

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ  
Государственное образовательное учреждение  
высшего профессионального образования  
«Оренбургский государственный университет»

**Н.А. ОНИЩЕНКО, И.Д. БЕЛОНОВСКАЯ**

**СБОРНИК  
ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ  
ЗАДАЧ**

**«Я – ПРОФЕССИОНАЛ»  
СЕРИЯ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИХ ДОКУМЕНТОВ,  
СОЙДЕЙСТВУЮЩИХ ПРОФЕССИОНАЛЬНОМУ  
САМООПРЕДЕЛЕНИЮ СТУДЕНТОВ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ**

**ВЫПУСК 7**

Рекомендовано Ученым советом государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Оренбургский государственный университет» в качестве учебно-методического пособия для студентов, обучающихся по программам высшего профессионального образования по специальностям «Самолето- и вертолетостроение», «Ракетостроение»

Оренбург 2006

УДК 629.7 (076.1)

ББК 39.5 я73

О 58

Рецензенты

доктор педагогических наук, профессор А.В. Кирьякова,  
доктор педагогических наук, профессор В.Г. Гладких,  
главный научный сотрудник государственного научного учреждения  
«Научно-исследовательский институт высшего образования  
Минобразования РФ» (НИИВО, Москва),  
доктор педагогических наук, профессор Л.Г. Семушина,  
доктор технических наук, профессор Н.З. Султанов

- О 58      **Онищенко Н.А., Белоновская И.Д.**  
**Сборник профессионально-ориентированных задач: учебно-методическое пособие /Н.А.Онищенко, И.Д. Белоновская. «Я – профессионал»: серия научно-методических документов, содействующих профессиональному самоопределению студентов в учебном процессе: вып. 7. - Оренбург: ГОУ ОГУ, 2006. – 111 с.**  
ISBN

Серия изданий «Я - профессионал» предназначена для содействия профессиональному самоопределению и повышению профессионального интереса студентов в образовательном процессе. Авторская серия содержит рекомендации, указания и пособия, которые, традиционно используясь в учебном процессе при изучении специальных дисциплин, помогают осознать роль инженерной деятельности в изменении окружающего мира, задуматься о месте профессии в жизни, соотнести свой потенциал с требованиями к профессионалу в конкретной сфере производства.

Учебно-методическое пособие содержит комплекс многоуровневых профессионально-ориентированных задач для специальностей «Самолето- и вертолетостроение» и «Ракетостроение».

Данное учебно-методическое пособие включает рекомендации преподавателям, методические указания студентам и может применяться при решении задач по дисциплинам «Введение в специальность», «Введение в ракетно-космическую технику», «Двигатели самолетов и вертолетов» специальностей 160201 «Самолето- и вертолетостроение» и «Ракетостроение» на очной и заочной формах обучения. Пособие также может использоваться в профессиональной деятельности инженера аэрокосмических специальностей при решении практических задач.

О 3206000000

ББК 39.5 я 73

ISBN

© Онищенко Н.А., Белоновская И.Д. 2006

© ГОУ ОГУ, 2006

## Содержание

Введение.....	6
1 Потенциал авиационной и космической промышленности Оренбургской области.....	12
2 Общая характеристика профессиональных задач и инженера аэрокосмических специальностей.....	16
3 Рекомендации по решению комплекса профессионально-ориентированных задач.....	27
4 Краткие сведения о развитии реактивных газотурбинных двигателей.....	31
5 Краткие сведения о технических характеристиках и процессах в камерах сгорания.....	33
5.1 Требования, предъявляемые к камерам сгорания.....	33
5.2 Организация процесса сгорания в камере сгорания.....	34
5.3 Особенности конструкций камер сгорания газотурбинных двигателей.....	38
5.3.1 Трубчатые камеры сгорания.....	39
5.3.2 Трубчато-кольцевые камеры сгорания.....	42
5.3.3 Кольцевые камеры сгорания.....	44
5.4 Перспективы развития камер сгорания.....	45
6 Многоуровневые профессионально-ориентированные задачи по специальностям «Ракетостроение» и «Самолето- и вертолетостроение».....	47
6.1 Профессионально-ориентированные (оптантные) задачи.....	47
6.2 Стереотипные профессионально-образовательные задачи .....	75
6.3 Диагностические профессионально-образовательные задачи.....	78
6.4 Профессионально-образовательные задачи средней степени сложности (итоговое задание).....	82
6.5 Тесты определения уровня знаний студентов специальности «Самолето- и вертолетостроение» по дисциплине «Двигатели самолетов и вертолетов»..	115
Заключение.....	120
Список использованных источников.....	121
Приложение А.....	123
Приложение Б.....	125

## ВВЕДЕНИЕ

### *Уважаемые преподаватели!*

В настоящее время остро стоят вопросы подготовки конкурентоспособных специалистов, которые в новых экономических отношениях будут развивать производство, поддерживать интерес к профессии, стремиться к профессионализму.

Профессионализм в современном контексте требует от специалиста бы строго включения в производственный процесс, поскольку доучивание на рабочем месте практически исключается. От инженера требуется осуществлять полный цикл деятельности: проектирование - реализация – самоконтроль; ему необходима основательная общая подготовка, т.к. возможны ситуации перехода на другую специальность, овладение новой профессией.

Особое внимание уделяется приобретению социальной квалификации: умению работать в коллективе, знаниям по менеджменту и маркетингу, способности свободно вести диалог с партнерами, раскрепощенности.

Моделирование реальных производственных связей и отношений в формах учебной деятельности студентов позволяет преодолеть диспаритет обучения и воспитания, учебной и профессиональной деятельности, достичь целей не только профессионального, но и общекультурного развития личности будущего специалиста. Подход преподавателя к каждому обучающемуся как индивидуальности сочетается с эффективным воспитательным воздействием других студентов в процессе совместного продуцирования знаний, способностей, нравственных качеств личности. В учебном процессе обеспечиваются возможности самоорганизации индивидуальной и совместно распределенной, коллективной деятельности.

Для инженеров аэрокосмических специальностей особое значение имеет воспитание личной ответственности за принимаемые в процессе профессиональной деятельности решения. Летательный аппарат – не просто красивый образец современной техники. На всех этапах функционального цикла изделия –от его разработки, изготовления, эксплуатации до утилизации - инженер несет ответственность за принятые технические решения. Именно от его профессионализма, инженерной грамотности, умения работать в команде и отстаивать собственные неординарные идеи, зависят безопасность полетов, жизнь пассажиров, экипажа, экологическая безопасность и, без сомнения, экономическое процветание, благосостояние и безопасность нашей страны.

Выделяются три базовые формы деятельности студентов и некоторое множество переходных от одной базовой формы к другой. К базовым относятся: учебная деятельность академического типа (собственно учебная деятельность) с сохранением роли лекции и семинара; квазипрофессиональная (деловые, имитационные и организационные игры), учебно-профессиональная

(НИРС, производственная практика, «реальное» дипломное проектирование). В качестве переходных от одной базовой формы к другой выступают другие формы, используемые в вузе: лабораторно-практические занятия, имитационное моделирование, анализ конкретных производственных ситуаций, спецкурсы и спецсеминары.

Существует значительная разница между учебной и профессиональной деятельностью. Если студента можно научить решать типовые задачи, используя определенный алгоритм, то в профессиональной деятельности этот способ неприемлем: даже в привычной ситуации человек вынужден пользоваться результатами накопленного прошлого опыта каждый раз иначе, видоизменяя его в каком-либо аспекте, элементе. В этом проявляется элемент творчества.

Человек, попавший в ту или иную ситуацию, должен провести анализ обстановки, имеющихся данных или, напротив, их отсутствия или противоречивости, способов поиска или компенсации недостающей информации и т. п., необходимо самоопределиться в ситуации, ответив на ряд вопросов: могу ли я действовать, есть ли здесь другие люди и как мои действия затронут их интересы, стоит ли действовать, какие последствия вызовут мои действия и т. п. Проведя анализ ситуации, человек формулирует задачу: как известно, правильная постановка задачи - половина успеха ее решения, причем она не навязана другим, «сверху», а является лично значимой, вытекает из логики его собственной активности. Затем человек решает или организует решение задачи с помощью других людей, подтверждает правильность, свою компетентность и качество предпринятых при этом действий. На производстве качество работы, принятых решений оценивает ОТК, комиссия экспертов. При всех отступлениях от принятых стандартов, технических условий, норм (иногда творчество - это своего рода нарушение закона, правила, традиции, общепринятого мнения) специалист должен доказать правомерность и необходимость своих действий.

Такова в общих чертах схема действий и поведения будущего специалиста, которая есть обобщенный результат познавательной деятельности студента и воспроизводит мыследеятельность: от зарождения проблемной ситуации, порождения познавательной мотивации - до нахождения способов разрешения проблемы и доказательства правильности.

Нужно также иметь в виду, что понятия «учебная информация» и «знания» неоднозначны по своей сути. Информация — то, что существует объективно в виде букв, слов, математических символов, таблиц, графиков, диаграмм, с помощью которых записаны (изображены, произнесены) данные о предметах и явлениях действительности. Учебная информация, иными словами, - это определенная знаковая, буквенная и звуковая система, которая должна быть воспринята и усвоена студентом.

Знания - это проверенный практикой результат познания действительности, верное ее отражение человеком, ставшее руководством к действию. Чтобы информация превратилась в знание, учащийся должен понять ее смысл, т. е. перестроить свой прошлый опыт с учетом полученного нового

содержания в ситуациях, которые в этой информации заложены. Знание является подструктурой личности, включающей не только отражение предметов объективной действительности, но и действенное отношение к ним, личностный смысл усвоенного. Иными словами, информация, усвоенная формально, закрывает перед человеком возможности для практического действия, у обучающегося возникает ощущение бессмысленности процесса учения, накопления информации впредь. Чтобы стать компетентным, студенту необходимо совершить двойной переход: от знака (информации) - к мысли, а от мысли - к действию, поступку. Переход от информации к ее применению опосредуется мыслью, что делает информацию осмысленным знанием.

Таким образом, чтобы получить статус знания, осознанного отражения действительности, информация изначально должна «примериваться» к действию, усваиваться в его контексте по принципу: делаю учась и учусь - делая. В этой связи необходимо, чтобы каждое введенное преподавателем понятие или положение перестраивало содержание прошлого опыта студента и в нем просматривались бы связи с ситуациями будущей профессиональной деятельности. Только в этом случае можно говорить о развитии специалиста в обучении.

В современном вузовском обучении нельзя обойтись исключительно задачами, решение которых не выходит за рамки учебной деятельности студента, его академической активности. Чаще всего такие задачи даются студентам, как и школьникам, лишь для того, чтобы поупражняться в применении заранее заданных правил преобразования условий этих задач. Они нередко отдаляют студентов от реалий профессионального дела, а не приближают к нему.

Преодоление этого недостатка нами видится в использовании в учебном процессе комплекса профессионально-ориентированных многоуровневых задач. В курсах общепрофессиональных и общетехнических дисциплин используются профессионально-ориентированные (оптатные) и профессионально-образовательные задачи, отражающие специфику труда специалиста. Широкое развитие получает система непрерывной профессионально-практической подготовки, где студенты имеют возможности для постановки и решения различных профессиональных (адаптивных) задач; научно-исследовательская работа студентов служит формой, в рамках которой решаются научные и инновационные профессиональные задачи. Курсовое и дипломное проектирование осуществляется по конкретной народнохозяйственной тематике, широкое распространение получают методы анализа конкретных производственных ситуаций и ситуационных задач, деловые игры, проблемные методы, ориентированные на квалификационные характеристики специалиста. С помощью этих форм и методов обучения воссоздается не только предметное, но и социальное содержание будущей профессиональной деятельности. Участвуя в научно-исследовательской работе или будучи на практике, студент входит в коллектив специалистов и наделяется всеми правами и обязанностями его члена. В деловой игре воссоздается предметное и социальное содержание будущей профессиональной деятельности специалистов. Студент выполняет

квазипрофессиональную деятельность, аккумулирующую элементы как учебной, так и будущей профессиональной, которая является коллективной.

В процессе деловой игры студент усваивает абстрактные по своей природе, представленные в знаковой форме знания, закрепляет умения и навыки не ради них самих, а в связи с процессом подготовки и принятия решений. Выполнение игровых и учебных действий трансформируется в действия профессиональные.

В сборнике, который мы предлагаем Вашему вниманию, предложены варианты учебных и профессиональных задач, решение которых позволит преодолеть дистанцию между учебной и профессиональной деятельностью и будет способствовать активизации процесса профессионального становления специалиста. Как известно, в процессе решения учебных и профессиональных задач осуществляется усвоение предметных знаний и умений, психическое развитие человека, развиваются познавательные процессы, формируется характер.

Разработанный комплекс многоуровневых профессионально-ориентированных задач на основе их предварительной типизации способствует выработке у учащихся системного подхода к явлениям и процессам действительности, осознанному и прочному усвоению учебного материала, активизации мыслительной деятельности, обеспечивает большую самостоятельность в овладении знаниями и умениями.

В предлагаемом сборнике задачи сгруппированы таким образом, чтобы обеспечить формирование у студентов умений по решению любой задачи. Задачи каждой подгруппы составлены таким образом, чтобы они, во-первых, были связаны с теоретическим курсом, во-вторых, чтобы решение каждой предыдущей подготавливало студентов к восприятию и решению последующей и, в-третьих, чтобы они учитывали исходную готовность студентов.

Благодаря таким задачам учебный предмет становится динамичным и соответствует логике взаимодействия учебной и профессиональной деятельности. Они обуславливают также два существенных изменения личности:

- субъект учения с самого начала ставится в деятельностную позицию, предмет которой постепенно превращается из чисто учебного в практически профессиональный;

- требования к профессиональной деятельности оказываются системообразующими, они задают контекстный принцип построения и развертывания не только отдельных учебных дисциплин, но и содержания подготовки инженера аэрокосмических специальностей в вузе в целом.

*Уважаемые коллеги – студенты!*

В интегрированном виде требования к инженеру XXI века формулируются следующим образом:

- 1) развитая способность и готовность творческого решения профессиональных задач, умение ориентироваться в нестандартных условиях, мыслить нешаблонно, основанные на высоком уровне творческого потенциала;
- 2) высокая профессиональная компетентность, владение системой необходимых фундаментальных и специальных знаний и практических навыков, необходимых для создания новых конкурентоспособных объектов;
- 3) фундаментальная методологическая подготовка;
- 4) стремление к постоянному личностному и профессиональному совершенствованию;
- 5) владение методами экономического анализа, основами бизнеса, менеджмента и маркетинга;
- 6) высокая коммуникационная готовность, в том числе в межпрофессиональной команде;
- 7) профессиональная ответственность и этика.

**Таким образом, в условиях информационного общества инженер является не просто техническим специалистом, решающим узко профессиональные задачи. Общество с развитой рыночной экономикой требует от него глубоких профессиональных знаний и творческих способностей, основанных на владении методологией инженерной деятельности, ориентацией на маркетинг и сбыт, учет социально-экономических факторов и психологии потребителя, готовностью к решению разнообразных профессиональных задач, а не только технических и конструктивных параметров будущего изделия.**

**Предлагаемый Вашему вниманию сборник многоуровневых профессионально-ориентированных задач предназначен для подготовки к будущей инженерной деятельности по специальности «Самолето- и вертолетостроение» и «Ракетостроение».**

Объектами профессиональной деятельности выпускника специальности «Ракетостроение» являются современные и перспективные образцы ракетно-космической техники: баллистические и крылатые ракеты, ракеты-носители, пилотируемые и беспилотные космические аппараты, орбитальные станции, автоматические межпланетные аппараты, воздушно-космические самолеты, спасательные аппараты, системы обеспечения жизни и деятельности экипажей на космических летательных аппаратах и орбитальных станциях, работы в открытом космосе, защиты и спасения, предстартового контроля, термостатирования и заправки топливом; стартовые комплексы, испытательные стенды, технологии изготовления объектов ракетно-космической техники, технологическая оснастка, а также их агрегаты и системы.

Инженер по направлению подготовки «Ракетостроение и космонавтика» может в соответствии с фундаментальной и специальной подготовкой выполнять следующие виды профессиональной деятельности:

- проектно- конструкторская;
- организационно-управленческая;
- научно-исследовательская;



- экспериментальная.

**Сфера профессиональной деятельности инженера – промышленное производство. Инженеры по специальности 160201 – Самолето- и вертолетостроение работают в области проектирования, конструирования, исследования и производства летательных аппаратов, способных устойчиво перемещаться в атмосфере и транспортировать различные грузы в соответствии с целевым назначением.**

Объектами профессиональной деятельности выпускника по направлению «Авиастроение» являются самолеты, вертолеты и другие атмосферные летательные аппараты, а также системы оборудования и технологические процессы их производства.

Выпускник по направлению «Авиастроение» в соответствии с базовой и специальной подготовкой может выполнять следующие виды профессиональной деятельности:

- проектно-конструкторскую;
- производственно-технологическую;
- научно-исследовательскую;
- организационно-управленческую.

Авиация и космонавтика всегда были и остаются стратегически важными, базовыми отраслями государства. Ведущее место в этих отраслях дает стране не только военное, но и экономическое, политическое преимущество.

Тенденции развития мирового сообщества говорят о том, что стремительно развивающаяся космическая деятельность становится определяющим фактором прогрессивного развития цивилизации. Аэрокосмические технологии проникают во все сферы жизни общества, рентабельность космической деятельности повышается, расширяются сферы использования авиации. Аэрокосмические наука и техника становятся фактором национальной безопасности государства.

Развитие военной, транспортной, пассажирской, специальной авиации, космонавтики укрепляет престиж государства на мировой арене, позволяет создавать новые рабочие места, способствует развитию отечественной науки. Именно Вы, сегодняшние студенты, через 2-3 года будете определять судьбу авиационной отрасли, и от Вас будет зависеть, станет ли Россия сильной аэрокосмической державой, будут ли отечественные ракеты, самолеты и вертолеты конкурентоспособными, экономичными, экологичными и надежными.

# 1 ПОТЕНЦИАЛ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ ОРЕНБУРГСКОЙ ОБЛАСТИ

Авиастроение всегда было одним из актуальных направлений экономической политики российского государства. Авиационная и космическая промышленность играют важную роль в обеспечении национальной безопасности страны, повышении потенциала Вооруженных сил.

Современный авиарынок – это рынок глобальный: конкуренция идет не между отдельными компаниями, а между целыми авиационными державами, в которой задействованы колоссальные ресурсы. Для наращивания экспортного потенциала российской авиационной промышленности широко используются кооперационные связи, заинтересованное привлечение иностранного капитала и прогрессивных технологий в российские проекты - с одной стороны, и активное участие отечественных производителей в международных авиаальянсах - с другой.

На сегодняшний день авиационная промышленность находится в сложном положении: в отрасли изношено оборудование, продолжается отток кадров, снижается квалификация персонала, особенно беспокоит падение технологического уровня производства и проектирования. На государственном уровне уже разрабатываются меры по выводу отрасли из кризиса, поскольку стратегия развития российского авиапрома должна быть адекватна вызовам глобальной промышленно-технологической конкуренции, учитывать тенденции мирового рынка и опираться на возможности и ресурсы российской экономики.

Состояние сегодняшней авиационной и космической промышленности в Оренбуржье сложное, но внушает надежду на улучшение. В регионе имеются два крупных завода по выпуску авиационной и космической техники – производственное объединение “Стрела” в городе Оренбурге и Кумертауское авиационное производственное предприятие, расположенное в Башкирии, в городе Кумертау. Кроме того, предприятием, занимающимся эксплуатацией авиационной техники, является ФГУП “Оренбургские авиалинии”.

Работники производственного объединения “Стрела” работали над космическими программами около 30 лет, с начала освоения космоса: это космические программы “Буран”, “Мир”, лунные программы; из цехов машиностроительного завода выходили топливные системы для спутников и ракет.

Производство было многопрофильным, заказы, причем не только Министерства обороны, выполнялись различного уровня сложности: от простейших разъемов до космических кораблей. Начало 90-х годов ознаменовало начало новых экономических отношений, с приходом которых для завода наступили другие времена: отсутствие заказов, массовое увольнение рабочих, невыплата заработной платы. Но сегодня производство вновь возрождается, заказы у предприятия есть, а выпускники аэрокосмического

института являются востребованными и желанными специалистами в цехах и отделах Оренбургского машзавода.

В настоящее время предприятие выпускает ретро-самолеты: истребители Як-9, Як-3 образца 1942 года. Такие не выпускаются нигде в мире. Заказчики - преимущественно зарубежные авиаклубы или частные коллекционеры. Особая гордость заводчан - две летающие модели японского штурмовика «Зеро». Обе принимали участие в съемках голливудского блокбастера «Перл-Харбор». Для изготовления копии американцы привезли в Оренбург обломки самолета, поднятые со дна Тихого океана. Изучив их, конструкторы завода сделали чертежи.

Осваивается производство легкого многоцелевого вертолета Ка-226, технические характеристики которого делают его весьма конкурентоспособным среди машин аналогичного класса в России и на мировом авиационном рынке. Сборка и производство легкого вертолета позволяют развивать высокие авиационные технологии на оренбургском авиапредприятии, которое занималось в прошлом ракетной тематикой.

Развивается международное сотрудничество: долгосрочный российско-индийский проект «Брамос» предусматривает выпуск на производственном объединении «Стрела» стратегических ракет для Индии.

В Башкирии, которая является пограничной с Оренбургской областью, авиационная промышленность представлена Кумертауским авиационным производственным предприятием, имеющим 37-летний опыт в авиастроении. Его основная продукция - вертолеты Ка-28, Ка-31 и Ка-32, выпуск запасных частей к ним и беспилотная техника. Продукция Кумертауского авиазавода поступает не только на внутренний рынок, но и пользуется спросом за рубежом. Партнерами КумАПП выступают Индия, которая приобретает вертолеты Ка-28, Ка-31 для своего флота; Южная Корея, в которую с 2001 года, после двухлетнего перерыва, возобновились поставки вертолета Ка-32.

Одновременно с военными заказами, на предприятии налажен выпуск продукции гражданского назначения. Ка-226-50 - это усовершенствованная модификация вертолета Ка-26. Новая машина отличается своей универсальностью и многофункциональностью. Условно говоря, на ее шасси можно "пристегивать" любую шестиместную кабину, поэтому вертолет используется пожарными, спасателями, в санитарной и сельскохозяйственной авиации, в системе МВД и т. д.

Наличие развитого производства требует притока квалифицированных кадров. До недавнего времени, когда распределение специалистов после окончания институтов было централизованным, на авиационных предприятиях Оренбуржья работали выпускники Харьковского, Московского, Куйбышевского, Казанского и других ведущих авиационных вузов страны. С начала 90-х годов приток квалифицированных специалистов из других регионов резко сократился, перед руководством авиационных предприятий остро стал вопрос кадровой обеспеченности.

В этой связи в 1993 году по инициативе ректора Оренбургского политехнического института профессора В.А. Бондаренко и генерального

директора ПО “Стрела” Д.А. Таракова была создана кафедра летательных аппаратов в структуре аэрокосмического института для подготовки инженеров по специальности “Ракетостроение”, а с 1998 года – по специальности “Самолето- и вертолетостроение”.

Кафедра имеет учебные лаборатории: “Конструкция летательных аппаратов”, “Конструкция двигателей летательных аппаратов”, “Испытания в производстве летательных аппаратов”, “Прочность летательных аппаратов”, “Конструкция самолетов”, “Авиационное материаловедение”, оснащенные образцами выпускаемой техники, современным технологическим оборудованием, измерительными приборами и испытательными установками. Некоторые лабораторные и практические занятия проводятся непосредственно в цехах и отделах ПО “Стрела”, что позволяет использовать в учебном процессе действующее современное технологическое оборудование, изучать конструкции современных летательных аппаратов и прогрессивные технологические процессы. Организуются экскурсии на другие предприятия, в частности, на Кумертауское авиационное производственное объединение.

В процессе обучения студенты изучают и используют информационные технологии и программное обеспечение, применяемое для решения научных и конструкторско-технологических задач: системы автоматизированного проектирования AutoCAD, КОМПАС, ADEM, SolidWorks, САП “Искра”, MathCAD, пакеты прикладных программ для аэродинамических и прочностных расчетов, для расчета технологических режимов.

Производственная и учебная практика студентов проводится под руководством опытных специалистов в отделах и цехах ПО “Стрела” и КБ “Орион”. Базами практики являются также Кумертауское авиационное производственное объединение и Государственное унитарное авиапредприятие “Оренбургские авиалинии”.

С 2000 года организована стажировка студентов на предприятиях, когда студенты по своему желанию зачисляются в штат отделов ПО “Стрела” и КБ “Орион”, работают на должности конструкторов или технологов один-два дня в неделю, с соответствующей оплатой. Совмещение стажировки с учебным процессом активизирует познавательную деятельность студентов, способствует быстрой адаптации выпускников к производственным условиям, обеспечивает трудоустройство молодых специалистов, а предприятия - инженерными кадрами. Выпускники, как правило, выполняют дипломные проекты по темам, предлагаемым отделами и цехами предприятия и КБ. Около 80 % выпускников 1999-2005 годов работают на ПО “Стрела” и в КБ “Орион”, многие из них в настоящее время занимают должности начальников отделов, ведущих инженеров, руководителей исследовательских групп на предприятиях Оренбуржья.

В учебном процессе студенты решают различные задачи: профессионально-ориентированные, профессионально-образовательные, научные, инженерные. Все многообразие задач, решаемых будущим инженером в учебной и профессиональной деятельности, представлено следующим перечнем:

1) задачи на воспроизведение знаний (на узнавание; воспроизведение отдельных фактов; определений; текста);

2) задачи с использованием простых мыслительных операций (определение фактов, их перечисление и описание; перечисление и описание процессов и приемов деятельности; анализ и синтез; упорядочение; определение отношений (причина, следствие, цель, средство, влияние, функция, польза); абстракция, конкретизация, обобщение; манипуляция с неизвестными параметрами и поиск их по правилу, алгоритму, формуле);

3) задачи с использованием сложных мыслительных операций: трансформация (объяснение смысла, значения), индукция, дедукция, аргументация (доказательство), оценка;

4) задачи, связанные с развитием профессиональной лексики и речи: сочинение обзора (конспекты, проекты); сочинение доклада, отчета; самостоятельные письменные работы, проекты;

5) задачи, стимулирующие продуктивное мышление: применение знаний на практике; решение проблемных ситуаций; целеполагание и постановку вопросов; эвристический поиск на основе наблюдений и конкретных эмпирических данных; эвристический поиск на основе логического мышления;

6) задачи, позволяющие освоить рефлексивные процедуры, отнесенные к действиям опознания, запоминания; рефлексивные процедуры, отнесенные к разным видам текста и его построению; рефлексивные действия, связанные с построением стратегий совместного и индивидуального решения, выбора способов межличностного взаимодействия и общения в ходе совместного решения задач.

Каждый тип учебных задач имеет свои особенности и продуктивные возможности. В данном пособии предлагаются основные типы учебных и профессиональных задач.

## 2 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ И ИНЖЕНЕРА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СПЕЦИАЛЬНОСТЕЙ

*Уважаемые коллеги-преподаватели!*

Проблема совершенствования отечественной высшей школы требует своего решения, поскольку очевидно, что современный уровень подготовки специалистов не соответствует требованиям динамичного мира. Для развития высшей технической школы важно классифицировать основные задачи инженерной деятельности. В начале XX века все задачи инженера дифференцировались на четыре группы (по В.П. Гриневецкому):

- конструктивные – внутренние задачи научно-технического развития, прямо не связанные с принятием экономических решений: это поиск технических решений, основной акцент которого делается на разработке функциональных деталей и технических узлов для создаваемой конструкции и их сочетании как законченного конструктивного целого;

- комбинационные – задачи системной организации из готовых элементов нового технического средства с приспособлением его к существующей технологии и инфраструктуре. Из готовых деталей и элементов путем связей между ними находится технически рациональное и экономически выгодное решение. Большое значение здесь приобретают экономические расчеты;

- эксплуатационные – на передний план выступает умение справляться со случайностями, возникающими в конкретных условиях воздействия на технику множества факторов, трудно учитываемых в процессе проектирования и конструирования;

- организационные – задачи, актуальные для инженера-практика, управляющего технологическими процессами в рамках конкретного производства. Существенное значение имеют вопросы права и экономики.

Такая классификация задач, решаемых инженером, до сих пор сохраняет свою актуальность.

В XXI веке становится понятно, что дальнейшее развитие цивилизации посредством усиления экономического и технического могущества неполноценно и опасно. Инженер, являясь не только гражданином своей страны, но и гражданином Земли, обязан осознавать степень моральной и социальной ответственности за результаты профессиональной деятельности, учитывать ее последствия для окружающей среды. По мнению Эрика Фромма, развитие мира в обозримом будущем будет определяться не столько тем, что человек имеет, сколько тем, кто он есть, что он может сделать с тем, что имеет.

Соответственно, для подготовки современных инженеров аэрокосмического профиля в условиях университетского комплекса целесообразна следующая классификация профессиональных задач (рисунок 1).

# Классификация задач инженера в учебной и профессиональной деятельности

## По типу профессиональной деятельности инженера:

- проектно-конструкторские;
- производственно-технологические;
- научно-исследовательские;
- организационно-управленческие.

## По сложности алгоритма:

- простые (тренировочная задача);
- средней степени сложности (итоговое задание);
- высокой степени сложности (комплексное задание)

## По характеру образовательной деятельности:

- стереотипные;
- диагностические;
- эвристические.

## По форме:

- индивидуальные;
- групповые

## По продуктивности знаний:

- нетворческие, детерминированные задачи;
- сложные по функциональному содержанию;
- задачи с некоторой долей неопределенности;
- задачи с неизвестной стратегией решения;
- задачи с неопределенностью исходных данных и проектных критериев

## По этапам становления инженера в профессиональной деятельности:

- профессионально-ориентированные;
- профессионально-образовательные (общетехнические, технические, инженерные);
- научные;
- инновационные

Рисунок 1 - Классификация задач инженера в учебной и профессиональной деятельности

Остановимся на краткой характеристике типов каждого класса задач.

**По типу профессиональной деятельности** ГОС ВПО по направлению «Авиастроение» и «Ракетостроение» определяет конкретные виды деятельности выпускника: проектно-конструкторская; производственно-технологическая; научно-исследовательская; организационно-управленческая и соответствующие этим видам деятельности классы задач:

*а) проектно-конструкторские, когда будущим инженером:*

- разрабатываются с использованием средств автоматизации проектирования и передового опыта разработки конкурентноспособных изделий, эскизных, технических и рабочих проектов особо сложных, сложных и средней сложности изделий, при этом обеспечивается соответствие разрабатываемых конструкций техническим заданиям, стандартам, требованиям наиболее экономичной технологии производства, а также применение в них стандартизованных и унифицированных деталей и сборочных единиц;

- проводятся с использованием вычислительной техники, технических расчётов по проектам, технико-экономического и функционально-стоимостного анализа эффективности проектируемых конструкций, составляются инструкции по эксплуатации конструкций и другой технической документации;

- согласовываются разрабатываемые проекты с другими подразделениями предприятия и экономически обосновываются;

- принимается участие во внедрении разработанных технических проектов, оказании технической помощи и осуществлении авторского надзора при изготовлении, испытаниях и сдаче в эксплуатацию проектируемых изделий, объектов;

*б) производственно-технологические, когда будущий специалист::*

-разрабатывает, применяя средства автоматизации проектирования, и внедряет прогрессивные технологические процессы, виды оборудования и технологической оснастки, средства автоматизации и механизации, оптимальные режимы производства на выпускаемую предприятием продукцию и все виды работ, обеспечивая производство конкурентноспособной продукции и сокращение материальных и трудовых затрат на её изготовление;

-устанавливает порядок выполнения работ и пооперационный маршрут изготовления деталей и сборки изделий;

-принимает участие в стендовых и промышленных испытаниях опытных образцов проектируемых изделий;

*в) научно-исследовательские, выполняя которые, будущий инженер:*

-изучает специальную литературу и другую научно-техническую информацию, достижения отечественной и зарубежной науки и техники в области авиационной техники и технологии производства;

-осуществляет сбор, обработку, анализ и систематизацию научно-технической информации по теме (заданию);

-подготавливает информационные обзоры, а также рецензии, отзывы и заключения на техническую документацию.



-участвует в проведении научных исследований, испытаниях опытных образцов изделий и обработке и анализе полученных результатов, составляет по ним технические отчёты и оперативные сведения;

-проектирует средства испытания и контроля, оснастку, лабораторные макеты, контролирует их изготовление;

*г) организационно-управленческие, в процессе выполнения которых будущий специалист:*

-разрабатывает и принимает участие в реализации мероприятий по повышению эффективности производства, направленных на сокращение расхода материалов, снижение трудоемкости, повышение производительности труда;

-участвует в составлении патентных и лицензионных паспортов заявок на изобретения и промышленные образцы;

-рассматривает рационализаторские предложения по совершенствованию технологии производства и дает заключения о целесообразности их использования;

-подготавливает исходные данные для составления планов, заявок на материалы.

***По продуктивности знаний*** задачи дифференцируются на пять классов:

- 1 класс – задачи, решение которых возможно посредством регламентированного оперирования готовыми продуктами мыслительной деятельности. Это нетворческие, детерминированные задачи, то есть класс полностью определенных задач, которые может решать и ЭВМ без участия инженера;

- 2 класс – задачи, допускающие свободное оперирование готовыми продуктами мыслительной деятельности. Эти задачи более сложны по своему функциональному содержанию. Они предполагают мыслительную деятельность по образцу, неизвестному ЭВМ;

- 3 класс – задачи, решение которых требует реализации немгновенного инсайта с последующим формально-логическим обоснованием. Они содержат некоторую долю неопределенности. В данном случае неизвестен ход решения задачи (тактика), но само решение четко определено (стратегия);

- 4 класс – задачи, решение которых требует оперирования внелогическими формами знаний (мгновенного инсайта с последующим подтверждением истинности либо эвристическим, либо неформальным способом);

- 5 класс - задачи, решение которых требует оперирования совокупностью как логических, так и внелогических форм знаний. В этом случае имеет место максимальное рассогласование между открытием нового и его обоснованием.

***По этапам становления инженера в профессиональной деятельности*** задачи подразделяются на профессионально-ориентированные, профессионально-образовательные (общетехнические, технические, инженерные), научные и инновационные.

Задачи данных типов, решаемые в условиях университетского комплекса, предназначены для погружения студента в профессиональную деятельность, основу которой составляют знания, умения, навыки, а также готовность применять их на практике. Задачи решаются в процессе вовлечения студентов в учебную деятельность академического типа, квазипрофессиональную деятельность, учебно-профессиональную деятельность.

В зависимости от стадии профессионального становления, на которой они решаются, задачи подразделяются на:

- *профессионально-ориентированные*, когда решаются задачи по определению человеком своего места в мире профессий, осуществляется осознанный или вынужденный (под влиянием внешних и внутренних условий) профессиональный выбор. Задачи решаются в процессе профессионально-ориентационной работы в выпускных классах школ, на выпускных курсах средних специальных учебных заведений, в профильных классах школ университетского комплекса и на первом курсе обучения в высшем учебном заведении. Задачи данного типа характерны для стадии оптации (довузовское, начальное вузовское обучение);

- *профессионально-образовательные* (общетехнические, технические, инженерные) задачи, решаемые при изучении общеинженерных, технических и специальных дисциплин, ориентированные на получение конкретной профессии. В них представлено реальное – предметное и социальное – содержание будущего профессионального труда, для овладения которым организуется обучение в вузе. Учебная деятельность приобретает для студента личностный смысл, поскольку в ней просматриваются контуры будущей профессии, создаются реальные возможности для перехода от познавательной мотивации к профессиональной и наоборот. Такие задачи решаются в ходе деловых игр, на учебных и производственных практиках, в научно-исследовательской работе. Задачи данного типа решаются на стадии адаптации;

- *научные и инновационные задачи* являются задачами творческого типа, в которых моделируются не условия передачи и приема учебной информации, а ситуации профессионального действия, требующие осознанного мышления студента. Они носят профессиональный характер и задаются не преподавателем, а условиями конкретного производства и его проблемами. Выполнение таких задач возможно в ходе участия студентов в совместной научной работе кафедр учебного заведения и отделов предприятия, в хоздоговорных работах, в самостоятельной работе студентов в качестве стажеров, при выполнении научных исследований в аспирантуре. В процессе решения задач данного типа студенты вырабатывают наиболее стабильный индивидуальный стиль квалифицированной, качественной деятельности; занимаются освоением, совершенствованием, самопроектированием деятельности и развитием ее исследовательского компонента. Эти задачи знаменуют этапы становления специалиста и профессионала.

Необходимо отметить, что профессиональная подготовка не ограничивается предметным содержанием, способствующим формированию

компетентности специалиста. Проектируется также и социальное содержание, обеспечивающее способность работать в коллективе, быть организатором производства, гражданином страны. Гуманные условия обучения, демократические отношения преподавателя и студента, основанные на уважении личности каждого, творческая обстановка межличностного взаимодействия и общения способствуют успешной социально-профессиональной адаптации студентов в профессиональной деятельности после окончания учебного заведения.

**По форме** задачи представлены индивидуальными и групповыми, выполняемыми в составе микрогруппы. Замечено, что коллективный труд положительно влияет на развитие профессиональных склонностей личности, выработку самоконтроля и самооценки, а при наличии высокого уровня мотивации пробуждает чувство ответственности перед малой группой и коллективом.

**По сложности алгоритма** задачи подразделяются на тренировочные, итоговые и комплексные задания.

**Тренировочные** разрабатывают на основе целей обучения по основным учебно-целевым вопросам темы. Они могут быть двух типов. Первый тип — задача с алгоритмичным решением, гарантированной последовательностью выполнения по жесткому алгоритму, фиксированной системе операций или вычислениями по формулам.

Для эффективного формирования продуктивного мышления тренировочные задачи могут быть усложнены и характеризоваться так называемыми нечеткими алгоритмами, которые приводят к принятию нестандартных решений, — они относятся ко второму типу. Эти нестандартные задачи отличаются недостаточностью или предвзятостью вопросов, противоречивостью данных в условии задачи. Решение задачи ведется на поисковой основе после того, как студенты накопят необходимый опыт решения типовых задач. К этому типу можно отнести и задачи по усовершенствованию метода анализа. Для поэтапного формирования системного мышления составляют серии задач, каждая из которых служит формированию одного из выделенных познавательных действий. Для определения ориентировочной основы деятельности необходимо:

- выделить из условия задачи объект анализа, его целостные качества и характеристики;
- для каждой функции объекта определить подсистему и разделить ее на элементы, неразделенные в условиях данной задачи;
- выявить внутренние и внешние связи элементов и уровни построения объекта;
- оценить качественное состояние выходной системы, возможности всех ее преобразований и пути дальнейшего развития;
- выбрать рациональные средства решения задачи и выполнить необходимые расчеты.

**Итоговые задания** разрабатывают по ключевым темам учебного предмета и показателям успешности достижения их целей. Они несут мощный

психологический заряд формирования профессионального мышления и мотивации. В них отображается и содержательно раскрывается нестандартная профессиональная ситуация. Как правило, часть ситуации должна быть связана с творческой деятельностью студента, возможностью осуществить поиск решения. Он основывается на геометрических представлениях, абстрактно-логическом развернутом или сокращенном анализе. При этом общий алгоритм решения неизвестен. До этого задания студенты уже изучили тему, выполнили необходимый объем задач по применению знаний в стандартных или нестандартных внутрипредметных условиях и теперь им необходимо решить задачу творческого перевода знаний и умений в стандартную межпредметную ситуацию. Набор итоговых заданий по учебному предмету целесообразно разрабатывать на базе сквозного примера по решению одной такой учебно-производственной проблемы, которая включает и социальные аспекты.

Содержание комплексного задания основывается на конкретном материале, интегрирующем все итоговые задания предмета, т.е. цели его адекватны целям учебного предмета.

Успешное выполнение студентом комплексного задания свидетельствует о том, что цель обучения данному предмету достигнута и утрачивается необходимость в проведении экзамена (зачета). Как правило, эти задания включают систему проблемных ситуаций, разрешение которых требует умения формулировать проблемы, разрабатывать планы их решения, создавать гипотезы и т.п. Иными словами, при выполнении таких заданий деятельность студента носит как репродуктивный, так и поисковый характер. Для создания условий, близких к производственным, одной из форм комплексных заданий являются деловые игры.

***По уровню образовательной деятельности*** учебно-производственные задачи подразделяются на стереотипные, диагностические и эвристические.

*Стереотипные и диагностические задачи* используются преимущественно при подготовке рабочих и специалистов среднего звена. К примеру, В.С. Леднев отмечает, что деятельность специалистов среднего звена – «это деятельность по заданному сложному алгоритму без конструирования или с частичным конструированием решения, требующая оперирования значительными массивами оперативной и ранее усвоенной информации» /22/.

*Решение эвристических задач* требует от специалиста умения видеть и исследовать объект-систему, а также предполагает наличие развитого проблемного мышления. Этот круг задач ориентирован преимущественно на обучение специалистов высшего профессионального образования. Так, В.С. Леднев, определяя класс профессиональных задач, решаемых специалистом с высшим образованием, определяет их как «деятельность с использованием сложных алгоритмов, требующих конструирования решения (организационного, параметров труда, технологии и др.), а также оперирования большими массивами оперативной и запасенной информации; такой деятельности частично свойственны черты научного творчества» /22/.

Решение профессиональной задачи инженером аэрокосмических специальностей непосредственно зависит от индивидуального стиля его

мыслительной деятельности. Выделяют несколько его типов, которые обладают специфическими характеристиками:

1) энциклопедический аккумулирует:

- умение собирать нужную информацию (работать с литературой);
- доминирование ситуационных схем мыслительной деятельности;
- способность к аналитическому мышлению;
- владение устными и письменными формами изложения своих мыслей;
- многогранность и стремление к совершенству;

2) интеллектуальный, который объединяет:

- живость (гибкость) ума;
- доминирование концептуальных схем мыслительной деятельности;
- владение специальными знаниями, умениями, навыками

(высокоуровневая профессиональная компетентность);

- способность к конвергентному и рациональному типам мышления;
- широта охвата и стремление к точности;

3) творческий, который включает:

- природную одаренность и находчивость;
- доминирование порождающих (креативных) схем мыслительной деятельности;

- способность к техническому и научному видам творчества;

- склонность к дивергентному мышлению;

- умение использовать отделенные аналоги, метафоры и ассоциации;

4) прагматический, который характеризует:

- умение применять результаты фундаментальных исследований и НИР

на практике;

- доминирование процедурных схем мыслительной деятельности;

- способность принимать многокомпонентные решения в условиях значительной неопределенности;

- высокоуровневая стабильность эмоционально-волевой сферы;

- способность к управленческой и организаторской деятельности;

5) гуманистический, который интегрирует:

- общительность, интеллигентность, эрудированность;

- доминирование оперативных схем мыслительной деятельности;

- самокритичность и устойчивость к стрессам и депрессиям;

- высокоуровневая духовность и нравственность;

- общая культура.

Для решения рассмотренных типов квалификационных задач инженер должен обладать определенным набором профессионально значимых умений. Обучение будущих специалистов не может быть успешным, если оно не развивает определённую систему умений.

Умение - это возможность выполнять действия в соответствии с целями и условиями, в которых человеку приходится ориентироваться. Выделяют общие учебные умения и специфические. По характеру деятельности учебные умения классифицируются на познавательные, практические,

организационные, оценочные, рефлексивные. Специфические умения используются для широкого круга задач на междисциплинарном уровне и в профессиональной деятельности.

Развитие умений достигается при соблюдении следующих принципов: доступности, постепенности, систематичности, взаимосвязи, преемственности, творческой активности, дифференцированности и других. Каждое умение имеет определённую структуру.

Основными критериями определения сформированности умений студентов являются: полнота выполнения действий, рациональная последовательность их выполнения, степень осознанности выполнения действий в целом. Принципиально новые виды деятельности требуют развития новых умений.

Умения по своей природе многозначны: простые умения, специальные умения (Г.И. Щукина), умения, связанные с организационными действиями (Л.И. Уманский), с интеллектуальными (А.А. Деркач, С.Ф. Щербак). Характерной чертой современного развивающего обучения является накопление не только фонда знаний, но и умственных операций, хорошо и прочно закреплённых приёмов. Учёные (Г.В. Никитина, В.Н. Романенко и др.) считают, что умение целенаправленно и неразрывно связано с мотивацией, побуждением к получению результата. Мотив побуждает субъекта к постановке и достижению цели.

Нами в исследовании были выделены восемь основных групп умений, необходимых студентам для решения комплекса многоуровневых профессионально-ориентированных задач: гностические, аналитические, проектировочные, коммуникативные, конструктивные, креативные, оценочные, рефлексивные.

В таблице 1 приведены задачи профессиональной деятельности инженеров специальностей «Авиастроение», «Ракетостроение и космонавтика» согласно ГОС ВПО, а также виды и характеристика умений, необходимых для их решения.

**Таблица 1 - Актуальные умения студентов аэрокосмических специальностей**

Виды умений	Характеристика умений	Задачи профессиональной деятельности по специальностям «Авиастроение», «Ракетостроение и космонавтика»
-------------	-----------------------	--

Гностические	Накопление, переработка, поиск, воспроизведение, сохранение информации (знаний)	Определение типа изделия, отнесение его к определенному классу устройств; нахождение компромисса между различными требованиями (стоимость, безопасность, сроки исполнения, разногласия со смежниками) как при долгосрочном, так и при краткосрочном планировании, и определение оптимального решения; разработка технических заданий на проектирование систем, механизмов, приборов, узлов и агрегатов, входящих в изделие
--------------	---	--

Продолжение таблицы 1

Аналитические	Выделение элементов целого, установление их взаимосвязей, ранжирование элементов по значимости, оптимизация, синтез – получение качественно нового продукта с улучшенными характеристиками	Изучение и анализ необходимой информации, технических данных, показателей и результатов работы, их обобщение и систематизация, проведение необходимых расчетов с использованием современных технических средств
Проектировочные	Моделирование объекта с заданными параметрами, представление инженерной деятельности в виде отдельных действий и операций	Создание математических моделей функционирования объектов авиационной и ракетно-космической техники, систем и технологических процессов; проведение математического моделирования на ЭВМ задач оптимального проектирования летательных аппаратов, систем жизнеобеспечения, стартовых комплексов и технологических процессов

Коммуникативные	Способность эффективно выстраивать производственные отношения, оперировать и обмениваться информацией, учитывать индивидуальные качества партнеров по общению	Организация работы подразделения (группы, бригады) по разработке и выпуску технической документации нового типа летательного аппарата
Конструктивные	Специальные инженерные умения и навыки (выполнение расчетов, работа со справочниками и стандартами, применение информационных технологий и пакета прикладных программ для автоматизированных вычислений)	Разработка конструкции механизмов и узлов, входящих в изделие, проведение необходимых прочностных и динамических расчетов, выпуск рабочих чертежей

Продолжение таблицы 1

Креативные	Способность нахождения нестандартных оригинальных решений в стандартных и новых ситуациях. Актуальны для решения задач в условиях высокой неопределенности исходной ситуации, действующих факторов и требований к конечному результату	Разработка принципиально новых и альтернативных типов летательных аппаратов, двигателей, оборудование; испытание летательных аппаратов; развитие творческой инициативы, рационализации, изобретательства, внедрение достижений отечественной и зарубежной науки, техники, использование передового опыта для обеспечения эффективной работы учреждения, организации, предприятия
------------	--	--



Оценочные	Сопоставление текущих результатов деятельности с заранее заявленной целью	Осуществление экспертизы технической документации, надзора и контроля за состоянием и эксплуатацией оборудования, выявление резервов, установление причин существующих недостатков и неисправностей в его работе, принятие мер по их устранению и повышению эффективности использования
Рефлексивные	Сопоставление, анализ внутреннего состояния и переживаний с текущей ситуацией и решаемыми целями и задачами	Профессиональное самоопределение личности в структуре специальности

### **3 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО РЕШЕНИЮ КОМПЛЕКСА ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ ЗАДАЧ**

Процесс решения некой задачи профессионального характера можно представить как пять сменяющихся этапов целенаправленного преобразования исходной информации в искомый результат.

На первом этапе технический специалист осуществляет содержательный анализ разрешаемой им проблемной ситуации и производит так называемые гностические (инстинктивные) исследовательские и поисковые действия, направленные на сбор информации, необходимой для последующего обобщения фактов.

На втором этапе проводится логический анализ, завершающийся формулировкой поисковой проблемы в целом и прогнозированием возможного пути ее разрешения.

На третьем этапе формируются необходимые гипотезы («образы решения») и вырабатываются приемлемые альтернативы, обладающие достаточной полнотой. При этом используются как логические, так и внелогические формы знаний, умений и навыков.

На четвертом этапе осуществляется всестороннее обсуждение (оценка) и реализуется многокомпонентный выбор рационального решения. Тем самым окончательно уточняется исходная поисковая цель и устраняются имевшие место неопределенности.

На пятом этапе оценивается достигнутый результат и выполняются конкретные практические действия по его корректировке и практической реализации.

Процесс решения произвольной профессиональной задачи может быть представлен в виде линейного алгоритма, показанного на рисунке 2.



Рисунок 2 – Линейный алгоритм решения профессиональной задачи

### ***Уважаемые коллеги-преподаватели!***

Предлагая студентам различные типы задач, мы рекомендуем Вам последовательное решение задач от простых к более сложным. Это позволит Вам сориентироваться в работе со студенческой группой, определить исходный уровень подготовленности каждого студента, чтобы сделать для него процесс решения задач индивидуальным, лично значимым и наиболее продуктивным. Вместе с тем, если в студенческой группе есть такие студенты, уровень интеллектуального развития которых позволяет перейти сразу к сложным, творческим задачам, минуя промежуточный уровень, не следует ограничивать их инициативу.

Профессиональная деятельность будущего специалиста принципиально инициативна в предметном и социальном смысле, поскольку нужно принимать решения в вероятностных условиях, выдвигать идеи по развитию производства и социальному развитию коллектива, разрабатывать новые технологии. Если ставить цели творческого развития личности студента как будущего специалиста и гражданина общества, нужно предоставить для него реальные возможности для проявления интеллектуальной инициативы в обучении, равное с преподавателем право на активность, возможности не только целеприятия, но и целеполагания и целеосуществления, перехода из позиции потребителя (учебной информации) в позицию творца своих знаний и самого себя, в том числе с помощью предлагаемого комплекса многоуровневых профессионально-ориентированных задач как учебного средства.

Если предложенная Вами задача никем из группы первоначально не может быть решена, не торопитесь заменить ее новой, более легкой. Попросите студентов внимательно вчитаться в текст задачи, выявить ее явные и скрытые условия и данные и предложите им найти возможность упростить задачу, перейти на более низкий уровень. Если упрощенную задачу они решить не могут - снова ищите способы ее упрощения. Так следует продолжать до тех пор, пока задача не будет решена всеми. Затем покажите студентам способ постепенного усложнения задачи за счет включения в нее ранее извлеченных условий. Так продолжается до тех пор, пока задача не предстанет для решения в первоначальном виде.

В процессах упрощения и последующего усложнения задачи осуществляется взаимодействие студента с объектом деятельности и познания и формируется обобщенное умение подходить к решению любой задачи.

Решение задач сборника будет наиболее эффективным, если:

- учебные занятия проводить в форме деловых игр, в процессе учебной и производственной практик, стажировок;
- ответы студентов будут полными, правильно сформулированными, с достаточной доказательной базой;
- преподавателем поощряются и выделяются из множества других неординарные, нестандартные ответы;
- при решении задач выполняется условие многовариантности искомых положений.

### ***Уважаемые коллеги-студенты!***

Прежде чем приступить к решению задач, предложенных Вам в сборнике, ознакомьтесь с данными методическими рекомендациями. Они позволят Вам не только решить конкретную задачу, но и помогут выработать определенный стиль решения не только учебной, но и профессиональной задачи.

Надеемся, что решение задач раскроет перед Вами красочный и безграничный мир инженерных решений, полный неожиданных поворотов и открытий.

#### *1 Изучение условия.*

Внимательно прочтите задачу один – два раза. Введите подходящие обозначения. Запишите условия задачи в обозначениях. Если задача абстрактна, то постарайтесь дать ей естественную интерпретацию или найдите подходящий геометрический образ. Сделайте чертеж (рисунок). Ответьте на ряд вопросов: к какому классу можно отнести рассматриваемое случайное явление? В чем состоит испытание? Какой комплекс условий ему отвечает? Не меняется ли он в отдельных опытах?

Изучите отдельные элементы условия задачи: как они связаны между собой? В чем состоит условие, связывающее неизвестное с исходными данными задачи. Рассмотрите неизвестное и оцените влияние на него элементов условия. Попытайтесь сформулировать условие задачи, не обращаясь к ее тексту.

#### *2 Выработка плана решения.*

Обдумайте ответы на следующие вопросы: какие способы (методы) определения неизвестного Вы знаете? Какой из них является наиболее подходящим на первый взгляд?

Знакома ли Вам теорема, формула или закономерность, которые могли бы оказаться полезными?

Вернитесь к определениям, обдумайте, все ли данные Вы использовали? Достаточно ли их для определения неизвестного? Принесет ли пользу введение вспомогательных элементов? Какие новые комбинации, связи между неизвестными и исходными данными они позволят составить? Встречалась ли Вам раньше подобная задача? Можно ли придумать более доступную аналогичную задачу?

### *3 Реализация плана.*

Если Вы имеете дело со случайными событиями, то, в первую очередь, уясните, зависимы ли они, совместимы или нет, можно ли записать полную группу несовместимых событий. Возвратитесь к изучению условий испытаний. Не забывайте основные состояния алгебры событий.

Обратитесь к событию, противоположному искомому, подумайте, не проще ли установить его связь с данными задачи? Все ли данные Вами использованы? Приняты ли Вами во внимание все существенные понятия, содержащиеся в задаче? Не следует ли Вам ознакомиться с ними вновь?

Разделите задачу на части и также задумайтесь, можно ли решить ее? Запишите свой план решения задачи и приведите его обоснование: можете ли Вы защитить свой план?

Осуществляя план решения, контролируйте каждый шаг: ясно ли Вам, что предпринятый шаг правилен? Сумеете ли Вы доказать, что он правилен?

### *4 Проверка и анализ решения.*

Дайте, если это возможно, частную трактовку результату. Вновь ответьте на вопросы: можно ли сделать заключение, правдоподобен ли полученный Вами результат? Какие соотношения, позволяющие проверить ответ, Вам известны? Используйте их. Можно ли получить такой же результат иначе?

Проанализируйте количественные соотношения основных элементов полученного решения.

Постройте график или составьте таблицы, подумайте, какие практические выводы позволяют они сделать. Решите, в каких задачах может быть использована найденная Вами схема решения.

Составьте задачу с новым физическим смыслом применительно к Вашей специальности, решаемую аналогично данной.

### ***Уважаемые коллеги-студенты!***

Предложенные ниже краткие сведения помогут Вам в решении профессионально-ориентированных и профессионально-образовательных задач.

## 4 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О РАЗВИТИИ РЕАКТИВНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Первые предложения по применению реактивных двигателей относятся к силовым установкам аэростатов, дирижаблей и морских судов. С появлением самолетов делались попытки создать для них реактивные двигатели. Создание поршневых авиационных двигателей и их вполне удовлетворительная работа при малых скоростях полета способствовали тому, что в течение длительного периода на самолетах устанавливали только поршневые двигатели. Однако увеличение мощности поршневых двигателей, сопровождавшееся увеличением их массы и лобовой поверхности, привело к тому, что дальнейшее увеличение скорости самолетов с поршневыми двигателями стало невозможным. Таким образом, потребность в непрерывном росте скорости полета самолетов привела к необходимости создания новых типов двигателей, превосходящих по своим данным поршневые. Так появились авиационные газотурбинные двигатели (ГТД), в которых одним из главнейших элементов является газовая турбина.

Несмотря на то, что первые предложения по созданию газотурбинных двигателей относятся к концу XVIII века, первый работающий двигатель удалось создать в России в конце 90-х годов XIX века. Характерно, что все предложенные иностранцами двигатели были очень примитивны, не содержали элементов конструктивной разработки и не могли служить основой для разработки проектов новых двигателей.

Создателем нового типа турбинного двигателя следует считать П.Д.Кузьминского. В период с 1886 по 1892 гг. он разработал, построил и провел в Петербурге испытания первого газопаротурбинного двигателя, в котором процесс сгорания протекал при постоянном давлении. Двигатель предназначался для небольшого катера.

Изучение архивных послереволюционных материалов показало, что П.Д. Кузьминский построил и частично испытал первый в мире ГТД и потому, бесспорно, является первым создателем газовой турбины. Предложение об использовании газовой турбины в авиации также принадлежит П.Д.Кузьминскому и относится к 1890 г.

Можно назвать талантливых инженеров и изобретателей, работавших над созданием ГТД: В. В. Караводин, Н. В. Герасимов, А. П. Горохов, М.Н.Никольский и многие другие. В дореволюционной России они не имели условий для работы над созданием новых двигателей. Техническая и технологическая отсталость производства не позволяла реализовать в металле грандиозные замыслы ученых и конструкторов.

В послереволюционной России новым правительством развитие авиационной промышленности было определено как одно из приоритетных. Поэтому советские ученые и инженеры, успешно работая над созданием высококачественных поршневых двигателей, разрабатывали новые типы двигателей и в первую очередь, газотурбинные. Среди них В. И. Базаров, в 1923 г. предложивший схему авиационного ГТД, весьма близкую к современным.

В 1925 г. в научном автотурбинном институте НАМИ под руководством проф. Н. Р. Брилинга инженером В. В. Уваровым (впоследствии - доктором технических наук, профессором МВТУ) были начаты работы по исследованию рабочего процесса газовых турбин.

В 1929 г. профессор Б. С. Стечкин, академик, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий опубликовал в журнале «Техника воздушного флота» статью «Теория воздушно-реактивного двигателя», в которой были изложены основные положения теории реактивных двигателей.

В 1935 г. вышла фундаментальная работа профессора В. В. Уварова «Газовые турбины», которая в мировой технической литературе является одной из первых книг по теории газовых турбин. Существенный вклад в теорию газовых турбин внесли также профессора Г. С. Жирицкий и И. И. Кириллов.

С 1934 г. над ГТД начинает успешно работать известный конструктор, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий академик А. М. Люлька, двигатели которого на протяжении многих лет используют в авиации. В 1930 - 1935 гг. были сделаны попытки создания центробежных компрессоров большой производительности (компрессор профессора В. В. Уварова, компрессор агрегата центрального наддува многомоторных самолетов кандидата технических наук С. А. Трескина).

Ряд книг, вышедших из печати: монография профессоров В.И.Дмитриевского и К. В. Холщевникова по компрессорам, первый учебник по теории ГТД профессора Н. В. Иноземцева, вышедший в 1955 г., работы коллектива авторов под руководством академика Б. С. Стечкина по теории ГТД, коллектива авторов под руководством профессоров Р.С.Кинасошвили и И.А.Биргера по прочности и колебаниям деталей ГТД, многие другие работы помогли ученым, конструкторам, техникам и рабочим создать высококачественные авиационные двигатели, на много лет опередившие зарубежные образцы. Следует назвать крупных советских ученых конструкторов авиадвигателей с мировой известностью: академиков В. Я. Климова, А. А. Микулина, А.М.Люльку, С. К. Туманского, Н. Д. Кузнецова, главного конструктора А.Г.Ивченко, под руководством которых были созданы и внедрены лучшие отечественные ГТД.

Дальнейшее развитие газотурбинных двигателей, надежность и экономичность их работы в значительной степени зависят от совершенства конструкции и правильной организации рабочего процесса в высокофорсированных камерах сгорания (КС), являющихся одним из основных элементов ГТД.

Рациональность конструкции КС определяется тем, насколько успешно в ней организовано устойчивое, высокоэффективное сгорание топлива при небольших потерях полного напора, равномерной температуре газа на выходе, небольших размерах и весе, а также высокой надежностью и долговечностью работы.

В связи со сложностью внутрикамерных процессов в настоящее время отсутствуют законченные методики расчета характеристик и конструктивного

облика КС. Соответственно, при проектировании максимально используется опыт проектирования и доводки предшествующих образцов, проводится значительный объем экспериментально-доводочных работ как на модельных двигателях, так и в системе двигателя. Непрерывное усложнение конструкции и вытекающее отсюда повышение стоимости экспериментальных исследований вынуждает все большее внимание уделять моделированию процессов и внедрению элементов автоматизированного проектирования КС.

В настоящее время имеется ряд работ, посвященных этому вопросу. К сожалению, они касаются только отдельных аспектов сложных процессов и не позволяют установить в полной мере связь между входными и выходными параметрами и непосредственно с конструкцией элементов КС. В этой связи, несмотря на большое количество исследований в данной области, возникают существенные трудности в практическом использовании результатов исследований. Одновременно существуют традиционные методы проектирования, основанные на использовании имеющегося опыта и статистического материала, позволяющие провести предварительные расчеты. Очевидно, что расширение и углубление экспериментально-теоретических исследований внутрикамерных процессов, систематизация различных подходов, а также использование статистического материала в виде банка данных позволят при надлежащем математическом и программном обеспечении получить методы расчета КС, пригодные к использованию в системах автоматизированного проектирования двигателей.

## **5 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ И ПРОЦЕССАХ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ**

### **5.1 ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КАМЕРАМ СГОРАНИЯ**

Основной процесс любого теплового двигателя — подвод тепла к рабочему телу. В турбореактивном двигателе (ТРД) образование топливо-воздушной смеси и эффективное ее сгорание совершаются в камерах сгорания.

Камера сгорания - один из наиболее ответственных элементов двигателя: тяга, развиваемая двигателем, экономичность и надежность его работы в значительной степени зависят от правильной работы камеры сгорания.

К камерам сгорания предъявляется ряд требований, вытекающих из условий эксплуатации двигателя. Основные из этих требований следующие:

а) камера сгорания должна обеспечить устойчивый процесс горения на всех режимах работы двигателя и на всех режимах полета самолета. Выполнение этого требования, являющегося одним из наиболее важных и обязательных, предполагает отсутствие пульсаций, приводящих к выбросу пламени к турбине или к затуханию пламени. Выполнение этого требования обеспечивает безотказную работу двигателя в процессе эксплуатации;

б) для обеспечения экономичности двигателя в камере должно происходить более полное сгорание, сопровождающееся наименьшими потерями тепла, которые в современных камерах сгорания достигают 2- 4% (при работе у земли и на высотах до 11—12 км);

в) потери давления в камере должны быть минимальными. Наличие в камере различного рода сопротивлений, ускорение потока и его расширение вследствие подогрева являются причиной падения в ней давления. Падение давления уменьшает энергию газа и в конечном счете приводит к снижению тяги и увеличению удельного расхода топлива. В современных камерах сгорания потери давления составляют 3 - 5%;

г) в выходном сечении камеры (на входе в сопловой аппарат турбины) должно быть обеспечено оптимальное распределение температур газа. Это важное требование вызвано несколькими обстоятельствами. Рабочие лопатки турбины, на которые поступает газовый поток, работают в чрезвычайно тяжелых условиях: они растянуты огромными центробежными силами, подвергаются изгибу и колебаниям, в то время как прочность их понижена, поскольку на них воздействуют горячие газы. Снижение температуры газов перед турбиной нежелательно (оно приведет к снижению удельной тяги), поэтому перед сопловым аппаратом нужно создать такое распределение температур газа, при котором к более нагруженным частям лопаток подходили бы менее нагретые газы, а средняя температура была как можно выше;

д) наиболее нагретые части камеры сгорания должны надежно охлаждаться, чтобы не допустить опасного перегрева и выхода камеры из строя;

е) камеры сгорания должны обеспечивать быстрый и безотказный запуск двигателя на земле и в воздухе, в любых условиях полета. Впрыснутое в камеру топливо должно воспламениться немедленно, в противном случае двигатель будет перезалит топливом и воспламенение окажется невозможным;

ж) камера сгорания должна иметь малый объем, а следовательно, малые габариты и силу тяжести (вес), вместе с тем в ней должно выделяться как можно больше тепла. Это требование предполагает высокую тепловую напряженность камеры. Тепловая напряженность оценивает совершенство использования объема камеры сгорания для сжигания топлива. Чем больше тепловая напряженность при данном расходе топлива (данном количестве выделившегося тепла), тем меньше объем и габариты камеры сгорания. Требование минимальных габаритов особенно важно, так как мидель двигателя часто определяется габаритами камеры сгорания.

## **5.2 ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СГОРАНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ**

Рассмотрим, как осуществляется процесс сгорания в камере газотурбинного двигателя. Схема камеры сгорания изображена на рисунке 3. Внутри кожуха 1 находится жаровая труба 2, в которой имеется ряд отверстий. В жаровой трубе воздух полностью смешивается с топливом, которое

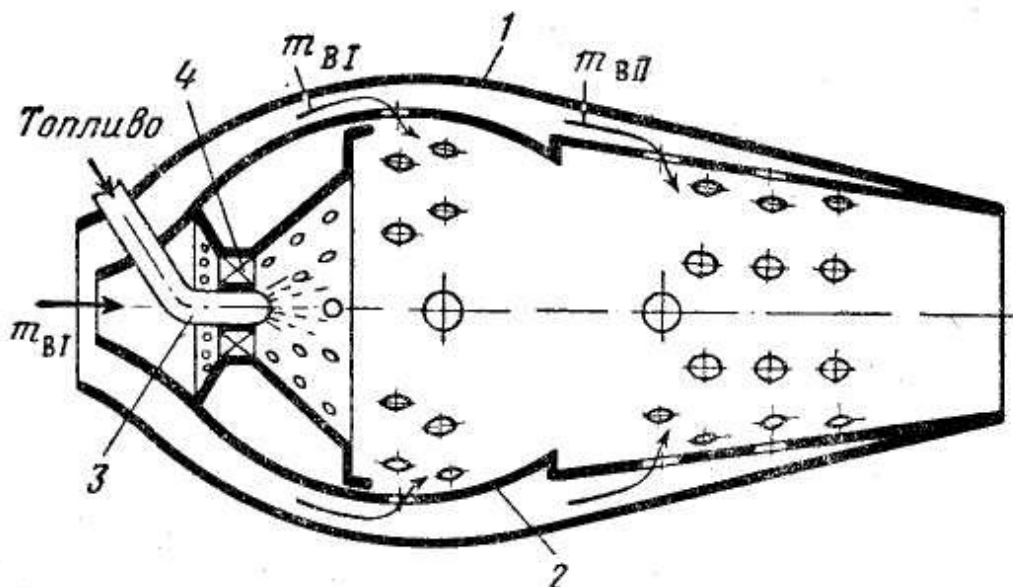


впрыскивается в жаровую трубу форсункой 3. Двигатель имеет несколько камер, их жаровые трубы соединены между собой трубками, выравнивающими давление в камерах и обеспечивающими распространение пламени из одной камеры в другую от начальной точки воспламенения.

На каждый килограмм топлива в ТРД приходится большое количество (50 - 70 кг) воздуха, он поступает в камеру из компрессора под давлением 10 – 30 МПа и более. Сгорание топлива в таком большом количестве движущегося воздуха не возможно, так как скорость сгорания бедной смеси (коэффициент избытка воздуха находится в пределах 3,5—4,5) очень мала, а образующееся в камере пламя будет сдуваться и уноситься потоком.

Устойчивое и быстрое горение возможно, если сжигать топливо не во всем объеме воздуха, а в его части, обеспечивающей получение смеси, характеризующейся коэффициентом избытка воздуха, близким к единице. В таком случае в основном процессе сгорания будет участвовать не весь воздух, а только часть, необходимая для сгорания.

Исходя из указанных соображений, объем всех камер сгорания делится на зону горения и зону смешения. Поступающий из компрессора воздух на входе в камеру сгорания разделяется на две части. Одна часть, составляющая примерно 25 - 30 % общего объема воздуха, поступает непосредственно для горения топлива, другая часть, используемая для охлаждения наиболее нагретых частей камеры, постепенно подмешивается к газам, снижая их температуру. Деление камеры на две зоны является условным, в действительности резкой границы между зонами нет, к тому же в зоне смешения может топливо догорать.



1 – кожух; 2 - жаровая труба; 3 – форсунка; 4 – завихритель.

Рисунок 3 – Схема трубчатой камеры сгорания

Для обеспечения устойчивого горения необходимо, чтобы скорость сгорания была больше скорости воздуха, поступающего в камеру сгорания. При скорости горения в камерах ТРД, равной 25—35 м/с, скорость поступающего воздуха не должна превышать 15—20 м/с. Уменьшение скорости воздуха от 100 - 150 м/с (такова она на выходе из компрессора) до 15 - 20 м/с достигается соответствующим профилированием входа в камеру. Устойчивость горения достигается также с помощью специальных устройств, помещаемых на входе в камеру и называемых стабилизаторами пламени или фронтowymi устройствами.

В камере, изображенной на рисунке 3, основным элементом фронтowego устройства является закружитель 4, в котором закручивается поток. Благодаря центробежным силам, возникающим при вращении воздуха, давление его у стенок жаровой трубы оказывается большим, чем на оси (рисунок 5). В результате возникшего перепада давлений образуется зона обратных токов, при этом часть продуктов сгорания, имеющих высокую температуру, устремляется противотоком к свежей топливо-воздушной смеси, нагревает ее, ускоряет испарение топлива и обеспечивает тем самым надежное и устойчивое воспламенение топливо-воздушной смеси.

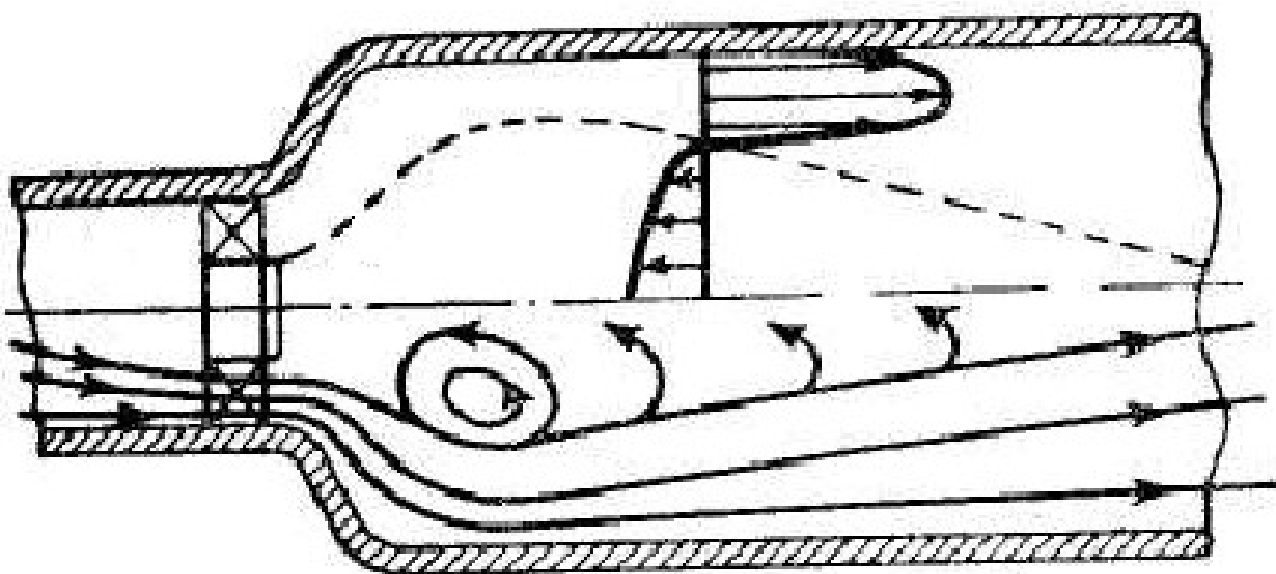


Рисунок 5 – Схема действия завихрителя

Через фронтowego устройство и несколько рядов отверстий жаровой трубы проходит часть воздуха  $m_{вп}$  (рисунок 3), составляющая 25 – 30 % общего расхода воздуха. Назовем этот воздух первичным. Первичный воздух смешивается с впрыскиваемым форсункой топливом и образует смесь с

коэффициентом избытка воздуха  $\alpha = 0,8 - 0,9$ . Смесь такого состава отличается наибольшей скоростью сгорания.

Первичный воздух подается в зону, горения. В зону смешения подается воздух, называемый вторичным  $m_{вн}$ . Этот воздух, поступающий в количестве 70 – 75 % от общего расхода воздуха, проходит по каналу, окружающему жаровую трубу, охлаждает трубу и проникает в нее через отверстия. При этом воздух подмешивается к продуктам сгорания и охлаждает их. В зоне горения температура газа достигает 2400 К. При подводе вторичного воздуха температура газа снижается на выходе из камеры сгорания и перед турбинными лопатками обеспечивается необходимая температура газа 1200 - 1700 К. Охлаждение камеры сгорания производится с помощью части вторичного воздуха, который вводится в жаровую трубу через ряд отверстий, расположенных под углом к стенке. Этот слой воздуха изолирует стенку камеры от потока горячего газа.

Основные показатели работы камеры сгорания - полнота и устойчивость сгорания - очень зависят от режима работы камеры. Наибольшая полнота сгорания обеспечивается при некотором оптимальном значении суммарного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{сумм}$ , при котором скорость реакции сгорания максимальна. Обогащение и обеднение смеси по сравнению с этим  $\alpha_{сумм}$  вызывает уменьшение полноты сгорания. При обогащении смеси в зоне, где начинается горение, сказывается недостаток кислорода для полного сгорания; факел пламени начинает удлиняться и сгорание идет во всем объеме жаровой трубы. Обогащение смеси вызывает понижение температуры газов, крупные капли топлива не успевают испариться и сгореть. Не смогут они сгореть и в зоне смешения, где температура еще ниже и сгорание может практически прекратиться. Факел пламени в этом случае проходит через турбину.

Устойчивое горение в камере нарушается при резком изменении режима работы (при «даче газа» и «уборке газа»). Резкое увеличение подачи топлива для увеличения развиваемой двигателем тяги может вызвать резкое переобогащение смеси и срыв пламени в камере. Температура газа при этом растет и может превысить ее предельно допустимое значение для лопаток турбины. Резкое уменьшение подачи топлива с целью уменьшения тяги вызывает резкое обеднение смеси (коэффициент избытка воздуха кратковременно повышается до  $\alpha = 20 - 30$  и более) и может привести к срыву пламени в камере сгорания.

В большой мере работа камеры сгорания зависит от высоты полета. С ее увеличением вследствие уменьшения расхода воздуха через камеру должно быть уменьшено количество подаваемого топлива, для чего следует снизить давление впрыска. Однако давление впрыска настолько резко падает, что приводит к сильному ухудшению распыливания топлива форсунками. Для того чтобы не допустить ухудшения распыливания топлива топливную форсунку делают многоканальной. Она представляет по существу две форсунки, объединенные общим корпусом. В такой форсунке при малых расходах топлива подача происходит через канал малого диаметра (канал малого газа),

который обеспечивает работу двигателя при запуске даже на больших высотах. При больших расходах подача топлива происходит через канал малого газа и основной канал.

Снижение давления воздуха, поступающего в камеру сгорания при подъеме самолета, приводит к ухудшению сгорания. Оно вызвано снижением скорости реакций сгорания и турбулентности потока воздуха. Воспламенение топлива при запуске ТРД производится с помощью специального пускового устройства, которое состоит из пусковой форсунки и запальной электрической свечи. Подаваемое пусковой форсункой топливо воспламеняется от электрической искры и образуется пусковой факел пламени. Он, в свою очередь, воспламеняет топливо, подаваемое основными форсунками.

Обеспечение с помощью пускового устройства повторного запуска выключившегося двигателя на больших скоростях и высотах полета оказывается затрудненным. Камеры при этом продуваются воздухом, имеющим большую скорость, низкое давление и температуру, в то время как скорость сгорания снизилась, а условия воспламенения смеси ухудшились. Для запуска двигателя в этом случае необходимы более мощные средства поджигания смеси, чем на земле. В ряде случаев подвод кислорода позволяет повысить высотность запуска. Иногда для запуска двигателя предварительно требуется уменьшение высоты и скорости полета.

### **5.3 ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИЙ КАМЕР СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

По конструктивной схеме камеры сгорания бывают трех типов: трубчатые или индивидуальные; кольцевые; трубчато-кольцевые.

По направлению движения газов существуют прямоточные и петлевые камеры сгорания. Последний тип камер отличается большими гидравлическими сопротивлениями и сложностью изготовления, поэтому применяется редко.

По направлению подачи топлива существуют камеры сгорания с впрыском топлива по направлению движения потока воздуха и впрыском против движения потока. Наибольшее распространение получили камеры с впрыском топлива по направлению потока воздуха.

По мере развития ГТД конструкция камер сгорания непрерывно совершенствуется. Многие элементы камер сгорания имеют строго индивидуальные особенности, к ним относят конструкцию фронтального устройства, топливных форсунок, тип воспламенителей и распределение отверстий подвода вторичного воздуха в жаровой трубе.

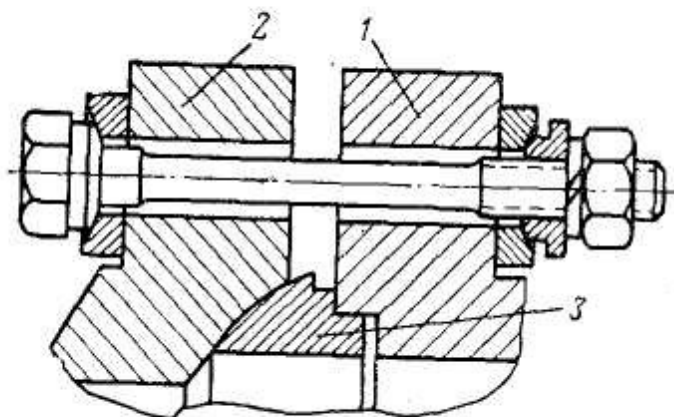
Дальнейшее совершенствование конструкции камер сгорания в настоящее время обусловлено необходимостью снижения выбросов вредных веществ, требованием высокой надежности, долговечности и компактности. С этой целью создаются камеры сгорания с регулируемым расходом воздуха, двухзонным горением и с использованием схемы снижения подготовленных «бедных» горючих смесей.

Остановимся на описательной характеристике каждого типа камер сгорания.

### 5.3.1 Трубчатые камеры сгорания

Трубчатые камеры сгорания получили наибольшее распространение в двигателях с центробежным компрессором. Эти камеры удобны в эксплуатации, они могут легко сниматься, осматриваться и в случае необходимости заменяться. Малые размеры камеры и небольшой расход воздуха через нее обеспечивают ее сравнительно легкую экспериментальную доводку при конструировании. Вместе с тем комплект таких камер сравнительно тяжел и, кроме того, двигатели с трубчатыми камерами отличаются большим поперечным сечением. Примером конструктивного выполнения такой камеры может служить камера турбореактивного двигателя ВК-1А. На двигателе ВК-1А установлено девять трубчатых камер сгорания. Каждая из камер (рисунок 7) состоит из горловины 3, кожуха 2 и жаровой трубы 1.

Горловина камеры сгорания отлита из алюминиевого сплава. Передним фланцем и двумя болтами она соединена с входным патрубком камеры сгорания, другим - крепится к кожуху. Между фланцем 1 горловины (рисунок 6) и фланцем 2 патрубка установлено сферическое кольцо 3; патрубок имеет сферическую расточку. Помимо этого, диаметр стяжных болтов меньше диаметра отверстий во фланцах горловины и патрубка. Все это позволяет камере сгорания самоустанавливаться и поворачиваться при нагреве во время работы и при перекосах, возможных при сборке.



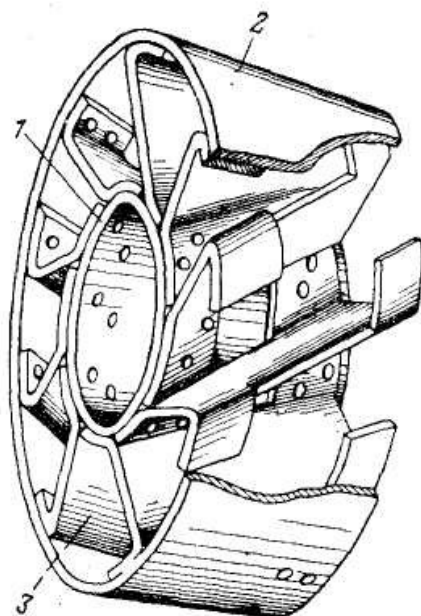
1 – фланец горловины; 2 – фланец патрубка; 3 – сферическое кольцо.

Рисунок 6 – Крепление трубчатой камеры сгорания

Жаровая труба сварена из ряда деталей роликовой электросваркой. В передней части жаровой трубы, в месте соединения более нагретых деталей с менее нагретыми сделаны компенсирующие разрезы, устраняющие термические напряжения. Концы этих разрезов засверлены во избежание появления трещин. Жаровая труба зафиксирована в кожухе камеры с помощью стакана подвески 9 (рисунок 8) и двух соединительных патрубков 19.

Центрируется жаровая труба в кожухе камеры с помощью восьми выступов с наплавленным стеллитом, выполненных на задней части жаровой трубы. Таким образом, крепление жаровой трубы обеспечивает свободу расширения как в радиальном, так и в осевом направлениях.

В передней части жаровой трубы расположен завихритель (рисунок 7) служащий для стабилизации пламени. Завихритель представляет два кольца 1 и 2, к которым приварены лопатки 3 стоящие под углом к направлению воздушного потока. Ввод вторичного воздуха в жаровую трубу осуществляется через несколько рядов выполненных в ней отверстий. Для предупреждения появления трещин по краям отверстий их окантовывают специальными пистонами 16 (рисунок 8). Для защиты материала жаровой трубы от воздействия горячих газов на двигателе ВК-1А применен метод создания защитного воздушного подслоя. С этой целью на манжете 14 выполнен ряд мелких отверстий, создающих защитный подслоя с внутренней стороны



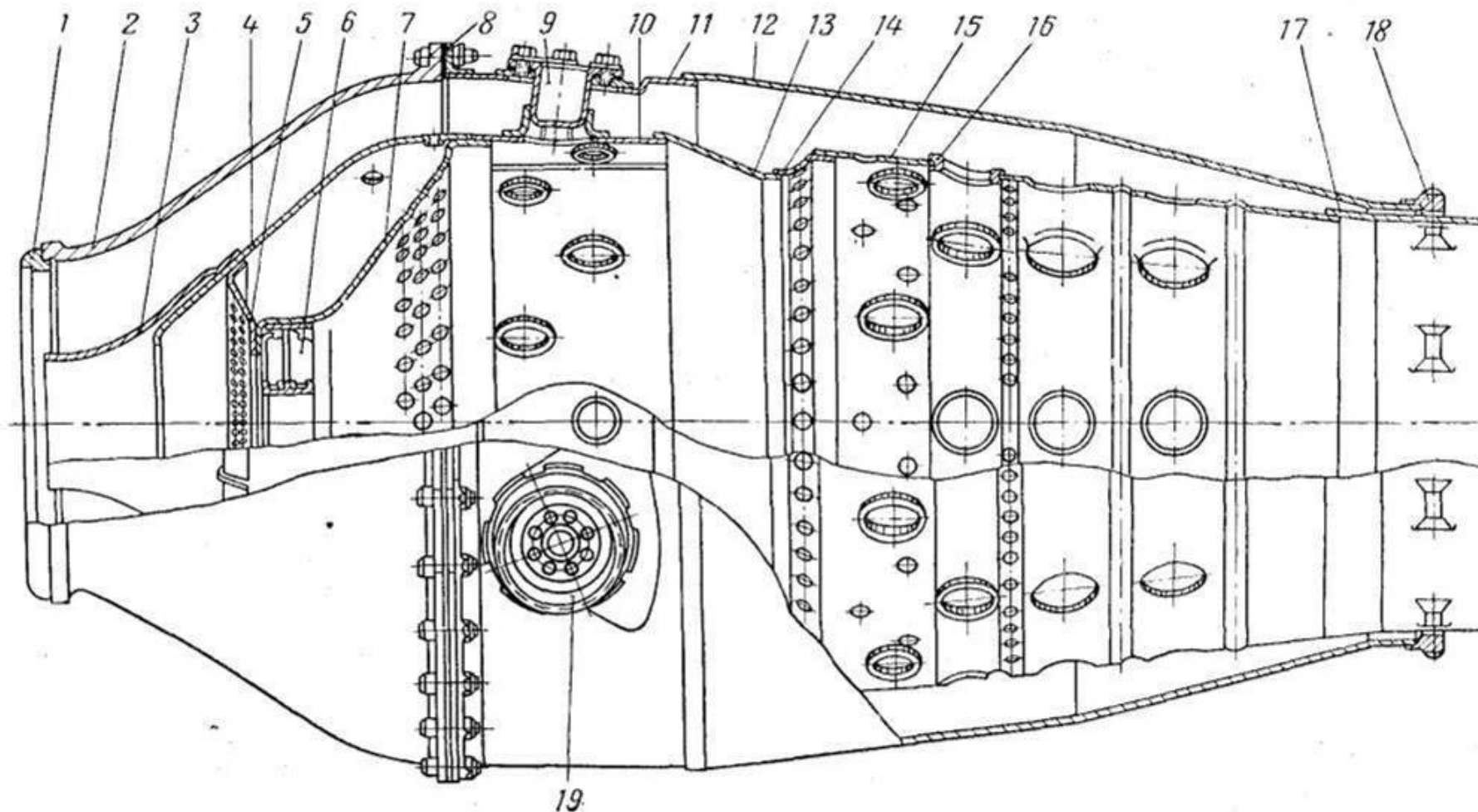
стенки.

1,2 – кольца; 3 – лопатка.

Рисунок 7 - Завихритель

Кожух камеры сгорания изготовлен из мягкой листовой стали. Он состоит из двух частей - цилиндрической и конической. Передняя часть снабжена фланцем 8 для соединения с горловиной, задняя имеет сферическое уплотнительное кольцо 18. Этим кольцом камера входит с небольшим натягом в стальную хромированную втулку газосборника, обеспечивая герметичность соединения, а кожух камеры получает возможность расширяться при нагреве.

Для поджигания смеси в жаровых трубах, не имеющих запальных устройств (они имеются только в 3 и 8-й камерах), и выравнивания давления они соединяются между собой с помощью соединительных патрубков, которые обеспечивают повторное поджигание смеси при самопроизвольном выключении отдельных камер.



1 – сферическое кольцо; 2 – горловина; 3 – входной конус; 4 – колпак; 5 – перегородка; 6 – завихритель; 7 – конус; 8 – фланец кожуха; 9 – стакан подвески; 10 – первая секция кожуха жаровой трубы; 11 - первая секция кожуха камеры сгорания; 12 - вторая секция кожуха камеры сгорания; 13 – промежуточная секция жаровой трубы; 14 – манжета промежуточной секции жаровой трубы; 15 – вторая секция жаровой трубы; 16 – поршень; 17 – манжета второй секции жаровой трубы; 18 – кольцо уплотнения камеры сгорания; 19 – соединительный патрубок.

Рисунок 8 – Трубчатая камера сгорания двигателя ВК-1А

### 5.3.2 Трубчато-кольцевые камеры сгорания

Трубчато-кольцевые камеры сгорания состоят из отдельных жаровых труб, аналогичных жаровым трубам трубчатой камеры сгорания, размещенных в кольцевой полости между компрессором и турбиной. Такие камеры установлены на ряде отечественных ТРД с осевым компрессором, в частности на двигателе АМ-3. Рассмотрим в качестве примера камеру, установленную на этом двигателе.

Камера сгорания двигателя (рисунок 9) имеет 14 жаровых труб 4. Эти трубы размещены в полости, образованной корпусом 2 камеры сгорания и кожухом 5 камеры, а также внутренней стенкой 8 диффузора и корпусом 6 вала турбины.

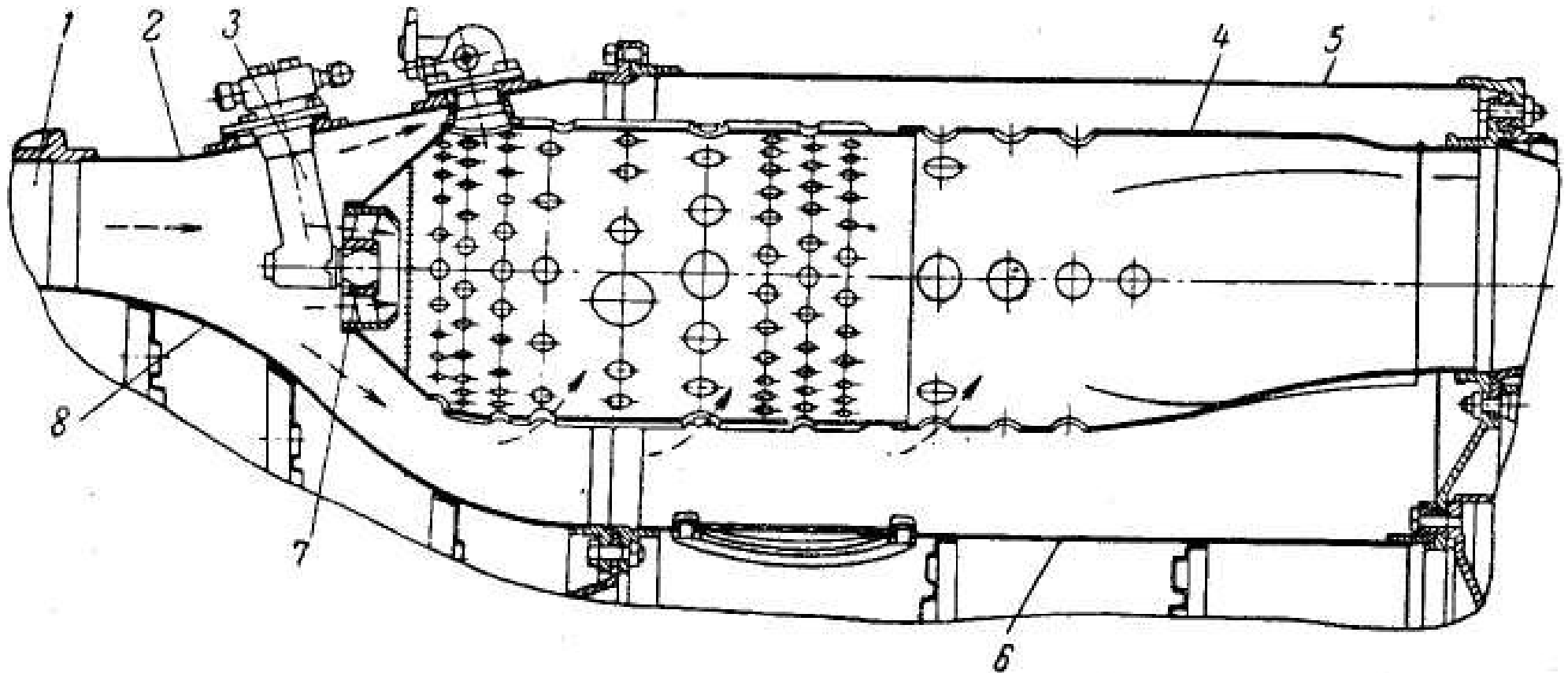
Диффузор камеры по своему назначению (он предназначен для уменьшения скорости воздуха, поступающего в камеру сгорания) соответствует горловине трубчатой камеры, он образован корпусом камеры и внутренней стенкой диффузора. В силовом отношении корпус и стенка диффузора объединены в узел при помощи лопаток 1 спрямляющего аппарата последней ступени компрессора. Жаровая труба изготовлена сваркой из листовой жаропрочной стали ХН78Т.

Около 25% воздуха, поступившего в камеру, направляется в жаровые трубы через завихритель 7 (рисунок 9) и три ряда отверстий на жаровых трубах. Завихритель конструктивно не отличается от завихрителя камеры ВК-1А, рассмотренного выше. Через завихритель проходит небольшая часть воздуха, поступившего в камеру сгорания (примерно 2,5 %). Основная часть воздуха проходит в полость, где расположены жаровые трубы. Часть этого воздуха поступает в жаровую трубу через первые ряды отверстий в гильзе жаровой трубы. Другая часть воздуха поступает в жаровую трубу через остальные отверстия в трубе.

Жаровая труба передней частью опирается на форсунки 3. Они воспринимают усилия от жаровых труб и передают их на корпус камеры сгорания. В осевом направлении жаровые трубы зафиксированы относительно корпуса камеры корпусами воспламенителей; в трубах, где нет воспламенителей, фиксация осуществляется стаканами. В задней части жаровые трубы имеют манжеты, которыми они опираются на раму соплового аппарата. При нагревании жаровые трубы могут свободно расширяться и при удлинении жаровой трубы манжеты входят в окно рамы соплового аппарата.

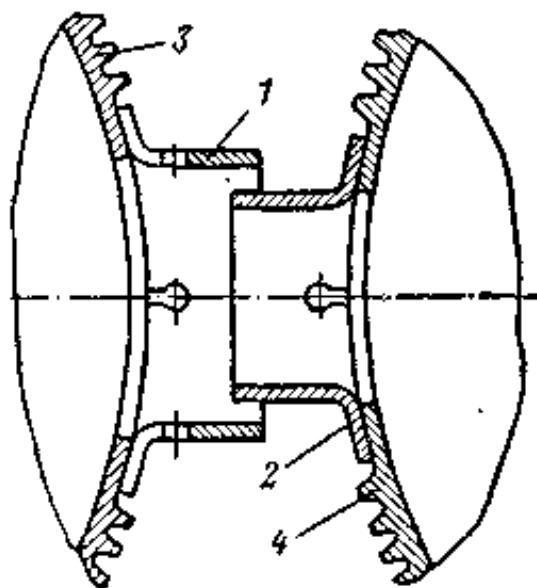
Зажигание смеси при запуске двигателя производится с помощью воспламенителей, установленных в нескольких жаровых трубах. В остальные жаровые трубы пламя попадает через перепускные патрубки 1 и 2 (рисунок 10) на смежных жаровых трубах.





1 – лопатка спрямляющего аппарата, 2 – корпус камеры сгорания, 3 – форсунка, 4 – жаровая труба, 5 – кожух камеры сгорания, 6 – корпус вала турбины, 7 – завихритель, 8 – внутренняя стенка диффузора

Рисунок 9 – Трубчато-кольцевая камера сгорания двигателя АМ-3



1,2 – перепускные патрубки; 3,4 – жаровые трубы

Рисунок 10 – Соединительный патрубок трубчато-кольцевой камеры сгорания

Перепускные патрубки являются по диаметру неодинаковыми. Меньший по диаметру патрубок одной трубы телескопически входит в больший патрубок другой трубы с небольшим зазором. Эти патрубки приварены к жаровым трубам 3 и 4.

Кожухи трубчато-кольцевых камер сгорания являются силовыми элементами. Они обеспечивают силовую связь элементов газовой турбины и сопла с корпусом компрессора. Кожух представляет барабан, сваренный из четырех частей. Задним фланцем он крепится к наружному корпусу соплового аппарата I ступени. На этот фланец установлены четыре подвески двигателя к самолету.

На камере сгорания двигателя АМ-3 предусмотрена возможность доступа к жаровым трубам для их осмотра и замены (для этого достаточно сдвинуть кожух камеры в сторону турбины).

### 5.3.3 Кольцевые камеры сгорания

Кольцевые камеры сгорания имеют форму кольцевой полости, образованной внешним и внутренним кожухами камеры, которые, в свою очередь, образуют контуры ее проточной части.

Кольцевые камеры более легки, компактны и жестки, нежели трубчатые и отличаются более равномерным температурным полем газов на входе в турбину. Недостатком этих камер является трудность доводки (испытания камер требуют сложных установок с большими расходами воздуха), сложность осмотра жаровой трубы и замены отдельных частей камеры в эксплуатации,

трудность обеспечения необходимой прочности и жесткости, особенно у двигателей большого диаметра. Тем не менее благодаря своим достоинствам этот тип камеры получает все большее распространение в ГТД.

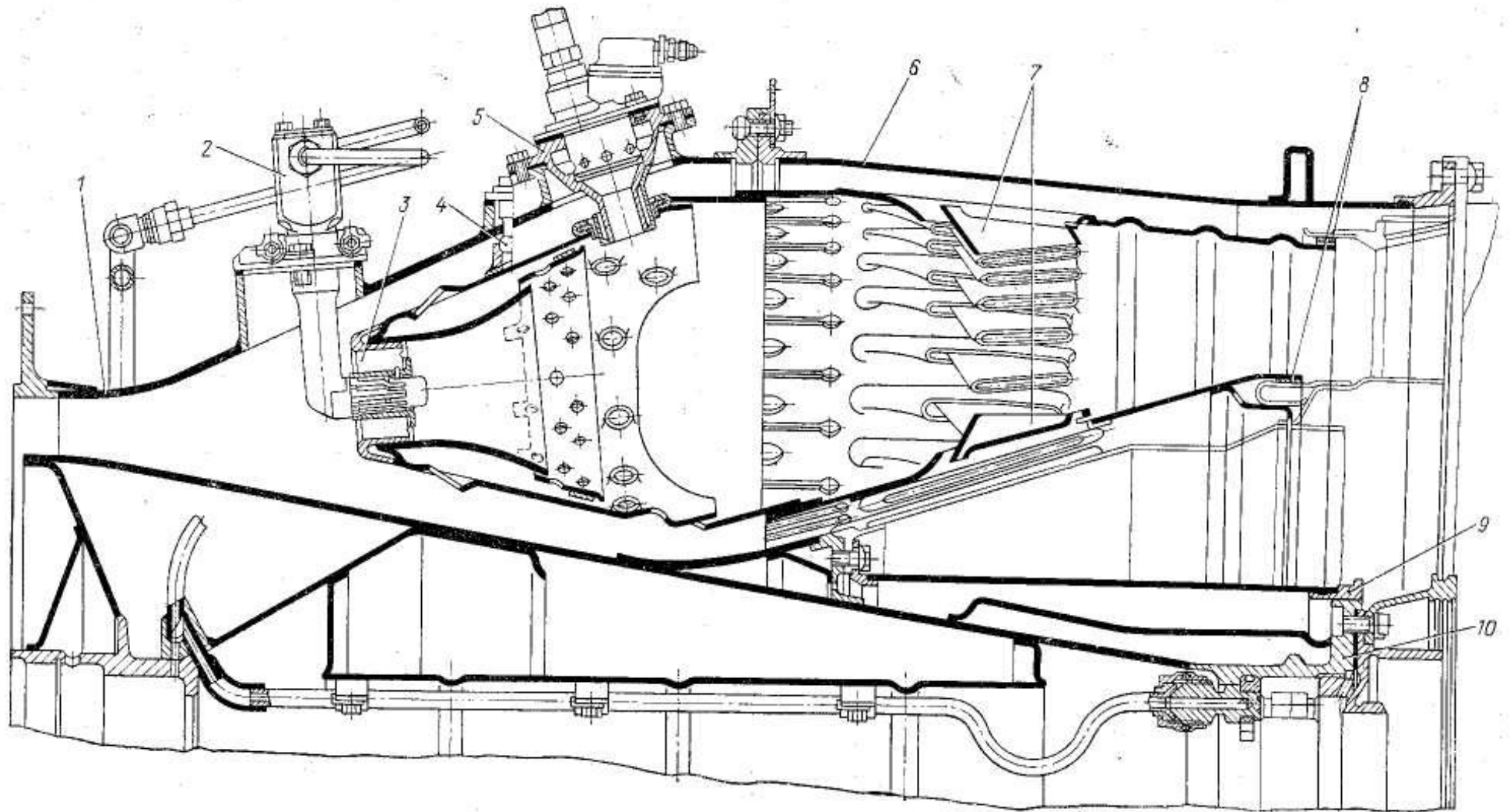
На рисунке 11 представлена кольцевая камера сгорания турбовинтового двигателя (ТВД). Жаровая часть камеры имеет десять головок, в каждой из которых находится лопаточный стабилизатор 3, во внутреннее кольцо которого входит форсунка 2. В жаровой части камеры имеются щели для ввода защитного пристеночного слоя воздуха. В смесительную область жаровой части камеры воздух подается по смесительным патрубкам 7 с охлаждаемыми передними стенками. Жаровая часть камеры фиксируется относительно наружного кожуха радиальными пальцами 4 и в местах 8 по выходному сечению жаровой части камеры.

## **5.4 ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ**

Дальнейшее развитие и совершенствование авиационных двигателей потребовало значительного изменения конструкции камер сгорания. Эти изменения затрагивают КС двигателей как военной, так и гражданской авиации, в которых реализуются высокие значения давления и температур при более длительном ресурсе и высокой надежности работы.

В последние годы КС совершенствовались и продолжают совершенствоваться с целью:

- увеличения температуры газа на выходе;
- повышения давления;
- повышения полноты сгорания топлива в широком диапазоне режимов;
- уменьшения потерь полного давления;
- уменьшения размеров камеры, а следовательно, повышения ее теплонапряженности;
- улучшения пусковых характеристик (особенно в высотных условиях);
- снижения неравномерности температурного поля;
- уменьшения веса камер сгорания, эксплуатационных расходов и стоимости производства;
- снижения токсичности и дымления продуктов выхлопа;
- увеличения ресурса и повышения надежности камеры.



1 – корпус камеры сгорания, 2 – рабочая форсунка, 3 – лопаточный стабилизатор, 4 – палец для фиксации жаровой части относительно наружного кожуха, 5 – воспламенитель, 6 – наружный задний кожух, 7 – смешивательный патрубок, 8 – место фиксации жаровой части камеры, 9 – направляющий кожух, 10 – корпус подшипника турбины

Рисунок 11 - Кольцевая камеры сгорания ТВД

## **6 МНОГОУРОВНЕВЫЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЕ ЗАДАЧИ ПО СПЕЦИАЛЬНОСТЯМ «РАКЕТОСТРОЕНИЕ» И «САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ»**

### **6.1 ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЕ (ОПТАНТНЫЕ) ЗАДАЧИ**

#### Задача 1

Изобразите летательный аппарат, полет которого возможен на основе:

- а) аэростатического;
- б) аэродинамического;
- в) реактивного;
- г) орбитального принципов полета.

Не подходите формально к решению задачи – она не так проста, как кажется на первый взгляд.

#### Задача 2

Назовите объекты профессиональной деятельности инженера аэрокосмических специальностей. Какие предприятия Вашего региона являются потенциальными работодателями для инженеров специальностей «Самолето- и вертолетостроение», «Ракетостроение»? Укажите сферу профессиональных интересов этих предприятий, значение предприятий для промышленности и экономики региона.

#### Задача 3

Проведите сравнительный анализ специальностей «Технология машиностроения» и «Самолето- и вертолетостроение» («Ракетостроение»).

Назовите 3, 5, 7 характеристик (личностных, деловых, профессиональных, этических), которыми должен обладать инженер аэрокосмических специальностей.

#### Задача 4

Перечислите основные элементы конструкции ракеты, самолета, вертолета, планера, экраноплана, винтокрыла, гидросамолета, дирижабля.

#### Задача 5

Назовите агрегаты, обеспечивающие жизнедеятельность летательного аппарата и выполнение поставленных перед ним задач. Проанализируйте этапность и значимость их появления для становления аэрокосмической техники.

#### Задача 6

Охарактеризуйте поэтапно становление авиации в мире, России. Назовите ученых, конструкторов, изобретателей, чья деятельность внесла большой вклад в развитие авиации и космонавтики.

#### Задача 7

Перечислите основные тактико-технические характеристики, присущие самолетам первого, второго, третьего, четвертого, пятого поколений. Каким Вы видите летательный аппарат будущего? Аргументируйте свой ответ.

#### Задача 8

На рисунке 12 представлена схема технологического членения военного самолета F-16. Обоснуйте необходимость применения модульной конструкции в самолете. Назовите конструктивные элементы, входящие в состав изделия. Аргументируйте свой ответ.

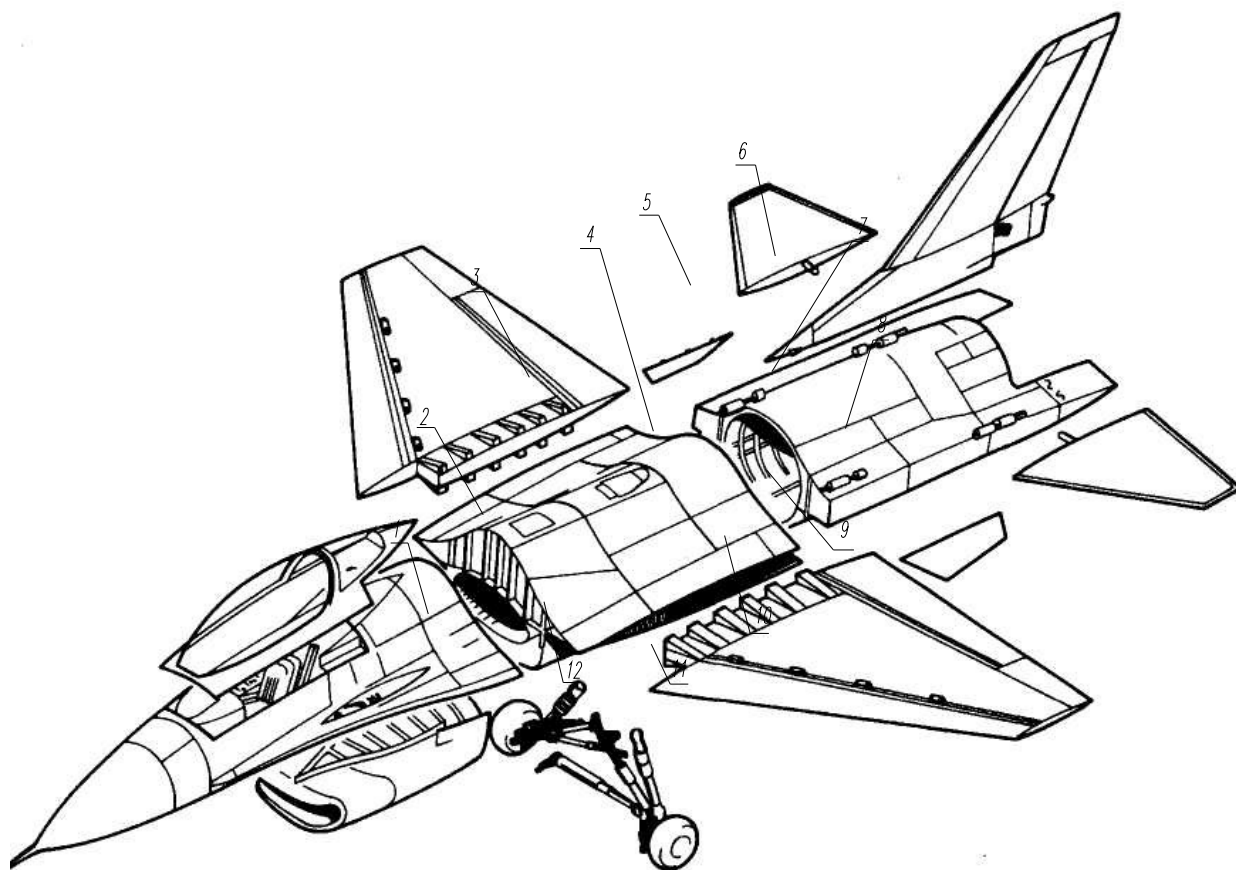
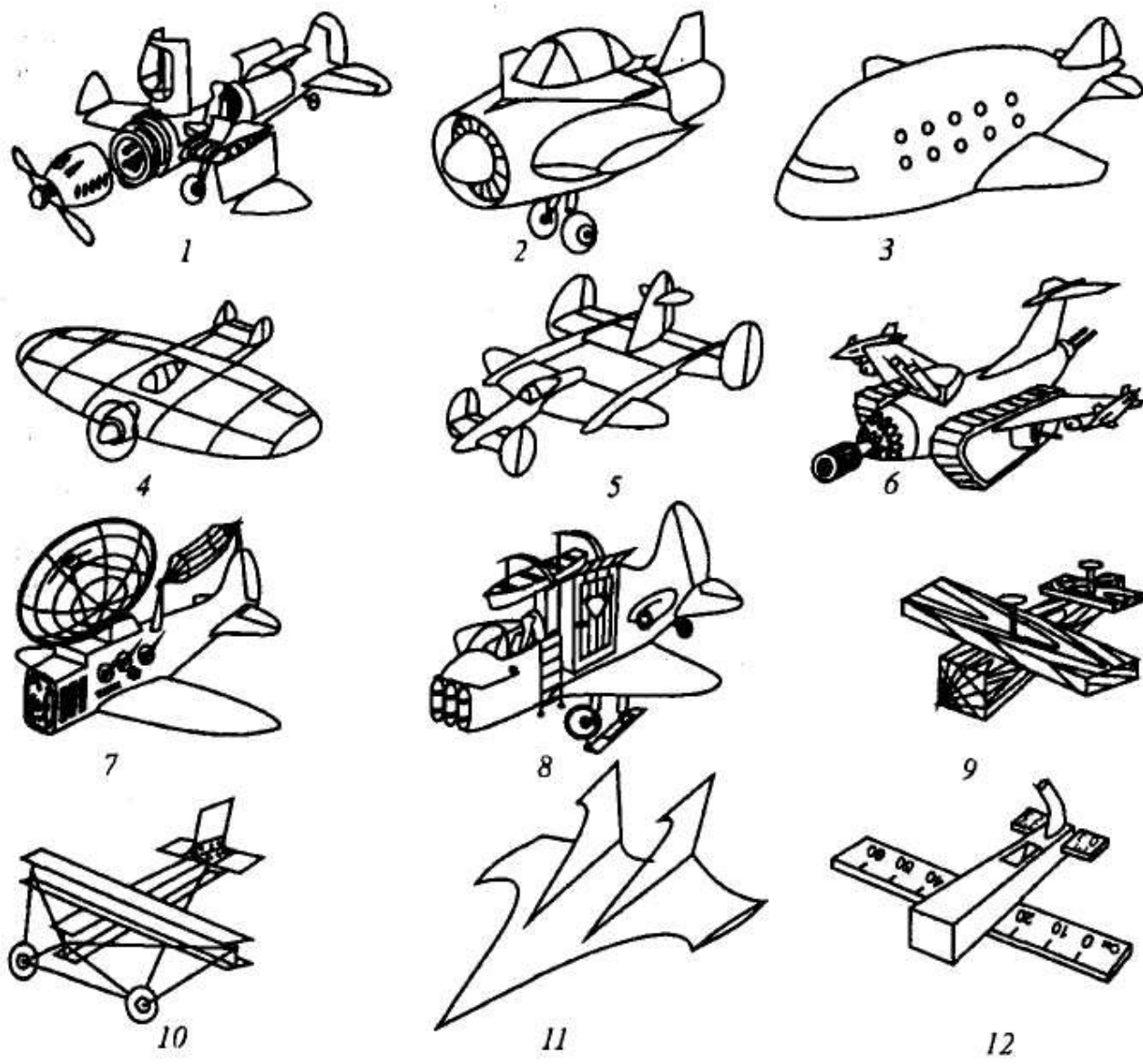


Рисунок 12 – Модульная конструкция планера самолета F-16

#### Задача 9

Бригадам узких специалистов было дано задание спроектировать самолет. Результаты работ представлены на рисунке 13. Дайте оценочную характеристику тому, что Вы видите на рисунке. Какие ошибки допустили инженеры при разработке самолета? Какими качествами, умениями, навыками

должен обладать авиаинженер, чтобы не допускать подобных ошибок в профессиональной деятельности?



1 - наземного обслуживания (одно из основных требований - максимально удобные подходы ко всем системам и агрегатам при обслуживании); 2 - двигателя; 3 - фюзеляжа; 4 - крыла; 5 - оперения; 6 - вооружения; 7 - радиоэлектронного оборудования; 8 - жизнеобеспечения и спасения; 9 - технологии производства (здесь одно из основных требований - максимально возможная простота изготовления); 10 - прочности (одно из основных требований - максимально надежные и простые для расчетов элементы конструкции); 11 - аэродинамики (одно из основных требований - максимально удобообтекаемые формы); 12 - плазов (от франц. *place* - место) - эта бригада занимается вычерчиванием с высокой точностью теоретических чертежей самолета в натуральную величину, изготовлением чертежей шаблонов и макетов, в основном деревянных

Рисунок 13 - Самолеты, спроектированные бригадами узких специалистов



Задача 10

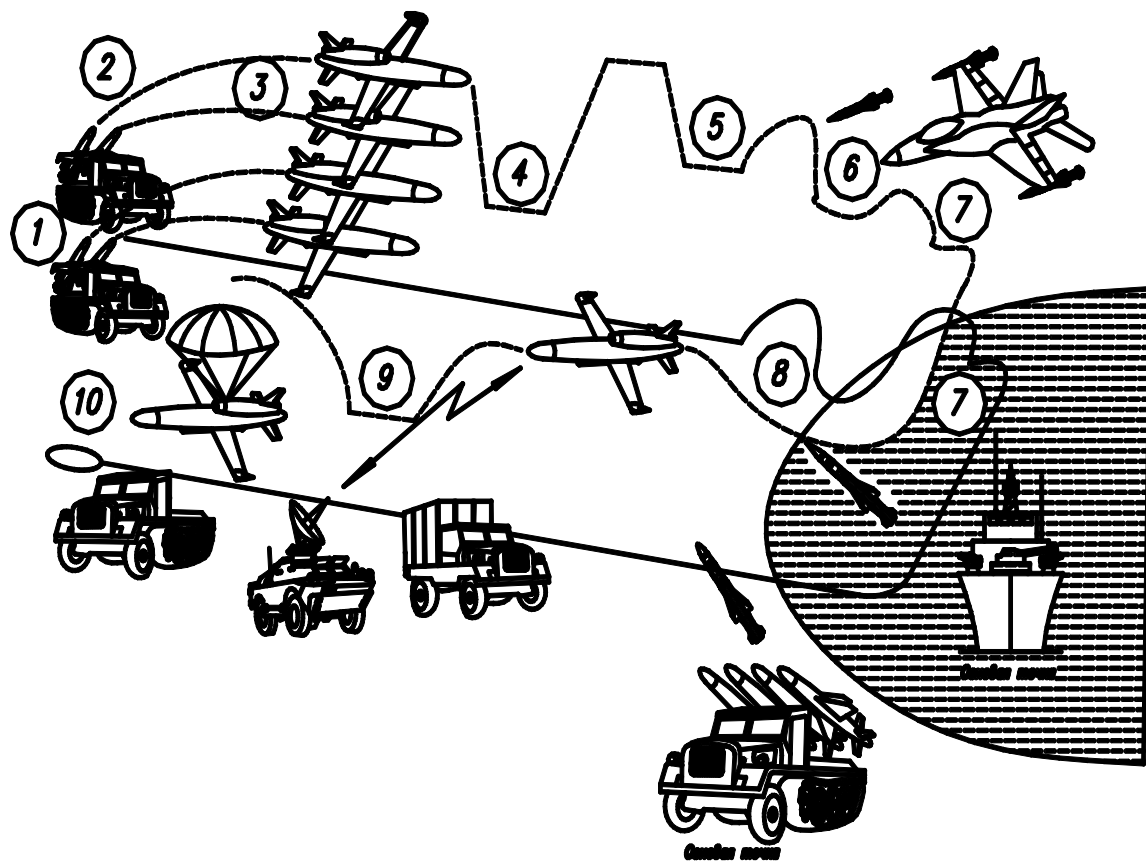


Рисунок 14- Схема боевого применения беспилотного самолета-мишени «Дань», серийно выпускаемого на ФГУП ПО «Стрела»



Комплекс изделия «Дань» предназначен для боевой подготовки войск и испытаний комплекса вооружений самолетов-истребителей, зенитных ракетных, артиллерийских стрелковых комплектов на полигонах. Изделие «Дань» – в дальнейшем мишень, предназначено для эксплуатации в качестве радиоуправляемого самолета-мишени, имитирующего воздушные цели, то есть это - эффективная отражающая поверхность, которая соответствует отражающей поверхности самолета «F16». В составе комплекса изделия «Дань»: мишень, средства наземного обслуживания специального применения «гнездо» и наземное средство обработки отображения информации. Назначенный ресурс мишени составляет 10 применений.

Скорость горизонтального полета - от 400 до 710 км/ч при высоте 2-4 км; высота полета - от 50 до 10000 м; продолжительность полета в зависимости от режима полета - от 25 до 40 мин.

Назовите основные этапы полета и выполняемые самолетом фигуры пилотажа, показанные на рисунке 14.

#### Задача 11

Перечислите конструкторские бюро (в СССР, России), разрабатывающие самолеты и вертолеты. Назовите генеральных конструкторов этих бюро. Охарактеризуйте особенности разрабатываемых каждым конструкторским бюро летательных аппаратов.

#### Задача 12

Назовите факторы, от которых, по-вашему мнению, зависит развитие авиационной и ракетно-космической техники. Свой ответ обоснуйте.

#### Задача 13

В докладе князя Б. Голицына «Об общих директивах для правильной постановки дела воздухоплавания в России», прочитанного им 13 декабря 1909 года в Академии наук, в собрании членов Государственной Думы и Государственного Совета, говорилось: «Было бы более чем ужасно, скажу даже преступно, если бы мы в этом деле ... отстали от наших соседей и дали бы им спокойно усиливаться, не предпринимая никаких мер... Если мы будем по-прежнему дремать, то нам могут преподнести такой сюрприз, с последствиями которого будет трудно справиться. Беда может свалиться на нас, как снег на голову, и мы проснемся тогда от спячки, но будет уже поздно...»

Прокомментируйте это высказывание с позиций сегодняшнего дня.

#### Задача 14

Самолет Су-27 начал разрабатываться в конструкторском бюро Сухого в 1969 году. На вооружение самолет был принят в 1981 году. На сегодняшний день Су-27и его модификации отвечают требованиям, предъявляемым к машинам подобного класса. Заложенные в проект самолета технические решения позволяют при незначительной модификации базовой конструкции получить новые, более высокие тактико-технические характеристики.

Перечислите группы умений, назовите профессиональные качества, которыми должен обладать инженер - разработчик перспективного, конкурентоспособного летательного аппарата.

### Задача 15

Назовите типы самолетов, изображенных на рисунках 15-20. Классифицируйте самолеты по ряду характерных признаков. Аргументируйте свой ответ.



Рисунок 15 – Самолет Ан – 10



Рисунок 16 – Самолет Ту - 144



Рисунок 17 – Самолет Су – 30



Рисунок 18 – Самолет Ил – 76



Рисунок 19 – Самолет Ту-154



## Рисунок 20 – Самолет Ан – 225

### Задача 16

В 1976 году с военного аэродрома под Хабаровском был угнан новый советский истребитель МиГ-25.

Досконально изучив конструкцию, японские и американские специалисты пришли в восторг от находчивости русских инженеров.

Что так поразило иностранных конструкторов?



## Рисунок 21 – Самолет МиГ - 25

### Задача 17

Назовите силы, действующие на летательный аппарат в атмосфере и за ее пределами.

### Задача 18

Назовите и охарактеризуйте принципы полета летательных аппаратов.

### Задача 19

Проанализируйте взаимосвязь аэрокосмической промышленности с другими отраслями народного хозяйства и экономики.

Как применяются достижения авиации и космонавтики в радиоэлектронике, медицине, машиностроении, сельском хозяйстве?

### Задача 20

Назовите конструкторские бюро, которые занимались в СССР разработкой ракетной техники. Кто был их первыми генеральными конструкторами? Кто сегодня возглавляет эти организации? Охарактеризуйте направления деятельности каждого конструкторского бюро.

## Задача 21

В мае 1952 года сотрудник ЦАГИ В. В. Кондратьев обратился с письмом на имя И. В. Сталина. Он предложил серийно строить копию американского реактивного истребителя F-86 «Сэйбр» фирмы «Норт-Америкен», хорошо показавшего себя в воздушных боях в небе Кореи. В ЦАГИ был доставлен почти целый подбитый «Сэйбр». Его разобрали, изучили и смакетировали, после чего и возникла идея о плагиате.

Уже 18 июня того же года правительство образовало ОКБ-1 под руководством В. В. Кондратьева, однако вскоре выяснилась абсурдность идеи копирования. «Сэйбру» к тому времени исполнилось 5 лет, к тому же он не имел явных преимуществ перед МиГ-17. Кроме того, единственный в то время двигатель с подходящей тягой ВК-1Ф никак не вписывался в фюзеляж «Сэйбра». Почему? Выскажите свои предположения и возможные варианты решения этой проблемы.

После неудачи с «Сэйбром» ОКБ предложило еще несколько идей прожекторского типа. В результате такой деятельности В. В. Кондратьев был освобожден от должности генерального конструктора ОКБ-1, а на его место назначили П.О. Сухого. Весной 1958 года КБ получило задание спроектировать принципиально новый специализированный тип самолета – «истребитель-бомбардировщик». 24 апреля 1959 года опытная машина впервые поднялась в воздух. Зимой 1960 самолет был передан на государственные испытания, а 24 января 1961 года вышло постановление Совмина СССР о принятии самолета (рисунок 22) на вооружение.



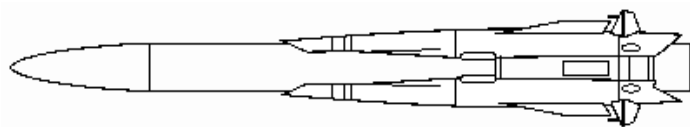
Рисунок 22 – Самолет

Назовите этот самолет. Охарактеризуйте конструкцию, назначение и боевое применение машины.

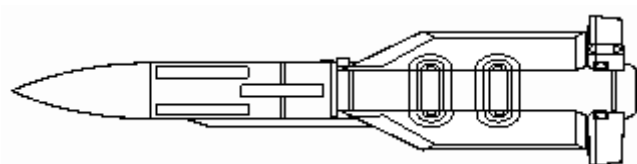


### Задача 22

Определите тип конструктивной схемы приведенных на рисунке 23 летательных аппаратов. Укажите достоинства и недостатки каждой.



а



б

Рисунок 23 – Типы конструктивных схем летательных аппаратов

### Задача 23

Назовите типы ракетной техники, изображенной на рисунках 23-27.

Охарактеризуйте компоновочную и аэродинамическую схемы представленных летательных аппаратов. Классифицируйте летательные аппараты по ряду характерных признаков.



Рисунок 23 – Ракета-носитель «Энергия» на старте



Рисунок 24 – Ракета RM-75M2 на пусковой позиции



Рисунок 25 – Ракета «Циклон»



Рисунок 26 – Противокорабельная ракета «Оникс»



Рисунок 27 – Ракета 5В21 комплекса С-200

## 6.2 СТЕРЕОТИПНЫЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ

1. Определите скорость полёта самолёта в САУ на высоте  $H = 11$  км, если статическое давление воздуха в сечении на входе в компрессор  $p_B = 35$  кПа при  $\lambda_B = 0,7$  и  $\sigma_{BX} = 0,98$ .
2. В САУ на высоте  $H = 11$  км при  $V_n = 1500$  км/ч определите внешнее сопротивление входного устройства, площадь миделевого сечения которого равна  $1\text{ м}^2$ , а коэффициент  $c_{X,BX} = 0,2$ .
3. Определите расход воздуха через двигатель в САУ на высоте 11 км при  $V_n = 3000$  км/ч, если лобовая площадь сечения на входе в него  $F_{BX} = 1\text{ м}^2$ , а коэффициент расхода  $\varphi = 0,9$ .
4. Определите полную температуру и полное давление в сечении на входе в компрессор, если известны атмосферная температура  $T_H = 216$  К, атмосферное давление  $p_H = 22700$  Па, число  $M_{II} = 3$  и коэффициент восстановления давления  $\sigma_{BX} = 0,7$ .
5. Определите статическую температуру, статическое давление воздуха и скорость потока в сечении на входе в компрессор в САУ у земли при  $V_n = 300$  км/ч, если расход воздуха через двигатель  $G_B = 120$  кг/с, эффективная площадь входа в компрессор  $F_B = 0,55$  м<sup>2</sup>, коэффициент восстановления давления  $\sigma_{BX} = 0,98$ .
6. В САУ на высоте  $H = 11$  км при  $M_{II} = 2$  и 3,5 определите отношение площадей сечений  $F_H/F_B$ , характеризующее соотношение диаметральных габаритов ВУ и компрессора, если приведенная скорость потока перед компрессором соответственно равна 0,5 и 0,4, а величина  $\sigma_{BX} = 0,86$  и 0,54.
7. В стандартных атмосферных условиях (САУ) на высоте 11 км скорость полета самолета равна 850 км/ч. Определите полную температуру воздуха на входе в компрессор двумя способами: а) с использованием газодинамических функций (ГДФ), б) без использования ГДФ при условии постоянной теплоемкости воздуха.
8. В САУ на земле при  $V_n = 0$  определите статическую температуру воздуха в сечении В на входе в компрессор, если скорость потока в этом сечении  $c_B = 200$  м/с.

9. Определите работу компрессора в САУ на земле при  $V_n=0$ , если полная температура воздушного потока за компрессором  $T_k^*=800$  К.
10. Определите полную температуру воздуха за компрессорами низкого и высокого давлений двухвального ТРД при полете самолета в САУ на высоте  $H=5$  км со скоростью  $V_n=450$  км/ч, если работа каскадов компрессора НД и ВД соответственно равна  $L_{кнд}=125$  кДж/кг,  $L_{квд}=188$  кДж/кг.
11. Определите работу компрессора ВД ТРДД, если  $T_n=230$  К,  $V_n=800$  км/ч,  $L_{кнд}=120$  кДж/кг,  $T_k^*=780$  К.
12. Определите тепло, подведенное к одному килограмму рабочего тела в камере сгорания, если полная температура рабочего тела на входе в камеру и на выходе из нее равна  $T_k^*=800$  К,  $T_r^*=1650$  К.
13. Определите полную температуру газа за турбиной, если известны полная температура газа перед турбиной  $T_r^*=1600$  К и работа турбины  $L_t=800$  кДж/кг.
14. Определите работу турбины ВД двухвального ТРДД, если  $T_r^*=1600$  К и  $L_{кнд}=250$  кДж/кг,  $T_t^*=950$  К.
15. Определите температуру газа на выходе из сопла  $T_c$ , если  $T_r^*=900$  К и скорость истечения  $c_c=500$  м/с.
16. Определить скорость истечения газа из сопла, если известна скорость потока за турбиной  $c_t=300$  м/с, статическая температура за турбиной  $T_t=780$  К и на выходе из сопла  $T_c=690$  м/с.
17. При одинаковом расходе топлива  $G_t=0,31$  кг/с и одинаковой массе  $M_{дв}=410$  кг ТРДД и ТВаД развивают соответственно тягу  $P=32$  кН и мощность на валу  $N_e=4000$  кВт. Определите удельный расход топлива и удельную массу этих двигателей, а также удельный вес ТРДД.
18. Определите площадь эффективного сечения потока на входе в вентилятор  $F_v$  из условия обеспечения тяги ТРДД  $P=160$  кН в САУ на земле при  $M_n=0$ , если удельная тяга  $P_{уд}=250$  Н·с/кг, а приведенная скорость  $\lambda_B=0,65$ . Потерями полного давления в воздухозаборнике пренебречь.
19. На сколько процентов снижается давление в цилиндрической форсажной камере вследствие подвода тепла, если приведённая

- скорость на входе в камеру равна  $\lambda_x = 0,25$ , а степень подогрева  $T^*_\phi / T^*_x = 2$ ? Гидравлическими потерями можно пренебречь.
20. Определите коэффициент восстановления давления в форсажной камере ТРДФ, если приведённая скорость за турбиной  $\lambda_T = 0,4$ , коэффициент гидравлического сопротивления в диффузоре  $\xi_D = 0,3$ , степень раскрытия диффузора  $F^*_x / F^*_T = 1,7$ , а степень подогрева газа в цилиндрической части форсажной камеры  $T^*_\phi / T^*_T = 2$ . Гидравлическими потерями в цилиндрической части форсажной камеры допускается пренебречь.
21. Форсажная камера в виде цилиндрической трубы подвешена под ЛА и перемещается со скоростью 2500 км/ч в САУ на высоте  $H = 11$  км. Определите полное давление газа на выходе из трубы, если степень подогрева в ней  $T^*_\phi / T^*_H = 5$ . Гидравлическими потерями можно пренебречь.
22. Определите коэффициент восстановления давления в цилиндрической трубе (коэффициент гидравлического сопротивления  $\xi = 0,1$ ) диаметром 1 м и расход воздуха через неё, если трубу перемещают со скоростью 900 км/ч на высоте 11 км в САУ.
23. Определите расход воздуха через форсажную камеру, которая выполнена в виде цилиндрической трубы диаметром 1 м, подвешена под ЛА и перемещается со скоростью 950 км/ч в САУ на высоте 11 км. Степень подогрева газа в трубе  $T^*_\phi / T^*_T = 2$ . Гидравлическими потерями разрешается пренебречь.
24. Вычислите коэффициент расхода дозвукового воздухозаборника, если известны параметры режима  $M_n = 0,8$  и  $\lambda = 0,65$ , относительная площадь входа в компрессор  $\bar{F}_g = 0,85$  м<sup>2</sup> и величина  $\sigma_{вх} = 0,99$ .
25. При работе сверхзвукового ВУ внешнего сжатия на сверхкритическом режиме коэффициент  $\sigma_{вх} = 0,9$ , а приведенная скорость  $\lambda_B = 0,5$ . Определите величину  $\sigma_{вх}$  при  $\lambda_B = 0,55$ .
26. Как изменится коэффициент расхода нерегулируемого ВУ внешнего сжатия при снижении числа  $M_n$  от расчетного значения  $M_{n,p} = 2,5$  до 1,5, если режим работы сверхкритический, а коэффициент восстановления давления  $\sigma_m$  изменяется при этом от 0,75 до 0,95?

27. Рассчитайте и нанесите на характеристику регулируемого входного устройства линию его совместной работы с компрессором, если при  $M_{п.р} = 2,5$  величина  $\sigma_{вх} = 0,75$  и  $\lambda_{в} = 0,44$ , а при снижении числа  $M_{п}$  до 2,0 и далее до 1,5 приведенная скорость увеличивается соответственно до 0,5 и 0,6.
28. На сколько процентов нужно увеличить площадь критического сечения для запуска ВУ внутреннего сжатия, если в расчетных условиях работы при  $M_{п.р} = 2,7$  коэффициент восстановления давления в системе скачков уплотнения  $\sigma_m = 0,7$ ?
29. По известным значениям скорости потока в выходном сечении сопла  $c_c = 300$  м/с (при полном расширении), температуры  $T_c = 700$  К, атмосферного давления  $p_n = 101,3$  кПа и коэффициента скорости  $\phi_c = 0,98$  определите величины полной температуры  $T_T^*$  и давления  $p_T^*$  в сечении за турбиной ТРД.
30. Определите расход газа через сужающееся сопло в условиях его работы расчетном режиме при  $p_n = 101,3$  кПа, если известны эффективная площадь выходного сечения  $F_c = 0,7$  м<sup>2</sup>, скорость в этом сечении при полном расширении  $c_c = 500$  м/с и полная температура газа за турбиной  $T_T^* = 800$  К.
31. В САУ на земле полная температура и давление газа на выходе в сужающееся сопло, а также коэффициент скорости равны соответственно:  $T_T^* = 800$  К,  $p_T^* = 170$  кПа,  $\phi_c = 0,98$ . Вычислите расход газа через сопло, если эффективная площадь сечения на выходе из него  $F_{с.кр} = 0,519$  м<sup>2</sup>.

### 6.3 ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ

#### Задача 1

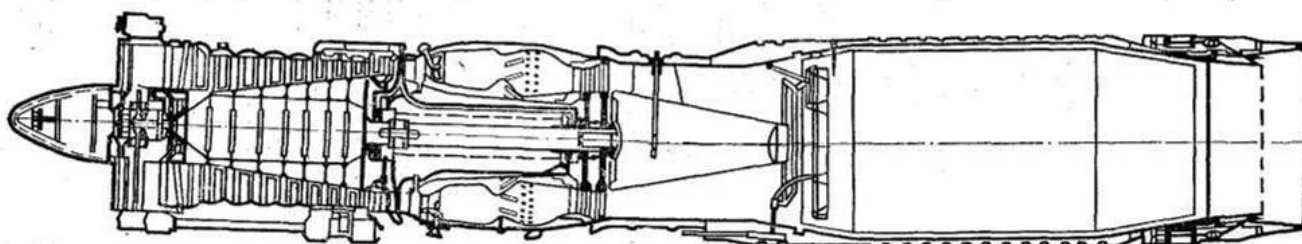


Рисунок 28 – Схема двигателя “Атар” 9К-50



На ряде самолетов ВВС и ВМФ Франции устанавливаются различные модификации двигателя “Атар” (рисунок 28), разработанные фирмой SNECMA.

Охарактеризуйте схему двигателя. Опишите принцип действия двигателя. Определите поколение, к которому относится двигатель J57-P-3; свой ответ обоснуйте. Определите основные параметры двигателя: диапазон возможных значений температур газа перед турбиной  $T_g$ , степень повышения давления воздуха в компрессоре  $\pi_k$ . Назовите область возможного применения данного двигателя. Докажите правомерность своих предположений.

### ***Пример решения задачи 1.***

Двигатель “Атар” 9К-50 является турбореактивным двигателем с форсажной камерой. Наличие форсажной камеры и регулируемого сопла указывает на то, что двигатель предназначен для установки на сверхзвуковом самолете. Во входном устройстве двигателя расположены газотурбинный стартер и корпус передней опоры. Входное устройство оборудовано противообледенительной системой, работающей на горячем воздухе, отбираемом от компрессора. Компрессор двигателя осевой девятиступенчатый. Учитывая, что степень повышения давления в одной ступени осевого компрессора  $\pi_{\text{ст}}^* = 1,1 \dots 1,5$ , можно предположить, что общая степень повышения давления в данном двигателе находится в пределах  $\pi_{\text{с}}^* = 5 \dots 20$ . По схеме трудно определить поколение двигателя. Однако если учесть, что на военных самолетах четвертого поколения повсеместно установлены двухконтурные турбореактивные двигатели как наиболее экономичные по сравнению с ТРД, можно констатировать, что на схеме показан ТРД второго или третьего поколения. Применение в двигателе поворотных лопаток первых ступеней компрессора позволяет отнести этот двигатель к ТРД третьего поколения. Степень повышения давления в компрессоре для данного двигателя находится в диапазоне  $\pi_{\text{с}}^* = 5 \dots 10$ , а температура газов перед турбиной –  $T_g = K$ .

Двигатель имеет кольцевую камеру сгорания. Турбина выполнена двухступенчатой. За турбиной установлено спрямляющее устройство, направляющее поток газов для организации эффективного рабочего процесса в форсажной камере. Многорежимность двигателя определяется наличием форсажной камеры и регулируемого реактивного сопла. Ротор двигателя имеет три опоры с системой охлаждения подшипников.

### **Задача 2**

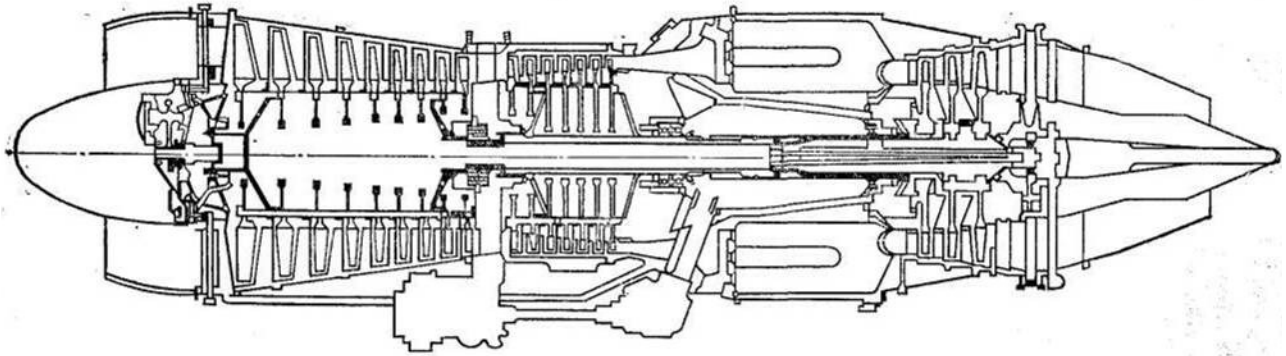


Рисунок 29 – Схема двигателя J57-P-3

Двигатель J57-P-3 (рисунок 29) применяется на дозвуковом бомбардировщике В-52G.

Охарактеризуйте схему двигателя. Дайте оценку тем конструктивным решениям, которые применены в данном двигателе. Опишите принцип действия двигателя. Определите поколение, к которому относится двигатель J57-P-3; свой ответ обоснуйте. Определите основные параметры двигателя:  $R$ , диапазон возможных  $T_T$ , степень повышения давления воздуха в компрессоре  $\pi$

к.

### Задача 3

Диаграмма энергетического баланса, показанная на рисунке, наглядно отображает распределение энергии на основных этапах энергетических преобразований в турбореактивном двигателе. Запишите с ее помощью выражения для внутреннего, тягового и полного КПД турбореактивного двигателя.

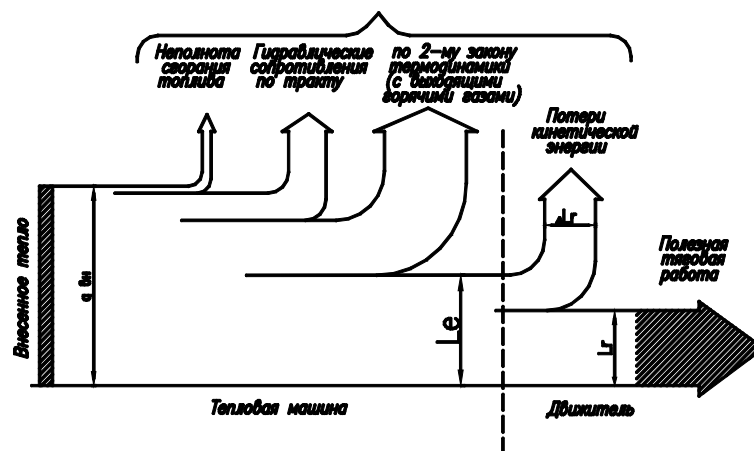


Рисунок 30 – Диаграмма энергетического баланса ТРД

Задача 4

Охарактеризуйте схему и принцип действия двигателя. Назовите область возможного применения данного двигателя XJ.99-RA-1 (рисунок 31).

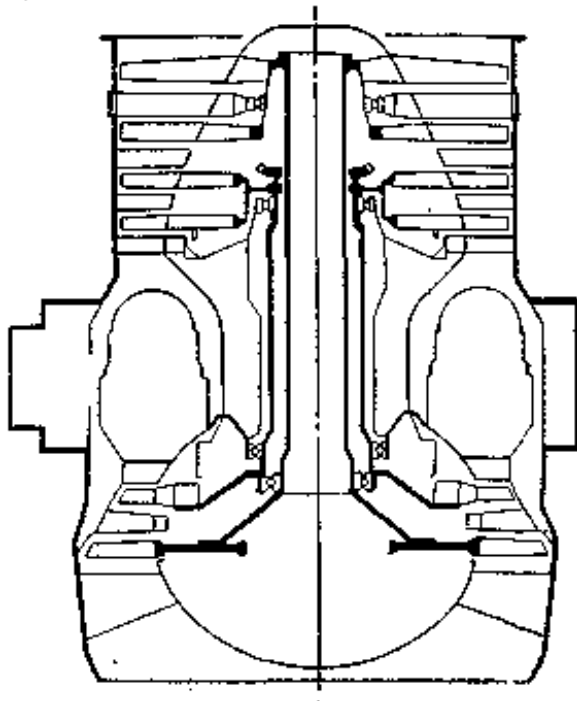
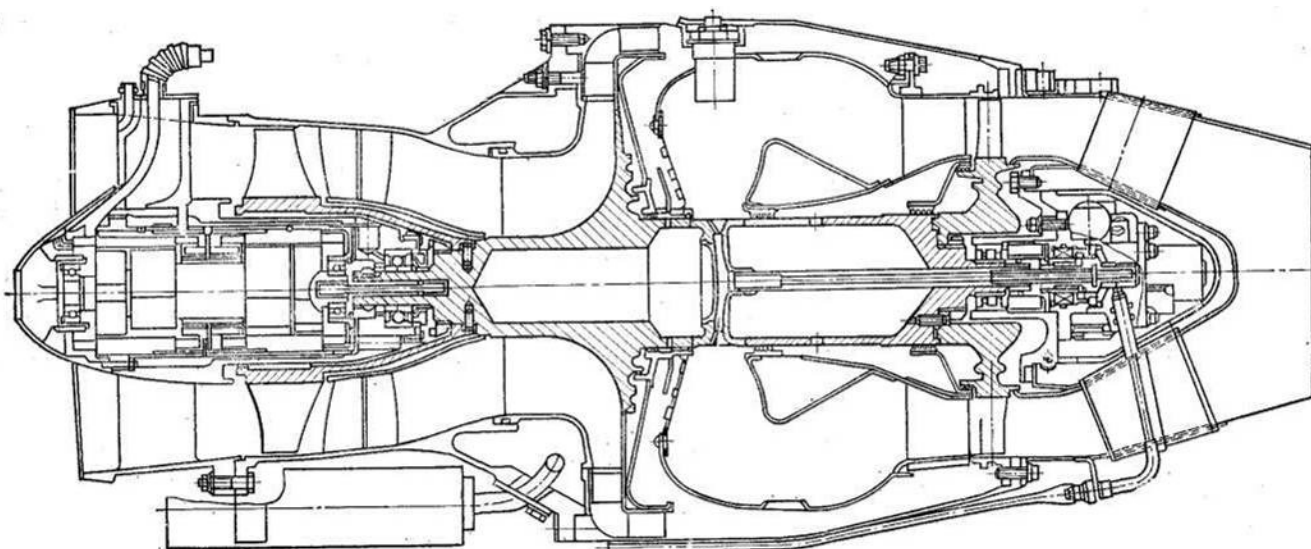


Рисунок 31 – Схема двигателя XJ.99-RA-1

Задача 5

Охарактеризуйте схему и принцип действия двигателя. Назовите область возможного применения данного двигателя J402 (рисунок 32).



## 6.4 ПРОФЕССИОНАЛЬНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ СРЕДНЕЙ СТЕПЕНИ СЛОЖНОСТИ (ИТОГОВОЕ ЗАДАНИЕ)

### Задача 1

#### Расчет камеры сгорания

Методика инженерного расчета камер сгорания ГТД основывается на теоретических положениях, разработанных при изучении отдельных физических явлений, из которых складывается рабочий процесс. Сложность явлений, протекающих в камере при ее работе, заставляет в ряде случаев прибегать к упрощающим предположениям, использовать статистические данные предыдущего опыта проектирования.

Инженерный расчет камеры сгорания состоит из двух основных этапов: конструкторского и поверочного.

Конструкторский расчет производится при проектировании новой камеры сгорания (КС). Из теплового расчета двигателя определяют параметры на входе в КС, из общей компоновки двигателя – тип и габаритные размеры. Целью конструкторского расчета является получение конструктивного облика КС, который включает основные размеры диффузора, профиль проточной части камеры, количество и размеры отверстий на стенках жаровой трубы и другие конструктивные параметры.

При поверочном расчете определяются параметры потока при заданной геометрии КС с целью оптимизации конструкции жаровой трубы. В задачу поверочного расчета входит также оптимизация распределения воздуха по длине жаровой трубы и расчет распределения параметров газового потока – температуры, скорости, состава газа, степени испаренности топлива, полноты сгорания.

#### Проектировочный расчет камеры сгорания

1 Определяют параметры рабочего тела на входе в КС:  $P_k^*$  – давление за компрессором, Па;  $T_k^*$  – температура за компрессором, К;  $G_k$  – расход воздуха за компрессором, кг/с;  $T_r$  – температура газа перед турбиной, К.

2 По известному значению  $T_r^*$ , задавшись полнотой сгорания, определяют общий коэффициент избытка воздуха в КС:

$$\alpha_k = \frac{H_u \cdot \eta_r - C_{pr} \cdot T_r^*}{L_0 \cdot (C_{pr} \cdot T_r^* - C_{pv} \cdot T_k^*)}, \quad (1)$$

где  $C_{рв}$ ,  $C_{рг}$  – средние теплоемкости воздуха и газа при постоянном давлении,  $C_{рг} = 1165,96$  Дж/(кг К),  $C_{рв} = 1005$ , Дж/(кг К);  
 $H_u$  – низшая теплотворная способность (для метана  $H_u = 50000$  кДж/кг, для керосина  $H_u = 43000$  кДж/кг);  
 $\eta$  — полнота сгорания (принимаем  $\eta = 0,98$ ).

3 Потребный расход топлива через камеру:

$$G_r = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл})}{\alpha_k \cdot L_0}, \quad (2)$$

где  $\bar{G}_{охл}$  – относительный расход воздуха на охлаждение турбины; обычно принимают  $\bar{G}_{охл} = 0,05$ .

Определение входных и выходных геометрических параметров КС

1 Площадь на входе в диффузор КС определяют по параметрам компрессора:

$$F_k = \frac{G_k}{\rho_k \cdot W_k}, \quad (3)$$

где  $W_k = 100...150$  м/с – скорость воздуха за компрессором;

$$\rho_k = \frac{P_k}{R_B \cdot T_k}, \text{ кг/м}^3 \text{ – плотность воздуха;}$$

$$P_k = \pi(\lambda_k) \cdot P_k^*, \text{ Па – давление на входе в КС;}$$

$$T_k = \tau(\lambda_k) \cdot T_k^*, \text{ К – температура воздуха на входе в КС;}$$

$$\lambda_k = \frac{W_k}{18,3 \cdot \sqrt{T_k^*}} \text{ – приведенная скорость за компрессором.}$$

2 Наружный диаметр кольцевого канала на выходе из компрессора, м:

$$D_{кн} = \sqrt{\frac{4F_k}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_{эм}^2)}}, \quad (4)$$

3 Средний диаметр компрессора, м:

$$D_{к.ср} = \frac{1 + \bar{d}_{эм}}{2} \cdot D_{к.н}, \quad (5)$$

где  $\bar{d}_{em}=0,8...0,9$  - втулочное соотношение последней ступени компрессора

4 Высота лопатки соплового аппарата компрессора (высота кольцевого канала на входе в диффузор), м:

$$h_k = \frac{F_k}{\pi \cdot D_{к.ср}}, \quad (6)$$

5 Параметры на входе в турбину. Площадь на входе в турбину, м<sup>2</sup>:

$$F_r = \frac{G_r}{\rho_r \cdot W_r}, \quad (7)$$

где  $G_r$  – расход газа через турбину;

$W_r$  – скорость на выходе из КС; рекомендуемое значение  $W_r = 180...200$ , м/с;

$\rho_r$  – плотность на входе в турбину, кг / м<sup>3</sup>.

$$\rho_r = \frac{P_r}{R_r \cdot T_r}, \quad (8)$$

$$P_r = P_r^* \cdot \pi(\lambda_r), \quad (9)$$

$$T_r = T_r^* \cdot \tau(\lambda_r), \quad (10)$$

$$P_r^* = P_{к}^* \cdot \sigma_{к.с}, \quad (11)$$

где  $P_r, P_r^*$  – давление статическое и торможения, Па,

$T_r$  – температура, К,

$\pi(\lambda_r), \tau(\lambda_r), \sigma_{к.с}$  – коэффициент потерь давления в КС, рекомендуемое значение  $\sigma_{к.с} = 0,98$ ;

Приведенная скорость на выходе из камеры сгорания:

$$\lambda_r = \frac{W_r}{20,1 \cdot \sqrt{T_r^*}}, \quad (12)$$

6 Наружный диаметр камеры на входе в сопловой аппарат турбины, м:

$$D_{TH} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_r}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_{BTH})}}, \quad (13)$$

где  $\bar{d}_{BTH} = 0,7 - 0,8$ .

7 Внутренний и средний диаметры на входе в сопловой аппарат турбины, соответственно, м:

$$D_{ТВН} = \sqrt{D_{ТН}^2 - \frac{4 \cdot F_r}{\pi}}, \quad (14)$$

$$D_{ТСР} = \frac{D_{ТН} + D_{ТВН}}{2}, \quad (15)$$

высота лопаток соплового аппарата:

$$h_r = \frac{D_{ТН} - D_{ТВН}}{2}, \quad (17)$$

Расчет геометрических параметров диффузора

1 Степень расширения диффузора на безотрывном участке:

$$n = 1 + 0,32 \cdot \sqrt{L_D / h_k} + 0,005 \cdot L_D / h_k, \quad (18)$$

где  $L_D$  – длина безотрывной части диффузора; рекомендуемые значения относительной длины безотрывной части диффузора  $L_D / h_k = 1,5 \dots 2,5$ .

2 Площадь на выходе из безотрывного участка диффузора, м<sup>2</sup>:

$$F_1 = F_k n_D, \quad (19)$$

где  $F_k$  – площадь проточной части последней ступени компрессора.

3 Средний диаметр на выходе из безотрывного участка диффузора, м:

$$d_D = D_{к ср} + 2 \cdot L_D \cdot \operatorname{tg} \alpha \left( \frac{\alpha_D}{2} \right), \quad (20)$$

где  $\alpha_D = 10^\circ - 12^\circ$  – угол раскрытия диффузора.

4 Высота выходного сечения диффузора, м:

$$h_1 = \frac{F_1}{\pi \cdot d_D}, \quad (21)$$

5 Наружный и внутренний диаметры выходного сечения диффузора, м:

$$D_H = d_d + h_1, \quad (22)$$

$$D_{BH} = d_d - h_1, \quad (23)$$

6 Площадь поперечного сечения участка внезапного расширения, м<sup>2</sup>.

$$F_2 = k_p F_1, \quad (24)$$

где  $k_p = 1,15 \dots 1,25$  – относительная площадь участка внезапного расширения.

7 Высота сечения участка внезапного расширения, м:

$$h_2 = \frac{F_2}{\pi \cdot d_g}, \quad (25)$$

8 Наружный и внутренний диаметры внезапного расширения, м:

$$D_{2H} = d_d + h_2, \quad (26)$$

$$D_{2BH} = d_d - h_2, \quad (27)$$

9 Расстояние от плоскости внезапного расширения до жаровой трубы, м:

$$\Delta l = (1,5 \dots 2) h_k, \quad (28)$$

10 Коэффициент потерь давления в диффузоре:

$$\frac{\Delta P_D}{\bar{q}} = \varphi_D \cdot \left( 1 - \frac{1}{h_D^2} \right), \quad (29)$$

где  $\varphi_D = 0,45$  – коэффициент потерь полного давления для диффузоров с внезапным расширением.

### **Расчет проточной части камеры сгорания**

1 Площадь миделевого сечения камеры сгорания, м<sup>2</sup>



$$F_m = \left[ \frac{R}{2} \left( \frac{G_k \cdot T_k^{*0,5}}{P_k} \right)^2 \cdot \frac{\Delta P_k}{\bar{q}_k} \cdot \left( \frac{\Delta P}{P_k} \right)^{-1} \right]^{0,5}, \quad (30)$$

где  $R = 293$ , Дж/(кг·К) – газовая постоянная;

$\Delta P_k / P_k$  – падение давления в камере;

$\Delta P_k / \bar{q}_k$  – коэффициент потерь в камере, рекомендуемые значения которых приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Значения коэффициента потерь в камере сгорания

Тип камеры	$\frac{\Delta P}{P_k}$	$\frac{\Delta P}{\bar{q}_k}$	$\frac{G_k T_k^{0,5}}{F_m P_k}$
Трубчатая	0,07	37	0,0036
Трубчато-кольцевая	0,06	28	0,0039
Кольцевая	0,06	20	0,0046

Необходимо отметить, что приведенные в таблице 1 данные соответствуют условиям работы камеры на взлетном режиме.

2 Средний диаметр КС  $d_p$ , м, определяется в зависимости от средних диаметров компрессора и турбины:

$$d_p = D_{к\text{ ср}} + (D_{к\text{ ср}} - D_{т\text{ ср}}) \cdot \bar{l}_p, \quad (31)$$

где  $l_p$  – относительное расстояние от входа в жаровую трубу до расчетного сечения (следует принять  $l_p = 0,5$ ).

3 Для кольцевой КС определяющей является высота:

$$H_k = \frac{F_m}{\pi \cdot d_p}, \text{ м}, \quad (32)$$

4 Диаметры наружной и внутренней обечаек кольцевой КС, м:

$$D_{кН} = d_p + H_k, \quad (33)$$

$$D_{кВН} = d_p - H_k. \quad (34)$$

5 Площадь миделевого сечения жаровой трубы,  $\text{м}^2$ :

$$F_{ж} = k_{от} \cdot F_m, \quad (35)$$

где  $k_{om}$  – относительная площадь жаровой трубы, для кольцевой КС  
 $k_{om} = 0,7 \dots 0,8$ .

6. Высота кольцевой жаровой трубы, м:

$$H_{жс} = \frac{F_{жс}}{\pi \cdot d_p}, \quad (36)$$

7 Диаметры наружной и внутренней обечаек жаровой трубы в расчетном сечении, м:

$$D_{жн} = d_p + H_{жс}, \quad (37)$$

$$D_{жвн} = d_p - H_{жс}. \quad (38)$$

8 Длина жаровой трубы  $L_{жс}$ , м, определяется из условия обеспечения заданной неравномерности температурного поля  $\theta$  :

$$L_{жс} = H_{жс} \cdot \left( A \cdot \frac{\Delta P_{жс}}{\bar{q}} \cdot \ln \frac{1}{1 - \theta} \right)^{-1}, \quad (39)$$

где  $\theta = 0,2 \dots 0,4$ ;

$A$  – коэффициент пропорциональности; для кольцевых камер сгорания  $A = 0,06$ ;

$\frac{\Delta P_{жс}}{\bar{q}} = \frac{\Delta P_{к}}{\bar{q}} - \frac{\Delta P_{д}}{\bar{q}}$  – относительное падение давления в жаровой трубе;

$\Delta P_{к}/\bar{q}$ ,  $\Delta P_{д}/\bar{q}$  – относительное падение давления в камере и диффузоре.

9 Общая длина КС  $L_{к}$ , м, складывается из длины диффузора  $L_{д}$ , жаровой трубы  $L_{жс}$  и расстояния между ними  $\Delta l$ :

$$L_{к} = L_{д} + \Delta l + L_{жс}, \quad (40)$$

### Распределение воздуха по длине жаровой трубы

Распределение площадей отверстий по длине жаровой трубы (раскрытие жаровой трубы) является важнейшим конструктивным параметром проектируемой КС. От того, насколько правильно задано распределение воздуха, будут зависеть все основные характеристики КС – полнота сгорания,

эмиссия загрязняющих выбросов и неравномерность температурного поля на входе в турбину.

На первом этапе проектирования распределение воздуха следует задавать на основании статистических данных, полученных обобщением опыта проектирования КС. Далее проводят расчет рабочего процесса в КС и изменяют распределение воздуха так, чтобы добиться наилучших значений основных характеристик КС.

1 Согласно статистическим данным распределение воздуха задается относительными площадями рядов отверстий в характерных сечениях:

- на входе в КС;
- в конце первичной зоны;
- в конце зоны догорания.

Положения рядов отверстий задаются следующими параметрами:

$L_{пз} = 0,5H_{ж}$  – расстояние до первого ряда отверстий (длина первичной зоны);

$L_{см} = 1,5H_{ж}$  – длина смесителя (зоны разбавления);

$L_{зд} = L_{ж} - (L_{пз} + L_{см})$  – длина зоны догорания (промежуточной зоны).

Раскрытие жаровой трубы в характерных сечениях задается в соответствии с рекомендациями:

$\bar{F}_{фр} = F_{фр} / F_0 = 0,2...0,3$  – раскрытие фронтального устройства;

$\bar{F}_{озг} = F_{озг} / F_0 = 0,2...0,3$  – раскрытие отверстий первого ряда отверстий;

$\bar{F}_{озс} = F_{озс} / F_0 = 0,3$  – раскрытие смесителя;

$\bar{F}_{охл} = F_{охл} / F_0 = 0,1...0,3$  – относительная площадь подвода охлаждающего воздуха.

2 Суммарная эффективная площадь отверстий в стенке жаровой трубы определяется по величинам площади миделевого сечения корпуса камеры  $F_m$  и относительному падению давления на жаровой трубе  $\Delta P_{ж} / \bar{q}$ , м<sup>2</sup>:

$$F_0 = \frac{F_m}{\sqrt{\Delta P_{ж} / \bar{q}}}, \quad (41)$$

3 Диаметр радиальных отверстий зоны горения, м:

$$d_{эфф} = \frac{m \cdot H_{жс}}{1,25 \cdot \bar{q}^{0,25}} \cdot \left( 1 + \bar{q} \cdot \frac{W_{зг}}{W_o} \cdot \frac{F_{озг}}{F_{жс}} \right), \quad (42)$$

где  $\bar{q} = \frac{\rho v_o^2}{\rho_r v_r^2} =$  – отношение динамических напоров струи и потока;

$$F_{озг} = F_o \bar{F}_{озг}, \text{ м}^2;$$

$m = 0,2 \dots 0,5$  – относительная глубина проникновения струи.

4 Действительный диаметр отверстий зоны горения, м:

$$d_{озг} = \frac{d_{эфф}}{\mu_o}, \quad (43)$$

где  $\mu_o = 0,7$  – коэффициент расхода в отверстиях стенок жаровой трубы.

Рекомендуется  $d_{озг} = 0,012 \dots 0,016$  м. В случае, если диаметр отверстий больше 0,02 м, то их выполняют овальными или же в несколько рядов.

5 Общее количество отверстий подвода радиальных струй воздуха в зоне горения:

$$n_{озг} = \frac{4F_{озг}}{\pi \cdot d_{озг}^2}, \quad (44)$$

6 Шаг между отверстиями по наружному и внутреннему диаметрам, м:

$$t_H = \frac{\pi \cdot D_{HЖ}}{n_{озг}}, \quad (45)$$

$$t_{BH} = \frac{\pi \cdot D_{BHЖ}}{n_{озг}}, \quad (46)$$

относительный шаг:  $\bar{t}_H = t_H / d_{озг}$ ,  $\bar{t}_{BH} = t_{BH} / d_{озг}$

7 Количество отверстий по наружному и внутреннему диаметрам жаровой трубы:

$$n_{озгн} = \frac{\pi \cdot D_{ЖН}}{\bar{t} \cdot n_{озг}}, \quad (47)$$

$$n_{\text{озг вн}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{ЖВН}}}{\bar{t} \cdot n_{\text{озг}}}, \quad (48)$$

8 Количество отверстий в зоне смешения определяют, задаваясь диаметром отверстия, полагая при этом, что диаметры отверстий зоны горения и зоны смешения равны:

$$n_{\text{озс}} = \frac{4F_{\text{озс}}}{\pi \cdot d_{\text{озс}}}, \quad (49)$$

$$F_{\text{озс}} = F_0 \cdot \bar{F}_{\text{озс}}, \quad (50)$$

9 Количество отверстий по наружному и внутреннему диаметру в зоне смешения определяют, также задаваясь диаметрами отверстий:

$$n_{\text{озсн}} = \frac{\pi \cdot D_H}{\bar{t} \cdot d_{\text{озсн}}}, \quad (51)$$

$$n_{\text{озсв}} = \frac{\pi \cdot D_B}{\bar{t} \cdot d_{\text{озсв}}}, \quad (52)$$

10 Количество поясов подвода воздуха для охлаждения стенок жаровой трубы рассчитывается по известной суммарной площади подвода охлаждающего воздуха  $F_{\text{охл}}$  и размерам щелей. Площадь одного пояса подвода охлаждающего воздуха для кольцевой КС по внутреннему и наружному диаметрам рассчитывают по формуле:

$$F_{\text{охл1}} = \pi \cdot (D_{\text{жн}} + D_{\text{жвн}}) \cdot h_s, \quad (53)$$

При щелевом подводе охлаждающего воздуха высота щели  $h_s$  меняется обычно в пределах 0,001...0,002 м. Количество поясов охлаждения:

$$n = \frac{F_{\text{охл}}}{F_{\text{охл1}}}, \quad (54)$$

$$F_{\text{охл}} = F_0 \cdot \bar{F}_{\text{озс}}, \quad (55)$$

### **Определение скорости потока и истечения струй в жаровой трубе**

1 Среднерасходная скорость в миделевом сечении КС, м/с,

$$w_m = \frac{RG_k T_k^*}{P_k^* F_m}, \quad (56)$$

Значения среднерасходной скорости должны быть в пределах 15...30 м/с.

2 Среднерасходная скорость истечения вторичного воздуха из отверстий, м/с:

$$w_o = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* F_o}, \quad (57)$$

Рекомендуемые значения  $w_o = 80...100$  м/с.

3 Среднерасходная скорость течения в жаровой трубе, м/с:

$$w_c = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot k_{опт} \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* F_{ж}}, \quad (58)$$

Рекомендуемые значения  $w_{ж} = 25...35$  м/с,  $k_{опт} = F_{ж}/F_m$ .

4 Скорость течения газа перед первым рядом отверстий, м/с:

$$w_{нз} = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot F_{фр} \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* F_{ж}}, \quad (59)$$

5 Скорость течения воздуха в кольцевом канале, между стенками камеры в жаровой трубе, м/с:

$$w_{кк} = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* \cdot (1 - k_{опт}) \cdot F_m}, \quad (60)$$

$w_{кк} = 50...100$  м/с.

6 Скорость течения в зоне горения между отверстиями смесителя, м/с:

$$w_{нз} = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot \bar{F}_{3Г} \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* F_{ж}}, \quad (61)$$

Рекомендуемые значения  $w_m = 20...35$  м/с.

Определение характерных размеров головочной части выносной жаровой трубы

Наиболее важной частью жаровой трубы является головочная часть, в которой располагается фронтное устройство и переходный конус.

1 Площадь одного завихрителя определяют по формуле, м<sup>2</sup>:

$$F_{зав} = \pi \cdot (R_{нз}^2 - R_{внз}^2) \cdot \cos\varphi - \delta \cdot (R_{нз} - R_{внз}) \cdot n, \quad (62)$$

где  $\delta \approx 0,001$  – толщина лопатки завихрителя, м;

$n = 6 \dots 10$  – число лопаток;

$\varphi = 55^\circ \dots 65^\circ$  – угол установки лопаток;

$R_{нз}, R_{внз}$  – наружный и внутренний радиусы завихрителя,

$R_{внз} = R_{форс} \approx 0,01$  м.

Наружный диаметр завихрителя  $R_{нз}$ , м, рассчитывают по формуле:

$$R_{нз} = \sqrt{\frac{F_{зав} + \delta \cdot n \cdot (R_{нз} - R_{внз})}{\pi \cdot \cos\varphi} + R_{внз}^2}, \quad (63)$$

Угол раскрытия переходного конуса  $\beta$  согласуется с углом установки лопаток завихрителя  $\varphi$ :  $\beta = 2\varphi - 10^\circ$ .

2 Число завихрителей:

$$n_{зав} = \frac{\pi \cdot d_p}{\bar{t}_\varphi \cdot H_{ж}}, \quad (64)$$

где  $\bar{t}_\varphi$  – относительный шаг между фронтными устройствами; значение  $\bar{t}_\varphi$  выбирают в пределах 0,2...0,5 и согласуют с прототипом.

3 Потребное давление топливоподачи:

$$P_\tau = w_\tau^2 \rho_\tau / 2, \quad (65)$$

где  $w_\tau$  – скорость истечения;

$\rho_\tau$  – плотность жидкого топлива.

Скорость истечения рассчитывают по формуле

$$w_\tau = G_\tau / (n_\phi F_\phi \rho_\tau), \quad (66)$$

$$F_{\phi} = \mu_{\phi} \pi d_{\phi}^2 / 4, \quad (67)$$

где  $d_{\phi}$  – эффективный диаметр сопла форсунки;  
 $\mu_{\phi} \approx 0,7$  – коэффициент расхода форсунки.

При использовании газообразного топлива принимается, что скорость истечения газа из горелки  $w_{\tau} = 200 - 250$  м/с. Тогда потребная площадь отверстия

$$F_{\tau} = G_{\tau} / (n_{\phi} w_{\tau} \rho_{\tau}), \quad (68)$$

### Расчет характеристик камеры сгорания

Основными характеристиками КС ГТД являются зависимости полноты сгорания и границ устойчивого горения от режима работы камеры. В настоящее время актуальными становятся характеристики, связанные с выбросами токсичных компонентов продуктов сгорания. Характеристикой полноты сгорания называют зависимость коэффициентов полноты сгорания  $\eta$  от общего коэффициента избытка воздуха  $\alpha_k$  при постоянных параметрах на входе в камеру ( $P_2, T_2, w_2$ ).

Срывной характеристикой называют зависимость предельно возможного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{ср}$  по "бедной" и "богатой" смесям, при котором еще возможно устойчивое горение смеси, что определяется на основании критериев срыва пламени  $k_{ср}$  и форсировки  $k_v$ . Располагая полученными ранее данными, можно оценить уровень значений названных характеристик.

1 Приближенная оценка полноты сгорания возможна с помощью параметра форсировки  $k_v$ :

$$\eta = 1 - 0,8k_v^2, \quad (69)$$

$$k_v = \frac{1,735 \cdot 10^6 \cdot G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot \bar{F}_{3Г} \cdot R}{P_k^{*1,25} \cdot T_k^* \cdot V_{ж}}, \quad (70)$$

где  $V_{ж} = \pi d_p n_{ж} L_{ж}$ , м<sup>3</sup> – объем жаровой трубы.

2 Объемная теплонапряженность камеры сгорания, Па:

$$Q_v = \frac{3600 \cdot G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot H_u \cdot \eta_r}{\alpha \cdot L_0 \cdot P_k^* \cdot V_{ж}}, \quad (71)$$



Для современных КС ГТД:  $Q_v = (1,2...6,5)10^6$ , Па.

3 Границу устойчивого горения в КС по "бедному" составу смеси определяют по известному критерию срыва пламени:

$$\frac{G_{зг} \cdot 10^6}{P_K^{*0,5} \cdot T_K^{*1,7} \cdot V_{зг}} = \frac{1}{\alpha_{ср}^n}, \quad (72)$$

где  $G_{зг} = F_{зг} w_{0p}$ , кг/с – расход воздуха через зону горения;

$V_{зг} = \pi d_p L_{пз} H_{ж}$ , м<sup>3</sup> – объем первичной зоны, отвечающей за стабилизацию пламени.

4 По значению  $\alpha_{ср}$  определяют предельное значение коэффициента избытка воздуха в первичной зоне, обеспечивающее устойчивое горение.

5 Выбросы окислов азота  $NO_x$  определяют по эмпирической зависимости:

$$NO_x = 37 \cdot 10^{11} \cdot \sqrt{O_2} \cdot N_2 \cdot e^{\frac{65000}{T_{зг}^*}} \cdot \sqrt{\frac{P_K^*}{T_{зг}^*}} \tau_{np}, \quad (73)$$

$$\text{где } O_2 = \frac{0,232 \cdot (\alpha_{зг} - 1)}{1 + \alpha_{зг} \cdot L_0}, \quad (74)$$

$$N_2 = \frac{0,7682 \cdot (\alpha_{зг} - 1)}{1 + \alpha_{зг} \cdot L_0}, \quad (75)$$

$\tau_{np} = \frac{L_{зг}}{W_{зг}}$ , с – время пребывания смеси в зоне горения;

$\alpha_{зг} = 0,3\alpha_k$  – коэффициент избытка воздуха в первичной зоне и общий для камеры, соответственно;

$$T_{зг}^* = T_K^* + \frac{H_u \cdot \eta_{зг}}{C_{pr} \cdot (1 + \alpha_{зг} \cdot L_0)}, K \quad (76)$$

где  $\eta_{зг} = 0,99$  – полнота сгорания в зоне горения.

Выбросы окиси углерода определяются по эмпирической формуле:

$$CO = \frac{C \cdot f^2 \cdot G_{6.3.2} \cdot T_{32}^* \cdot \left( \frac{\Delta P}{P_K} \right) \cdot P_K^b}{V_{32} \cdot \exp(c \cdot T_{32}^*)} \cdot 10^{-4}, \quad (77)$$

где  $f$  – доля воздуха, участвующая в горении; примем  $f = 5$ ;

$G_{взг}$  – воздух, проходящий через зону горения;

$C, c$  – константы; примем  $C = 20$ ;  $b=1,0$ ;  $c = 0,009$ .

### Особенности расчета трубчато-кольцевых камер сгорания

Расчет трубчато-кольцевых КС проходит в том же порядке, что и кольцевых. Некоторые особенности возникают при проведении расчета отдельной жаровой трубы. Для этого, прежде всего, необходимо определить количество жаровых труб.

1 Суммарная площадь миделевого сечения жаровых труб:

$$F_{ж} = k_{опт} \cdot F_m, \quad (78)$$

где  $k_{опт} = 0,8$

2 Диаметр жаровой трубы:

$$D_{ж} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{жс}}{\pi \cdot n_{ж}}}, \quad (79)$$

где  $n_{ж} = \frac{d_{ср}}{\bar{t}_{жс}}$  – количество жаровых труб,

$\bar{t}_{жс}$  – относительный шаг расположения жаровых труб,

$d_{ср}$  – средний диаметр КС.

3 Длину жаровой трубы определяют из условия обеспечения требуемой равномерности температурного поля  $\Theta$ :

$$L_{жс} = D_{жс} \cdot \left( A \cdot \frac{\Delta P_{жс}}{\bar{q}} \cdot \ln \frac{1}{1 - \Theta} \right)^{-1}, \quad (80)$$

где  $\Theta = 0,25 \dots 0,3$ ;  $A = 0,07$  – коэффициент пропорциональности.

4 Особенность расчета распределения воздуха по длине жаровой трубы трубчато-кольцевой КС – все параметры определяются для одной жаровой трубы. Суммарная площадь отверстий в стенке жаровой трубы находится по

расходу воздуха  $G_k$  и рекомендуемым значениям скорости в отверстиях жаровой трубы:

$$F_0 = \frac{G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot R \cdot T_k^*}{P_k^* \cdot w_0 \cdot n_{жс}}, \quad (81)$$

где  $w_0 = 80 \dots 100$  м/с.

5 Площадь фронтального устройства

$$F_{фр} = (0,1 \dots 0,2)F_0, \quad (82)$$

6 Площадь отверстий подвода вторичного воздуха в зоне горения:

$$F_{озг} = (0,3 \dots 0,5)F_0, \quad (83)$$

7 Площадь отверстий подвода охлаждающего воздуха:

$$F_{охл} = (0,1 \dots 0,3)F_0, \quad (84)$$

8 Площадь отверстий зоны смешения:

$$F_{зс} = F_{ж} - F_{озг} - F_{охл} - F_{фр}, \quad (85)$$

Формирование конструктивного облика камеры сгорания

Облик КС формируется на основе результатов проектировочного расчета, представленных комплексом безразмерных соотношений, характеризующих основные размеры диффузора, жаровой трубы и наружного кожуха. Располагая этими соотношениями, с помощью программы КАМЕРА формируют конструктивный облик КС, для этого следует использовать рекомендации, изложенные в предыдущем разделе, а также руководствоваться наиболее приемлемыми с точки зрения приближенности к реальным конструкциям нижеприведенными соотношениями.

Диффузор камеры сгорания характеризуется:

- относительной длиной безотрывной части диффузора  $l_d = 2,5$ ;
- степенью раскрытия диффузора на безотрывном участке  $n_d = 1,5$ ;
- средним диаметром на выходе из безотрывного участка диффузора  $d_d$ ;
- относительной площадью внезапного расширения  $k_p = 1,15 \dots 1,25$ .

Проточная часть камеры характеризуется:

- площадью миделевого сечения  $F_m$ ;
- высотой (диаметром) жаровой трубы  $H_{ж}D_{ж}$ ;
- относительной площадью жаровой трубы  $k_{опт}$ ;

- относительной длиной жаровой трубы  $\bar{L}_{жс} = L_{ж} / H_{ж}$ ;
- относительной длиной смесителя  $\bar{L}_{см} = L_{см} / H_{ж}$ ;
- относительными площадями (раскрытием) в характерных сечениях жаровой трубы  $\bar{F}_{фр}, \bar{F}_{озг}, \bar{F}_{озс}$ ;
- относительным диаметром отверстий  $d_{озг}, d_{озс}$ ;
- относительным шагом расположения форсунок (жаровой трубы)  $\bar{t}_{ф}, \bar{t}_{жс}$ .

Следует отметить, что данный облик КС построен на основании гидравлического расчета и опытных данных, накопленных в процессе длительных конструктивно-доводочных работ. Дальнейшим этапом проектирования, как правило, является «обрастание» полученного облика конструктивными элементами.

Для проверки соответствия характеристик камеры ТЗ необходимо провести поверочный расчет, основанный на определении основных характеристик.

При формировании облика КС используются статистические данные, полученные на основании опыта предыдущих исследований и проектирования камер сгорания.

Опыт проектирования КС показывает, что нужно задавать следующие значения основных геометрических параметров КС:

- |   |                |
|---|----------------|
| – диаметр форсунки, м                                   | 0,015...0,020; |
| – диаметр сопла форсунки, м                             | 0,0010...0,03; |
| – относительный шаг форсунок на среднем диаметре камеры | 0,1...0,5;     |
| – относительную длину безотрывной части диффузора       | 1,2...1,5;     |
| – относительную длину отрывной части диффузора          | 1,0...1,5;     |
| – относительную длину зоны разбавления                  | 1,0...1,2;     |
| – относительную площадь внезапного расширения           | 1,10... 1,20;  |
| – относительную площадь жаровой трубы                   | 0,6...0,8.     |

### Пример 1

Выполнить расчет кольцевой камеры сгорания на взлетном режиме.

Исходные данные, полученные из термодинамического расчета двигателя:

$$p_{к}^* = 1179423 \text{ Па},$$

$$T_{к}^* = 627 \text{ К},$$

$$G_{Г} = 80,17 \text{ кг/с},$$

$$T_{Г}^* = 1200 \text{ К},$$

топливо – природный газ,

геометрические характеристики приведены на рисунке.

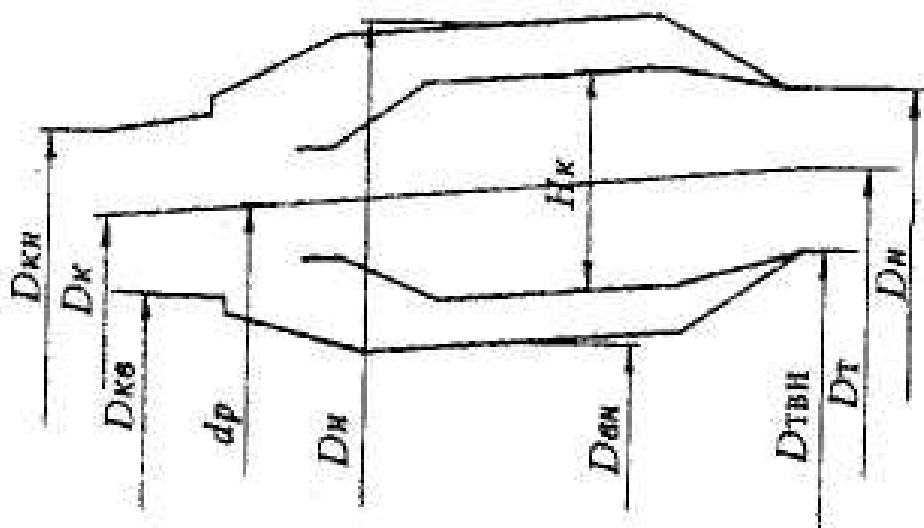


Рисунок 33 – Формирование конструктивного облика камеры сгорания

Результаты расчета кольцевой камеры сгорания на взлетном режиме приведены в таблице 3.

Таблица 3 - Пример расчета кольцевой камеры сгорания на взлетном режиме

Наименование параметра	Формула	Результат
Коэффициент избытка воздуха	$\alpha_K = \frac{H_U \cdot \eta_K - C_{PB} \cdot T_K^*}{L_0 \cdot (C_{PG} \cdot T_G^* - C_{PB} \cdot T_K^*)}$	$\frac{50000 \cdot 0,98 - 1,166 \cdot 1200}{16,8 \cdot (1,166 \cdot 1200 - 1,005 \cdot 627)} = 3,69$
Расход топлива	$G_T = \frac{G_K \cdot (1 - \overline{G_{охл}})}{\alpha_K \cdot L_0}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05)}{3,84 \cdot 16,8} = 1,16 \text{ кг/с}$
Площадь на входе в диффузор	$F_K = \frac{G_K}{\rho_K \cdot W_K}$	$\frac{78,95}{6,392 \cdot 110} = 0,1123 \text{ м}^2$
Наружный диаметр компрессора	$D_{KH} = \sqrt{\frac{4 \cdot F}{\pi \cdot (1 - d_K^2)}}$	$\sqrt{\frac{4 \cdot 0,1123}{3,14 \cdot (1 - 0,9^2)}} = 0,86 \text{ м}$
Средний диаметр компрессора	$D_{Kcp} = \frac{1 + \overline{d_{см}}}{2} \cdot D_{KH}$	$\frac{1 + 0,9}{2} \cdot 0,86 = 0,817 \text{ м}$
Высота кольцевого канала на входе в диффузор	$h_K = \frac{F_K}{\pi \cdot D_{Kcp}}$	$\frac{0,1123}{3,14 \cdot 0,817} = 0,044 \text{ м}$

## Продолжение таблицы 3

Площадь на входе в турбину	$F_r = \frac{G_r}{\rho_r \cdot W_r}$	$\frac{80,17}{3,142 \cdot 190} = 0,134 \text{ м}^2$
Наружный диаметр соплового аппарата турбины	$D_{TH} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_r}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_{ВТГ})}}$	$\sqrt{\frac{4 \cdot 0,134}{3,14 \cdot (1 - 0,8)}} = 1,066 \text{ м}$
Внутренний диаметр турбины	$D_{mн} = \sqrt{D_{mн}^2 - \frac{4 \cdot F_r}{\pi}}$	$\sqrt{1,066^2 - \frac{4 \cdot 0,134}{3,14}} = 0,98 \text{ м}$
Средний диаметр турбины	$D_{mcp} = \frac{D_{mн} + D_{mвн}}{2}$	$\frac{1,066 + 0,98}{2} = 1,023 \text{ м}$
Высота лопаток соплового аппарата турбины	$h_m = \frac{D_{mн} - D_{mвн}}{2}$	$\frac{0,92 - 0,82}{2} = 0,25 \text{ м}$
Степень расширения диффузора на безотрывном участке	$n_\delta = 1 + 0,32 \cdot \sqrt{\frac{\bar{L}_\delta}{h_\kappa}} + 0,005 \cdot \frac{\bar{L}_\delta}{h_\kappa}$	$1 + 0,32 \cdot \sqrt{1,5} + 0,005 \cdot 1,5 = 1,4$
Длина безотрывного участка диффузора	$L_\delta = (1,5 \dots 2,5) \cdot h_\kappa$	$1,5 \cdot 0,044 = 0,066 \text{ м}$
Площадь на выходе из безотрывного участка диффузора	$F_1 = F_1 \cdot h_\delta$	$0,1123 \cdot 1,4 = 0,1572 \text{ м}^2$

Продолжение таблицы 3

Средний диаметр на выходе из безотрывного участка диффузора	$d_{\partial} = D_{ксп} + 2 \cdot \bar{L}_{\partial} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha_{\partial}}{2}\right)$	$0,817 + 2 \cdot 0,066 \cdot \operatorname{tg}(6^{\circ}) = 0,831 \text{ м}$
Высота сечения на выходе из диффузора	$h_l = \frac{F_l}{\pi \cdot D_{\partial}}$	$\frac{0,1572}{3,14 \cdot 0,831} = 0,060 \text{ м}$
Наружный и внутренний диаметр выходного сечения диффузора	$D_n = d_g + h_i$ $D_{вн} = d_g - h_i$	$0,831 + 0,06 = 0,891 \text{ м}$
Расстояние от плоскости внезапного расширения до жаровой трубы	$\Delta l = (1,5 \dots 2,0) \cdot h_{\kappa}$	$0,831 - 0,06 = 0,771 \text{ м}$
Относительное падение давления в диффузоре	$\frac{\Delta P_{диф}}{q} = \lambda_g \cdot \left(1 - \frac{1}{h_g^2}\right)$	$1,5 \cdot 0,044 = 0,066 \text{ м}$
Площадь миделевого сечения КС	$F_m = \left[ \frac{R}{2} \cdot \left( \frac{G_{\kappa} \cdot T_{\kappa}^{*0,5}}{P_{\kappa}} \right) \cdot \frac{\Delta P_{\kappa}}{q_{\kappa}} \cdot \left( \frac{\Delta P}{P_{\kappa}} \right)^{-1} \right]^{0,5}$	$0,45 \cdot \left(1 - \frac{1}{1,4^2}\right) = 0,2204$
Средний диаметр КС	$d_p = D_{ксп} + (D_{мсп} - D_{ксп}) \cdot \bar{l}_p$	$\left[ \frac{293}{2} \cdot \left( \frac{78,95 \cdot \sqrt{626,85}}{1179423} \right) \cdot 20 \cdot \left( \frac{1}{0,06} \right)^{-1} \right]^{0,5} = 0,37 \text{ м}^2$
	$d_p = D_{ксп} + (D_{мсп} - D_{ксп}) \cdot \bar{l}_p$	$0,817 + (0,87 - 0,817) \cdot 0,5 \text{ м} = 0,844 \text{ м}$



Высота кольцевой КС	$H_{\kappa} = \frac{F_m}{\pi \cdot d_p}$	$\frac{0,3704}{3,14 \cdot 0,844} = 0,140 \text{ м}$
Диаметр наружной и внутренней обечаек КС	$D_{\kappa н} = d_p + H_{\kappa}$ $D_{\kappa вн} = d_p - H_{\kappa}$	$0,844 + 0,14 = 0,984 \text{ м}$ $0,844 - 0,14 = 0,704 \text{ м}$
Площадь миделя жаровой трубы	$F_{\text{жс}} = k_{\text{онт}} - F_m$	$0,7 - 0,3704 = 0,259 \text{ м}^2$
Диаметр наружной и внутренней обечаек жаровой трубы	$D_{\text{жсн}} = d_p + H_{\text{жс}}$ $D_{\text{жсвн}} = d_p - H_{\text{жс}}$	$0,844 + 0,1 = 0,944 \text{ м}$ $0,844 - 0,1 = 0,744 \text{ м}$
Высота жаровой трубы	$H_{\text{жс}} = \frac{F_{\text{жс}}}{\pi \cdot d_p}$	$\frac{0,259}{3,14 \cdot 0,844} = 0,10 \text{ м}$
Длина жаровой трубы	$L_{\text{жс}} = H_{\text{жс}} \cdot \left( A \cdot \frac{\Delta P_{\text{жс}}}{q} \cdot \ln \frac{1}{1 - \Theta} \right)^{-1}$	$0,1 \cdot \left( 0,06 \cdot 19,78 \cdot \ln \frac{1}{1 - 0,25} \right)^{-1} = 0,29 \text{ м}$
Общая длина КС	$L_{\kappa} = L_{\partial} + \Delta l + L_{\text{жс}}$	$0,066 + 0,0528 + 0,29 = 0,408 \text{ м}$
Длина первичной зоны, зоны смешивания,	$L_{\text{нз}} = 0,5 \cdot H_{\text{жс}}$ $L_{\text{см}} = 1,5 \cdot H_{\text{жс}}$ $L_{\text{зз}} = (L_{\text{жс}} - L_{\text{нз}} - L_{\text{см}})$	$0,5 \cdot 0,1 = 0,05 \text{ м}$ $1,5 \cdot 0,1 = 0,15 \text{ м}$ $0,29 - 0,05 - 0,15 = 0,09 \text{ м}$

вторичной зоны

Продолжение таблицы 3

Суммарная эффективная площадь отверстий в стенке жаровой трубы	$F_0 = \frac{F_m}{\sqrt{\Delta P_{жс}/q}}$	$\frac{0,37}{\sqrt{20}} = 0,0827 \text{ м}^2$
Диаметр радиальных отверстий зоны горения	$d_{эфф} = \frac{m \cdot H_{жс}}{1,25 \cdot q} \cdot \left( 1 + \frac{W_{зг}}{q} \cdot \frac{F_{озг}}{F_{жс}} \right)$	$\frac{0,3 \cdot 0,1}{1,25 \cdot 25^{0,25}} \cdot \left( 1 + 25 \cdot \frac{13,5}{140,7} \cdot \frac{0,0249}{0,259} \right) = 0,015$
Действительный диаметр отверстий	$d_{озг} = \frac{d_{эфф}}{\mu_o}$	$\frac{0,015}{0,7} = 0,02 \text{ м}$
Общее количество отверстий подвода радиальных струй в зоне горения	$n_{озг} = \frac{4 \cdot F_{озг}}{\pi \cdot d_{озг}^2}$	$\frac{4 \cdot 0,0249}{3,14 \cdot 0,02^2} = 80$
Шаг между отверстиями по наружному и внутреннему диаметрам	$t = \frac{\pi \cdot (D_{нжс} - D_{внжс})}{n_{озг}}$	$\frac{3,14 \cdot (0,944 - 0,744)}{80} = 0,066 \text{ м}$
Относительный шаг	$\bar{t} = \frac{t}{d_{озг}}$	$\frac{0,066}{0,02} = 3,3$

## Продолжение таблицы 3

Количество отверстий по наружному диаметру ЖТ	$n_{озгн} = \frac{\pi \cdot D_{жн}}{t \cdot d_{озг}}$	$\frac{3,14 \cdot 0,944}{3,3 \cdot 0,02} = 45$
Количество отверстий по внутреннему диаметру ЖТ	$n_{озгвн} = \frac{\pi \cdot D_{жвн}}{t \cdot d_{озг}}$	$\frac{3,14 \cdot 0,744}{3,3 \cdot 0,02} = 35$
Количество отверстий в зоне смещения	$n_{озгвн} = \frac{4 \cdot F_{жвн}}{\pi \cdot d_{озг}^2}$	$\frac{4 \cdot 0,0249}{3,14 \cdot 0,02^2} = 80$
Количество отверстий по наружному и внутреннему диаметрам в зоне смещения ЖТ	$n_{озсн} = \frac{\pi \cdot D_n}{t \cdot d_{озс}}$	$\frac{3,14 \cdot 0,944}{3,3 \cdot 0,02} = 45,$ $\frac{3,14 \cdot 0,744}{3,3 \cdot 0,02} = 35$
Потребная площадь одного пояса охлаждающего воздуха	$F_{охл1} = \pi \cdot (D_{жн} + D_{вжн}) \cdot h_s$	$3,14 \cdot (0,944 + 0,744) \cdot 0,001 = 0,005 \text{ м}^2$

Количество поясов охлаждения стенок жаровой трубы	$n = \frac{F_{охл}}{F_{охл1}}$	$\frac{0,0249}{0,005} = 6$
---	--------------------------------	----------------------------

Полложение таблицы 3

Средняя скорость в миделевом сечении ЖТ	$w_m = \frac{G_{\kappa} \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot F_m}$	$\frac{293 \cdot 78,95 \cdot 626,85}{1179423 \cdot 0,3704} = 33,19 \text{ м/с}$
Скорость истечения воздуха из отверстий	$w_o = \frac{G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot F_m}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 293 \cdot 626,85}{1179423 \cdot 0,3704} = 140,7 \text{ м/с}$
Среднерасходная скорость течения в жаровой трубе	$w_{жс} = \frac{G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot k_{онм} \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot F_m}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 0,7 \cdot 293 \cdot 626,85}{1179423 \cdot 0,3704} = 31,57 \text{ м/с}$
Скорость течения газа перед первым рядом отверстий	$w_{нз} = \frac{G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot \bar{F}_{\phi p} \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot F_m}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 0,2 \cdot 293 \cdot 626,85}{1179423 \cdot 0,3704} = 9,0 \text{ м/с}$
Скорость течения воздуха в кольцевом канале между стенками камеры жаровой трубы	$w_{кк} = \frac{G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot (1 - k_{онм}) \cdot F_m}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 293 \cdot 626,85}{1179423 \cdot (1 - 0,7) \cdot 0,3704} = 105,1 \text{ м/с}$

Скорость течения в зоне горения между отверстиями смесителя	$w_{нз} = \frac{G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot \bar{F}_{зг} \cdot R \cdot T_{\kappa}^*}{P_{\kappa}^* \cdot F_m}$	$\frac{78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 0,3 \cdot 293 \cdot 626,85}{1179423 \cdot 0,3704} = 13,5 \text{ м/с}$
---	--	---

88

Продолжение таблицы 3

Наружный диаметр завихрителя	$R_{нз} = \sqrt{\frac{F_{зав} + \delta \cdot n \cdot (R_{нз} - R_{внз})}{\pi \cdot \cos \varphi}} + R_{внз}^2$	$\sqrt{\frac{0,0001328 + 0,001 \cdot 8 \cdot (0,02 - 0,01)}{3,14 \cdot \cos 60^\circ}} + 0,01^2 = 0,0153$
Угол установки переходного конуса	$\beta = 2 \cdot \varphi - 10^\circ$	$2 \cdot 60 - 10^\circ = 110^\circ$
Число завихрителей	$n_{зав} = \frac{\pi \cdot d_p}{t_{\phi} \cdot H_{жс}}$	$\frac{3,14 \cdot 0,844}{0,25 \cdot 0,10} = 101$
Параметр форсировки	$k_v = \frac{1,735 \cdot 10^6 \cdot G_{\kappa} \cdot (1 - \bar{G}_{охл})}{P_{\kappa}^{*1,25} \cdot T_{\kappa}^* \cdot V_{жс}}$	$\frac{1,735 \cdot 10^6 \cdot 78,95 \cdot (1 - 0,05)}{1179423^{1,25} \cdot 626,85 \cdot 0,077} = 0,0694$

Полнота сгорания	$\eta = 1 - 0,8 \cdot k_v^2$	$1 - 0,8 \cdot 0,0694^2 = 0,996$
Объемная теплонпряженность камеры сгорания	$Q_v = \frac{3600 \cdot G_k \cdot (1 - \bar{G}_{охл}) \cdot H_u \cdot \eta}{\alpha \cdot L_0 \cdot P_k^* \cdot V_{жс}}$	$\frac{3600 \cdot 78,95 \cdot (1 - 0,05) \cdot 5 \cdot 10^6 \cdot 0,99}{3,84 \cdot 16,8 \cdot 1179423 \cdot 0,077} = 2,28 \cdot 10^6 \text{ Дж/(ч} \cdot \text{м}^3 \cdot \text{Па)}$
Критерий срыва пламени	$K_{cp} = \frac{G_{зг} \cdot 10^8}{P_k^{*0,5} \cdot T_k^{*1,7} \cdot V_{зг}} = \frac{1}{\alpha_{cp}^{0,5}}$	$\frac{24,05 \cdot 10^8}{1179423^{0,5} \cdot 626,85^{1,7} \cdot 0,015} = 0,8$
Потребный состав смеси в зоне горения	$\alpha_{cp} = \frac{1}{K_{cp}^2}$	$\frac{1}{0,8^2} = 1,56$

Продолжение таблицы 3

Выбросы оксидов азота	$NO_x = 37 \cdot 10^{11} \cdot \sqrt{O_2} \cdot N_2 \cdot e^{\frac{65000}{T_{зг}^*}} \cdot \sqrt{\frac{P_k^*}{T_{зг}^*}} \cdot \tau_{пр}$	$37 \cdot 10^{11} \cdot \sqrt{0,001733} \cdot 0,005735 \cdot e^{\frac{65000}{2523}} \cdot \sqrt{\frac{1179423}{2523}} \times$ $\times 0,0067 = 0,000829$
Время пребывания смеси в зоне горения	$\tau_{пр} = \frac{L_{зг}}{W_{зг}}$	$\frac{0,09}{13,5} = 0,0067 \text{ с}$
Выбросы оксида углерода	$CO = \frac{C \cdot f^2 \cdot G_{взг} \cdot T_{зг} \cdot \left(\frac{\Delta P}{P_k}\right)^{0,5} \cdot P_k}{V_{зг} \cdot \exp(c \cdot T_{нз}^*)} \cdot 10^{-4}$	$\frac{20 \cdot 0,5^2 \cdot 24,05 \cdot 2523 \cdot 0,06^{0,5} \cdot 11,79}{0,015 \cdot \exp(0,009 \cdot 2523)} \cdot 10^{-4} = 0,0584$

## Задача 2

Определить геометрические размеры основных элементов турбореактивного двигателя.

Ниже приводится методика инженерного расчета.

### Определение геометрических размеров входного устройства

Ввиду конфузурности канала входного устройства ТРД, площадь проходного сечения входа ( $F_{вх}$ ) выбирается из следующего соотношения

$$F_{вх} = (1,15...1,30)F_{в}, \quad (86)$$

где  $F_{в}$  – площадь проходного сечения на входе в компрессор.

Диаметр входного отверстия

$$D_{вх} = \sqrt{\frac{4F_{вх}}{\pi}}. \quad (87)$$

При этом должно выдерживаться соотношение  $D_{вх} < D_{нв}$ .

Длина входного устройства

$$l_{вх} = \frac{D_{нв} - D_{вх}}{2 \operatorname{tg} \varphi_1}, \quad (88)$$

где  $\varphi_1$  – полуугол раскрытия входного устройства, выбирается из значений от  $3^\circ$  до  $5^\circ$ .

Передняя опора компрессора закрывается полусферическим обтекателем.

### Определение геометрических размеров компрессора

Для определения длины компрессора предварительно подсчитывается число ступеней  $z_k$  и осредненная ширина решетки рабочего колеса  $b_{ср}'$ .

Число ступеней компрессора в первом приближении

$$z'_k = \frac{\lg \pi_{к}^*}{\lg \pi_{ст}^*}, \quad (89)$$

где  $\pi_{ст}^*$  – осредненная степень повышения полного давления в одной ступени, выбирается из значений 1,2 - 1,3.

Величина  $z'_k$  округляется до целого значения  $z_k$ .

Относительная высота лопатки первой ступени  $\bar{h}_b$  определяется из графической зависимости, показанной на рисунке 34, в зависимости от относительного диаметра втулки первой ступени  $\bar{d}_b$ .

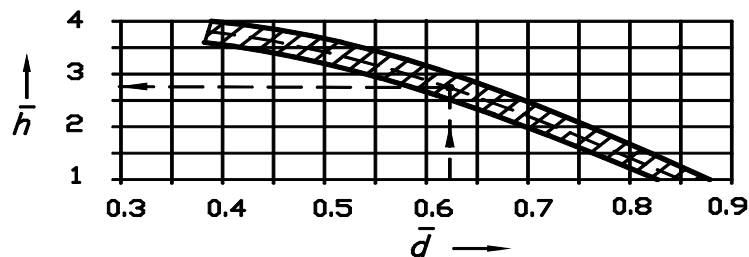


Рисунок 34 – Зависимость относительной высоты лопатки компрессора от относительного диаметра втулки ступени

Хорда лопатки рабочего колеса первой ступени компрессора

$$b_b = \frac{h_b}{\bar{h}_b}. \quad (90)$$

Относительный диаметр втулки последней ступени компрессора

$$\bar{d}_k = \frac{D_{вк}}{D_{нк}}. \quad (91)$$

Относительная высота лопатки последней ступени  $\bar{h}_k$  определяется по рисунку 34 в зависимости от  $\bar{d}_k$ .

Хорда лопатки рабочего колеса последней ступени компрессора

$$b_k = \frac{h_k}{\bar{h}_k}. \quad (92)$$

Осредненная хорда лопаток компрессора



$$b_{\text{cp}} = \frac{b_{\text{в}} + b_{\text{к}}}{2}. \quad (93)$$

Осредненная ширина решетки рабочего колеса

$$b'_{\text{cp}} = (0,5 \dots 0,7) b_{\text{cp}}. \quad (94)$$

Длина компрессора

$$l_{\text{к}} = (2,3 \dots 2,5) \cdot z_{\text{к}} \cdot b'_{\text{cp}}, \quad (95)$$

где коэффициент 2,3 - 2,5 учитывает наличие в компрессоре входного направляющего аппарата, направляющих аппаратов в каждой степени и величину зазоров между решетками рабочих колес и направляющих аппаратов.

Определение геометрических размеров камеры сгорания

Тип камеры сгорания определяется величиной расхода воздуха. При  $G_{\text{в}} \leq 60$  кг/с выбирается камера сгорания кольцевого типа, а при  $G_{\text{в}} > 60$  кг/с – трубчато-кольцевого типа. Характерные размеры камеры сгорания ( для обоих типов) показаны на схеме камеры сгорания на рисунке 35.

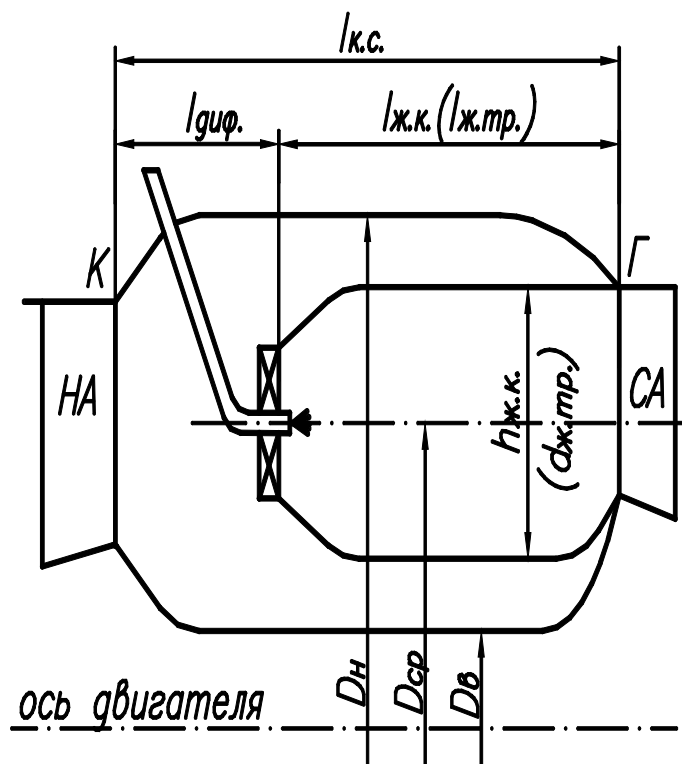


Рисунок 35 – Принципиальная схема камеры сгорания (верхняя половина продольного разреза)

Кольцевая камера сгорания

Наружный диаметр

$$D_n = (1,05 \dots 1,10) D_{нг} . \quad (96)$$

Внутренний диаметр

$$D_b = 0,4 D_n . \quad (97)$$

Средний диаметр

$$D_{cp} = \frac{D_n + D_b}{2} . \quad (98)$$

Высота жарового кольца (в мм)

$$h_{жк} = (0,7 \dots 0,9) \cdot \frac{D_n - D_b}{2} . \quad (99)$$

Длина жарового кольца

$$l_{жк} = (2,8 \dots 3,4) h_{жк} . \quad (100)$$

Длина диффузорного участка

$$l_{диф} = (0,55 \dots 0,80) h_{жк} . \quad (101)$$

Длина камеры сгорания

$$l_{кс} = l_{диф} + l_{жк} . \quad (102)$$

Трубчато-кольцевая камера сгорания

Наружный диаметр

$$D_n = (1,05 \dots 1,10) D_{нг} . \quad (103)$$

Внутренний диаметр

$$D_b = 0,5 \cdot D_n . \quad (104)$$

Средний диаметр

$$D_{\text{ср}} = \frac{D_{\text{н}} + D_{\text{в}}}{2}. \quad (105)$$

Диаметр жаровой трубы

$$d_{\text{ж.тр.}} = (0,7 \dots 0,9) \cdot \frac{D_{\text{н}} - D_{\text{в}}}{2}. \quad (106)$$

Число жаровых труб в первом приближении

$$z'_{\text{ж.тр.}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{ср}}}{1,1 \cdot d_{\text{ж.тр.}}}, \quad (107)$$

где  $\pi = 3,14158\dots$ , а коэффициент 1,1 учитывает зазоры между жаровыми трубами.

Величина  $z'_{\text{ж.тр.}}$  округляется до целого значения  $z_{\text{ж.тр.}}$  – числа жаровых труб.

Длина жаровой трубы

$$l_{\text{ж.тр.}} = (3,0 \dots 3,5) \cdot d_{\text{н.тр.}}. \quad (108)$$

Длина диффузорного участка

$$l_{\text{диф}} = (0,50 \dots 0,75) d_{\text{ж.тр.}}. \quad (109)$$

Длина камеры сгорания

$$l_{\text{кс}} = l_{\text{диф}} + l_{\text{ж.тр.}}. \quad (110)$$

Определение геометрических размеров турбины

Длина турбины

$$l_{\text{т}} = \frac{h_{\text{т}} - h_{\text{г}}}{\text{tg}\gamma}, \quad (111)$$

где  $\gamma$  – угол уширения проточной части турбины, выбирается из значений от 5 до 20°.

Число ступеней турбины ТРД зависит от величины работы компрессора, а, следовательно, от  $\pi_k^*$  - степени повышения полного давления в компрессоре.

При  $\pi_k^* \leq 6$ , выбирается одна ступень ( $z_T = 1$ ), а при  $\pi_k^* > 6$  – две ступени ( $z_T = 2$ ).

Определение геометрических размеров дозвукового реактивного сопла

Длина реактивного сопла

$$l_{pc} = \frac{D_{нт} - D_c}{2 \operatorname{tg} \varphi_2}, \quad (112)$$

где  $\varphi_2$  – полуугол конусности сопла выбирается из значений от 10 до 20°.

Полуугол внутреннего конуса сопла  $\varphi_3$  выбирается из условий конструктивной компоновки сопла. Для выполненных конструкций сопел он находится в пределах от 15° до 25°.

На рисунке 36 показана схема проточной части ТРД, которая строится по результатам расчетов.

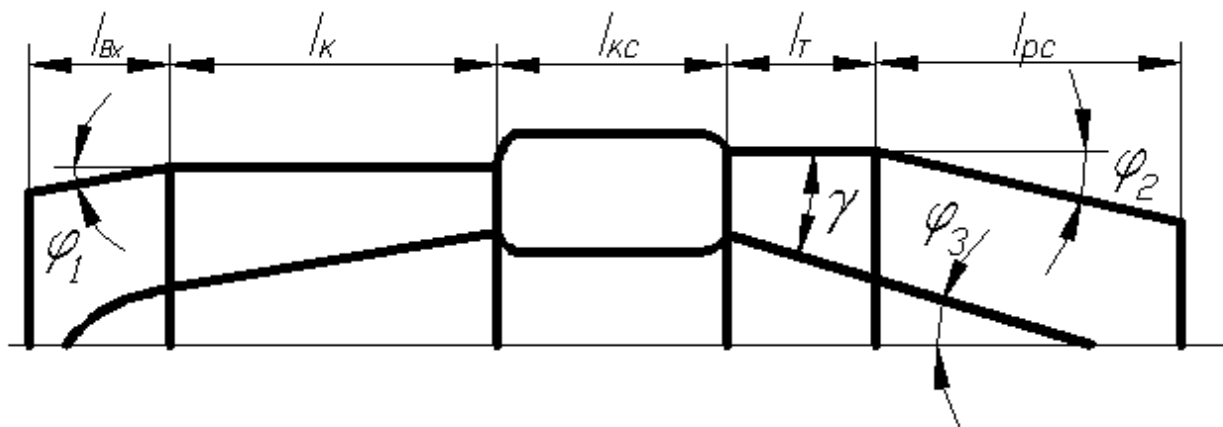


Рисунок 36 – Схема проточной части ТРД (верхняя половина продольного разреза)

## **6.5 ТЕСТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЯ ЗНАНИЙ СТУДЕНТОВ СПЕЦИАЛЬНОСТИ «САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ» ПО ДИСЦИПЛИНЕ «ДВИГАТЕЛИ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ»**

### ***Уважаемые студенты!***

В приведенном тесте отметьте верные ответы (один или несколько) или подтвердите правильность утверждений.

1 Топлива для ракетных двигателей:

- а) топливо (горючее + окислитель), находящееся на борту летательного аппарата;
- б) горючее находится на борту ЛА, окислитель – из окружающего воздуха;
- в) окислитель входит в состав горючего.

2 Особенности твердотопливного ракетного двигателя (ТТРД):

- а) малая продолжительность работы;
- б) длительный период работы;
- в) изменяемый вектор тяги;
- г) неизменяемый вектор тяги;
- д) двигатель с заправленным топливом может храниться длительное время;
- е) топливо агрессивное, нестойкое при хранении, заправляется непосредственно перед запуском.

3 Особенности жидкостного ракетного двигателя (ЖРД):

- а) применяемые топлива – агрессивные, нестойкие при хранении;
- б) применяемые топлива – стабильные;
- в) малая продолжительность работы;
- г) длительный период работы;
- д) тяга регулируется в широких пределах;
- е) значение тяги практически не регулируется.

4 Для создания тяги воздушно-реактивного двигателя (ВРД):

- а) используют кислород окружающего воздуха;
- б) запас окислителя находится на борту ЛА;
- в) окислитель входит в состав горючего.

5 Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД):

- а) создает тягу в статических условиях;
- б) отсутствие статической тяги;
- в) относится к классу компрессорных двигателей;
- г) относится к классу бескомпрессорных двигателей.

6 Во входном устройстве:

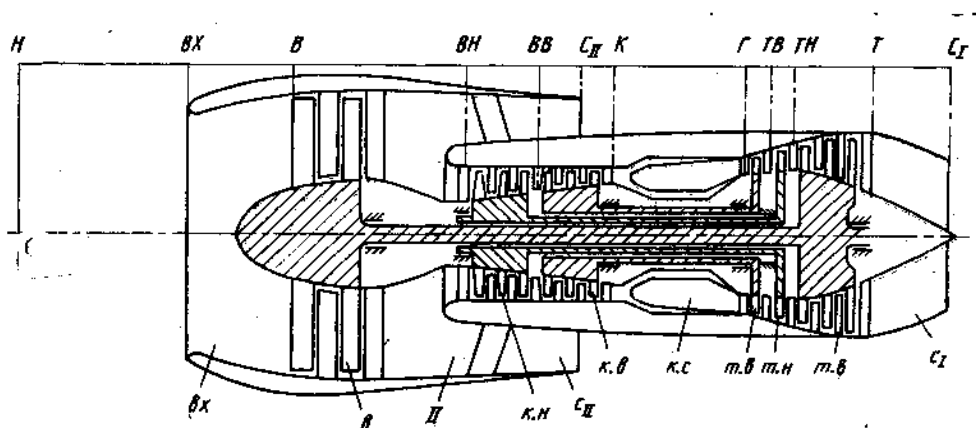
- а) давление падает;
- б) давление возрастает;

- в) скорость воздушного потока падает;
- г) скорость воздушного потока возрастает;
- д) давление увеличивается, скорость уменьшается;
- е) давление уменьшается, скорость увеличивается.

7 Компрессор в ВРД предназначен для:

- а) сжатия воздуха;
- б) расширения воздуха;
- в) повышения давления воздуха.

8 Определить тип двигателя:



9 Мероприятия по обеспечению устойчивой работы компрессора:

- а) увеличение числа ступеней компрессора;
- б) уменьшение числа ступеней;
- в) применение двухкаскадной схемы компрессора;
- г) применение поворотных лопаток направляющего аппарата;
- д) использование окон перепуска воздуха.

10 Эффективная тяга авиационной силовой установки (АСУ) с ВРД:

- а) равна тяге входящих в ее состав ВРД;
- б) определяется внутренним процессом ВРД, без учета внешнего сопротивления СУ;
- в) та часть силы тяги, которая непосредственно используется для движения самолета;
- г) равнодействующая всех сил давления и трения, действующих на СУ изнутри и снаружи.

11 Внутренняя тяга ТРД определяется следующим выражением:

- а)  $P = G_{\Gamma} C_c - G_B V + F_c (p_c - p_H)$ ;
- б)  $P = G(C_c - V) + F_c (p_c - p_H)$ ;
- в)  $P = G(C_c - V)$ ;
- г)  $P = G_{\Gamma} C_c - G_B V + F_c (p_c - p_H) - X_{вн\Gamma}$ .

12 Выражение  $P_{уд} = C_c$  верно при условии:

- а)  $G = 1$  кг/с;
- б)  $V = 0$  м/с;
- в)  $G = 1$  кг/с,  $V=0$  м/с;
- г) другое условие.

13 Высотная характеристика ТРД – это:

- а) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от высоты и скорости при принятом законе регулирования двигателя;
- б) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от высоты при постоянной скорости;
- в) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от скорости на определенной высоте;
- г) другая характеристика.

14 Скоростная характеристика ТРД – это:

- а) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от высоты и скорости при принятом законе регулирования двигателя;
- б) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от высоты при постоянной скорости;
- в) зависимость  $R$  и  $c_{уд}$  от скорости на определенной высоте;
- г) другая характеристика.

15 В ВРД сжатие воздуха происходит в:

- а) камере сгорания;
- б) компрессоре;
- в) турбине;
- г) сопле;
- д) входном устройстве.

16 В ВРД расширение воздуха происходит в:

- а) камере сгорания;
- б) компрессоре;
- в) турбине;
- г) сопле;
- д) входном устройстве.

17 При увеличении скорости полета расход воздуха через двигатель:

- а) уменьшается;
- б) увеличивается;
- в) остается неизменным.

18 Помпаж компрессора возникает при:

- а) увеличении частоты вращения ротора;
- б) уменьшении частоты вращения ротора;
- в) увеличении угла входа потока на лопатку колеса;
- г) уменьшении угла входа потока на лопатку колеса.

19 Параметры, по которым проводится сравнительная оценка ТРД:

- а) тяга;
- б) масса;
- в) габариты;
- г) удельная масса;
- д) удельная тяга;
- е) удельная мощность.

20 Температура газов на выходе из камеры сгорания ограничена:

- а) температурой продуктов сгорания;
- б) термпрочностью лопаток турбины;
- в) составом продуктов горения;
- г) особенностями работы двигателя.

21 Турбина предназначена для:

- а) ускорения газового потока;
- б) расширения газового потока;
- в) преобразования потенциальной энергии в кинетическую энергию газовой струи;
- г) преобразования потенциальной энергии в кинетическую энергию газовой струи и механическую работу на валу двигателя.

22 Расчетный режим работы сопла:

- а)  $p_n = p_c$ ;
- б)  $p_n < p_c$ ;
- в)  $p_n > p_c$ .

23 Указать назначение устройств:

- 1) девиаторы тяги;
- 2) эжекторные сопла;
- 3) средства реверса тяги.
  - а) уменьшение уровня шума двигателя;
  - б) повышение эффективности расширения газа в сопле;
  - в) сокращение длины пробега самолета;
  - г) обеспечение вертикального взлета и посадки.

24 Уравнение  $\vec{R} = G_2 \vec{V}_2 - G_1 \vec{V}_1$  - это:

- а) уравнение Эйлера;
- б) уравнение неразрывности;
- в) уравнение Бернулли.

25 Термодинамические процессы, протекающие в ВРД:

- а) адиабатные;
- б) политропные;



- в) изобарные;
- г) изохорные;
- д) изотермические.

26 Температура воздушного потока в компрессоре ВРД:

- а) увеличивается;
- б) уменьшается;
- в) остается неизменной.

27 Увеличение удельного расхода топлива ТРД:

- а) увеличивает тягу двигателя;
- б) уменьшает тягу двигателя;
- в) увеличивает дальность и продолжительность полета;
- г) уменьшает дальность и продолжительность полета.

28 Увеличение удельной лобовой тяги ТРД:

- а) увеличивает тягу двигателя;
- б) уменьшает тягу двигателя;
- в) увеличивает удельный расход топлива;
- г) уменьшает удельный расход топлива.

29 Уменьшение удельной массы ТРД:

- а) увеличивает тягу двигателя;
- б) уменьшает тягу двигателя;
- в) увеличивает дальность и продолжительность полета;
- г) уменьшает дальность и продолжительность полета.

30 «Суммарная наработка двигателя до такой степени износа, при которой его дальнейшее восстановление путем ремонта экономически нецелесообразно или технически невозможно»- это:

- а) надежность двигателя;
- б) межремонтный ресурс;
- в) гарантийный ресурс;
- г) технический ресурс.

Карта ответов:

1 (а), 2 (а,г,д), 3 (а,г,д), 4 (а), 5 (б,г), 6 (д), 7 (а,в),	8 (ДТРД с раздельным выходом потоков), 9 (в,г,д), 10 (в,г), 11 (а,б), 12 ( $G = 1$ кг/с, $V = 0$ м/с, $P_c = P_H$ ), 13 (б),	14 (в), 15 (б,д), 16 (в,г), 17 (б), 18 (б,в), 19 (г,д,е), 20 (б), 21 (г), 22 (а),	23 (1-г, 2-а,б, 3-в), 24 (а), 25 (б), 26 (а), 27 (б,г), 28 (а,г), 29 (а,в), 30 (г).
--	--	---	--

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

### *Уважаемые коллеги-студенты!*

Вами проделана большая работа, приобретены новые знания, умения, сформированы навыки самостоятельной профессиональной деятельности. Решение задач, приведенных в данном сборнике, будет значимым только тогда, когда принимаемые вами решения обоснованы и аргументированы. От того, насколько грамотно и ответственно вы подошли к решению комплекса многоуровневых задач, зависит период социальной и профессиональной адаптации к выбранной вами специальности и качество вашей профессиональной деятельности в дальнейшем. В вашем распоряжении во время изучения курса имеются справочная и учебная литература, ресурсы Internet, периодические издания, отражающие современные тенденции и последние достижения в области аэрокосмических технологий, самолето-, вертолето- и ракетостроения, двигателестроения в России и за рубежом. Преподавание ведут квалифицированные преподаватели. Будьте активны, настойчивы, целеустремленны - и вы сможете заглянуть в разнообразный и пока еще непознанный мир выбранной профессии.

Надеемся, что эти научно-методические рекомендации и методические указания помогут не только успешно решить предложенные в сборнике задачи по дисциплинам «Введение в специальность», «Введение в ракетно-космическую технику», «Двигатели самолетов и вертолетов», но и раскроют перед вами мир инженерных решений, расширят ваши профессиональные знания, помогут получить более полное представление о характере будущей работы.

Ваши предложения по улучшению этой серии изданий мы примем с благодарностью на кафедре летательных аппаратов!

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 **Климов, Е.А.** Психология профессионального самоопределения [Текст] /Е.А. Климов. – Ростов-на-Дону: Феникс, 1996. – 512 с.
- 2 **Пряжникова, Н.С.** Психология труда и человеческого достоинства [Текст]: учебное пособие для вузов / Н.С. Пряжникова. – М.: Академия, 2001. – 480 с. – ISBN 5-217-01658-4.
- 3 **Максимов, Н.А.** Двигатели самолетов и вертолетов. Основы устройства и летной эксплуатации [Текст] /Н.А. Максимов, В.А. Секистов. – М.: Воениздат, 1977. – 343 с.
- 4 Развитие авиационной науки и техники в СССР: историко-технические очерки. – М.: Наука, 1980. – 496 с.
- 5 **Скубачевский, Г.С.** Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей [Текст] /Г.С. Скубачевский. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1981. – 550 с.
- 6 **Нечаев, Ю.Н.** Теория авиационных двигателей [Текст] /Ю.Н. Нечаев. – М.: Издательство ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1990. – 703 с.
- 7 **Маркова, А.К.** Психология профессионализма /А.К. Маркова. – М.: Школьная пресса, 1996. – 254 с.
- 8 **Казанджан, П.К.** Основы теории реактивных двигателей [Текст]: в 2-х т. /П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев, А.Н. Говоров [и др.]; под ред. П.К. Казанджана. - М.: Издательство ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1954. – Т.1. – 215с.
- 9 **Стечкин, Б.С.** Теория реактивных двигателей [Текст]: в 2-х т. / Б.С. Стечкин, П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев, А.Н. Говоров [и др.]; под ред. Б.С. Стечкина. – М.: Издательство ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1954. – Т.2. – 495 с.
- 10 **Ахмедзянов, А.М.** Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учебник для вузов /А.М. Ахмедзянов, Ю.С. Алексеев, Х.С. Гумеров [и др.]; под ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с., ил. ISBN 5-217-02968-4
- 11 **Кулагин, В.В.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учебник /В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.: ил. – ISBN 5-217-03125-5
- 12 **Агранович, Б.Л.** Инновационное инженерное образование /Б.Л. Агранович, А.И. Чучалин, М.А. Соловьев, //Инженерное образование – 2003. - № 1. - С. 11–14
- 13 **Баранова, Т.В.** Внедрение реального проектирования в вузе: Актуальные проблемы многоуровневого высшего профессионального образования /Т.В. Баранова //Сборник трудов региональной научно-методической конференции. – Самара: СГАСУ, 2005. – С. 38-41
- 14 **Байденко, В.И.** Болонский процесс: структурная реформа высшего образования Европы. /В.И. Байденко. – 3-е изд. – М.: Исследовательский центр проблем качества подготовки специалистов, Российский Новый Университет, 2003. – 128 с.

15 **Белоновская, И.Д.** Формирование профессиональной компетентности специалиста: региональный опыт /И.Д. Белоновская. - М.: Институт развития профессионального образования, 2005. - 351 с.

16 **Вербицкий, А.А.** Активное обучение в высшей школе: контекстный подход. /А.А. Вербицкий. – М.: Просвещение, 1991. – 206 с.

17 **Вербицкий, А.А.** Развитие мотивации студентов в контекстном обучении. /А.А. Вербицкий, Н.А. Бакшаева. – М.: 2000. - 350 с.

18 **Вражнова, М.Н.** Система профессиональной адаптации студентов технических вузов в условиях взаимодействия "Вуз-предприятие" /М.Н. Вражнова; под. ред. Л.И. Гурье; Моск. автомобил.-дорож. ин-т (гос. техн. ун-т), Ин-т проблем развития высш. проф. образования. - М.: Техполиграфцентр, 2003. - 179 с.

19 **Вражнова, М. Н.** Инженерная профессия сегодня /М.Н. Вражнова //Высшее образование в России. – 2004. - № 5. - С. 115 – 119

20 **Гершунский, Б.С.** Образование в третьем тысячелетии: гармония знания, веры (прогностическая гипотеза образовательного триумфа) /Б.С. Гершунский. – М.: 1997. – 128 с.

21 **Гребнев, Л.** Модернизация структуры и содержания инженерного образования /Л. Гребнев, В. Кружалин, Е.Попова //Высшее образование в России. - 2003. - № 4. - С. 46–56

22 **Зеер, Э.Ф.** Психология профессий /Э.Ф. Зеер. – М.: Академический проект: Фонд «Мир», 2005. – 336 с.

23 **Климов, Е.А.** Образ мира в разнотипных профессиях /Е.А. Климов. – М.: Высшая школа, 1995. – 174 с.

24 **Климов, Е.А.** Психология профессионального самоопределения /Е.А. Климов. – Ростов н/Д: изд-во «Феникс», 1996. – 512 с.

25 **Кочнев, А.М.** Моделирование профессиональной деятельности современного инженера/А.М. Кочнев //Высшее образование сегодня.- 2002. - № 3. - С. 14

26 **Лернер, И.Я.** Основания для определения содержания опыта творческой деятельности /И.Я. Лернер. – М.: Педагогика, 1983. – С. 245-251

**ПРИЛОЖЕНИЕ А**  
**(справочное)**  
**Международная стандартная атмосфера**

Таблица А.1 – Параметры воздуха на различных высотах

Геометрическая высота Н, м	Барометрическое давление $P_H$ , Па	Плотность $\rho_H$ , кг/м <sup>3</sup>	$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$	Температура Т, К	Вязкость кинематическая $\nu$ , м <sup>2</sup> /с	Скорость звука а, м/с
1	2	3	4	5	6	7
- 500	107220,61	1,285	1,0489	291,42	$1,389 \cdot 10^{-5}$	342,1
0	101080	1,225	1,0000	288,15	$1,441 \cdot 10^{-5}$	340,2
500	95228	1,167	0,9528	284,90	$1,496 \cdot 10^{-5}$	338,3
1000	89652,64	1,112	0,9074	281,65	$1,554 \cdot 10^{-5}$	336,4
1500	84344,61	1,0584	0,8637	278,40	$1,615 \cdot 10^{-5}$	334,4
2000	79294,6	1,00688	0,8216	275,14	$1,679 \cdot 10^{-5}$	332,5
2500	74491,97	0,957	0,7810	271,89	$1,747 \cdot 10^{-5}$	330,5
3000	69927,41	0,909	0,7420	268,64	$1,818 \cdot 10^{-5}$	328,5
3500	65592,94	0,863	0,7046	265,38	$1,893 \cdot 10^{-5}$	326,5
4000	61477,92	0,819	0,6686	262,13	$1,972 \cdot 10^{-5}$	324,5
4500	57574,37	0,777	0,6339	258,88	$1,056 \cdot 10^{-5}$	322,5
5000	53874,31	0,736	0,6008	255,63	$2,145 \cdot 10^{-5}$	320,5
5500	50368,43	0,697	0,5689	252,38	$2,238 \cdot 10^{-5}$	318,4
6000	47050,08	0,659	0,5384	249,13	$2,338 \cdot 10^{-5}$	316,3
6500	43911,28	0,623	0,5091	245,88	$1,443 \cdot 10^{-5}$	314,3
7000	40944,05	0,589	0,4811	242,63	$2,554 \cdot 10^{-5}$	312,2
7500	38141,74	0,556	0,4542	239,38	$2,673 \cdot 10^{-5}$	310,1
8000	35496,37	0,525	0,4285	236,14	$2,799 \cdot 10^{-5}$	308,0

8500	33001,29	0,495	0,4040	232,89	$2,933 \cdot 10^{-5}$	305,9
------	----------	-------	--------	--------	-----------------------	-------

Продолжение таблицы А.1

1	2	3	4	5	6	7
9000	30651,18	0,466	0,3805	229,64	$3,075 \cdot 10^{-5}$	303,7
9500	30830,73	0,438	0,3581	226,40	$3,227 \cdot 10^{-5}$	301,6
10000	26355,28	0,412	0,3367	223,15	$3,388 \cdot 10^{-5}$	299,4
10500	24397,52	0,387	0,3163	219,90	$3,561 \cdot 10^{-5}$	297,2
11000	22560,79	0,363	0,2969	216,66	$3,746 \cdot 10^{-5}$	295,0
11500	20849,08	0,336	0,27438	216,66	$4,053 \cdot 10^{-5}$	295,0
12000	19267,71	0,310	0,25357	216,66	$4,386 \cdot 10^{-5}$	295,0
12500	17806,04	0,287	0,23434	216,66	$4,746 \cdot 10^{-5}$	295,0
13000	16454,76	0,265	0,21656	216,66	$5,136 \cdot 10^{-5}$	295,0
13500	15207,22	0,245	0,20013	216,66	$5,557 \cdot 10^{-5}$	295,0
14000	14054,11	0,227	0,18495	0,43006	$6,013 \cdot 10^{-5}$	295,0
14500	12990	0,209	0,17092	0,41342	$6,507 \cdot 10^{-5}$	295,0
15000	12000	0,194	0,15795	0,39743	$7,041 \cdot 10^{-5}$	295,0
15500	11090	0,179	0,14597	0,38206	$7,619 \cdot 10^{-5}$	295,0
16000	10250	0,165	0,13490	0,36729	$8,244 \cdot 10^{-5}$	295,0
16500	9472	0,153	0,12466	0,35307	$8,921 \cdot 10^{-5}$	295,0
17000	8754	0,141	0,11521	0,33943	$9,653 \cdot 10^{-5}$	295,0
17500	8090	0,13	0,10647	0,32630	$1,044 \cdot 10^{-4}$	295,0
18000	7476	0,121	0,09839	0,31368	$1,130 \cdot 10^{-4}$	295,0

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б (справочное) Компоновочные схемы ТРД

### Двигатель J57-P-3

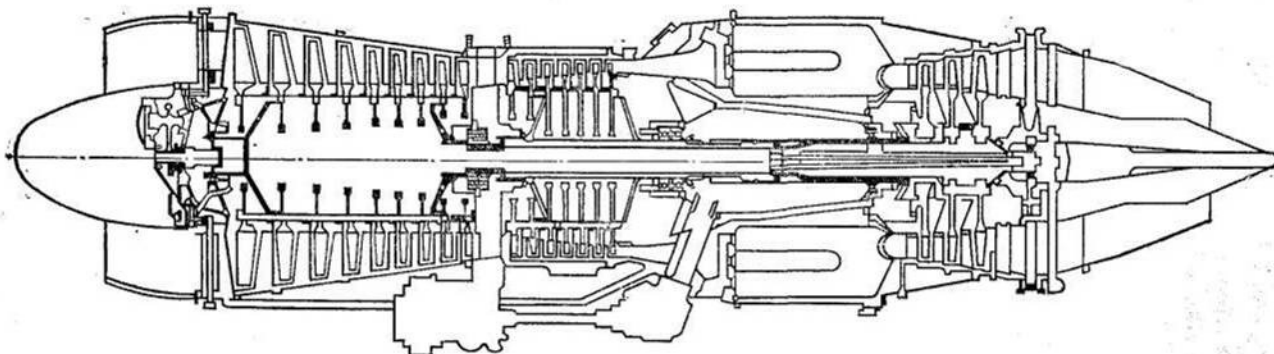


Рисунок Б.1 – Схема типичного ТРД (двигатель J57-P-3)

Двигатель J57-P-3 (рисунок Б.1) применяется на дозвуковом бомбардировщике В-52G.

Для обеспечения устойчивой работы компрессор двигателя выполнен двухкаскадным, с регулирующимися поворотными лопатками направляющего аппарата и автоматическим клапаном для перепуска воздуха при запуске и выходе двигателя на расчетный режим. Такая схема позволяет получить высокие значения степени повышения давления, используя каскады компрессора с умеренными  $\pi_e^*$  (т.е. дает возможность уменьшить число поворотных направляющих аппаратов и устройств перепуска воздуха) и несколько сократить число ступеней, так как каждый каскад может вращаться со своей скоростью, близкой к оптимальной, что увеличивает напорность и КПД ступеней компрессора.

Реактивное сопло дозвуковое, сужающееся, нерегулируемое, простой конструкции.

### Двигатель “Атар” 9К-50

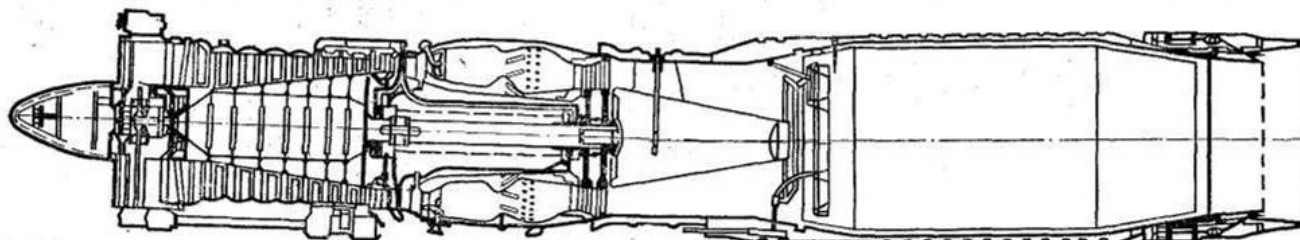


Рисунок Б.2 – Схема ТРДФ “Атар” 9К-50

На ряде самолетов ВВС и ВМФ Франции устанавливаются различные модификации ТРД (ТРДФ) “Атар” (рисунок Б.2), разработанные фирмой SNECMA. Вариант этого двигателя с форсажем установлен на сверхзвуковом “Мираж” F.1, а его бесфорсажный вариант “Атар” - на дозвуковом многоцелевом палубном самолете “Супер-Этандар”.

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой “Атар” 9К-50 выполнен по простой одновальной схеме и развивает на взлетном режиме с форсажем тягу 70,6 кН, без форсажа — тягу 49 кН. Двигатель имеет степень повышения давления  $\pi_e^* = 6,5$  и температуру газа перед турбиной  $T_r^* = 1223$  К, удельная масса двигателя  $\gamma_{aa}^{\dot{a}} = 0,0225$  кг/Н.

Во входном устройстве двигателя расположены газотурбинный стартер и корпус передней опоры, который крепится на шести стойках. Турбостартер позволяет запускать двигатель в полете на высотах до 9 км. Входное устройство оборудовано противообледенительной системой, работающей на горячем воздухе, отбираемом от компрессора. Девятиступенчатый компрессор двигателя выполнен стальным, что вызвано применением двигателя на самолете с длительным сверхзвуковым полетом. Лопатки первых трех ступеней компрессора могут заменяться непосредственно на двигателе. Двигатель имеет кольцевую камеру сгорания, традиционную для двигателей семейства “Атар”. Первая ступень двухступенчатой турбины охлаждаемая, у второй ступени охлаждается только диск рабочего колеса. За турбиной установлено спрямляющее устройство, направляющее поток газов для организации эффективного рабочего процесса в форсажной камере. Форсажная камера и всережимное регулируемое реактивное сопло оптимизированы для этого двигателя. Форсажная камера работает практически без дымления. Ротор двигателя имеет три опоры с системой охлаждения подшипников, причем задний подшипник компрессора и подшипник турбины смазываются маслом на выброс.

Двигатель “Атар” 9К-50 может длительно работать при  $M_n \leq 2,1$ . При полете со скоростью, соответствующей  $M_n = 2,2$ , допускается его работа в течение 1 ч. Максимально допустимая скорость полета для самолета с этим двигателем соответствует  $M_n = 2,3$ . Двигатели семейства “Атар” имеют хорошую приемистость, в частности у ТРД “Атар” 8К-50 тяга увеличивается от 14,7 до 49 кН (взлетная тяга) за 1,7—1,8 с. При этом гидравлический автомат приемистости обеспечивает плавное нарастание тяги, без возникновения помпажа при резкой раскрутке ротора двигателя, что достигается с помощью перепускных клапанов компрессора.

Турбореактивные двигатели семейства “Атар” серийно производятся и устанавливаются не только на самолетах французских ВВС и ВМС, но и на многих экспортируемых Францией военных самолетах. Для ВВС и ВМС Франции в год выпускается до 100 двигателей “Атар” 8К-50 и до 50 двигателей “Атар” 9К-50.



## Двигатель XJ.99-RA-1

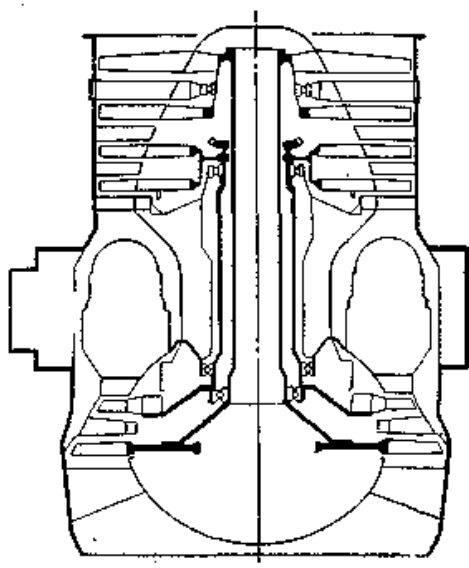


Рисунок Б.3 – Схема подъемного ТРД XJ.99-RA-1

Представителем подъемных двигателей является ТРД XJ.99, который разрабатывался и испытывался как демонстрационный и не предназначался для установки на какой-либо конкретный самолет. Двигатель характерен компактностью и простотой.

Подъемный ТРД XJ.99-RA-1, показанный на рисунке Б.3, создавался фирмами “Роллс-Ройс” (Великобритания) и “Аллисон” (США). Двигатель имеет тягу около 40 кН. Степень повышения давления в компрессоре  $\pi_c^* = 8$  и  $T_r^* = 1523$  К. Удельная масса двигателя составляет 0,00535 кг/Н.

Двигатель XJ.99 двухвальный, причем каждый ротор имеет по две ступени компрессора и по одной ступени турбины. Камера сгорания — кольцевая, относительно короткая. Каждый ротор турбокомпрессора установлен на двух подшипниках.

Следует отметить, что при установке подъемных двигателей типа XJ.99 в мотогондоле, отклонение вектора тяги можно получить либо поворотом самих двигателей, либо отклонением реактивных струй системой лопаток или створок. В первом случае для обеспечения размещения и поворота двигателей требуется сложная конструкция мотогондолы больших диаметра и длины, чем во втором случае, однако потери тяги больше в мотогондоле с отклоняющимися лопатками или створками.

## Двигатель J402

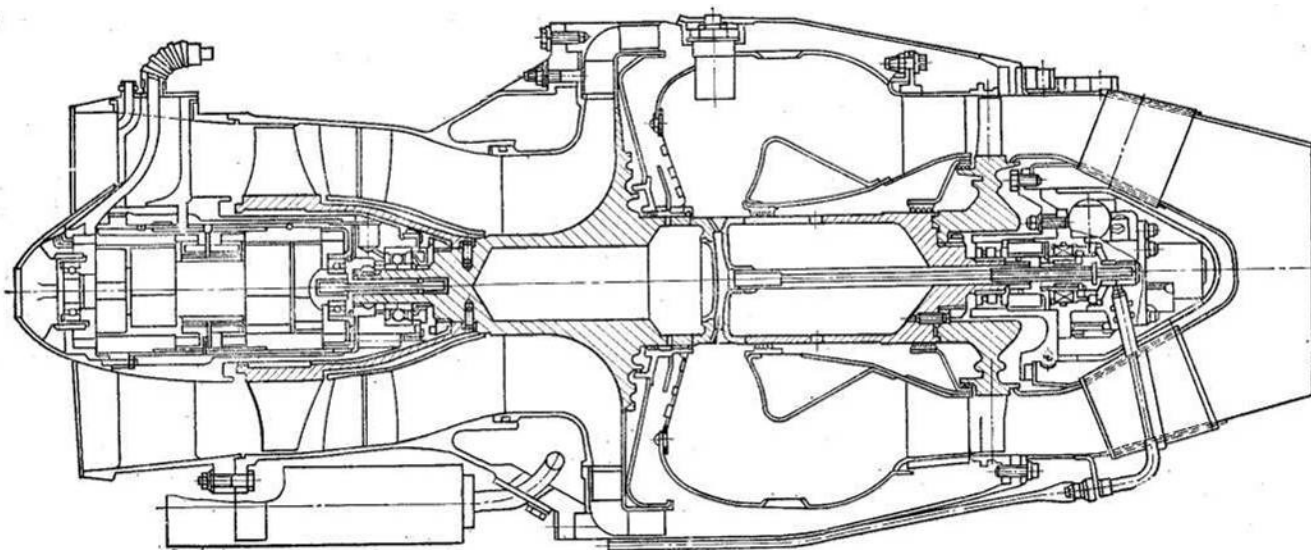
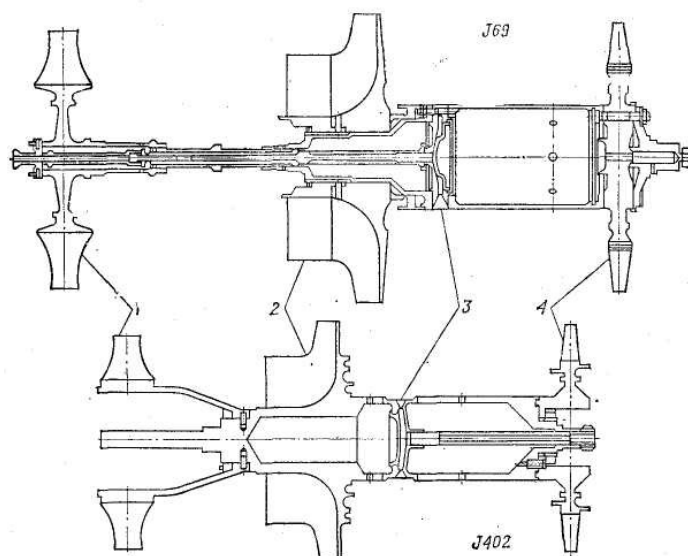


Рисунок Б.4 – Схема ТРД J402

Для противокорабельной ракеты “Гарпун” ВМС США фирмой “Теледайн” был разработан маломощный дешевый ТРД одноразового применения J402-CA-400, схема которого приведена на рисунке Б.4. Этот двигатель является более совершенным вариантом ТРД J69-T-406, применяемого на сверхзвуковой мишени. При его модернизации основное внимание было направлено на сокращение числа деталей благодаря применению точного литья и упрощению конструкции. В результате этого, например, число деталей ротора турбокомпрессора сократилось со 149 до 16 (рисунок Б.5). При разработке ракеты “Гарпун” согласование конструкции ракеты и двигателя J402 производилось с учетом единственного применения двигателя, в связи с чем требования к двигателю были однозначны.

ТРД J402 является одновальным двигателем, развивающим на максимальном режиме работы при  $H = 0$  и  $M_n = 0$  тягу около 3 кН, при этом  $\pi_e^* = 5,6 \div 5,8$  и  $T_r^* = 1285$  К. Двигатель имеет малые габаритные размеры (диаметр - 317 мм, длина - 750 мм) и низкую удельную массу, равную 0,0153 кг/Н.

Двигатель J402 имеет кольцевое, достаточно длинное входное устройство с четырьмя стойками, установленное перед осецентрированным двухступенчатым компрессором, причем его первая осевая ступень выполнена трансзвуковой, а вторая центробежная ступень - с односторонней крыльчаткой рабочего колеса. Кольцевая камера сгорания - с центробежной системой впрыска топлива в жаровую трубу через вращающийся вал ротора турбокомпрессора. Одноступенчатая осевая турбина имеет охлаждаемые вторичным воздухом камеры сгорания сопловые лопатки. Короткое реактивное сопло - сужающееся, нерегулируемое.



1 – осевой компрессор; 2 – центробежный компрессор; 3 – топливная форсунка; 4 – турбина.

Рисунок Б.5 – Узлы роторов двигателей J402 (16 деталей) и J69 (149 деталей)

Ротор двигателя опирается на два подшипника: передний шариковый, установленный на валу между ступенями компрессора, и задний роликовый, установленный за рабочим колесом турбины, причем передний подшипник имеет автономную смазку из масляной полости опоры, а задний смазывается консистентной смазкой.

Двигатель J402 запускается с помощью порохового патрона, продукты сгорания которого направляются на лопатки рабочего колеса центробежного компрессора. Время запуска составляет 6 с. При этом ротор раскручивается до частоты вращения около 40 % номинальной.

Ресурс ТРД J402 составляет 45 - 60 мин, срок хранения в морских условиях - 5 лет, причем при хранении допускаются три переборки в заводских условиях.

Процесс производства двигателя максимально упрощен, рабочие колеса ступеней компрессора и турбины выполнены методом точного литья и не подвергаются последующей механической обработке, узел соплового аппарата также литой и т. д. Это позволило получить стоимость серийного двигателя J402 не более 150 тыс. долларов.

Анализ параметров, влияющих на стоимость маломощных ТРД, подобных J402, показывает, что стоимость двигателя, отнесенная к единице тяги, зависит от абсолютного значения тяги, причем стоимость вспомогательных агрегатов двигателя, в частности системы регулирования, изменяется не прямо пропорционально тяге.