

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

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

Н.И. Старцев, Ю.И. Цыбизов

Проектирование силовых установок

Часть 1. Проектирование форсажной камеры ТРДДФ

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 621.431.75
ББК 39.55
С774

Авторы: **Старцев Николай Иванович,**
Цыбизов Юрий Иванович

Рецензенты:

Заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов, д-р. техн. наук, проф.
В.Н. Матвеев

Редакторская обработка Г.В. Холодкова
Компьютерная верстка Г.В. Холодкова

Старцев, Н.И. Проектирование форсажной камеры ТРДДФ [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / **Н.И.Старцев, Ю.И. Цыбизов**; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,98 Мбайт). - Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM)

Проведен анализ конструкции форсажных камер. Разработана методика создания компоновки форсажной камеры с газодинамическим расчетом и расчетом на прочность.

Учебное пособие предназначено для подготовки магистров на факультете двигателей летательных аппаратов по направлению 160700.68 «Двигатели летательных аппаратов», по дисциплине «Проектирование силовых установок», 2 семестр.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

Содержание

ПРЕДИСЛОВИЕ	4
ВВЕДЕНИЕ	10
1. Выбор типа форсажной камеры в зависимости	10
от особенности двигателя	10
1.1 Применение смесителя воздушных потоков	13
1.2 Определение формы камеры смещения	14
<i>1.2.1 Газодинамический расчет диффузора</i>	<i>14</i>
<i>1.2.2 Гидравлические потери диффузора</i>	<i>15</i>
<i>1.2.3 Расчет параметров потока на выходе диффузора</i>	<i>16</i>
2. Общая газодинамическая и термохимическая проверка условий работы камеры сгорания	16
2.1 Проверка отсутствия кризиса течения на выходе из камеры	16
2.2 Проверка достаточности располагаемого перепада статического давления	17
2.3 Проверка условия самовоспламенения топлива	17
3 Организация подачи топлива	18
Процессы распыла и испарения	18
3.1 Подвод топлива	18
3.2 Организация распыла и испарения	20
4. Выбор системы стабилизации	22
4.1 Выбор типа стабилизатора	22
<i>4.1.1 Механические стабилизаторы</i>	<i>23</i>
<i>4.1.2 Газодинамические стабилизаторы</i>	<i>24</i>
4.2 Размещение стабилизаторов в форсажной камере и их эшелонирование	26
4.3 Определение гидравлических потерь на стабилизаторах пламени	27
5. Определение потребной длины камеры сгорания	28
6. Организация воспламенения топлива	30
7. Определение параметров потока на выходе из камеры сгорания	32
8. О коксовании топлива в коллекторах	33
9. Выбор материалов для деталей ФК	34
10. Пример проектирования ФК	36

ПРЕДИСЛОВИЕ

Цели и задачи курса

Главное в курсе «Проектирование силовых установок» сформировать технологию совместных проектных процедур самолетного- и двигательного ОКБ по компоновке двигателя на самолете с тем, чтобы выполнить все тактико-технические требования к силовой установке: по термогазодинамическим параметрам, по надежности в любых метеоусловиях, по шуму двигателя и самолета, по защите от попадания посторонних предметов во входное устройство; утвердить понимание необходимости этой совместной работы.

Ставятся задачи показать необходимость, конструкторскую и экономическую выгоду совместного решения конструктором-двигателистом и конструктором-самолётчиком вопросов:

- размещения и подвески двигателя на самолете, чтобы обеспечить эксплуатационную технологичность самолета, как основного объекта;
- оптимизация газодинамических параметров входного устройства и компрессора двигателя, выходных устройств (реактивное сопло и реверсивное устройство) и самолета (снижение аэродинамического сопротивления данного эффекта;
- защиты от обледенения и попадания посторонних предметов: на земле и в воздухе;
- тепловой защиты конструкций самолета и двигателя и их систем (топливной, масляной) при отрицательных температурах и высоком нагреве при сверхзвуковом полете;
- создания систем энергоснабжения самолета и двигателя:
 - системы электроснабжения,
 - системы отбора воздуха от двигателя на самолетные нужды,
 - системы подвода топлива от самолетных баков к двигателю.

Методическое обеспечение курса базируется на литературных источниках:

1. Старцев, Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2009.-172с.
2. Проектирование самолетов: учебник для вузов/ С.Н. Егер и др. М.: Машиностроение, 1983.- 603с.
3. Старцев, Н.И. Проектирование авиационных редукторов. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2012.-153с.
4. Задания на исследовательские лабораторные работы (ИЛР)
5. Старцев, Н.И. конструкция и проектирование опор роторов. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2012.-186с.

ИЛР №1 Проектирование дозвукового входного устройства:

- газодинамическое проектирование с использованием программы Fluent;
- разработка конструкции,
- выбор параметров и конструкции ЗПК.

ИЛР №2 Выбор защиты от попадания посторонних предметов во входное устройство:

- имитация и исследование попадания птиц во входное устройство с использованием программы Fluent;
- разработка мероприятий по повышению прочности входной кромки вентиляторной лопатки.

ИЛР №3 Проектирование противообледенительной системы входного устройства и двигателя:

- разработка конструкции для двигателя из СГКП;
- расчет системы подвода горячего воздуха для обеспечения требуемых температур защищаемых поверхностей (70°C – основной режим, 40°C – малый газ) с использованием программы ХПИ.

Содержание курса и методическая поддержка

№ п/п	Содержание разделов курса	Методическая поддержка
1.	Состав силовой установки	[1,2]
1.1	Двигатель: место размещения на самолете, конструкция подвески	[1,2]
1.2	Воздушные винты и винтовентиляторы	[3]
1.3	Выходные устройства (реактивное сопло и реверсивное устройство, их взаимодействие с крылом и фюзеляжем	[2]
1.4	Системы: электроснабжения, топливоснабжения и снабжения самолета воздухом от двигателя	[2]
2.	Структурные связи самолета и двигателя	[1]
2.1	Силовая система самолета	[1,2]
2.2	Силовая система двигателя	[1]
3.	Проектирование силовой установки	
3.1	Размещение двигателя на самолете	[1,2]
3.2	Проектирование подвески двигателя на самолете с учетом деформаций корпуса двигателя	[1]
3.3	Проектирование входного устройства	[1]
3.3.1	Дозвуковое входное устройство	[1]
3.3.2	Сверхзвуковое входное устройство	[1]
3.4	Согласование выходного устройства двигателя (РС и РУ) с конструкцией самолета	[2]
3.5	Выбор средств шумоглушения на примере воздухозаборника, выбор параметров ЗПК	[1]

3.6	Противообледенительная система двигателя и самолета	[1]
3.7	Система защиты от попадания посторонних предметов на земле и в воздухе	[1]
3.8	Системы энергоснабжения самолета: - электроснабжения; - система отбора воздуха на самолетные нужды; - система топливопитания двигателя.	[1]

Исследовательская работа №1
(ИЛР №1)

Проектирование дозвукового входного устройства
авиационного газотурбинного двигателя

Цель работы: Показать, что входное дозвуковое устройство это самолетный узел, но крепится непосредственно к двигателю и проектируется самолетчиками и двигателями совместно. Поэтому в лабораторной работе проводятся все этапы проектирования: газодинамический расчет, конструктивная проработка и разработка средств шумоглушения. Борьба с обледенением и разработка средств улавливания твердых частиц, попадающих во входное устройство, выделены в отдельные лабораторные работы.

Исходные данные: тип двигателя, G_e – расход воздуха через двигатель, V_n – скорость полета.

Исходные параметры: C_{ex} – скорость входа, F_{ex} – площадь входа, определение площадей в сечениях 1, 2, 3, наклон оси внутреннего канала, считая от сечения В.

Порядок выполнения работы

1. Термодинамический расчет двигателя, определение параметров в сечениях ВХ и В;
2. Газодинамическое проектирование: получение заданных параметров в сечении В;
3. разработка конструкции входного устройства, включая шумоглушение, средства противообледенения;
4. Расчет сил действующих на входное устройство и оценка прочности в среде ANSYS

5. Оценка уровня шума и подбор параметров ЗПК (звукопоглощающих конструкций).

Методическое обеспечение:

1. Старцев, Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2009.-172с.
2. Комплекс АСТРА.

Исследовательская работа №2 (ИЛР №2)

Выбор защиты от попадания посторонних предметов в двигатель

Цель работы: Проблема состоит в том, что при эксплуатации самолетов и вертолетов происходят повреждения элементов двигателя при попадании посторонних предметов во входное устройство. Это влечет за собой снижение безопасности полетов и дополнительные затраты на ремонт и восстановление двигателей.

При этом, наиболее уязвимым узлом и главной причиной аварий является компрессор из-за повреждений лопаток.

Исходные данные:

- 1) базовым двигателем является двигатель, разработанный в СГКП,
- 2) рассматриваются два случая попадания посторонних предметов в двигатель:

- а) на земле – твердые частицы (до 25г), песок и пыль;
- б) в воздухе – попадание птиц.

Порядок выполнения работы

1.Рассматриваем случай попадания посторонних предметов в двигатель на земле – твердые частицы (до 25г), песок и пыль.

- Исследование движения твердой частицы (25г) до встречи с первой рабочей лопаткой компрессора с использованием комплексов Fluent и NX.
- Оценка импульса при ударе твердой частицы (25г) при встрече с лопаткой.
- Расчет деформаций и напряжений лопатки в среде ANSYS и оценка опасности повреждения.

2.Рассматриваем случай попадания посторонних предметов в двигатель в воздухе – попадание птиц.

- Исследование движение птицы до встречи с компрессорной решеткой. Оценка скорости движения птицы при ударе, построение треугольника скоростей при соударении и определение силы C_N .
- Оценка импульса при ударе птицы при встрече с лопаткой.

- Расчет деформаций и напряжений лопатки в среде ANSYS и оценка опасности повреждения.

3. Разработка мер по уменьшению опасности соударения

Методическое обеспечение:

1. Старцев, Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2009.-172с.
2. Комплекс АСТРА.

Исследовательская работа №3 (ИЛР №3)

Проектирование противообледенительной системы входного устройства и двигателя

Цель работы: Овладеть проектирование противообледенительной системы (ПОС) Входного устройства и двигателя современными средствами. Изучить требования норм летной годности (АП-33) по исключению обледенения двигателя, научиться формировать исходные данные для расчета элементов тепловой ПОС и проводить расчет расходных характеристик, площадей каналов для обеспечения требуемой температуры нагрева, разрабатывать конструкцию ПОС.

Исходные данные: компоновка системы ПОС для двигателя в соответствии с индивидуальным заданием, требуемые температуры подогрева защищаемых поверхностей на критическом режиме и на режиме «малый газ» и площади этих поверхностей

Порядок выполнения работы

1. Разработка компоновки ПОС и расчет обогреваемых площадей, геометрические характеристики линии транспортирования горячего воздуха. предварительная оценка места отбора воздуха.
2. тепловой расчет с использованием программы ХПИ: параметр воздуха обдувающего поверхность. Оценка температуры стенки.
3. Уточнение конструкции ПОС: проходного сечения труб и каналов подвода горячего воздуха, место отбора.
4. Разработка конструкции и расчет теплоизоляции ПОС.

Методическое обеспечение:

1. Старцев, Н.И. Проектирование авиационных ГТД. Начальный этап. [Текст]/ Н.И.Старцев//уч. пособие.-Самара, 2009.-172с.
2. Программный комплекс ХПИ.

ВВЕДЕНИЕ

Форсажные камеры предназначены для временного увеличения тяги в случае необходимости (взлет, разгон до сверхзвуковой скорости, манёвр воздушного боя).

В последней четверти прошлого столетия проводились интенсивные работы по созданию форсажных камер (ФК) для военных самолетов. Эти работы включали: проектные разработки; отработку технологических процессов изготовления ФК; экспериментальные исследования рабочего процесса в стендовых условиях; экспериментальные испытания ФК в составе двигателя на самолете.

Исследования ФК современных ТРДДФ проводятся по следующим направлениям:

1. Понимание физико-химических особенностей рабочего процесса смешения вентиляторного воздуха с затурбинным газом и сжигание топлива в ФК.
2. Выбор близкой к оптимальной схеме ФК применительно к конкретному двигателю и самолету.
3. Разработка математической модели.
4. Проведение качественных аналитических исследований рабочего процесса ФК.

Следует отметить, что использование проверенных временем конструктивных решений позволит обеспечить требуемую функциональную и прочностную надежность и уменьшить время доводки узла в системе ГТД.

1. Выбор типа форсажной камеры в зависимости от особенности двигателя

Противоречивость требований, предъявляемых к форсажной камере, делает проблему выбора типа камеры многовариантной. На начальном этапе следует в первом приближении оценить необходимость применения смесителя потоков, форму камеры смешения, степень загромождения

сечения фронтовым устройством, миделевый диаметр и длину ФК, схема которой представлена на рис.1.1

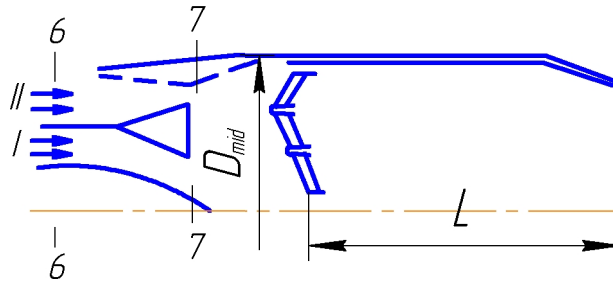


Рисунок 1.1 – Принципиальная схема форсажной камеры

Работу ФК необходимо рассматривать на различных режимах работы. Для этого необходимо построить диапазон применения форсированных режимов проектируемого двигателя в координатах физических параметров и рассмотреть раскладки режимов по времени полета.

Пример режимов:

$M=0$ $H=0$ – взлет

$M=1.8-2.2$ $H=25\text{км}$ – разгон до св/зв.
скорости на максимальной высоте

$M=2.7-3.0$ $H=25\text{км}$ – полный форсаж

$M=2.7-3$ $H=12\text{км}$ – маневр на полном форсаже

$M=0.6$ $H=0$ переход на безфорсажный режим

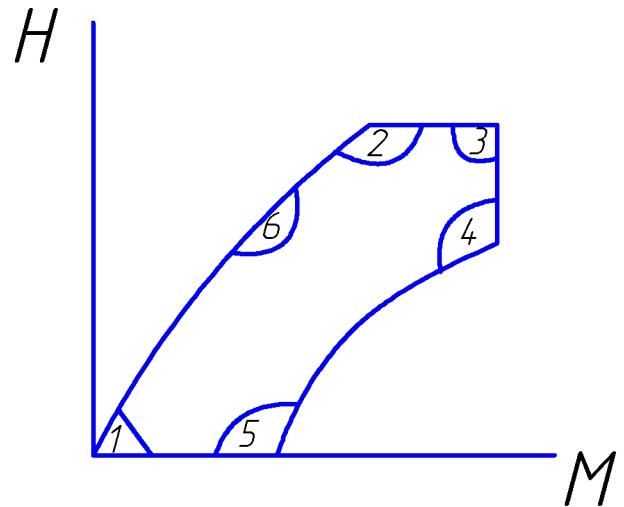


Рисунок 1.2 – Эксплуатационные режимы

На этих режимах необходимо рассчитать основные физические параметры ФК, такие как $(T_{6I,\Pi}^*, p_{6I,\Pi}^*, \lambda_{I,\Pi}, m)$. Расчет параметров можно сделать вручную или с помощью специализированных программ расчета термодинамических параметров двигателя (напр. АСТРА_ВСХ).

В результате расчета получаем характерные зоны 1-6 (рисунок 1.2). Каждая из зон характеризует работу ФК на соответственном режиме и определяют конструктивную необходимость элементов ФК. Пример графиков работы ФК в физических координатах представлен на рисунках 1.3-1.4.

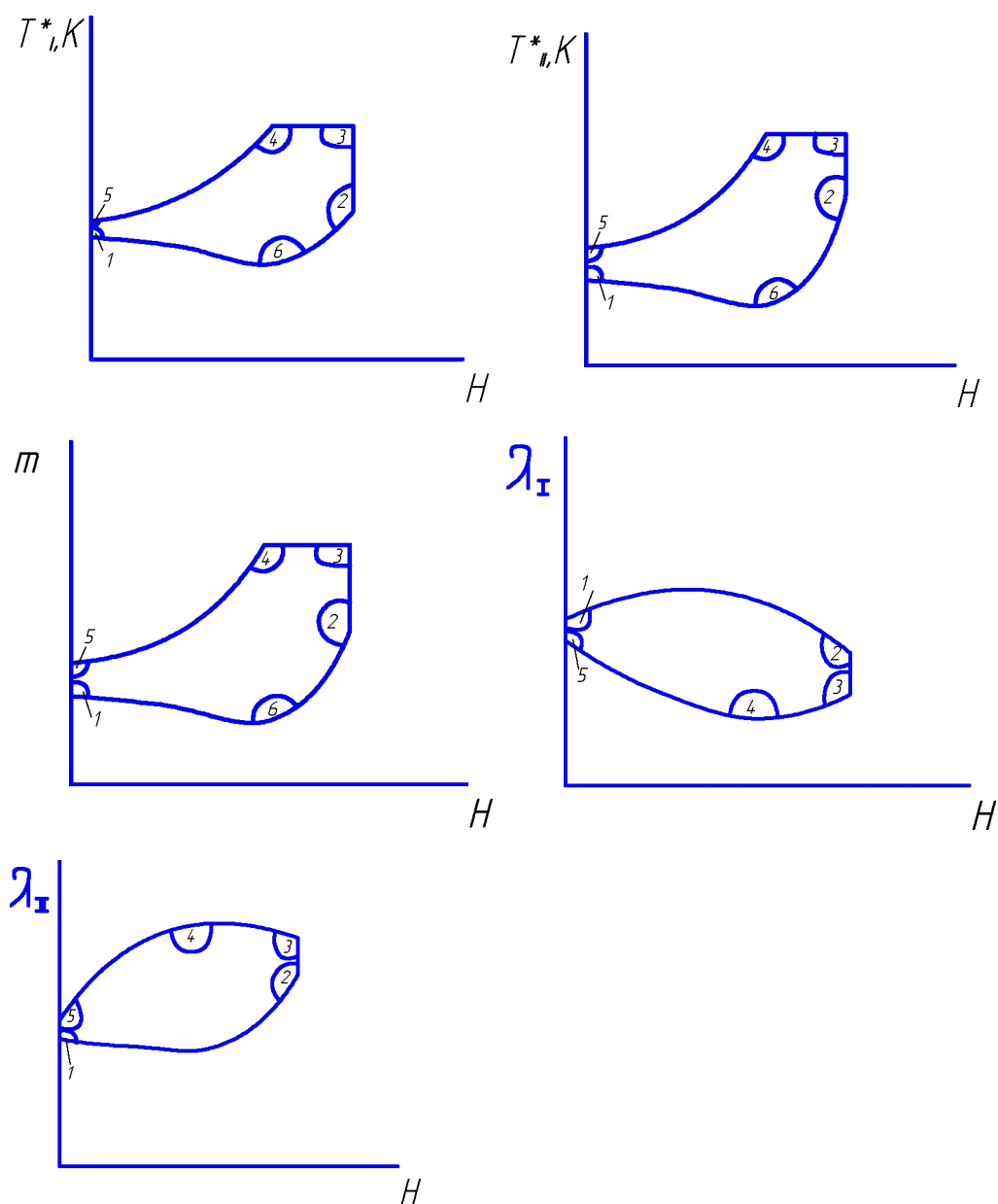


Рисунок 1.3 – Пример диапазонов работы ФК в координатах физических параметров

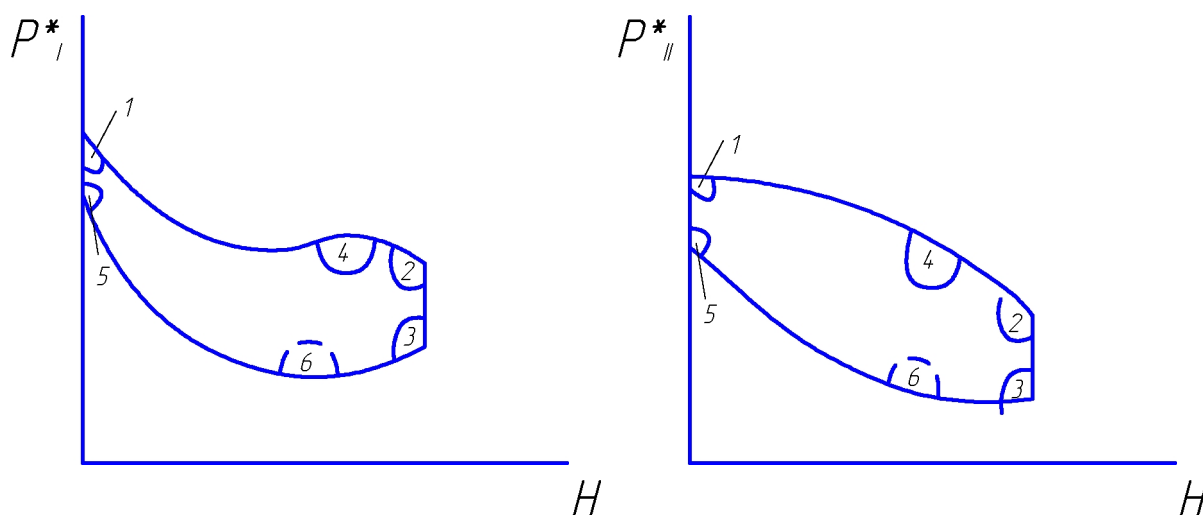


Рисунок 1.4 – Пример диапазонов работы ФК в координатах физических параметров

1.1 Применение смесителя воздушных потоков

Обычно на высоте 11...12 км выявляется зона 6 (рисунок 1.3), где минимальные температура и давление ($T_{6I,II}^*$ и $p_{6I,II}^*$) на входе в камеру.

Известно, что если $T_{6II}^* < 450K$ или (и) $p_{6I,II}^* < 1 \cdot 10^2$ кПа, распыл и испаряемость топлива резко ухудшается, уменьшается полнота сгорания, появляется склонность к вибрационному горению, могут оказаться неизбежными меры по дополнительной стабилизации пламени. Кроме того, задержка и последующее жесткое воспламенение топлива при включении ФК может привести к «помпажу» компрессора. Т.о. по уровню температуры и давления в зоне 6 выявляется необходимость переброса части «горячего» газа внутреннего контура на периферию.

Применение смесителя считается целесообразным и при более высоких температурах в зоне 6 при $m > 0.5$.

Неблагоприятная ситуация для горения может сложиться и в зонах 2 и 3, где хотя и более высокая температура, но доля холодного воздуха выше из-за более высокой степени двухконтурности.

Проанализировав полученные результаты, делается вывод о необходимости введения в конструкцию смесителя.

1.2 Определение формы камеры смешения

1.2.1 Газодинамический расчет диффузора

Опыт показывает, что при доводке ФК удастся достигнуть необходимые характеристики по эффективности и устойчивости горения, если $\lambda_{\text{mid}} = 0.18 \dots 0.25$. Из этих условий определяется D_{mid} , форма камеры смешения обычно из условий безотрывного протекания газа.

Определение миделева диаметра можно определить по уравнению расхода: $G_I + G_{II} = G_{\text{mid}}$, тогда:

$$\frac{p_{Ii}^* \cdot F_I \cdot q_{Ii}(\lambda)}{\sqrt{T_{Ii}^*}} + \frac{p_{IIi}^* \cdot F_{II} \cdot q_{IIi}(\lambda)}{\sqrt{T_{IIi}^*}} = \frac{p_{CMi}^* \cdot F_{CM} \cdot q_{CM}(\lambda)}{\sqrt{T_{CMi}^*}}$$

Из данного уравнения определяется $F_{\text{см}}$.

Где i – номер эксплуатационного режима;

F_I, F_{II} - из исходных данных проектирования турбины НД

Физические параметры берутся с графиков рисунки 1.3-1.4.

Величины $q_I(\lambda)$ и $q_{II}(\lambda)$ определим по таблицам ГДФ, а $q_{\text{см}}(\lambda) = q(0.25)$

Из полученных результатов выбирается максимальная площадь т.к. при этом на других режимах будет достигаться условие:

$$\lambda_{\text{mid}} < 0.25$$

Экспериментально установлено, что диффузорность канала не должна превышать $\alpha_D \leq 8 \dots 12$ град. При этом не возникает срыва потока и потери минимальны. Из этого условия определяется длина диффузора

$$L_D = \frac{D_D - \sqrt{D_T^2 - d_T^2}}{2 \cdot \text{tg}(\alpha_D / 2)}$$

В зоне 5, как правило достигается максимальное давление (рисунок 1.4), а значит она лимитирует запасы прочности диффузора. Зная эти параметры можно произвести расчет на прочность для определения толщины оболочки или крепления диффузора. Расчеты можно произвести с помощью программы ANSYS.

Зона 4 характеризуется максимальной температурой и является критерием для организации охлаждения жаровой трубы и стабилизаторов пламени. Диффузор обычно изготавливают из титанового сплава, а значит температура второго контура на всех режимах не должна превышать 500градС.

1.2.2 Гидравлические потери диффузора

Гидравлические потери характеризуются коэффициентом восстановления давления σ_D , равным отношению полного давления на выходе из диффузора P_D^* к полному давлению на входе P_T^* . В соответствии с эмпирическими зависимостями значений сопротивления на расширение и на трение, то σ_D можно рассчитать как:

$$\sigma_D \approx 1 - (0,08...0.12) \cdot M_T^2$$

где M_T - число Маха на выходе из турбины

Для определения потерь при небольшой степени диффузорности также можно воспользоваться графиком, приведенным на рисунке 1.2.2.1.

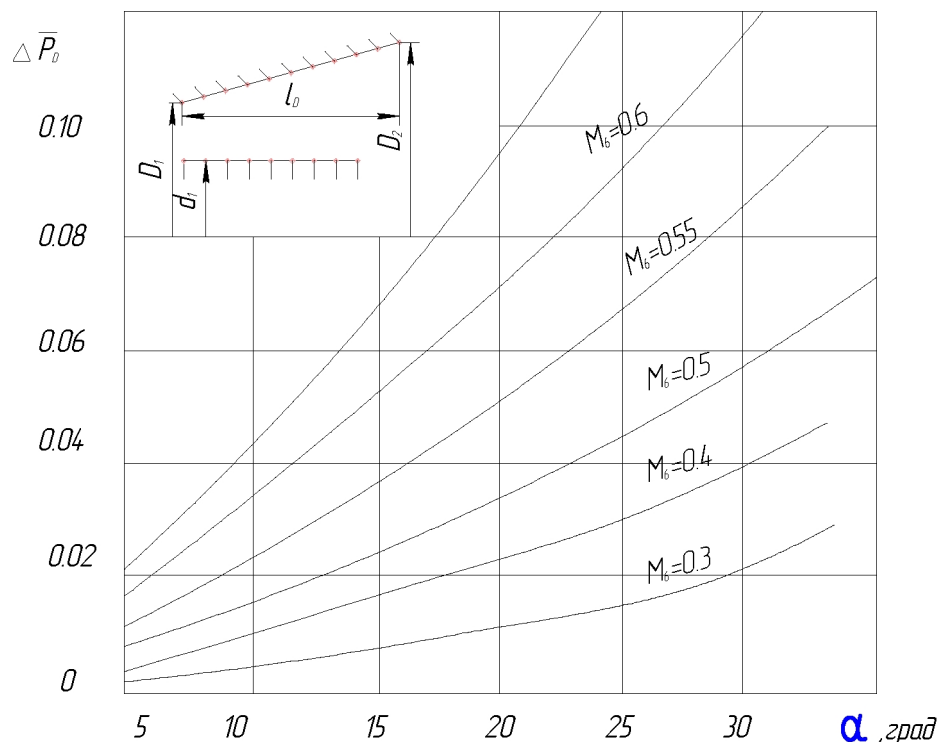


Рисунок 1.2.2.1 – Характеристики диффузора

где $\alpha = 2 \arctg \frac{\sqrt{(D_1 - d_1)(D_1 + d_1)}}{2L_D} (\sqrt{n_D} - 1)$ - эквивалентный угол

$n_D = \frac{D_2^2 - d_2^2}{D_1^2 - d_1^2}$ - степень диффузорности

1.2.3 Расчет параметров потока на выходе диффузора

Параметры определяются по следующим формулам:

$P_D^* = \sigma_D \cdot P_T^*$ - давление торможения

$T_D^* = T_T^*$ - температура торможения

$\lambda_D = 0.25$ по данной величине можно найти ГДФ, по которым определяются значения статической температуры и давления

$W_D = \lambda_D \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k_\Gamma}{k_\Gamma + 1} \cdot R \cdot T_D^*}$ - скорость потока.

2. Общая газодинамическая и термохимическая проверка условий работы камеры сгорания

2.1 Проверка отсутствия кризиса течения на выходе из камеры

Проверка сводится к выполнению следующего неравенства:

$$M_\Phi < 1.0$$

где M_Φ - число Маха на выходе из форсажной камеры.

Если пренебречь относительным расходом топлива и изменением теплоемкости то неравенство примет следующий расчетный вид:

$$\frac{T_\Phi^* - T_D^*}{T_D^*} < \frac{(1 - M_D^2)^2}{2 \cdot (k + 1) \cdot M_D^2 \cdot \left(1 + \frac{k - 1}{2} \cdot M_D^2\right)}$$

Если неравенство выполняется, то кризис течения в камере не наступает.

Если нет, то скорость на выходе достигнет местной скорости звука и

дальнейший подвод тепла приведет к уменьшению расхода рабочего тела. Это вызовет нарушение работы турбокомпрессора в целом. В этом случае необходимо увеличивать выходной диаметр диффузора.

2.2 Проверка достаточности располагаемого перепада статического давления

Течение с подогревом в камере постоянного проходного сечения сопровождается разгоном газа и соответствующим падением статического давления. Поэтому необходимо сопоставлять перепад давления обусловленный подогревом с располагаемым, равным разнице между статическим давлением на входе в камеру и давлением среды, в которую происходит истечение, т.е. атмосферным:

$$\Delta P_p > \Delta P_n$$

Нарушение этого условия может привести к пульсационным режимам истечения, опасных для двигателя.

Приблизительно выполнения этого условия можно проверить следующим расчетным соотношением:

$$1 - \frac{k_r}{k_r + 1} \cdot (1 - M_D^2) \cdot \left[1 - \sqrt{1 - \frac{2(k_r + 1) \cdot M_D^2}{(1 - M_D^2)^2} \cdot \frac{T_\phi^* - T_D^*}{T_D^*}} \right] < \frac{P_H}{P_D}$$

Если данное неравенство не выполняется, то необходимо увеличить выходной диаметр диффузора (соответственно и камеры сгорания).

2.3 Проверка условия самовоспламенения топлива

Условие самовоспламенения топлива определяется как физико-химическими свойствами горючей смеси, так и условиями конкретной камеры. Реализация условий самовоспламенения в камере сгорания не накладывает ограничений на габаритные размеры, но существенно влияет на способы топливоподачи и стабилизации пламени, а также на способ розжига форсажной камеры сгорания. Хотя условия самовоспламенения редко проявляются на ТРДДФ, но в связи с тенденцией развития двигателей

(повышение температуры перед турбиной, рост повышения давлений в компрессорах) требует проверки.

Для оценки возможности самовоспламенения топлива необходимо сравнить температуру самовоспламенения смеси с температурой потока на входе в камеру сгорания.

$$T_s > T_D$$

$$T_s \cong \frac{14000}{3.07 \cdot \lg P_D + 2.3 \cdot \lg(1 - g_n) - 4.6 \cdot \lg(2 - g_n) - 3.0},$$

где $g_n = 1/\alpha_{OK}$ - массовая доля продуктов сгорания в затурбинном газе

3 Организация подачи топлива.

Процессы распыла и испарения

К распиливающим устройствам ФК предъявляются следующие основные требования: хороший распыл во всем диапазоне изменения расходов топлива, изменение степени форсирования, отсутствие недопустимых пульсаций в топливной системе, отсутствие склонности к засорению, коксообразованию. Кроме того, необходимо создать условие хорошего испарения и надежного воспламенения топлива.

3.1 Подвод топлива

Системы подачи и распыливания топлива в ФК обычно состоят из нескольких кольцевых контуров, распределенных по поперечному сечению ФК, со струйными или центробежными форсунками. Часто на кольцевых коллекторах устанавливают радиально расположенные трубки (стойки) с заглушенными концами. На трубках располагают определенное количество топливных форсунок.

Для контролируемого распределения топлива по поперечному сечению ФК и хорошего распыла во всем диапазоне изменения режимов ФК приходится применять многоступенчатую систему подачи топлива в различные места камеры. Топливо подается в последовательно включаемые разветвленные коллекторы, число которых может достигать восемнадцати. Чем больше число контуров, тем меньше их внутренний объем, меньше диапазон работы с плохим распылом.

Количество контуров разумно ограничивается: требованиями по массе, надежности в эксплуатационной технологичности, возможностями САУ, напорностью насосов, аэродинамическими потерями давления в ФК. Пример схемы соединения топливных коллекторов ФК представлен на рисунке 3.1.1.

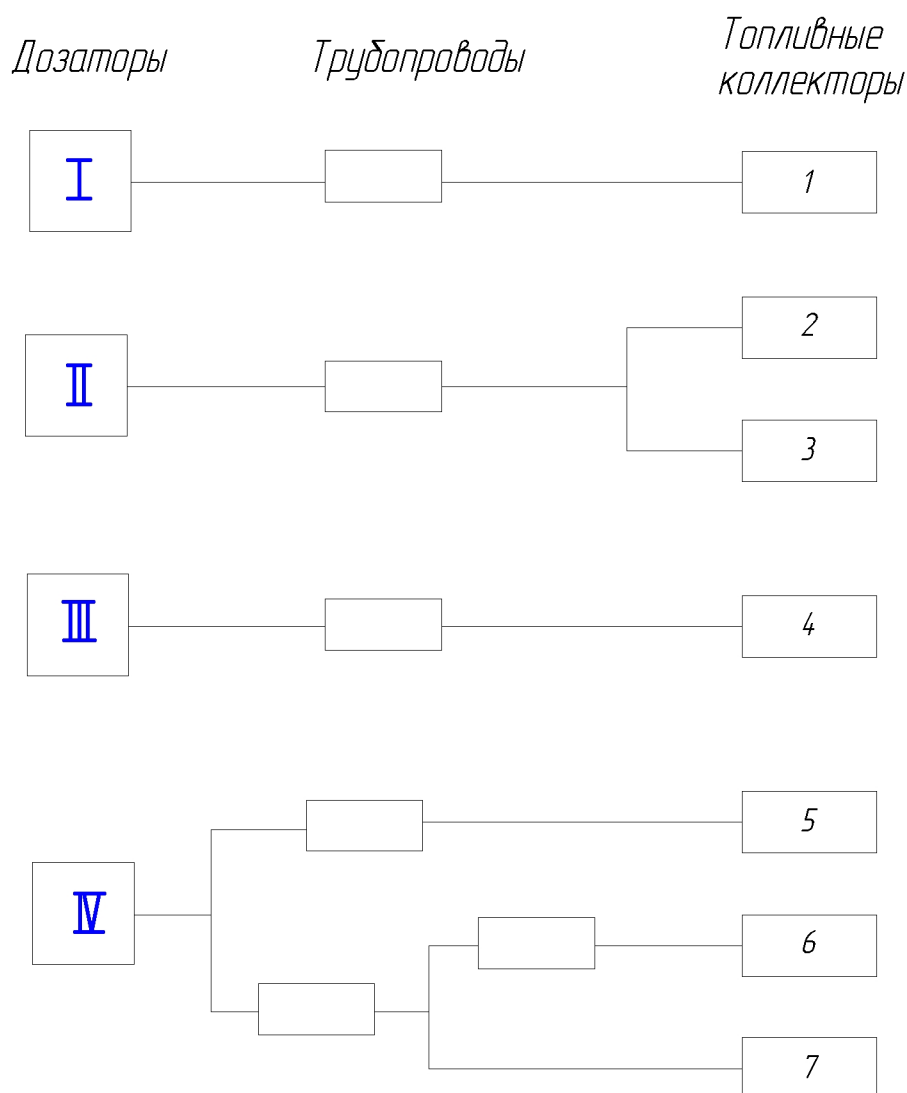


Рисунок 3.1.1 – Схема соединения топливных коллекторов ФК с дозаторами регулятора расхода топлива

3.2 Организация распыла и испарения

Назначение распыливающих устройств состоит в создании условий для хорошего испарения жидкого топлива и воспламенения горючей смеси. Для распыла чаще всего применяют струйные и центробежные форсунки.

Достоинства и недостатки струйных и центробежных форсунок широко известны. Применительно к процессам в ФК рассмотрим особенности применения форсунок. В условиях зон 6 и 2, когда давление может быть ниже 100кПа, а температура на периферии ниже 400К, горение затруднено в основном из-за плохого испарения.

Центробежная форсунка здесь имеет преимущества перед струйной, т.к. обеспечивает более тонкий распыл и лучшее испарение капель. Струйная форсунка, обладая узким факелом распыла, как видно на рисунке 3.2.1 дает более дискретное распределение топлива по сечению ФК.

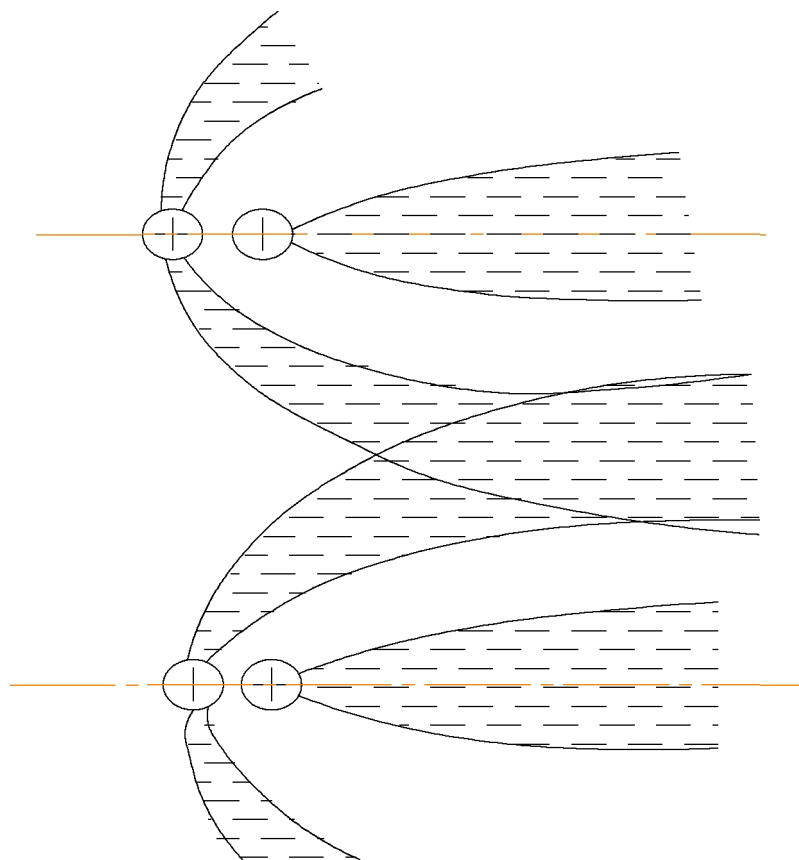


Рисунок 3.2.1 – Схема течения топлива за струйными форсунками

Для повышения равномерности распределения топлива при струйном распыле применяют пластины-отбойники (форсунки с отбойниками), представленные на рисунке 3.2.2.

Струя топлива, ударяясь об отбойник, растекается вдоль него и поступает в поток. Одновременно отбойник, затеня топливный коллектор, понижает коэффициент теплоотдачи от газа к коллектору, а капли топлива, попадая на стенки коллектора, дополнительно снижают подогрев топлива в коллекторе. Кроме того, отбойник создает дополнительную местную турбулизацию.

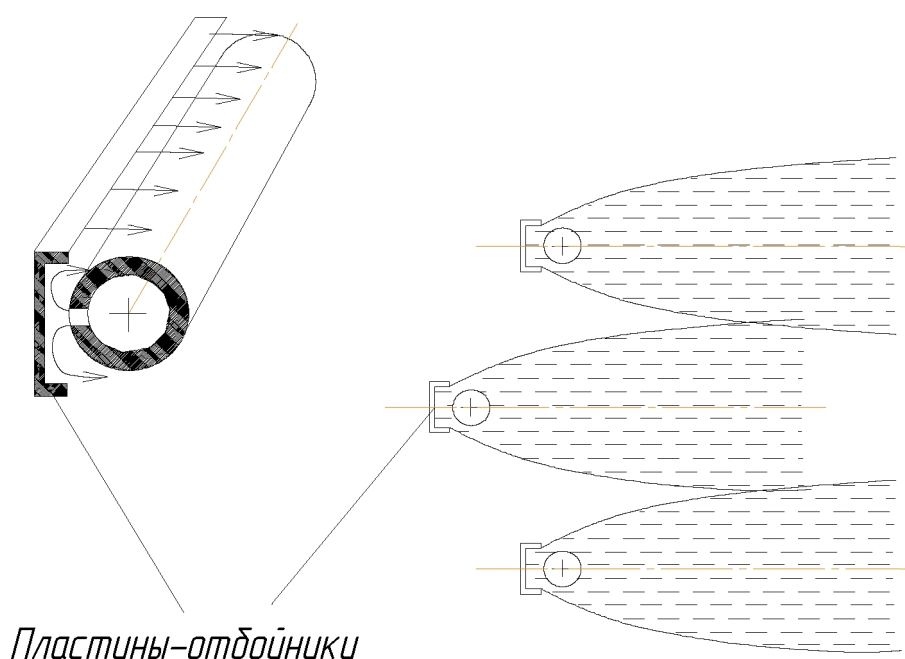


Рисунок 3.2.2 – Схема течения топлива за струйными форсунками с отбойниками

При низких температурах набегающего воздуха даже использование центробежных форсунок может оказаться неэффективным. С целью использования тепла от зоны горения для дополнительного испарения применяют различного рода карбюраторы. Простейший из них показан на рисунке 3.2.3.

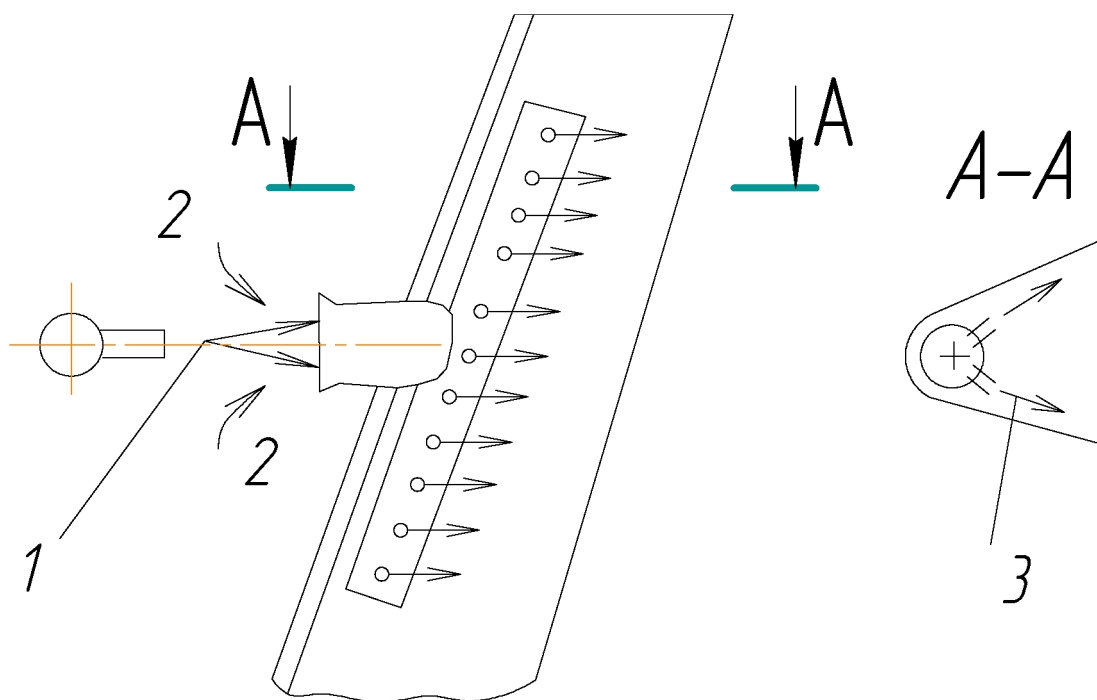


Рисунок 3.2.3 – Схема устройства карбюратора:

1- топлива; 2- воздух 3- подогревательная смесь

4. Выбор системы стабилизации

4.1 Выбор типа стабилизатора

Система стабилизации пламени включает в себя: фронтное устройство, состоящее из набора стабилизаторов пламени, а также топливоподающих систем, расположенных перед фронтным устройством. Чем больше характерный размер стабилизатора, тем выше устойчивость горения, но и тем выше гидравлические потери.

Выбор типа стабилизатора пламени зависит от температуры газа за диффузором. Механические стабилизаторы просты и надежны в работе, но их применение возможно при T_D^* не более 1100...1200К. При более высоких температурах желательно применять газодинамические стабилизаторы пламени.

4.1.1 Механические стабилизаторы

Определение характерного размера

Минимальный потребный характерный размер зоны обратных токов h_x на границе срыва определяется критерием срыва M_i :

$$h_x = \frac{M_i \cdot U_H^2}{a \cdot W}$$

где U_H - нормальная скорость распространения пламени набегающей смеси;

a – коэффициент молекулярной температуропроводности в набегающей смеси;

W – скорость потока

На границе срыва можно принять $M_i = 0,5 \dots 1,0$

При использовании в качестве форсажного топлива марок керосина величин U_H можно определить по эмпирической зависимости:

$$U_H = U_{HO} \cdot \left(\frac{T_D}{500}\right)^{1.8} \cdot \left(\frac{P_D}{10^5}\right)^{-0.2} \cdot (1 - q_n)^3 .$$

Где U_{HO} определяется из по зависимости рисунок 4.1.1

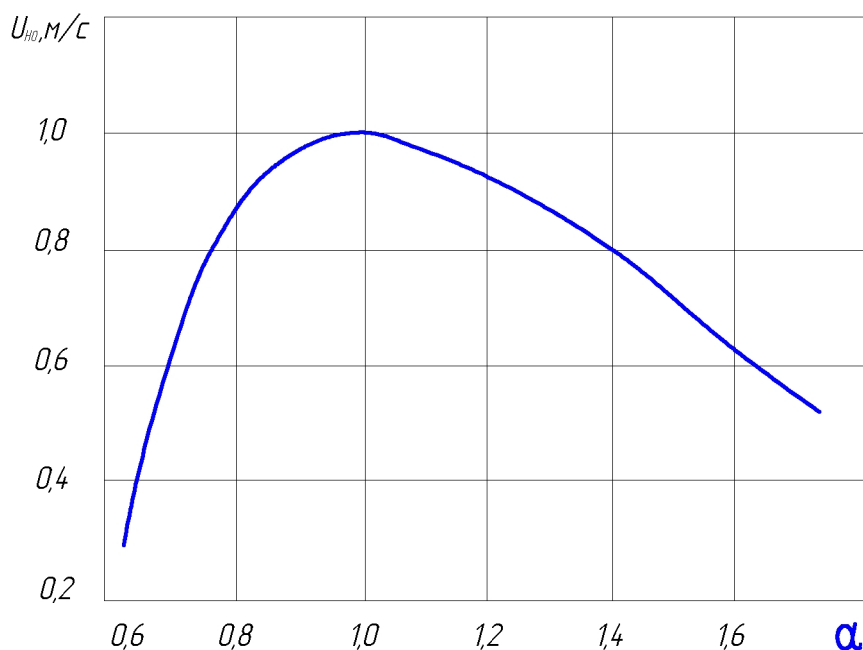


Рисунок 4.1.1 – Нормальная скорость распространения пламени керосина при температуре 500К и давлении 1атм.

Величина коэффициента молекулярной температуропроводности смеси можно определить по формуле:

$$a = 0.54 \cdot 10^{-4} \cdot \left(\frac{10^5}{P_D}\right) \cdot \left(\frac{T_D}{500}\right)^{1.7}$$

Скорость потока определяется как:

$$W = W_D \cdot \frac{1}{1-f}, \text{ где } f - \text{ степень загромождения. Степень загромождения}$$

можно взять с двигателя прототипа или задать: $f = 0,3 \dots 0,5$.

Характерный размер стабилизатора определяется как:

$$h_{CT} = k_{CT} \cdot h_x$$

$k_{CT} = 2 \dots 5$ - коэффициент запаса устойчивости.

Определение формы и количества стабилизаторов

Число кольцевых стабилизаторов:

$$z_k = \frac{1}{3} \cdot f \cdot \frac{D_D}{h_{CT}}$$

Средние диаметры кольцевых стабилизаторов:

$$D_{CPI} = \frac{2 \cdot D_D}{2 \cdot z_k + 1}$$

Общее число радиальных стабилизаторов

$$z_k = \frac{2}{3} \cdot z_k \cdot (z_k + 1)$$

4.1.2 Газодинамические стабилизаторы

Расчетная оценка параметров струи и размеров

При использовании газодинамических стабилизаторов потребный характерный размер зоны обратных токов создается с помощью газодинамического экрана.

Выбор давление сжатого воздуха: $P_V^* = (1,8 \dots 2,2) P_D$.

Выбор угла вдува струи:

$\beta_V = 135^\circ$ для веерных, плоских и кольцевых струй

$\beta_V = 135^\circ$ для закрученных встречных струй, применяемых в топливовоздушных форсунках-стабилизаторах (ТВФ) при угле закрутки лопаточного завихрителя сжатого воздуха 45-60град.

Диаметр механической части веерного стабилизатора в сечении вдува струи:

$$d_M = \frac{1.3 \cdot h_{CT}}{1 + 2.5 \cdot \sqrt{(0,1 \dots 0,2)} \cdot q_V^{0.5}};$$

где $q_V = (1-f)^2 \frac{\lambda_V^2}{\lambda_D^2} \cdot \frac{\tau(\lambda_D)}{\tau(\lambda_V)}$ - отношение скоростного потока струи к

скоростному напору потока.

$$\pi(\lambda_V) = P_D / P_V^*$$

Диаметр механической части ТВФ в сечении вдува струи:

$$d_M = \frac{1.3 \cdot h_{CT}}{1 + 7.0 \cdot \sqrt{(0,05 \dots 0,1)} \cdot q_V^{0.4}}$$

Оценка суммарного расхода сжатого воздуха в газодинамических стабилизаторах пламени.

Суммарный массовый расход сжатого воздуха можно оценить по уравнению расхода:

$$G_{V\Sigma} = \frac{0.03 \cdot P_V^* \cdot F_{\Sigma}}{\sqrt{T_V^*}}$$

$T_V^* = T_H \cdot (P_V^* / P_H)^{0.286}$ - температура сжатого воздуха

$$F_{\Sigma} = F_{veem} + F_{rad} + F_{kole} + F_{TVF}$$

$$F_{veem} = z_B \cdot \pi \cdot d_M \cdot h_M(0,1 \dots 0,2)$$

$$F_{rad} = z_P \cdot 2 \cdot l_P \cdot h_M \cdot (0,1 \dots 0,2)$$

$$F_{\text{kolc}} = 2\pi(D_{\text{CP1}} + D_{\text{CP2}} + \dots) \cdot h_M \cdot (0,1 \dots 0,2)$$

$$F_{\text{TVF}} = z_T \cdot \pi \cdot d_M^2 \cdot (0,05 \dots 0,1)$$

4.2 Размещение стабилизаторов в форсажной камере и их эшелонирование.

Крайним по потоку сечением диффузора, где можно установить стабилизаторы пламени, является сечение входа в камеру сгорания. Отдельные стабилизаторы можно передвигать в диффузор (эшелонировать) на такую глубину, на которой скорость обтекания потока не превысит значения скорости обтекания при оптимальном затенении сечения собственно камеры.

В соответствии с этим максимальная величина эшелонирования определяется соотношением:

$$L_{\text{эш}} = \frac{D_D}{2 \cdot \text{tg}(\alpha_D / 2)} \cdot (1 - \sqrt{1 - f}) - \text{для конического диффузора}$$

$$L_{\text{эш}} = \frac{D_D}{2 \cdot \text{tg}(\alpha_D / 2)} \cdot \frac{f \cdot (d_T / d_D)^2}{\frac{1}{[(D_T / D_D)^2 - (d_T / D_D)^2]^2} - 1} - \text{для изогradientного}$$

диффузора.

Чтобы один стабилизатор не оказался в факеле другого, максимальное смещение любых двух соседних стабилизаторов должно быть менее:

$$L_{\text{эш}} = H_{\text{СТ}} \cdot \sqrt{(W_D / U_T)^2 - 1}$$

Где $H_{\text{СТ}}$ - расстояние между осями стабилизаторов, взятое по радиусу.

$$H_{\text{СТ}} = D_D / (2 \cdot z_k + 1);$$

$$U_T = \frac{T_\phi}{T_D} \cdot U_H + \frac{2.4 \cdot W}{\sqrt{\ln(1 + W / U_H)}} - \text{скорость распространения пламени.}$$

$W = 3.2 \cdot \lambda_T \cdot \sqrt{T_T^*} \cdot (P_D / 10^5)^{0.3}$ - среднее значение пульсационной скорости потока.

4.3 Определение гидравлических потерь на стабилизаторах пламени

Для определения гидравлических потерь необходимо рассчитать коэффициент гидравлических потерь:

$$\xi_{CT} = (\sqrt{\psi \cdot f} + f)^2 \cdot \frac{1}{(1-f)^2};$$

$\psi = 0,1 \dots 0,2$ - для механических стабилизаторов

$\psi = 0,05 \dots 0,15$ - для газодинамических стабилизаторов

Также коэффициент гидравлические потери можно оценить по номограмме на рисунке 4.3.1.

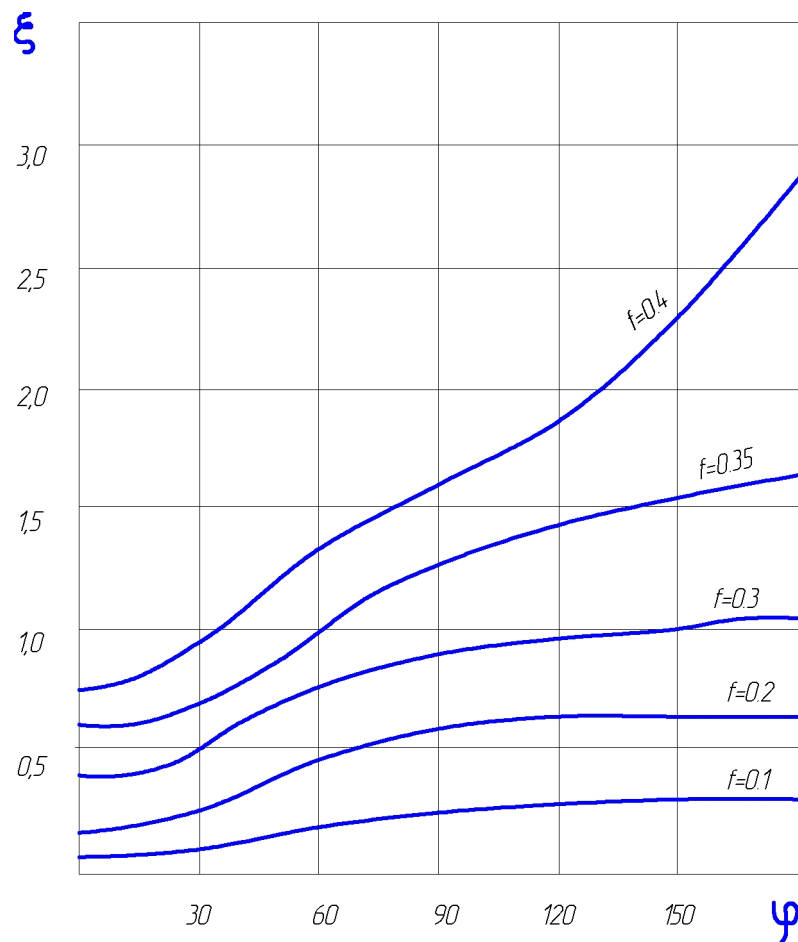


Рисунок 4.3.1 – Номограмма влияния на гидравлические потери система стабилизации

Коэффициент восстановления давления за стабилизатором найдем как:

$$\delta_{CT} = 1 - \xi_{CT} \cdot \frac{k_r}{2} \cdot M_D^2$$

Для учета эшелонирования следует воспользоваться графиком рисунка 4.3.2

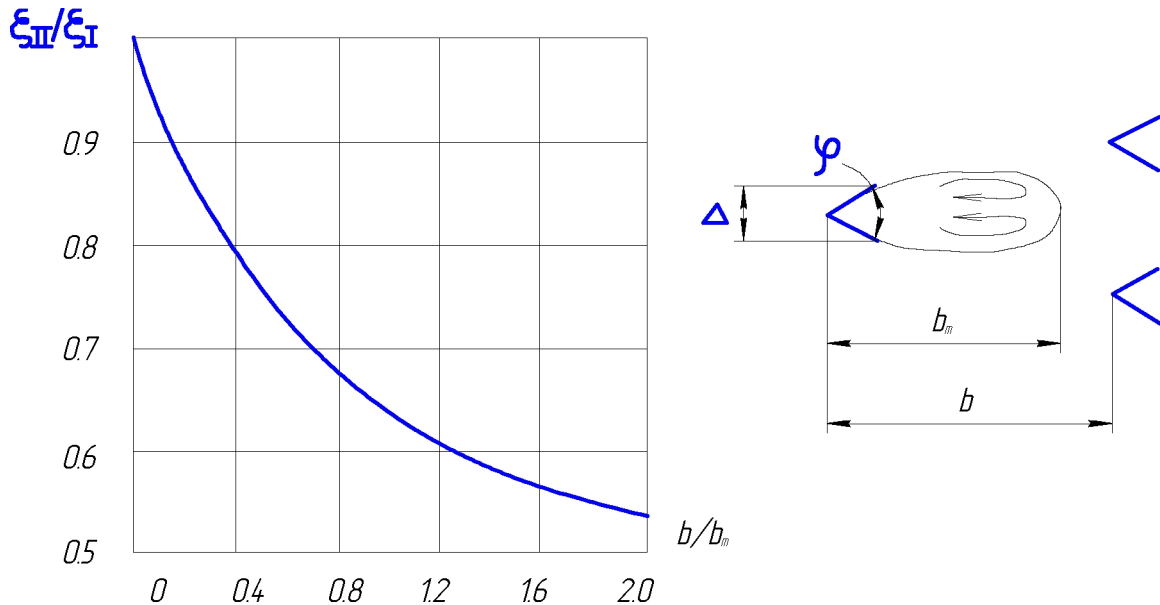


Рисунок 4.3.2 – Снижение гидравлических потерь при эшелонировании

Эксперименты показали, что при сдвиге второго ряда стабилизаторов можно на 40% и более снизить гидравлические потери на нефорсированных режимах. Причем оптимальным считается расстояние:

$$b = (1 \dots 1,2) b_m$$

b_m - длина зоны обратных токов. Ее можно оценить по формуле:

$$b_m = [2 + 0.5 \operatorname{ctg}(\varphi / 2)] \cdot \Delta$$

5. Определение потребной длины камеры сгорания

Потребная длина камеры сгорания определяется из условия полного завершения процесса горения в пределах камеры сгорания. Аналитически длина ФК может быть определена выражением:

$$L_{\phi k} = L_{3\Gamma} + \frac{W_D}{U_T} \cdot \frac{D_D}{2 \cdot z_k + 1} + L_{\text{эш}},$$

где $L_{зг}$ - протяженность зоны горения

В приближенных расчетах можно принять: $L_{фк} = (1,2...1,3)L_{зг}$

Протяженность зоны горения равна произведению времени горения на среднюю скорость движения газа:

$$L_{зг} = W_{зг} \cdot \tau_{г};$$

$$W_{зг} = \frac{1}{2} \left(\frac{T_{\phi}^*}{T_D^*} + 1 \right) \cdot W_D.$$

Для времени горения справедливо следующее расчетное соотношение:

$$\tau_{г} = 4.3 \cdot \frac{l_0}{W} \cdot \ln(1 + W/U_H)$$

где $l_0 = 0.04 \cdot (10^5 / P_D)^{0.5} \cdot \frac{D_D}{2 \cdot z_k + 1}$ - эйлеров масштаб турбулентности.

$W \cong 3.2 \cdot \lambda_{см} \sqrt{T_{см}^*} \cdot (P_D / 10^5)^{0.3}$ - среднее значение пульсационной скорости потока

Приближенно можно принять $\tau_{г} = 6$ мс.

Для организации эффективного охлаждения и предотвращения вибрационного режима в камере устанавливается антивибрационный экран. Размеры экрана определяются по соотношениям:

$$D_{эк} = (0,95...0,98)D_D$$

$$L_{эк} = (0,95...0,98)L_{зг}$$

Коэффициент сопротивления экрана и стенок камеры на бесфорсажном режиме определяются по формуле:

$$\xi_{эк} = (0,05...0,07) \frac{L_{зг}}{D_D}, \text{ а коэффициент восстановления давления}$$

определим выражением: $\delta_{эк} = 1 - \xi_{эк} \cdot \frac{k_r}{2} \cdot M_D^2$

6. Организация воспламенения топлива

Надежный запуск форсажной камеры во всех условиях эксплуатации самолета обеспечивается надежным воспламенителем топливовоздушной смеси за базовым стабилизатором, от пламени которого происходит воспламенение смеси за остальными, расположенными ниже по потоку стабилизаторами пламени. Обеспечение надежного воспламенения смеси за базовым стабилизатором определяется его способностью его способностью стабилизировать горение смеси после ее воспламенения от постороннего источника поджигания.

В качестве источника поджигания смеси могут быть использованы системы с воспламенением непосредственно от свечи, от пламени основной камеры сгорания – метод «огневой дорожки» или от дополнительной малогабаритной камеры сгорания – воспламенителя.

При использовании системы запуска непосредственно от свечи имеются трудности с обеспечением ресурса и устойчивости работы двигателя. Это связано с необходимостью создания в зоне расположения торца свечи оптимального, более «богатого» состава смеси, которая на прочих режимах приводит к перегреву свечи.

При запуске ФК способом «огневой дорожки» предъявляются повышенные требования к надежности работы системы подачи топлива. Отказ в работе такой системы приведет к перегреву турбины или незапуску ФК.

По сравнению с вышеуказанными системами наиболее надежным, хотя и наиболее сложным является розжиг при помощи воспламенителя, схема которого приведена на рисунке 6.1.

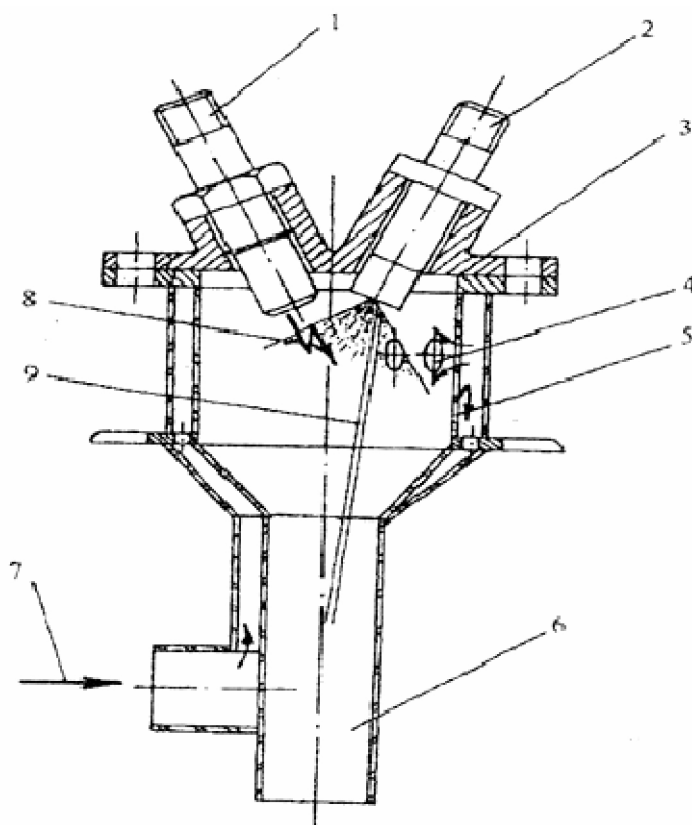


Рисунок 6.1 – Воспламенитель

В состав воспламенителя входит: 1 – электросвеча, 2 – форсунка, 3 – крышка, 4 – отверстия, 5 – корпус, 6 – патрубок пламепереброса, 7 – набегающий поток воздуха, 8 – конус распыла, 9 – струя топлива перепускная.

В качестве эффективного воспламенителя также применяют форкамеры, особенно если степень двухконтурности превышает значение 0,5. Преимущество форкамеры является то, что скорость в зоне воспламенения снижается до 10...15 м/с и поддержание оптимального состава смеси. Пример конструктивного решения форкамеры представлен на рисунке 6.2.

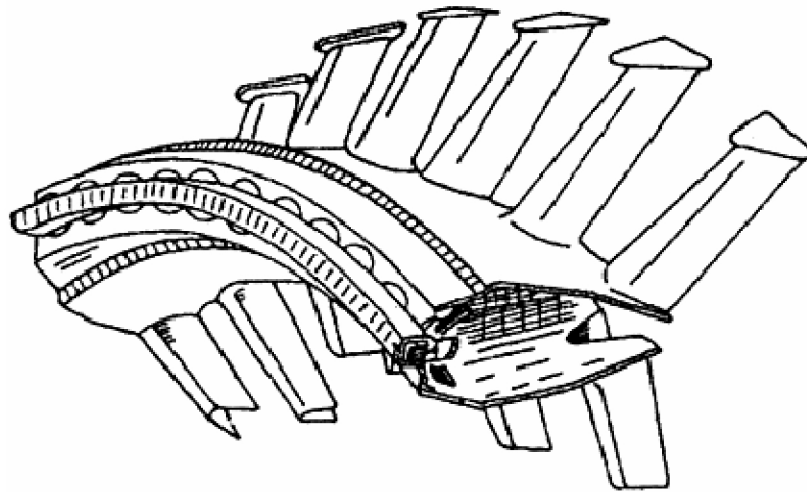


Рисунок 6.2 – Форкамера

7. Определение параметров потока на выходе из камеры сгорания

Приведенная скорость:

$$\lambda_{\phi} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1 + \lambda_D^2}{\lambda_D \cdot \sqrt{T_{\phi}^* / T_D^*}} - \sqrt{\frac{(1 + \lambda_D^2)^2}{4 \cdot \lambda_D^2 \cdot T_{\phi}^* / T_D^*} - 1}.$$

Критическая скорость звука:

$$a_{кр.\phi} \cong 18.1 \cdot \sqrt{T_{\phi}^*}.$$

Тепловое сопротивление камеры:

$$\delta_T = \frac{f(\lambda_D)}{f(\lambda_{\phi})}.$$

Давление заторможенного потока:

$$P_{\phi}^* = \delta_{СТ} \cdot \delta_{\dot{Y}\dot{E}} \cdot \delta_T \cdot P_D^*.$$

Статические температура и давление при необходимости определяются через ГДФ.

Скорость потока:

$$W_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot a_{кр.\phi}.$$

8. О коксовании топлива в коллекторах

Опыт показывает, что коксование топлива в коллекторах и форсунках может привести к следующим последствиям: возникновению вибрационного горения; срыву пламени; снижению полноты сгорания; недобору максимальной тяги.

Это является следствием двух причин: появившейся неравномерности распределения топлива по форсункам, что приводит к местному забогащению смеси в зоне, обслуживаемой закоксовавшимся коллектором; снижением максимального расхода топлива вследствие больших потерь давления из-за коксования и работой топливного насоса на пределе по прочности.

Характерная зависимость массы нерастворимого осадка по температуре топлива представлена на рисунке 8.1.

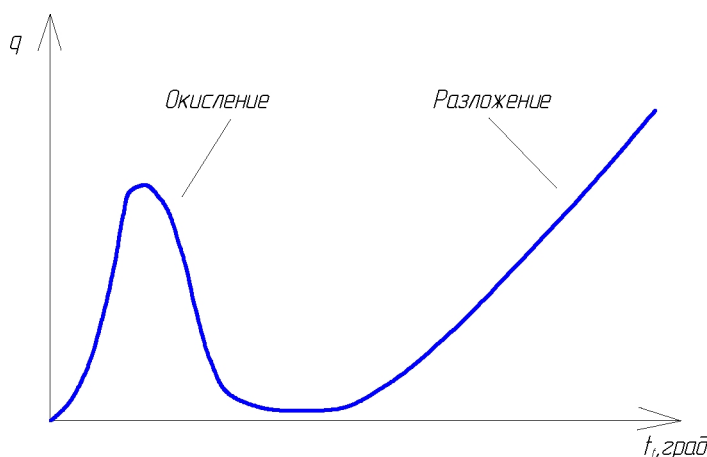


Рисунок 8.1 – Качественная картина зависимости массы нерастворимого осадка в топливе при его перегреве

Рекомендации по снижению факторов, провоцирующих образование и налипание кокса на стенках и форсунках, могут быть следующими: диаметр струйных форсунок не должен быть менее 0,6мм; во всех местах, где это необходимо по рабочему процессу конструктивно возможно, применять съемные центробежные форсунки; внутренняя поверхность трубопроводов должна быть максимально гладкой и чистой; применяемые материалы труб

не должны быть катализаторами коксообразования; внутреннюю поверхность труб желательно алитировать.

9. Выбор материалов для деталей ФК

В таблице 9.1 приведен перечень материалов, их сортамент, основные характеристики и область применения в ФК. Как видно из таблицы, количество марок по сравнению с разрешенным перечнем существенно меньше, что дополнительно сокращает цикл изготовления и снижает стоимость ФК.

Для упрощения конструкции сборки и хранения корпус ФК проектируемого двигателя разделен на три части: корпус диффузора, средний корпус и задний корпус. Так как корпуса изнутри обдуваются «холодным» воздухом второго контура и прикрыты от воздействия высоких температур теплозащитным экраном, то для снижения массы изготавливаются из титановых сплавов. Данный сплав достаточно легкий, подходит для сварки и механической обработки.

Смеситель также изготавливается из титанового сплава, для получения его с помощью штамповки материал нагревают до 700град С.

Таблица 9.1 Материалы ФК

№	Марка Материала	Сортамент	σ_B , кгс/мм 10градС	Сварива емость	Окали- нстой -кость	Допус. Т,град С	Примечание
1	12Х18Н10БЛ	Для литья	-	Хор.	-	800	Корпус воспламен.
2	12Х18Н10Т	Листы, трубы	54-66	Хор.	-	900	Уплотнительн. кольца, трубки
3	ХН78Т	Проволока, пруток	66-68	Хор.	0,165	1000	Заклепки, распорки, втулки

Таблица 9.1 – Продолжение

4	95X18 закалка	Пруток	-	-	-	150	Распылит. форсунки
5	10X11H23T3 со старен.	Пруток	90-110	Плох.	-	500	Болты, винты, гайки
6	ХН60ВТ	Ленты, листы, трубы	105	Хор.	0,145	1000	Стабилизация пламени, трубч. топл. коллекторы.
7	ХН68ВМТЮК- ВД	Листы, пруты, спец. проф.	95-115	Хор.	-	850	Форсунки, серьги, стекатель, сварн. коллект.
8	ВЖЛ-14Н	Для литья	80-85	Удов.	-	800	Завихритель, воспламенитель
9	ВТЗ-1	Пруток	95-125	-	-	150	Болты
10	ОТ4-1	Лист, пруток	95-125	-	-	200	Ненагр. кольца жесткости, кронштейны
11	ВТ-20	Листы, плиты	90-125	Хор.	-	500	Корпуса, арматура

Теплозащитные и антивибрационные экраны корпусов представляют собой тонкостенные гофрированные конструкции. Экраны целесообразно формировать методом гибки в одно – двуручных штампах, с использованием фиксаций по числу гофров. Т.к. экраны достаточно протяженной длины, то используется листовая жаропрочная сталь. Данный материал должен быть устойчив по окалинотойкости на длительное время до температур 1000°С.

Трубопроводы топливной системы изготавливаются из материала на основе железа, например 12Х18Н10Т. А пальцевые распылители в связи с воздействием на них достаточно высоких температур затурбинного газа и химического воздействия топлива необходимо изготавливать из высоколегированной стали. Из этого же материала изготавливается система

стабилизации, т.к. она защищена от температурного воздействия с помощью дефлекторов.

10. Пример проектирования ФК

Исходные данные

Исходными данными при проектировании будут результаты термогазодинамического проектирования двигателя полученные ранее.

Таблица 10.1 – Исходные данные

Отношение статических давлений контуров II/I	---	1
Отношение полных давлений контуров II/I	---	0,99482
Площадь канала на входе внутр. контура I	м ²	0,21974
Площадь канала на входе наружн. контура II	м ²	0,13907
Привед. скорость потока на входе в I контур	---	0,35
Привед. скорость потока на входе в II контур	---	0,33215
Расход рабочего тела на выходе	кг/с	117,61
Коэфф. изменения массы рабочего тела на выходе	---	1,0139
Полная температура на выходе смесителя	К	835,26
Полное давление на выходе	Па	438670
Температура газа за камерой сгорания	К	1900
Полнота сгорания топлива	---	0,955
Относительный расход топлива	---	0,036576
Расход топлива в ФК	кг/с	4,2428
Степень подогрева в ФК	---	2,2747
Расход рабочего тела на выходе	кг/с	121,85
Коэфф. изменения массы рабочего тела на выходе	---	1,0505
Коэфф. избытка окислителя на выходе	---	1,3376

Выбор типа форсажной камеры в зависимости от особенности двигателя

Работу ФК необходимо рассматривать на различных режимах работы. Для этого построим диапазон применения форсированных режимов проектируемого двигателя в координатах физических параметров:

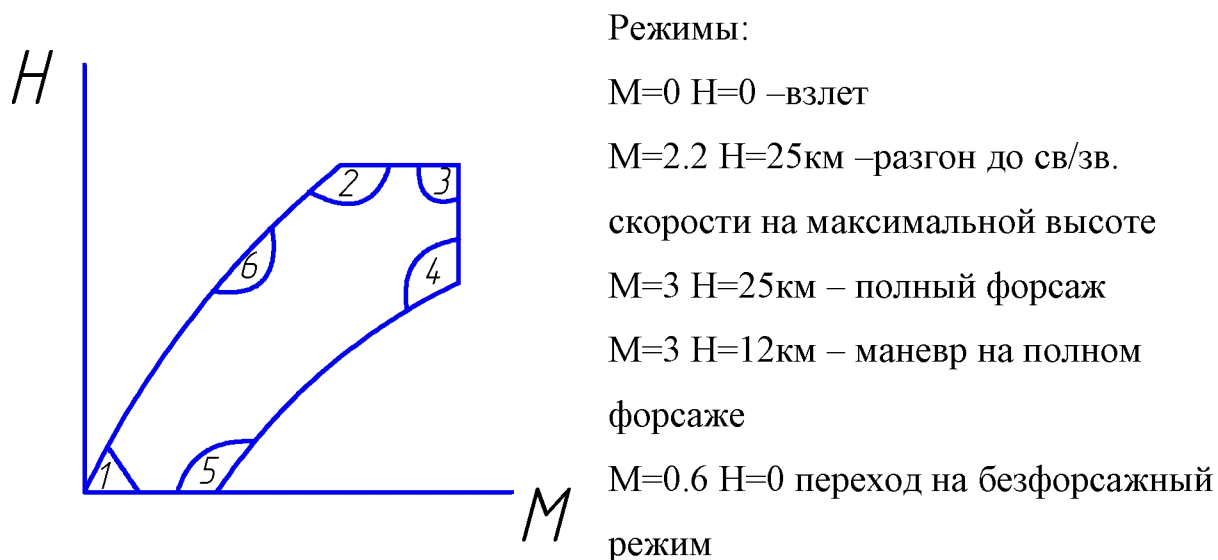


Рисунок 10.1 – Режимы работы ФК

С помощью программы АСТРА_VCX рассчитаем параметры на основных режимах и построим графики изменения температур контуров и изменение степени двухконтурности:

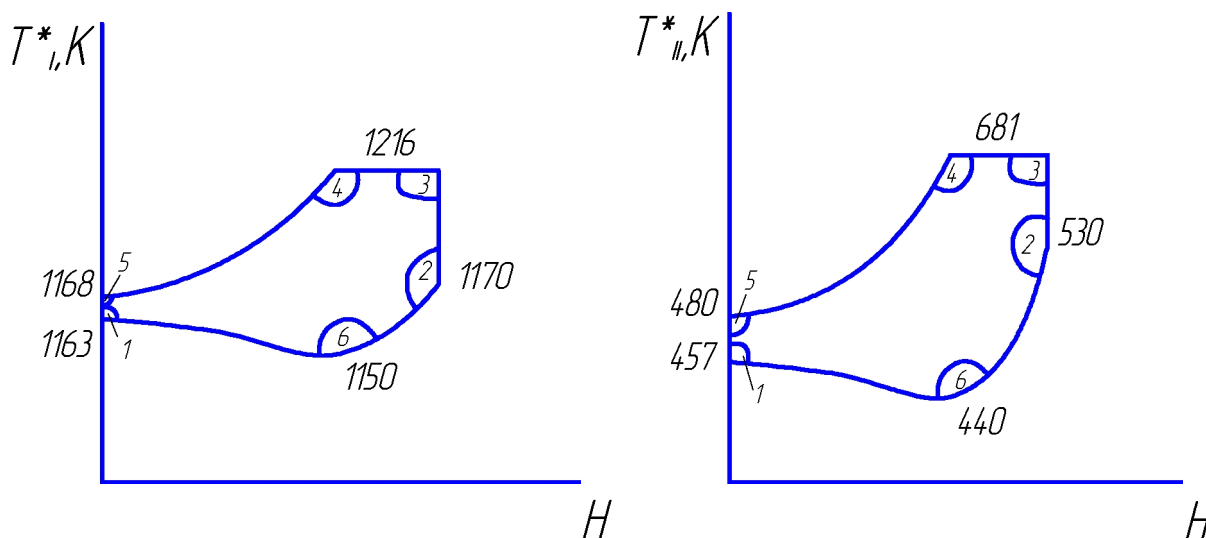


Рисунок 10.2 – Изменение температуры в контурах на характерных режимах

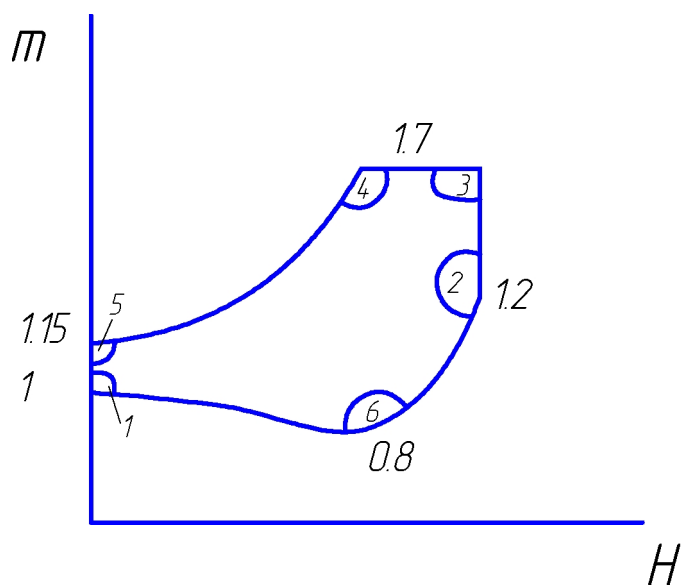


Рисунок 10.3 – Изменение степени двухконтурности на характерных режимах

Из расчетов видно что на режиме 6 температура второго контура менее 450K что приводит к резкому ухудшению распыла и испаряемости топлива на периферии ФК при степени двухконтурности более 0.5. У проектируемого двигателя степень двухконтурности на данном режиме составляет 0.8, а значит необходимо обеспечить смешение потоков, установив смеситель.

Газодинамический расчет диффузора

При доводке ФК удастся достигнуть необходимые характеристики по эффективности и устойчивости горения, если $\lambda_{mid} = 0.18...0.25$.

Определим изменение приведенных скоростей потоков на входе в смеситель с помощью расчетов в программе АСТРА_ВСХ на рассматриваемых режимах:

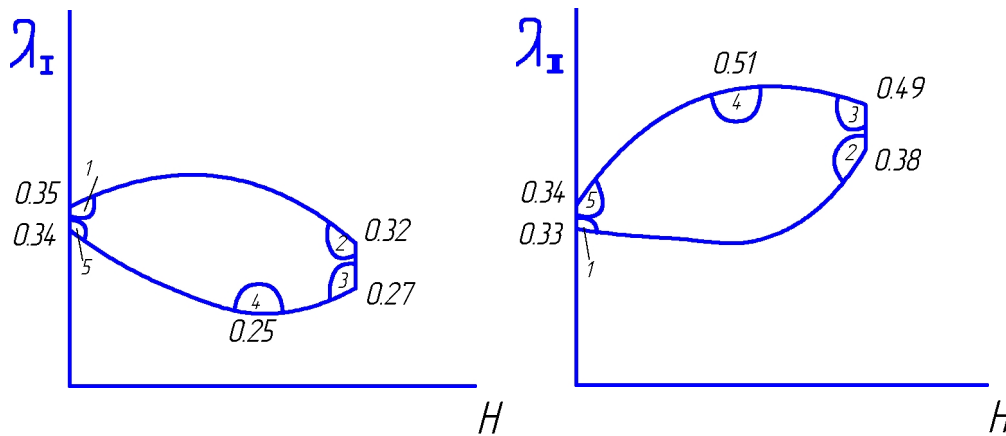


Рисунок 10.4 – Изменение приведенной скорости на характерных режимах

Определение миделева диаметра будем определять по уравнению

расхода: $G_I + G_{II} = G_{mid}$, тогда:

$$\frac{p_{II}^* \cdot F_I \cdot q_{II}(\lambda)}{\sqrt{T_{II}^*}} + \frac{p_{IIi}^* \cdot F_{II} \cdot q_{IIi}(\lambda)}{\sqrt{T_{IIi}^*}} = \frac{p_{CMi}^* \cdot F_{CM} \cdot q_{CM}(\lambda)}{\sqrt{T_{CMi}^*}}$$

Где $F_I = 0.22 \text{ м}^2$, $F_{II} = 0.14 \text{ м}^2$ - из исходных данных проектирования

турбины НД, а остальные данные найдены из расчетов на соответствующих режимах (таблица 3).

Таблица 10.2 – Параметры двигателя

Режим	p_I^* , Па	p_{II}^* , Па	p_{CM}^* , Па	T_{CM}^* , К	T_I^* , К	T_{II}^* , К
1	444140	441850	438790	835	1163	457
2	48476	49785	48568	845	1170	530
3	119540	132510	124500	899	1216	681
4	921580	1021500	959810	899	1216	681
5	588760	595630	585900	840	1168	480

Величины $q_I(\lambda)$ и $q_{II}(\lambda)$ определим по таблицам ГДФ, а $q_{CM}(\lambda) = q(0.25)$

Таблица 10.3 – ГДФ

Режим	$q_I(\lambda)$	$q_{II}(\lambda)$
1	0,53	0,50
2	0,49	0,57
3	0,42	0,70
4	0,39	0,72
5	0,51	0,51

В результате получили необходимые площади миделя для всех режимов из которых выбираем наибольшую.

Таблица 10.4 – Результаты расчета

Режим	1	2	3	4	5
F	0.780	0.780	0.785	0.775	0.768

$$F_{mid} = 0.785 \text{ м}^2 \Rightarrow D_{mid} = 1.0 \text{ м}$$

Длина диффузора:

$$L_D = \frac{D_D - \sqrt{D_T^2 - d_T^2}}{2 \cdot \text{tg}(\alpha_D)} = \frac{1.0 - \sqrt{0.788^2 - 0.364^2}}{2 \text{tg} 12^\circ} = 0.7 \text{ м.}$$

Гидравлические потери диффузора

Гидравлические потери диффузора можно оценить с помощью экспериментально выведенной характеристики диффузора:

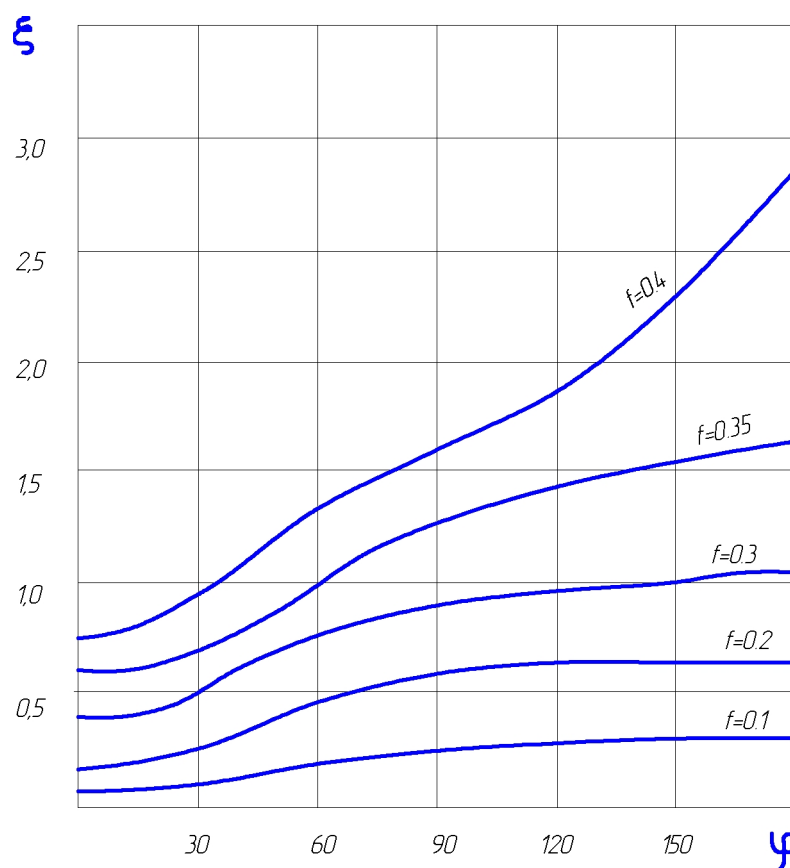


Рисунок 10.5 – Характеристики диффузора

Где $\alpha = 2 \arctg \frac{\sqrt{(D_1 - d_1)(D_1 + d_1)}}{2L_D} (\sqrt{n_D} - 1) = 18.5$ - эквивалентный угол

$$n_D = \frac{D_2^2 - d_2^2}{D_1^2 - d_1^2} = 1.9 - \text{степень диффузорности}$$

Т.о. получаем $\Delta \bar{P}_D = 0.01$. Приблизленно такой же результат получим и по формуле из методике.

Расчет параметров потока на выходе диффузора на основном режиме:

$$P_D^* = \sigma_D \cdot P_T^* = 0.99 \cdot 438790 = 434402 \text{ Па} - \text{давление торможения}$$

$$T_D^* = T_T^* = 835 \text{ К} - \text{температура торможения}$$

$$\lambda_D = 0.25$$

$$W_D = \lambda_D \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k_r}{k_r + 1} \cdot R \cdot T_D^*} = 133.6 \text{ м/с} - \text{скорость потока.}$$

Общая газодинамическая и термохимическая проверка условий работы камеры сгорания.

1) Проверка отсутствия кризиса течения на выходе из камеры

$$\frac{T_\phi^* - T_D^*}{T_D^*} < \frac{(1 - M_D^2)^2}{2 \cdot (k + 1) \cdot M_D^2 \cdot \left(1 + \frac{k - 1}{2} \cdot M_D^2\right)}, \quad M_D \text{ определим с помощью}$$

таблицы ГДФ по λ_D .

$$\frac{1900 - 835}{835} < \frac{(1 - 0.3^2)^2}{2 \cdot (1.33 + 1) \cdot 0.3^2 \cdot \left(1 + \frac{1.33 - 1}{2} \cdot 0.3^2\right)}$$

$$1.27 < 1.93$$

Кризис течения в камере не наступает.

2) Проверка достаточности располагаемого перепада статического давления

$$1 - \frac{k_r}{k_r + 1} \cdot (1 - M_D^2) \cdot \left[1 - \sqrt{1 - \frac{2(k_r + 1) \cdot M_D^2}{(1 - M_D^2)^2} \cdot \frac{T_\phi^* - T_D^*}{T_D^*}} \right] > \frac{P_H}{P_D}$$

$$1 - \frac{1.33}{1.33 + 1} \cdot (1 - 0.3^2) \cdot \left[1 - \sqrt{1 - \frac{2(1.33 + 1) \cdot 0.3^2}{(1 - 0.3^2)^2} \cdot \frac{1900 - 835}{835}} \right] > \frac{101}{434.4}$$

$$0.786 > 0.230.$$

Условие выполняется, следовательно, перепад давлений достаточен для предотвращения пульсационных режимов течения.

3) Проверка условия самовоспламенения топлива

$$T_s > T_D = 835$$

$$T_s \cong \frac{14000}{3.07 \cdot \lg P_D + 2.3 \cdot \lg(1 - g_n) - 4.6 \cdot \lg(2 - g_n) - 3.0}$$

Где $g_n = 1/\alpha_{OK} = 1/2.4 = 0.42$ - определяется из параметров КС термогазодинамического расчета двигателя.

$$T_s \cong \frac{14000}{3.07 \cdot \lg 434402 + 2.3 \cdot \lg(1 - 0.42) - 4.6 \cdot \lg(2 - 0.42) - 3.0} = 1085\text{K} > 835\text{K}$$

Самовоспламенения не ожидается.

Организация подачи топлива.

Топливная система проектируемого двигателя состоит из трех топливных цепей. Схема соединения топливных форсунок с дозаторами расположена ниже.

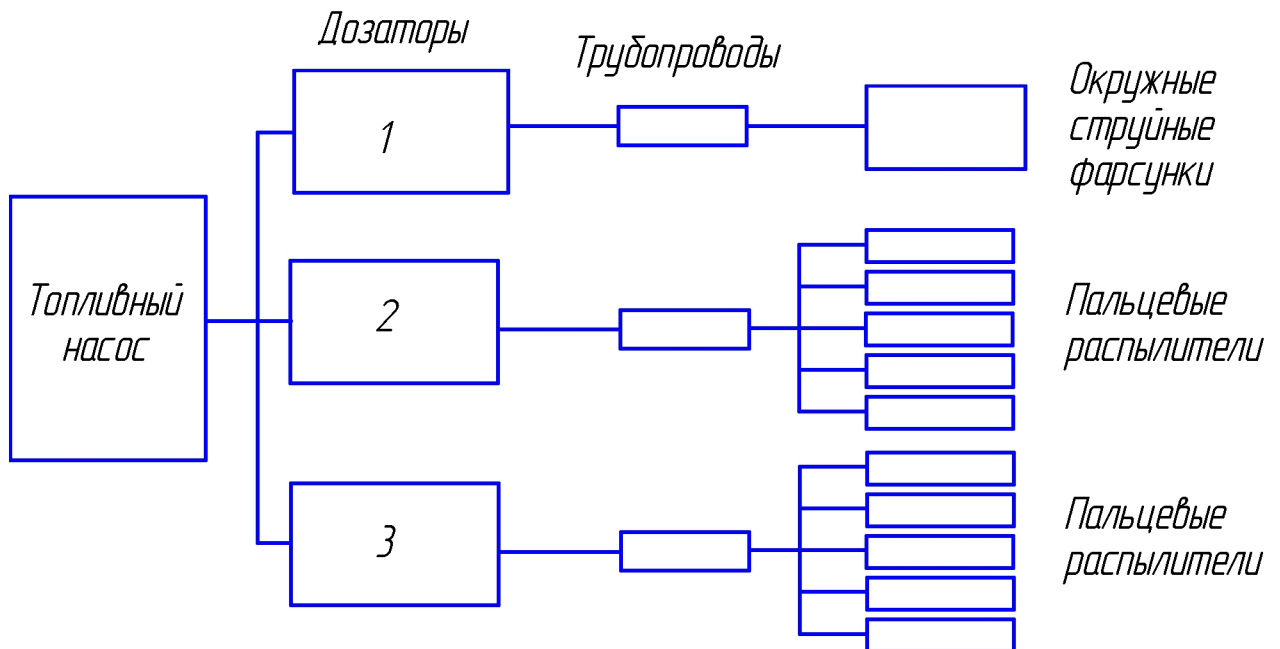


Рисунок 10.6 – Схема соединения топливоподачи проектируемого двигателя

Дозатор 1 подводит топливо к радиальным струйным форсункам расположенным на периферии ФК. Они предназначены для розжига ФК. В зону распыла подводится свеча зажигания, что обеспечивает надежный

розжиг ФК. Форсунки расположены внутри радиальных стабилизаторов пламени рисунок 10.7.

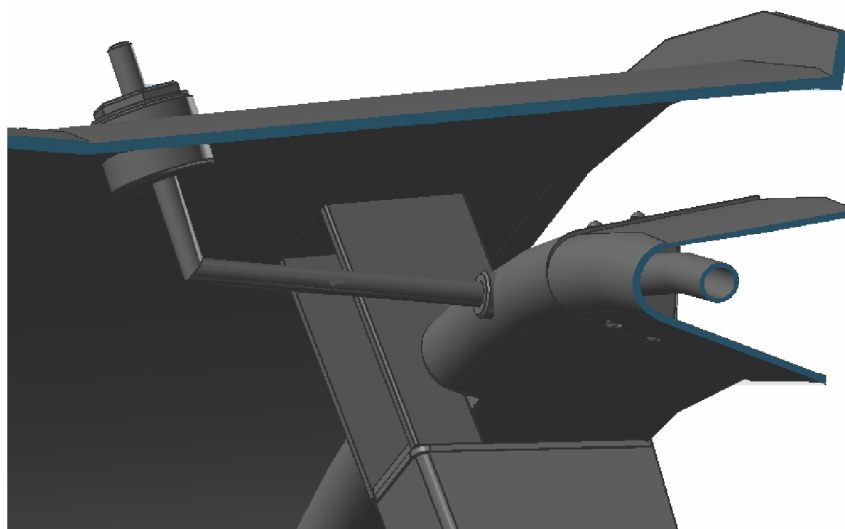


Рисунок 10.7 – Подвод топлива 1 контура

Дозаторы 2 и 3 через трубопроводы доставляют топливо к пальцевым распылителям, расположенным радиально к ФК. Пальцевые распылители расположены попарно для изменения степени форсирования двигателя. На режиме частичный форсаж работают 1 и 2 контура, на режиме полный форсаж работают все контура рисунок 10.8.

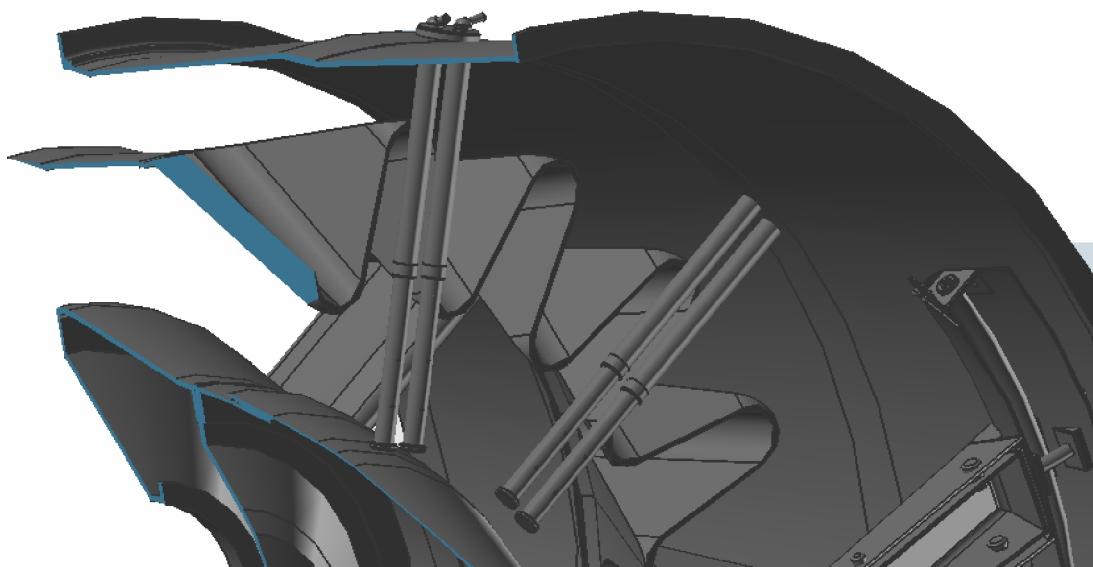


Рисунок 10.8 – Подвод топлива 2 и 3 контуров

Процессы распыла и испарения.

Парные пальцевые распылители (9 штук) расположены между стабилизаторами для улучшения создания топливновоздушной смеси. Верхние отверстия пальцев направлены против потока, т.к. стабилизаторы к ним расположены ближе. Смеситель имеет 36 лепестков и монтируется таким образом, что все топливные пальцы и стабилизаторы расположены в горячем потоке затурбинного газа. Это существенно повышает испаряемость топлива и создание ТВС.

Выбор типа стабилизатора

Выбор типа стабилизатора пламени зависит от температуры газа за диффузором. T_D^* не более 1100...1200K поэтому целесообразнее использовать механические стабилизаторы, т.к. они просты и надежны в работе.

Определение характерного размера

Минимальный потребный характерный размер зоны обратных токов h_x на границе срыва определяется критерием срыва M_i :

$$h_x = \frac{M_i \cdot a \cdot W}{U_H^2} = \frac{0.5 \cdot 2.97 \cdot 10^{-5} \cdot 190}{0.4^2} = 0.1 \text{ м}$$

При использовании в качестве форсажного топлива марок керосина величин U_H можно определить по эмпирической зависимости:

$$\begin{aligned} U_H &= U_{HO} \cdot \left(\frac{T_D}{500}\right)^{1.8} \cdot \left(\frac{P_D}{10^5}\right)^{-0.2} \cdot (1 - q_n)^5 = \\ &= 0.85 \cdot \left(\frac{835}{500}\right)^{1.8} \cdot \left(\frac{434402}{10^5}\right)^{-0.2} \cdot (1 - 0.42)^3 = 0.4 \end{aligned}$$

Где $U_{HO} = 0.85$ определяется по зависимости рис.10 по $\alpha = 1.33$ - взято из исходных данных.

Величина коэффициента молекулярной температуропроводности смеси можно определить по формуле:

$$a = 0.54 \cdot 10^{-4} \cdot \left(\frac{10^5}{434402}\right) \cdot \left(\frac{835}{500}\right)^{1.7} = 2.97 \cdot 10^{-5}$$

Скорость потока определяется как:

$$W = W_D \cdot \frac{1}{1-f} = 133.6 \cdot \frac{1}{1-0.3} = 190 \text{ м/с},$$

где $f=0,3$ – степень загромождения (с прототипа двигателя)

Характерный размер стабилизатора определяется как:

$$h_{CT} = 10 \text{ см.}$$

Определение формы и количества стабилизаторов

Число кольцевых стабилизаторов:

$$z_k = \frac{1}{3} \cdot f \cdot \frac{D_D}{h_{CT}} = \frac{1}{3} \cdot 0.3 \cdot \frac{1}{0.1} = 1$$

Общее число радиальных стабилизаторов

$z_k = 9$ - взято с прототипа ввиду особенности формы стабилизатора

Определение гидравлических потерь на стабилизаторах пламени

$$\xi_{CT} = (\sqrt{\psi \cdot f} + f)^2 \cdot \frac{1}{(1-f)^2} = (\sqrt{0.15 \cdot 0.3} + 0.3)^2 \cdot \frac{1}{(1-0.3)^2} = 0.53$$

$\psi = 0,15$ - для механических стабилизаторов

Коэффициент восстановления давления за стабилизатором найдем как:

$$\delta_{CT} = 1 - \xi_{CT} \cdot \frac{k_r}{2} \cdot M_D^2 = 1 - 0.53 \cdot \frac{1.33}{2} \cdot 0.3^2 = 0.97$$

Определение потребной длины камеры сгорания

$$L_{\phi k} = L_{3\Gamma} + \frac{W_D}{U_T} \cdot \frac{D_D}{2 \cdot z_k + 1} + L_{эш}$$

В приближенных расчетах можно принять: $L_{\phi k} = (1,2...1,3)L_{3\Gamma} = 1.6 \text{ м}$

Протяженность зоны горения равна произведению времени горения на среднюю скорость движения газа:

$$L_{3\Gamma} = W_{3\Gamma} \cdot \tau_{\Gamma} = 217.8 \cdot 0.006 = 1.3 \text{ м};$$

$$W_{3\Gamma} = \frac{1}{2} \left(\frac{T_{\phi}^*}{T_D^*} + 1 \right) \cdot W_D = \frac{1}{2} \left(\frac{1900}{835} + 1 \right) \cdot 133.6 = 217.8 \text{ м/с}$$

Время горения можно принять $\tau_{\Gamma} = 0,006 \text{ мс}$.

Для организации эффективного охлаждения и предотвращения вибрационного режима в камере устанавливается антивибрационный экран. Размеры экрана определяются по соотношениям:

$$D_{\text{ЭК}} = (0,95 \dots 0,98) D_D = 0.96 \text{ м}$$

$$L_{\text{ЭК}} = (0,95 \dots 0,98) L_{3\Gamma} = 1.25 \text{ м}$$

Коэффициент сопротивления экрана и стенок камеры на бесфорсажном режиме определяются по формуле:

$$\xi_{\text{ЭК}} = (0,05 \dots 0,07) \frac{L_{3\Gamma}}{D_D} = 0,065, \text{ а коэффициент восстановления давления}$$

$$\text{определим выражением: } \delta_{\text{ЭК}} = 1 - \xi_{\text{ЭК}} \cdot \frac{k_{\Gamma}}{2} \cdot M_D^2 = 0,994$$

Организация воспламенения топлива

Воспламенение топлива осуществляется с помощью свечей зажигания. Для повышения надежности в конструкции предусмотрены две свечи расположенные в верхней части двигателя. Свечи подводятся непосредственно в зону обратных токов первого коллектора, который служит специально для розжига ФК. Т.о. обеспечивается необходимый состав топливно-воздушной смеси. Свечи крепятся к фланцу корпуса камеры сгорания, что позволяет при необходимости менять их в условиях эксплуатации.

Определение параметров потока на выходе из камеры сгорания

Приведенная скорость:

$$\lambda_{\phi} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1 + \lambda_D^2}{\lambda_D \cdot \sqrt{T_{\phi}^* / T_D}} - \sqrt{\frac{(1 + \lambda_D^2)^2}{4 \cdot \lambda_D^2 \cdot T_{\phi}^* / T_D} - 1} =$$

$$= \frac{1}{2} \cdot \frac{1 + 0,25^2}{0,25 \cdot \sqrt{1900 / 835}} - \sqrt{\frac{(1 + 0,25^2)^2}{4 \cdot 0,25^2 \cdot 1900 / 835} - 1} = 0,42$$

Критическая скорость звука:

$$a_{кр.\phi} \cong 18,1 \cdot \sqrt{T_{\phi}^*} = 18,1 \cdot \sqrt{1900} = 788,9 \text{ м/с}$$

Давление заторможенного потока:

$$P_{\phi}^* = \delta_{СТ} \cdot \delta_{ЭК} \cdot \delta_T \cdot P_D^* = 0,97 \cdot 0,994 \cdot 1,0 \cdot 434402 = 418841 \text{ Па}$$

Скорость потока:

$$W_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot a_{кр.\phi} = 0,42 \cdot 788,9 = 331,3 \text{ м/с}$$

Организация охлаждения элементов ФК

Наибольшему температурному воздействию в ФК подвергаются стенки жаровой трубы и система стабилизации. В конструкции проектируемого двигателя предусмотрена постановка теплозащитных гофрированных экранов с продувкой воздухом из второго контура. Экраны защищают стенки ФК и имеют возможность свободно деформироваться за счет гофр в радиальном и продольном направлении.

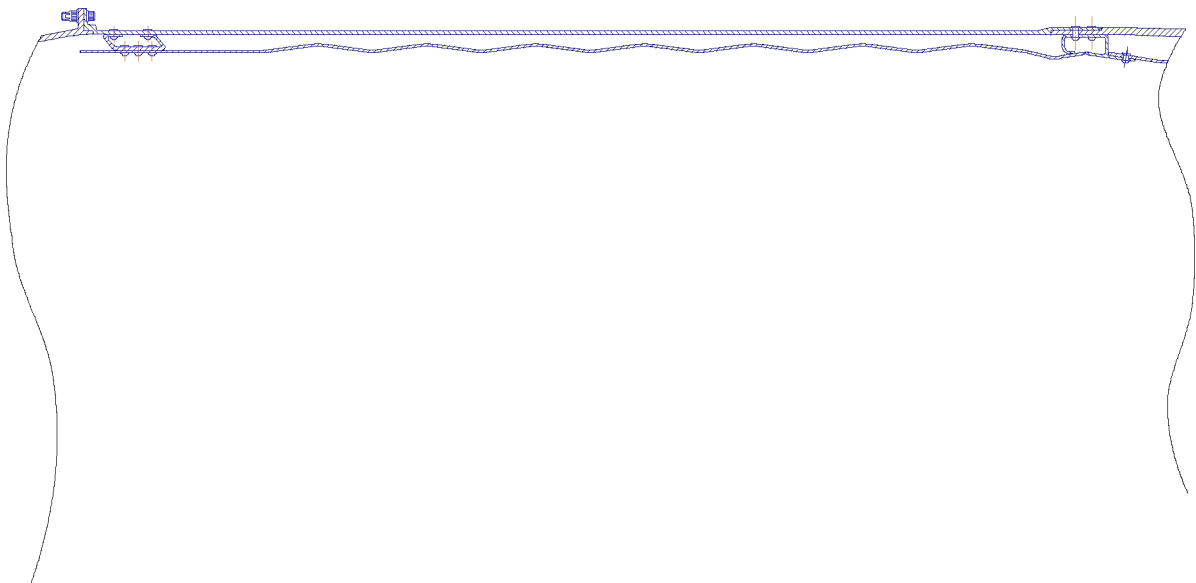


Рисунок 10.9 – Крепление теплозащитного экрана

Система стабилизации защищена установленными внутри стабилизаторов дефлекторами. Каждый стабилизатор имеет подвод охлаждающего воздуха, который через систему отверстий попадает на дефлектор, охлаждая его рисунок 10.10.

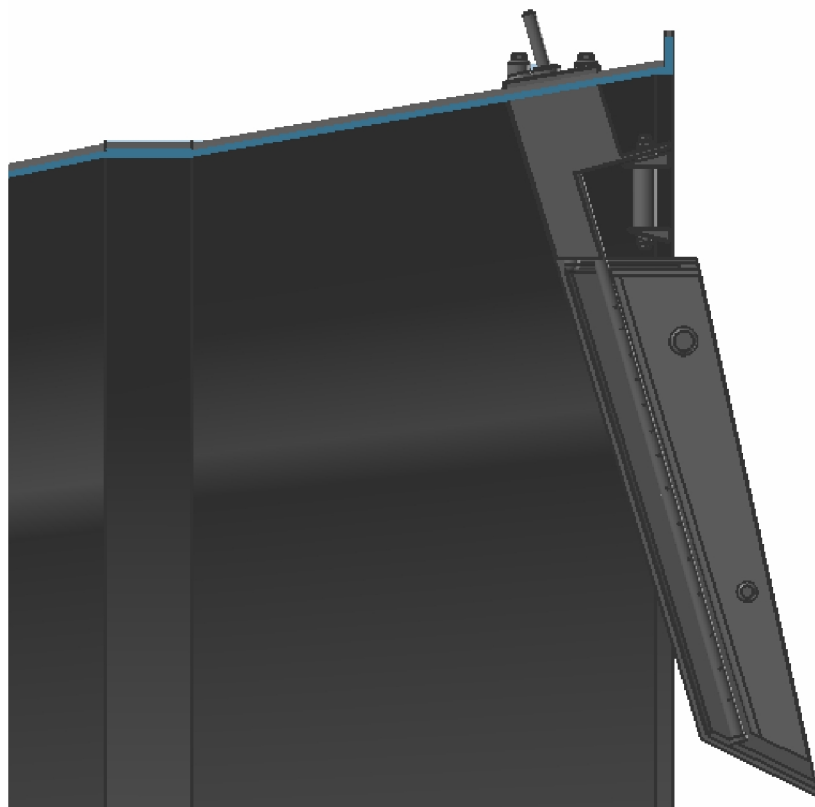


Рисунок 10.10 – Охлаждение стабилизации

Выбор материалов для деталей форсажной камеры

Для упрощения конструкции сборки и хранения корпус ФК проектируемого двигателя разделен на три части: корпус диффузора, средний корпус и задний корпус. Так как корпуса изнутри обдуваются «холодным» воздухом второго контура и прикрыты от воздействия высоких температур теплозащитным экраном, то для снижения массы изготавливаются из титановых сплавов (BT-20). Данный сплав достаточно легий, подходит для сварки и механической обработки. Для повышения жесткости к корпусам на их внешних поверхностях при помощи клепки крепятся ребра жесткости из титанового сплава OT4-1.

Смеситель также изготавливается из титанового сплава BT-20, для получения его с помощью штамповки материал нагревают до 700град С.

Теплозащитные и антивибрационные экраны корпусов представляют собой тонкостенные гофрированные конструкции. Экраны целесообразно формировать методом гибки в одно – двухручьевых штампах с использованием фиксаций по числу гофров. Т.к. экраны достаточно протяженной длины то используется листовая жаропрочная сталь ХН60ВТ. Данный материал устойчив по окалиностойкости на длительное время до температур 1000°С.

Трубопроводы топливной системы изготавливаются из материала на основе железа 12Х18Н10Т. А пальцевые распылители в связи с воздействием на них достаточно высоких температур затурбинного газа и химического воздействия топлива необходимо изготавливать из высоколегированной стали ХН60ВТ. Из этого же материала изготавливается система стабилизации, т.к. она защищена от температурного воздействия с помощью дефлекторов.

Объемные модели форсажной камеры

Результирующий этап проектирования ФК – построение объемной модели рисунок 10.11. Для более хорошей наглядности в модели отсутствует жаровая труба и теплозащитный экран.

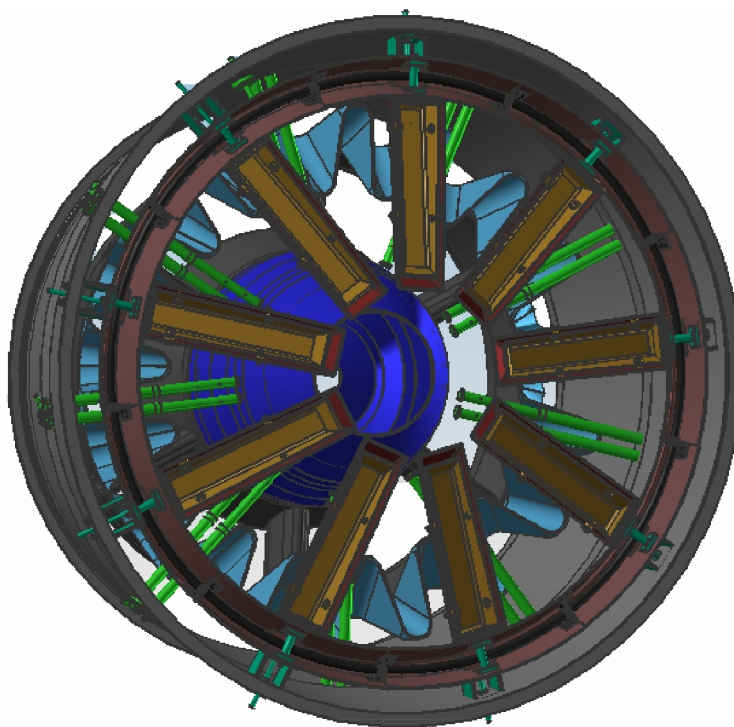


Рисунок 10.11 – Форсажная камера