турбине ГТД с учетом всех потерь за исключением механических
Изоэнтропическая работа турбины по параметрам заторможенного потока	Изоэнтропическая работа расширения единицы массы газа в турбине ГТД, определенная по параметрам заторможенного потока газа в сечении на входе в турбину и давлению заторможенного потока газа на выходе из нее для заданной степени понижения давления газа

КПД турбины по параметрам заторможенного потока	Отношение работы турбины ГТД к изоэнтропической работе турбины, определенной по параметрам заторможенного потока газа
Адиабатический КПД турбины	Отношение работы, эквивалентной сумме работы турбины ГТД и кинетической энергии выходной струи газов, к изоэнтропической работе турбины, определенной по параметрам заторможенного потока газа в сечении на входе в турбину и статическому давлению газа в сечении на выходе из нее
Эффективный КПД охлаждаемой ступени турбины по параметрам заторможенного потока	Отношение работы ступени турбины ГТД к сумме изоэнтропических работ потока газа, поступающего в сопловой аппарат ступени турбины, и охлаждающего воздуха, поступающего в эту ступень, определенных по параметрам заторможенного потока (по их полным температурам и давлениям на входе в ступень турбины и по давлению смеси газа и охлаждающего воздуха в сечении на выходе из этой ступени)
Первичный КПД охлаждаемой ступени турбины по параметрам заторможенного потока	Отношение работы ступени турбины ГТД к сумме изоэнтропических работ газа, поступающего в сопловой аппарат ступени турбины, и охлаждающего воздуха, выпускаемого через перфорацию на входной части сопловых лопаток, определенных по параметрам заторможенного потока (по их полным температурам и давлениям на входе в ступень турбины и по давлению смеси газа и охлаждающего воздуха в сечении на выходе из этой ступени)
Механический КПД	Отношение разности между работой турбины ГТД и работой, затрачиваемой на механические потери и привод вспомогательных агрегатов, к работе турбины
Свободная энергия газа	Работа расширения единицы массы газа ГТД после совершения турбиной (турбинами) работы, необходимой для сжатия воздуха с общей степенью повышения полного давления.
Частота вращения ротора (вала) ГТД	Частота вращения ротора (вала) ГТД обозначается буквенными индексами компрессора (его каскада, вентилятора), находящегося в системе этого ротора
Скольжение роторов (валов) двухвального (трехвального) ГТД	Отношение частот вращения смежных роторов (валов) двухвального (трехвального) ГТД

Коэффициент расхода воздухозаборника	Отношение действительного расхода воздуха в воздухозаборнике ГТД к максимально возможному при заданной скорости сверхзвукового полета
Помпаж воздухозаборника	Неустойчивый режим работы воздухозаборника ГТД, характеризуемый сильными низкочастотными колебаниями давления и расхода воздуха в его канале
Характеристика воздухозаборника	Зависимость основных параметров воздухозаборника ГТД от режима его работы и внешних условий
Граница устойчивой работы воздухозаборника	Линия на графической характеристике воздухозаборника ГТД, ограничивающая область его устойчивой работы
Степень повышения полного давления воздуха в компрессоре (ступени)	Отношение полного давления воздуха в сечении за компрессором ГТД (или за его ступенью) к полному давлению воздуха в сечении на входе в него (в его ступень)
Расход воздуха через компрессор	Масса воздуха, проходящая в единицу времени через входное сечение компрессора ГТД
Характеристика компрессора	Зависимость основных параметров компрессора ГТД от режима его работы и внешних условий
Линия рабочих режимов	Линия на графической характеристике компрессора, соответствующая согласованию работы компрессора ГТД с остальными узлами двигателя на установившихся и неустановившихся режимах.
Граница газодинамической устойчивости компрессора	Линия на графической характеристике компрессора ГТД, ограничивающая область его устойчивой работы
Потеря газодинамической устойчивости компрессора	Скачкообразная перестройка потока в проточной части компрессора ГТД с последующими интенсивными пульсациями скорости, давления и температуры, связанными со срывом и помпажем компрессора
Помпаж компрессора	Неустойчивый режим работы компрессора ГТД, характеризуемый сильными низкочастотными колебаниями параметров потока в его проточной части
ПАРАМЕТРЫ ОСНОВНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД	
Коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания	Отношение количества тепла, выделившегося при сгорании 1 кг топлива в основной камере сгорания ГТД, к его теплотворной способности

Коэффициент избытка воздуха в камере сгорания	Отношение действительного количества воздуха в горючей смеси в основной камере сгорания ГТД к теоретически необходимому для ее полного сгорания
Температура газа за камерой сгорания	Среднемассовая температура торможения газа в выходном сечении основной камеры сгорания ГТД
Степень подогрева газа в основной камере сгорания	Отношение температуры торможения газа перед сопловым аппаратом турбины ГТД к температуре торможения воздуха за спрямляющим аппаратом компрессора
ПАРАМЕТРЫ ТУРБИНЫ ГТД	
Расход газа через турбину	Масса газа, проходящая в единицу времени в сечении на входе в турбину ГТД
Температура газа перед рабочим колесом турбины высокого давления	Среднемассовая температура торможения газа, поступающего в рабочее колесо первой ступени турбины ГТД с учетом параметров воздуха, выходящего после охлаждения соплового аппарата
Степень понижения полного давления газа в турбине	Отношение полного давления газа в сечении перед турбиной ГТД (или ее ступенью) к полному давлению газа в сечении за турбиной (ступенью турбины)
Характеристика турбины	Зависимость основных параметров турбины ГТД от режима ее работы и внешних условий
ПАРАМЕТРЫ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ГТД	
Внутренняя тяга реактивного сопла	Сумма секундного количества движения газа и силы избыточного давления в выходном сечении сопла ГТД. Для реактивного сопла с центральным телом необходимо учитывать избыточное давление по выступающей части центрального тела
Эффективная тяга реактивного сопла	Внутренняя тяга реактивного сопла ГТД за вычетом силы внешнего сопротивления его кормовой части
Идеальная тяга реактивного сопла	Внутренняя тяга реактивного сопла ГТД, в котором поток газа расширяется изоэнтропически до давления окружающей среды, а течение газа в выходном сечении сопла является осевым
Коэффициент внутренней тяги реактивного сопла	Отношение внутренней тяги реактивного сопла ГТД к идеальной тяге сопла

Коэффициент эффективной тяги реактивного сопла	Отношение эффективной тяги реактивного сопла ГТД к его идеальной тяге
Расход газа через реактивное сопло	Масса газа, проходящая в единицу времени через реактивное сопло ГТД при учете неравномерности полей давлений и температур в минимальном сечении сопла
Коэффициент реверсирования	Отношение обратной тяги ГТД к тяге при выключенном реверсивном устройстве при одинаковых степенях понижения давления газа в сопле
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ УЗЛОВ ГТД	
Шаг решетки	Расстояние между сходственными точками расположенных рядом профилей пера лопатки на окружности заданного диаметра
Относительный шаг решетки	Отношение шага решетки к хорде профиля пера лопатки на окружности заданного диаметра
Густота решетки	Отношение длины хорды профиля пера к шагу решетки на окружности заданного диаметра
Радиальный зазор осевого компрессора (турбины)	Разность между радиусом внутренней поверхности статора и наружным радиусом рабочего колеса ступени осевого компрессора (турбины) ГТД в заданном поперечном сечении
Осевой зазор компрессора (турбины)	Расстояние между соседними кромками лопаток двух смежных лопаточных венцов, измеренное в направлении, параллельном оси компрессора (турбины) на заданном радиусе
Меридиональное сечение проточной части компрессора (турбины)	Продольное сечение компрессора (турбины) ГТД, ограниченное внутренней и периферийной граничными линиями проточной части
Угол сужения (расширения) меридионального сечения проточной части осевого компрессора (турбины)	Угол между внутренней и периферийной граничными линиями меридионального сечения проточной части лопаточного венца осевого компрессора (турбины) ГТД
Треугольник скоростей рабочего колеса компрессора (турбины)	Треугольник скоростей, построенный из векторов относительной и абсолютной скоростей воздуха (газа) и окружной скорости лопатки, в котором вектор абсолютной скорости является геометрической суммой двух других векторов

Угол потока в абсолютном движении	Внутренний угол в треугольнике скоростей между векторами абсолютной скорости воздуха (газа) и окружной скорости лопаток. Для турбины в сечении на выходе из рабочего колеса за угол потока в абсолютном движении принимается дополнительный угол по отношению к указанному
Угол потока в относительном движении	Внутренний угол в треугольнике скоростей между векторами относительной скорости воздуха (газа) и окружной скорости лопатки.
Угол поворота потока	Для компрессора – разность между углами потока воздуха на выходе из лопаточного венца и на входе в него в относительном движении для подвижных или в абсолютном движении для неподвижных лопаток. Для турбины – дополнительный угол к сумме углов потока на выходе из лопаточного венца и на входе в него.
Угол атаки лопаточного венца	Разность между углом средней линии профиля лопатки и углом потока воздуха (газа) на входе в решетку профилей лопаточного венца
Угол отставания потока в лопаточном венце	Для компрессора – разность между углом средней линии профиля лопатки и углом потока воздуха на выходе из решетки профилей лопаточного венца. Для турбины – разность между углом потока газа в сечении на выходе из решетки профилей лопаточного венца и эффективным углом решетки
Средний диаметр проточной части осевого компрессора	Диаметр окружности, делящий пополам площадь проточной части осевого компрессора ГТД, нормальную к его оси.
Диаметр рабочего колеса осевой ступени компрессора	Наружный диаметр рабочего колеса осевой ступени компрессора ГТД в его входном сечении
Диаметр рабочего колеса центробежной ступени компрессора	Наружный диаметр рабочего колеса центробежной ступени компрессора ГТД
Диаметр втулки рабочего колеса осевой ступени компрессора	Диаметр втулки рабочего колеса осевой ступени компрессора ГТД в его входном сечении
Относительный диаметр втулки рабочего колеса осевой ступени компрессора	Отношение диаметра втулки рабочего колеса осевой ступени компрессора ГТД к диаметру рабочего колеса

Диаметр втулки рабочего колеса центробежной ступени компрессора	Диаметр втулки рабочего колеса центробежной ступени компрессора ГТД в его входном сечении
Относительный диаметр втулки рабочего колеса центробежной ступени компрессора	Отношение диаметра втулки рабочего колеса центробежной ступени компрессора ГТД к диаметру входа в рабочее колесо
Диаметр входа в рабочее колесо центробежной ступени компрессора	Наружный диаметр рабочего колеса центробежной ступени компрессора ГТД в его входном сечении
Относительный диаметр входа в рабочее колесо центробежной ступени компрессора	Отношение диаметра входа в рабочее колесо центробежной ступени компрессора ГТД к диаметру его рабочего колеса
Средний диаметр проточной части турбины	Диаметр окружности, делящей пополам высоту лопаток лопаточного венца турбины ГТД в заданном сечении ее проточной части.
Диаметр рабочего колеса осевой ступени турбины	Наружный диаметр рабочего колеса турбины ГТД в его выходном сечении
Диаметр втулки рабочего колеса осевой ступени турбины	Диаметр втулки рабочего колеса турбины ГТД в его выходном сечении
Относительный диаметр втулки рабочего колеса осевой ступени турбины	Отношение диаметра втулки рабочего колеса осевой ступени турбины ГТД к диаметру ее рабочего колеса
Диаметр выхода из рабочего колеса центростремительной турбины	Наружный диаметр рабочего колеса центробежной турбины ГТД в его выходном сечении
Длина жаровой трубы камеры сгорания	Расстояние по средней линии проточной части жаровой трубы камеры сгорания ГТД от внутренней передней стенки фронтового устройства до входного сечения соплового аппарата турбины
Длина камеры сгорания	Расстояние по средней линии проточной части камеры сгорания ГТД от входного сечения диффузора до входного сечения соплового аппарата турбины

Длина форсажной камеры сгорания	Расстояние по оси форсажной камеры сгорания ГТД от входного фланца диффузора форсажной камеры до критического сечения сопла
Диаметр миделевого сечения форсажной камеры сгорания	Наибольший диаметр, определенный по внутренней поверхности корпуса форсажной камеры сгорания ГТД
ПАРАМЕТРЫ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ ГТД	
Прокачка масла	Масса масла, прокачиваемая в единицу времени через ГТД или его узлы
Расход масла	Масса масла, расходуемого в ГТД и (или) его агрегатах в единицу времени на испарение, а также выброс через центробежный суфлер и уплотнение
Теплоотдача в масло	Количество тепла, передаваемое в масло в единицу времени от нагретых деталей, узлов трения ГТД, сжатого воздуха и газа
Производительность масляного насоса	Количество масла, подаваемое масляным насосом при максимальной частоте вращения его вала и закрытом положении редукционного клапана масляной системы ГТД
ПАРАМЕТРЫ ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ ГТД	
Требуемая мощность пускового устройства ГТД	Величина мощности пускового устройства ГТД, необходимая для обеспечения надежного запуска двигателя за заданное время
Располагаемая мощность пускового устройства ГТД	Максимальная мощность пускового устройства ГТД, развиваемая им при запуске
Частота вращения ротора (вала) ГТД при холодной прокрутке	Максимальная частота вращения ротора (вала) ГТД при холодной прокрутке
Частота вращения ротора пускового устройства	Частота вращения выводного вала пускового устройства ГТД

ГОСТ 23537-79
Лопатки авиационных осевых компрессоров и турбин. Термины и определения
Vanes of aircraft axial-flow compressors and turbines. Terms and definitions

http://engenegr.ru/gost-23537-79

Термин	Определение
ВИДЫ ЛОПАТОК	
Лопатка компрессора (турбины) Blade, vane	Деталь компрессора (турбины), предназначенная для изменения параметров воздуха (газа)
Направляющая лопатка Vane	Лопатка направляющего аппарата ступени компрессора
Входная направляющая лопатка Inlet vane	Лопатка входного направляющего аппарата компрессора
Рабочая лопатка Blade	Лопатка рабочего колеса ступени компрессора (турбины)
Сопловая лопатка Nozzle vane	Лопатка соплового аппарата турбины
Спрямляющая лопатка Guide vane	Лопатка спрямляющего аппарата компрессора (турбины)
Поворотная лопатка Variable guide vane	Лопатка компрессора (турбины) с изменяемым углом установки при изменении режима работы двигателя
Охлаждаемая лопатка Cooled blade	-
Обогреваемая лопатка Heated blade	-
Перфорированная лопатка Punched blade	-
ПЕРО ЛОПАТКИ И ЕГО ЭЛЕМЕНТЫ	
Перо лопатки Blade airfoil	Профилированная часть лопатки компрессора (турбины), находящаяся в потоке воздуха (газа) проточной части компрессора (турбины)

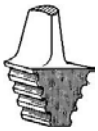
Спинка пера Suction side of the airfoil	Выпуклая поверхность пера лопатки
Корыто пера Pressure side of the airfoil	Вогнутая, или менее выпуклая, чем спинка, поверхность пера лопатки
Концевая часть пера Tip end of the airfoil	Часть пера лопатки, наиболее удаленная от хвостовика лопатки
Корневая часть пера Root end of the airfoil	Часть пера лопатки, прилегающая к хвостовику лопатки
Средняя часть пера Mean part of the airfoil	Часть пера лопатки между концевой и корневой частями пера
Торец пера Tip surfase	Поверхность концевой части пера лопатки: у рабочей лопатки – обращенная к наружной поверхности проточной части компрессора (турбины); у консольно закрепляемой направляющей (сопловой) лопатки – к внутренней поверхности проточной части компрессора (турбины).
Входная кромка пера Leading edge of the airfoil	Поверхность сопряжения спинки и корыта пера лопатки со стороны входа потока воздуха (газа)
Выходная кромка пера Trailing edge of the airfoil	Поверхность сопряжения спинки и корыта пера лопатки со стороны выхода потока воздуха (газа)
Бандажная полка пера Airfoil shroud platform	Элемент концевой части пера рабочей лопатки компрессора (турбины), предназначенный для снижения напряжений от вибрации и уменьшения перетекания воздуха (газа)
Антивибрационная полка пера Blade shroud	Элемент пера лопатки компрессора, предназначенный для снижения напряжений от вибрации
Концевая полка пера Tip shroud platform	Элемент концевой части пера направляющей (сопловой) лопатки, предназначенный для крепления лопатки на статоре компрессора (турбины)
Дефлектор лопатки Blade impingement tube	Профилированный полый элемент, помещаемый во внутреннюю полость пера лопатки для осуществления в ней заданного по скорости и направлению течения воздуха
Перфорированный дефлектор лопатки Perforated impingement tube	-
Направляющая перегородка лопатки Deflecting wall in the blade	Перегородка во внутренней полости пера лопатки, предназначенная для изменения направления течения воздуха

Концевое сечение пера Tip section of blade profile	Первое от торца пера или от проточной поверхности бандажной (концевой) полки расчетное сечение пера лопатки в плоскости параллельной базовой плоскости лопатки
Корневое сечение пера Root section of blade profile	Последнее от торца или от проточной поверхности бандажной (концевой) полки расчетное сечение пера лопатки в плоскости параллельной базовой плоскости лопатки
Профиль пера Airfoil profile	Контур сечения пера лопатки в плоскости параллельной базовой плоскости лопатки
Теоретический профиль пера Design airfoil profile	Профиль расчетного сечения пера лопатки
Внутренний профиль пера Inner airfoil profile	Профиль пера по внутреннему контуру сечения пера лопатки
Наружный профиль пера Наружный профиль	Профиль пера по наружному контуру сечения пера лопатки
Исходный профиль пера Nominal airfoil profile	Наружный профиль пера рабочей лопатки, утолщенного на половину поля допуска относительно расчетного сечения
Профиль входной кромки пера Leading edge profile	Часть наружного профиля пера лопатки на длине входной кромки пера
Профиль выходной кромки пера Trailing edge profile	Часть наружного профиля пера лопатки на длине выходной кромки пера
Средняя линия профиля пера Airfoil profile mean line	Линия, являющаяся геометрическим местом центров окружностей, вписанных в наружный профиль пера, продленная по касательной до пересечения с наружным профилем на его кромках
Базовая плоскость лопатки Base plane	Плоскость, параллельная оси компрессора (турбины), относительно которой координируется взаимное расположение пера и хвостовика лопатки.

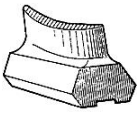
ХВОСТОВИК ЛОПАТКИ И ЕГО ЭЛЕМЕНТЫ

Хвостовик лопатки Blade root	Часть лопатки, предназначенная для ее крепления. У направляющей (сопловой) лопатки за хвостовик принимают ту ее часть, которой она крепится к статору у наружной поверхности проточной части компрессора (турбины)

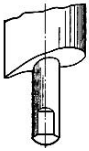
Хвостовик елочного типа
Fir-tree root



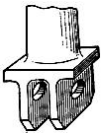
Хвостовик типа "ласточкин хвост"
Dove-tail root



Хвостовик типа "цапфа"
Pin-root



Хвостовик типа "проушина"
Hinged root

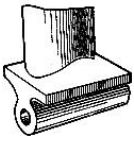


Хвостовик типа "полка"
Shtoud-type root

Призматический хвостовик
Prism type root

Т-образный хвостовик
T-type root

Цилиндрический хвостовик
Cylinder-type root



Передний торец хвостовика Inlet surface of the root	Поверхность хвостовика лопатки со стороны входной кромки пера
Задний торец хвостовика Outlet surface of the root	Поверхность хвостовика лопатки со стороны выходной кромки пера
Основание хвостовика Root base surface	Плоская поверхность хвостовика лопатки противоположная торцу пера лопатки.
Полка хвостовика Root platform	Прилегающая к перу часть лопатки, расположенная между пером и хвостовиком лопатки или ножкой хвостовика
Ножка хвостовика Root extension	Элемент хвостовика лопатки, расположенный между полкой хвостовика и его частью, предназначенной непосредственно для крепления
Проточная поверхность хвостовика Outer surface of root platform	Поверхность хвостовика лопатки или его полки, расположенная в потоке воздуха (газа) и являющаяся элементом внутренней или наружной поверхности проточной части компрессора (турбины)
Рабочая поверхность хвостовика Root platform contact surface	Поверхность хвостовика лопатки, находящаяся в контакте с соответствующей поверхностью сопрягаемой детали

ПАРАМЕТРЫ ЛОПАТКИ И ЕЕ ЭЛЕМЕНТОВ

Длина профиля пера Airfoil profile length	Длина проекция наружного профиля пера на общую касательную к профилям входной и выходной кромок пера со стороны корыта пера
Длина входной кромки пера Airfoil leading edge length	Расстояние между нормалью к средней линии профиля пера на заданном расстоянии от профиля входной кромки и касательной к профилю входной кромки параллельной этой нормали
Длина выходной кромки пера Airfoil trailing enge length	Расстояние между нормалью к средней линии профиля пера на заданном расстоянии от профиля выходной кромки и касательной к профилю выходной кромки параллельной этой нормали
Радиус входной кромки пера Leading edge radius	Радиус сопряжения профилей спинки и корыта пера со стороны входа потока воздуха (газа)
Радиус выходной кромки	Радиус сопряжения профилей спинки и ко-

пера Trailing edge radius	рыта пера со стороны выхода потока воздуха (газа)
Хорда профиля пера Airfoil profile chord	Отрезок прямой линии, соединяющей точки пересечения средней линии профиля пера с профилями входной и выходной кромок пера
Толщина профиля пера Airfoil profile thickness	Длина отрезка нормали к средней линии профиля пера, ограниченного профилем пера
Максимальная толщина профиля пера Maximum airfoil profile thickness	-
Толщина входной кромки пера Airfoil leading edge thickness	Толщина профиля пера на длине входной кромки пера
Толщина выходной кромки пера Airfoil trailing edge thickness	Толщина профиля пера на длине выходной кромки пера
Прогиб профиля пера Airfoil profile camber	Расстояние по перпендикуляру между касательной к профилям входной и выходной кромок пера со стороны корыта пера и касательной к средней линии профиля пера параллельной первой касательной
Прогиб средней линии профиля Camber of profile mean line	Расстояние по перпендикуляру между хордой профиля пера и касательной к средней линии профиля пера параллельной этой хорде
Высота пера лопатки Blade airfoil height	Расстояние от проточной поверхности хвостовика до торца пера или до проточной поверхности бандажной (концевой) полки, измеренное в сечении перпендикулярном оси компрессора (турбины).
Ширина хвостовика Root width	Расстояние по перпендикуляру между передним и задним торцами хвостовика лопатки
Высота хвостовика Root height	Расстояние от основания хвостовика до базовой плоскости лопатки

СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Ведущие двигателестроительные компании и сотни небольших фирм продолжают активынй поиск новых схем, типов и принципов действия силовых установок для самолетов, вертолетов и гибридных схем пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов различного назначения.

Продолжаются работы по совершенствованию и модернизации уже отработанных, традиционных типов двигателей.

Диаметр вентилятора двигателя Rolls-Royce Trent XWB составляет 3 метра

Тяга двигателя Trent XWB-97 составляет почти 44 тонн (Rolls-Royce)

Чешская компания New Space Technologies презентовала проект создания новых беспилотных летательных аппаратов гибридного типа Cantas, обладающих качествами как вертолетов (взлет и посадка), так и самолетов (горизонтальный полет). Семейство состоит из трех моделей: Cantas A (Advanced), Cantas E (Endurance) и Cantas S – (Speed) на основе единой схемы с различными техническими характеристиками. Дроны имеют одинаковую длину – 2,5 м и высоту – 1,5 м. При этом размах крыла Cantas A составляет порядка 3,3 м, максимальная взлетная масса – 75 кг. Эти же характеристики у Cantas E – 5 м и 65 кг соответственно. Вертикальные взлет и посадку обоих вариантов должны обеспечивать два электродвигателя – MVVS E100. Для горизонтального полета у Cantas A и с пользуется турбореактивный двигатель PBS TJ 40-G1, у Cantas E – поршневой двигатель MVVS 58 IRS. Продолжительность полета первого беспилотника составляет 1,3 часа, у второго – 18 часов.

Перспективный гибридный ТРДД

В рамках программы hFan инженеры GE и Boeing проанализировали целый ряд проектов, которые могли бы обеспечить снижение расхода топлива на 60% и сокращение выбросов оксидов азота во время крейсерского полета на 80% и снижение уровня шума до 71 дБ.

Один из способов решения этой проблемы – уменьшение размеров газогенератора с одновременным повышением нагрузки на узлы высокого давления, что приводит к совместному увеличению степени двухконтурности и степени повышения давления двигателя. Другой способ – оснащение гражданских самолетов

совершенно иными силовыми установками с электромоторами. Проект hFan по своей сути является третьим вариантом, который комбинирует наилучшие особенности первых двух. В данном случае буква h означает гибридный двигатель, который объединяет в себе небольшой газогенератор с очень высокой степенью повышения давления и вентилятор большого диаметра, который в процессе крейсерского полета приводится в действие за счет электромоторов.

Прежде чем представить Boeing концепт новой силовой установки, специалисты GE проанализировали множество различных коммерческих турбовентиляторных двигателей, оснащенных большими электромоторами. Одной из таких версий была выбрана модель, в которой используется аккумуляторная батарея весом 750 кг, а ее электромотор способен выдавать практически постоянную мощность на протяжении всего полета. Таким образом, инженеры GE сфокусировались на небольшой модели с мощностью 1400 л.с.

Boeing и GE решили использовать традиционный турбовентиляторный двигатель для набора высота, после чего можно будет снизить тягу газогенератора или даже вовсе отключить его. Для этого требуется более мощный электродвигатель, который обеспечивал бы 100% тяги, необходимой для выполнения крейсерского полета, а также дополнительные батареи. Такая версия обеспечивает отсутствие выбросов вредных веществ во время крейсерского полета, но приводит к увеличению массы самолета.

Жизнеспособность гибридных двигателей зависит от эволюции аккумуляторных батарей, которые должны обладать более высокой плотностью хранения энергии по сравнению с современными аккумуляторами. Доступные технологии позволяют получить удельную энергию около 0,1 кВт.ч на 1 кг веса, но для нового двигателя нужна удельная энергия, превышающая это значение в 8 раз.

Тенденции в сегменте производства аккумуляторных батарей постепенно переходят от никель-водородных батарей со сроком службы 50 тыс. циклов и удельной энергией 0,06–0,08 кВт.ч/кг к литий-ионным батареям с жидким электролитом, удельная энергия которых в три раза выше, – но при этом у них маленький срок службы. В рамках дальнейшего развития литий-ионных батарей ожидается увеличение плотности энергии до 300 кВт.ч на 1 м^3 с повышением удельной энергии до 0,2 кВт.ч/кг. В дальнейшем ожидается появление более прогрессивных технологий, таких как литий-полимерные батареи, а также батареи на основе лития с неорганическими твердыми электролитами, удельная энергия которых достигнет уровня 0,6 кВт.ч/кг и выше.

В то же время инженеры GE и Boeing до сих пор не определились, каким образом будут взаимодействовать между собой турбовентиляторный и электрический двигатели, на каких этапах полета их лучше всего использовать и какой из двигателей будет обеспечивать самолет необходимой мощностью.

Потенциальным следствием такого тандема является сохранение высокой тяги вплоть до окончания набора высоты, тогда как тяга современных двигателей с высокой степенью двухконтурности уменьшается по мере набора высоты. Применение электромоторов открывает новые перспективы. С увеличением степени использования электроэнергии можно пропорционально снижать нагрузку на газогенератор. Использование электроэнергии также может обеспечить снижение уровня шума.

Гибридный двигатель объединяет в себе электромотор, расположенный в задней части силовой установки и связанный с каскадом низкого давления через редуктор. Пока в существующих проектах, в отличие от гибридных автомобилей, таких как Toyota Prius, не предусмотрена передача энергии в обратном направлении от вентилятора для подзарядки батарей в полете.

Конечно, опыта работы с гибридными моторами у GE нет, но зато эта компания занимает лидирующие позиции на рынке турбовентиляторных двигателей. Поэтому силовые установки hFan могут стать первыми в истории GE двигателями с самой высокой степенью двухконтурности, а такие проекты могут быть воплощены в жизнь уже к 2030 г.

ВОПРОСЫ К ЗАЧЕТУ
по дисциплине «АВИАЦИОННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ» для бакалавров по направлению 24.03.04 Авиастроение, профиль подготовки – Самолетостроение

1. Понятие силовая установка летательного аппарата.
2. Назначение, состав, типы, классификации силовых установок.
3. Принципы действия двигателей для самолетов.
4. Параметры современных авиационных силовых установок.
5. Инфраструктура российского двигателестроения.
6. Направления работ ЦИАМ
7. Ведущие зарубежные двигателестроительные компании.
8. Нормативные документы по авиационным силовым установкам.
9. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Авиационные поршневые двигатели. Проектирование и конструкция
10. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Авиационные газотурбинные двигатели. Проектирование и конструкция
11. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Проектирование, конструкция, испытания.
12. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. 2014. (Раздел Е – Силовая установка).
13. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 2015. (Раздел Е – Силовая установка).
14. ДВС. Типы, характеристики, конструкция, применение.
15. ГТД. Типы, характеристики, конструкция, применение.

16. Элементы конструкций газотурбинных двигателей (по ГОСТ 23851-79)

17. Системы газотурбинной силовой установки (по ГОСТ 23851-79)

18. Электрические СУ. Характеристики, конструкция, применение.

19. Перспективные СУ.

20. Согласование характеристик самолета и двигателя.

21. Конструкция двигателей и их узлов.

22. Характеристики и параметры силовых установок.

23. Выбор двигателя для самолета.

24. Оценка эффективности мероприятий, проводимых на двигателе в системе самолета.

25. Оптимальное согласование параметров самолета и двигателя.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

Учебно-методическое обеспечение

Основная литература

1. Боргест, Н.М. Авиационные силовые установки [Электронный ресурс] : метод. указания к лаб. и самостоят. работам по дисциплине «Авиац. силовые установки» для студентов, обучающихся по направления 24.03.04 Авиастроение, бакалавры, профиль «Самолетостроение» / Боргест Н. М. ; М-во образования и науки Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева. – Самара : [Изд-во Самар. ун-та], 2017. – on-line – http://repo.ssau.ru/handle/Metodicheskie-materialy/Aviacionnye-silovye-ustanovki-Elektronnyi-resurs-metod-ukazaniya-k-lab-i-samostoyat-rabotam-po-discipline-«Aviac-silovye-ustanovki»-dlya-studentov-obucha-80340

2. Боргест, Н. М. Авиационные двигатели в музее Самарского университета : метод. указания к лаб. работам. – Текст : электронный / Н. М. Боргест, Р. В. Гусаров ; М-во образования и науки Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева. – Самара : [Изд-во Самар. ун-та], 2017. – 1 файл (7,73 Мб) . http://repo.ssau.ru/handle/Metodicheskie-materialy/Aviacionnye-dvigateli-v-muzee-Samarskogo-universiteta-metod-ukazaniya-k-lab-rabotam-Tekst-elektronnyi-81898.

3. Borgest N. Aviation power plants/ Text book. – Samara University, Samara. 2020. – 75 p.

4. Новиков Д.К. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Электронное учебное пособие СГАУ, Самара, 2012. – 87 с. – http://www.ssau.ru/files/education/uch_posob/Основы%20 конструирования- Новиков% 20ДК.pdf.

5. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные пара¬ метры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. М.: Издательство Машиностроение, 2005. 336 с. ISBN 5-217-03254-5 – http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Otechestvennye-gazoturbinnye-dvigateli-Elektronnyi-resurs-osnovnye-parametry-i-konstruktiv-shemy-ucheb-posobie-po-specialnostyam-160201-Samoleto-i-v-54842.

6. Фалалеев С.В. Современные проблемы создания ДЛА. Учебное пособие. СГАУ – Самара, 2012. – 106 с. – http://tdla.ssau.ru/uop/kipdla/sps_dla/posob.pdf.

Дополнительная литература

1. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : [учеб. для вузов по специальности "Авиац. двигатели и энергет. установки": в 3 кн.], Ос-

новы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. 2013 616 с. – http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Teoriya-raschet-i-proektirovanie-aviacionnyh-dvigatelei-i-energeticheskih-ustanovok-ucheb-dlya-vuzov-po-specialnosti-Aviac-dvigateli-i-energet-ustanovki--54734.

2. Технология формирования оптимального рабочего процесса ГТД в CAE-системе АСТРА [Электронный ресурс]: метод. указания / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П.Королёва; сост. В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, И.Н. Крупенич, В.Н. Рыбаков. – Самара, 2012. – 67 с. http://www.ssau.ru/files/education/metod_1/Кулагин%20В.В.%20Технология%20формирования.pdf

3. Теория авиационных двигателей: учебное пособие (конспект лекций)/ Котовский В.Н., Комов А.А. – М.: МГТУ ГА, 2013. – Ч. 1. – 108 с. 978-5-86311-883-3. -http://storage.mstuca.ru/bitstream/123456789/7572/3/Теория%20авиацион.%20двигателей%20ч.1%20%28РИО%29.pdf.

4. ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения. Avia cas turbine engine. Terms and definitions. Дата введения 1980-07-01. – http://engenegr.ru/gost-23851-79.

5. ГОСТ 23537-79. Лопатки авиационных осевых компрессоров и турбин. Термины и определения. Vanes of aircraft axial-flow compressors and turbines. Terms and definitions. http://engenegr.ru/gost-23537-79.

6. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. 2012.

7. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Часть ВД. Нормы летной годности вспомогательных двигателей воздушных судов. 1999.

8. Будущее авиации. Перспективные проекты самолетов и вертолетов. – https://geektimes.ru/post/278482/.

9. Borgest, N. M. Aviation power plants [Электронный ресурс] : methodical instructions to laboratory and self-work on discipline "Aviation power plants" for English-speaking students, trained in the direction of 24.03.04 Aircraft building, bachelors, profile "Aircraft construction" / N. M. Borgest ; Samara University, Institute of Aeronautical Engineering, Department of Aircraft Construction and Design. – Samara : Samara University, 2017. – on-line http://repo.ssau.ru/handle/Metodicheskie-materialy/Aviation-power-plants-Elektronnyi-resurs-methodical-instructions-to-laboratory-and-selfwork-on-discipline-Aviation-power-plants-for-Englishspeaking-s-80341

10.Borgest, N. M. Aircraft engines in the museum of the Samara University [Электронный ресурс] : methodical instructions for laboratory work / Borgest N. M, Gusarov R. V. ; Samara University, Institute of Aeronautical Engineering, Department of Aircraft Construction and Design. – Samara : Samara University, 2017. – on-line http://repo.ssau.ru/handle/Metodicheskie-

materialy/Aircraft-engines-in-the-museum-of-the-Samara-University-Elektronnyi-resurs-methodical-instructions-for-laboratory-work-80339

Электронные источники и интернет-ресурсы

1. Российское двигателестроение – http://ruxpert.ru/Российское_двигателестроение.

2. Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова – http://www.ciam.ru/.

3. АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА. Межгосударственный авиационный комитет (МАК) – http://armak.mak-iac.org/registr/aviatsionnye-pravila/.

4. Пухов А.А. Силовая установка самолета. – http://admriff.narod.ru/Puhov/course_7.pdf.

5. Силовая установка: спецификация. – http://superjet100.info/wiki:engine-spec.

6. hFan: газотурбинный электрогибридный двигатель от General Electric. 26 июня 2014 AVIATION WEEK. АТО №148, апрель 2014: Авиадвигатели // На гибридной тяге. Гай НОРРИС. – http://www.ato.ru/content/hfan-gazoturbinnyy-elektrogibridnyy-dvigatel-ot-general-electric .

7. Airbus Bets on New Propulsion Concepts. Thierry Dubois – July 16, 2014, https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2014-07-16/airbus-bets-new-propulsion-concepts.

8. В ЦИАМ обсудили проблемы и перспективы развития двигателестроения для малой и региональной авиации Опубликовано 09.10.2017 – http://aviation21.ru/v-ciam-obsudili-problemy-i-perspektivy-razvitiya-dvigatelestroeniya-dlya-maloj-i-regionalnoj-aviacii/.

9. Новые авиационные двигатели – будущее российской авиации. Выступление А. Иноземцева на "Научно-техническом конгрессе по двигателестроению" В. Бурцев. 2014-04-23. – http://vlad-burtsev.livejournal.com/ 161660.html.

10.Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий / В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. № 2 (86) 2013 – с.2-7. – http://engine.aviaport.ru/issues/86/pics/pg02.pdf.

11. В России разработан всеядный авиационный двигатель для малой авиации. 14.03.2017 – http://integral-russia.ru/2017/03/14/v-rossii-razrabotan-vseyadnyj-aviatsionnyj-dvigatel-dlya-maloj-aviatsii/.

12.МАКС-2017: Полностью электрический самолет пролетит 600 километров. 23 Июля 2017. – http://xn--b1aga5aadd.xn--p1ai/2017/Макс112/, http://военное.рф/2017/Макс112/.

13. New Space Technologies – http://newspacetechnologies.cz/.

Учебное издание

Николай Михайлович Боргест

АВИАЦИОННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Компьютерная верстка И.И. Спиридоновой

Подписано в печать 4.12.2020. Формат 60×84 1/16.
Бумага офсетная. Печ. л. 8,0.
Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 11(РЗУ)/2020.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.