

Оглавление

| | |
|--|----|
| Введение..... | 3 |
| Задание на проектирование | 6 |
| 1. КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ | 7 |
| 1.1. Выбор твердого ракетного топлива | 8 |
| 1.2. Выбор формы заряда | 10 |
| 1.3. Расчет внутрибаллистических характеристик РДТТ | 14 |
| 1.4. Проектирование и расчет воспламенительного устройства..... | 17 |
| 1.5. Расчет отклонений и оценка предельных значений внутрибаллистических характеристик РДТТ..... | 23 |
| 1.6. Расчет и проектирование корпуса РДТТ | 28 |
| 1.7. Расчет и проектирование соплового блока | 39 |
| 1.8. Оценка потерь удельного импульса..... | 48 |
| 1.9. Прочностные расчеты | 49 |
| 2. ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ | 58 |
| 2.1. Профилирование сверхзвукового ВЗУ на заданное полётное число Маха ($M=2,5$)..... | 59 |
| 2.2. Численное исследование течения по тракту ВЗУ | 76 |
| 2.3. Выбор твердого топлива газогенератора ПВРД..... | 81 |
| 2.4. Выбор оптимальной величины коэффициента избытка воздуха..... | 82 |
| 2.5. Выбор площади входа ВЗУ | 87 |
| 2.6. Определение основных параметров РПД..... | 88 |
| 2.7. Расчет газогенератора | 88 |
| 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ | 91 |
| Введение..... | 92 |
| 3.1. Материал детали | 92 |
| 3.2. Анализ технологичности конструкции детали | 93 |

| | | |
|------|--|-----|
| 3.3. | Выбор вида и метода получения заготовки | 94 |
| 3.4. | Разработка операционного технологического процесса..... | 96 |
| 3.5. | Расчет режимов резания..... | 100 |
| 3.6. | Приспособление для обработки на станке ИР-500ПМФ4 | 103 |
| | Заключение..... | 104 |
| | Приложения..... | 104 |
| 4. | ПРОМЫШЛЕННАЯ ЭКОЛОГИЯ И БЕЗОПАСНОСТЬ | 109 |
| | Введение | 110 |
| 4.1. | Анализ опасных и вредных факторов..... | 111 |
| 4.2. | Расчет тротилового эквивалента при взрыве баллона и разработка мероприятий по предупреждению аварий..... | 114 |
| 4.3. | Оценка вредных выбросов при огневых стендовых испытаниях двигателей и их влияние на окружающую среду | 118 |
| 5. | ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ..... | 125 |
| | Введение | 126 |
| 5.1. | Метод сетевого планирования и управления..... | 126 |
| 5.2. | Расчет сметы затрат на проектирование, изготовление и испытание | 135 |
| | Заключение..... | 146 |
| | Заключение | 147 |
| | Список литературы | 148 |
| | Приложения | 150 |
| | Приложение 1..... | 150 |
| | Приложение 2..... | 155 |
| | Приложение 3..... | 156 |

Введение

Авиационная ракета класса «воздух – поверхность» – боевая ракета, применяемая с летательного аппарата для поражения наземных и морских целей. Является составной частью авиационного вооружения.

Авиационные ракеты класса «воздух – поверхность» подразделяются на стратегические, оперативно-тактические и тактические.

Ракета состоит из корпуса, ракетного двигателя и боевой части ракеты (БЧ). Управляемые авиационные ракеты, кроме того, имеют систему управления ракетой с исполнительными органами управления и несущие поверхности (крыло) для создания аэродинамической подъёмной силы при полёте. В связи с высокой вероятностью попадания в цель (не менее 0,5) на любой дальности пуска управляемые авиационные ракеты относят к высокоточному оружию.

Стратегические и оперативно-тактические авиационные ракеты применяются стратегическими бомбардировщиками для поражения целей соответственно в глубоком тылу противника и в оперативной глубине (при необходимости поражения важных целей – и в тактической зоне). Оснащаются ядерной БЧ (может быть вариант с обычной БЧ) и автономной или комбинированной системой управления (например, инерциальной системой управления с коррекцией по рельефу местности и самонаведением на конечном участке траектории).

Высокая точность наведения на цель позволяет авиационной ракете и с обычной БЧ эффективно поражать цели противника на больших дальностях.

Стратегические авиационные ракеты имеют массу от одной до нескольких тонн, дальность пуска до 3 тыс. км и более, оперативно-тактические – массу от нескольких сотен килограммов до 1–2т, дальность пуска до нескольких сотен километров.

Тактические авиационные ракеты применяются самолётами тактической авиации и вертолётами для поражения целей в тактической глубине; оснащаются, как правило, обычной БЧ (осколочно-фугасной, кумулятивной, кассетной и др.); имеют массу от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов, дальность пуска до 100 км. Управляемые тактические авиационные ракеты могут иметь радиокомандную систему управления (российские авиационные ракеты Х-23, французские авиационные ракеты AS-30), тепловизионное, телевизионное или лазерное самонаведение (различные модификации российской авиационной ракеты Х-25М и американской авиационной ракеты «Мейверик»), пассивное радиолокационное самонаведение (российская авиационная ракета Х-31П, американская авиационная ракета AGM-88А «Харм» – противорадиолокационная авиационная ракета) и другие. В качестве управляемых авиационных ракет широко применяются по своему

назначению ракеты противотанковых ракетных комплексов сухопутных войск и противокорабельных ракетных комплексов ВМФ (ВМС).

К числу основных направлений развития тактического ракетного вооружения в настоящее время относится совершенствование двигательных установок. Отсутствие возможности радикального совершенствования ракетного вооружения за счет модернизации широко применяемых ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), которые практически достигли предела своего совершенствования, привлекает особое внимание к двигательным установкам, энергетические возможности которых могут быть улучшены за счет использования атмосферного воздуха. В последние годы в нашей стране и за рубежом возрос интерес к двигательным установкам (ДУ) на основе прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), а также к комбинированным двигательным установкам (КДУ) на основе ракетно-прямоточных двигателей (РПД) на твердых и пастообразных топливах для ракет с внутриатмосферной зоной эксплуатации. В этих двигателях благодаря интеграции могут быть наилучшим образом реализованы преимущества ракетных двигателей в стартово-разгонной ступени и высокие экономические показатели РПД в маршевой ступени.

При сравнительной простоте РПД имеют высокие значения удельного импульса в широком диапазоне высот и скоростей полета, что позволяет при обеспечении высоких скоростей иметь, при определенных условиях полета, в 1,5–2 раза большую дальность полета по сравнению с использованием РДТТ.

В отличие от РДТТ РПД имеет камеру сгорания, в которую из воздухозаборного устройства (ВЗУ) поступает воздух, а из газогенератора (ГГ) с твердым (ТТ) или пастообразным (ПТ) топливом – высокоскоростные потоки продуктов первичного сгорания. Создавая определенный эжекционный эффект в камере сгорания, продукты первичного сгорания дожигаются в воздухе. РПД является комбинированным двигателем, в котором реализован рабочий процесс, как в газогенераторе, так и в камере сгорания. При этом газогенератор представляет собой автономный ракетный двигатель, в котором сопловые отверстия играют роль распределительного устройства для продуктов первичного сгорания.

К числу достоинств РПД относится тот факт, что РПД, как ПВРД, обладает высокой устойчивостью рабочего процесса по отношению к «богатому» и «бедному» срывам пламени. Существенный недостаток РПД связан с отсутствием или недостаточной эффективностью двигателя при нулевой и малых скоростях полета, а также на больших высотах полета. Данный недостаток преодолевается за счет разгона двигателя в составе изделия носителем, специальным разгонным устройством или стартово-разгонной ступенью, роль которой обычно выполняет РДТТ.

Если стартово-разгонная ступень размещается в камере сгорания РПД, то такие РПД называют интегральными (ИРПД), или комбинированными (КРПД). Такое размещение стартовой ступени обычно обусловливается жесткими ограничениями на габаритно-массовые характеристики двигательной установки.

Темой дипломного проекта стала проектирование интегральной двигательной установки для авиационной управляемой ракеты.

Для достижения поставленной цели решаются следующие задачи:

- проектирование РДТТ стартовой ступени;
- разработка общего вида компоновки двигательной установки АУР;
- проведение внутрибаллистических (термодинамическое приближение), тепловых (решение задачи теплопроводности ТЗП), прочностных (расчеты прочности отдельных деталей ДУ) расчётов;
- профилирование воздухозаборного устройства на полётное число Маха $M=2,5$;
- расчёт газогенератора РПД.

Задание на проектирование

Спроектировать двигательную установку для АУР.

Таблица 1. Тактико-технические требования для образца АУР

| Параметр | Значение |
|-----------------|--------------------|
| 1. Калибр | 380 мм |
| 2. Высота пуска | От 100 до 15 000 м |

Данные внешнебаллистического проектирования:

Таблица 2.

| | Стартовый участок | Маршевый участок |
|---|-------------------|------------------|
| 1. Тяга P , кН | 160 | - |
| 2. Время работы на номинальном режиме t , с | 2 | 50 |

Вместо тяги для маршевого участка задан коэффициент тяги $c_R = c_X = 0,5$.

1.КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

1.1. Выбор твердого ракетного топлива

Необходимость выбора топлива на начальном этапе проектирования следует из того, что скорость ракеты в основном зависит от величины удельного импульса, который, в свою очередь, определяется топливом. При выборе типа топлива и его марки существенными представляются характеристики, которые оказывают влияние на энергетические, а также на внутрибаллистические и эксплуатационные параметры РДТТ. Из параметров, определяющих энергетику и внутреннюю баллистику РДТТ, можно отметить следующие: плотность топлива ρ_T , удельный импульс I_y , температура продуктов сгорания T_k , скорость горения топлива u_T и его полное теплосодержание H_T .

Для обеспечения выполнения условий ТЗ выбор рецептуры ТТ проводится из имеющейся в распоряжении базы данных смесевых топлив [1.1], которые представляют собой гетерогенные высоконаполненные полимерные системы, состоящие из кристаллического окислителя, горючего, полимерного связующего и порошкообразного металла, а также добавок различного назначения.

Проводится сравнительный анализ параметров, определяющих энергетику и внутреннюю баллистику РДТТ, для нескольких рецептур смесевых топлив, а именно:

- ПХА-3М $C_{10,664}H_{43,856}O_{22,469}N_{5,617}Cl_{5,617}Al_{7,042}$;
- ПХА-4М $C_{9,213}H_{24,948}O_{28,408}N_{7,428}Cl_{2,979}Al_{7,413}$;
- ARCIT-373D $C_{9,574}H_{37,389}O_{21,189}N_{5,039}Cl_{6,468}Al_{7,734}$;
- ПД-17/18 М1.1 $N_{5,776}H_{38,785}Cl_{5,611}O_{22,905}C_{9,979}Al_{6,654}Fe_{0,142}Si_{0,286}Zn_{0,012}$

Необходимые параметры рассматриваемых топлив приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1. Параметры смесевых топлив

| Топливо | ПХА-3М | ПХА-4М | ARCIT-373D | ПД-17/18 М1.1 |
|------------------------------|--------|--------|------------|---------------|
| ρ_T , кг/м ³ | 1740 | 1800 | 1770 | 1750 |
| H_T , кДж/кг | -1934 | -2034 | -1934 | -1839,7 |
| u_1 , мм/с | 3,44 | 6,49 | 3,49 | 4,417 |
| ν | 0,26 | 0,24 | 0,22 | 0,43 |

Для каждого топлива проведен термодинамический расчет характеристик горения и продуктов сгорания в программном комплексе «Астра», соответствующих камере сгорания, критическому сечению. Результаты термодинамического расчета приведены в приложении 1.

Далее рассчитаны основные характеристики в соответствии с исходными данными, представленными в таблице 1.2. При этом, так как стартовый двигатель является вкладным и,

следовательно, существует ограничение по миделю, использован нерасчётный режим работы для того, чтобы диаметр выходного сечения сопла был меньше диаметра миделя.

Таблица 1.2. Исходные данные для расчета

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| 1. Давление в камере p_k , МПа | 10 |
| 2. Давление окружающей среды p_h , МПа | 0,1 |
| 3. Коэффициент нерасчётности сопла n | 0,7 |
| 4. Давление на срезе сопла $p_a = p_h \cdot (1 + n)$, МПа | 0,17 |
| 5. χ | 0,98 |
| 6. φ_c | 0,98 |

Расчет проводится по следующим зависимостям:

Газовая постоянная с учетом наличия конденсированной фазы:

$$R_k = R'_k \cdot (1 - z_k).$$

Комплекс:

$$A_k = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{2 \frac{k}{k+1}}.$$

Необходимые для расчета значения приведенной скорости и газодинамические функции:

$$\lambda_a = \sqrt{\frac{k}{k-1} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)},$$

$$q(\lambda_a) = \lambda_a \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$f(\lambda_a) = (1 + \lambda_a^2) \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

Импульс тяги:

$$I_y = \frac{\sqrt{\chi R_k T_k}}{\sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \cdot \frac{f(\lambda_a) - \frac{p_h}{p_k}}{q(\lambda_a)}.$$

Скорость горения топлива:

$$u = u_1 \left(\frac{p_k}{98066,5} \right)^v.$$

Результаты расчета представлены в таблице 1.3.

Таблица 1.3. Результаты термодинамического расчета, расчета скорости горения и удельного импульса

| Топливо | ПХА-3М | ПХА-4М | ARCIT-373D | ПД-17/18 М1.1 |
|--|----------|----------|------------|---------------|
| Температура в камере сгорания T_k, K | 3173,13 | 3935,49 | 3313,12 | 3327,16 |
| Показатель адиабаты k | 1,19098 | 1,15567 | 1,18292 | 1,18545 |
| Содержание к-фазы z_k | 0,325382 | 0,355436 | 0,329734 | 0,0311184 |
| Газовая постоянная $R_k', Дж/(кг \cdot K)$ | 478,454 | 375,891 | 432,915 | 435,49 |
| Газовая постоянная с учетом наличия конденсированной фазы $R_k, Дж/(кг \cdot K)$ | 322,774 | 242,286 | 290,168 | 299,97 |
| Удельный импульс $I_y, м/с$ | 2538 | 2513 | 2473 | 2515 |
| Скорость горения $u_T, м/с$ | 11,45 | 19,69 | 9,65 | 32,27 |

По результатам расчёта можно сделать вывод о том, что топливо ПД-17/18 М1.1, обладая сравнительно высоким удельным импульсом, невысокой температурой в камере сгорания и процентным содержанием конденсированной фазы, является наиболее удовлетворяющим поставленным условиям.

Дальнейший расчёт проводится для топлива ПД-17/18 М1.1.

1.2. Выбор формы заряда

Выбор формы заряда ведем с учетом обеспечения потребной площади горения и размещения потребной массы топлива в заданных габаритах.

Найдем массовый секундный расход топлива:

$$\dot{m}_T = \frac{P}{I_y} = 63,6 \text{ кг/с.}$$

Найдем массу топлива:

$$M_T = \dot{m}_T \cdot t = 127,2 \text{ кг.}$$

Найдем объем топлива:

$$W_T = \frac{M_T}{\rho_T} = 0,0727 \text{ м}^3.$$

Полный свод: $e = u \cdot t = 64,5 \text{ мм}$

Найдем потребную площадь горения заряда:

$$F_T = \frac{\dot{m}_T}{\rho_T \cdot u} = 1,126 \text{ м}^2.$$

Найдем геометрические размеры сопла:

$$F_{кр} = \frac{\dot{m}_T \sqrt{\chi R_K T_K}}{A_k p_k \varphi_c} = 0,01 \text{ м}^2.$$

Диаметр критического сечения сопла:

$$D_{кр} = \sqrt{\frac{4F_{кр}}{\pi}} = 0,112 \text{ м}.$$

Для обеспечения постоянной площади горения на номинальном режиме работы стартового двигателя выбираем заряд звездообразной формы с числом лучей $m = 8$ с эллиптическими торцами, представленный на рис. 1.1.

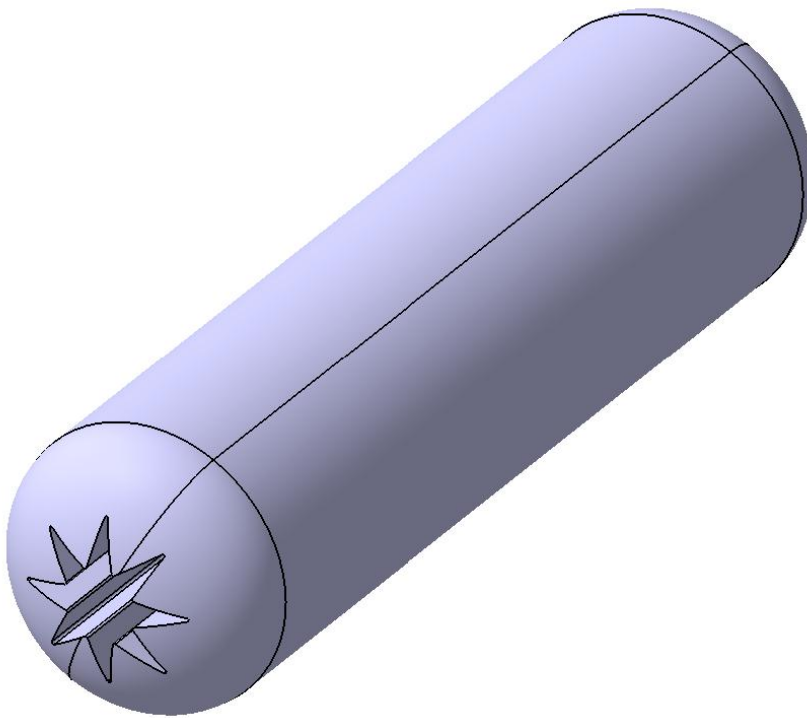


Рис. 1.1. Заряд твердого топлива

Построение геометрии заряда и ее оптимизация ведется с помощью прикладного пакета 3D моделирования CATIA v.5. Геометрические размеры заряда представлены на рис. 1.2.

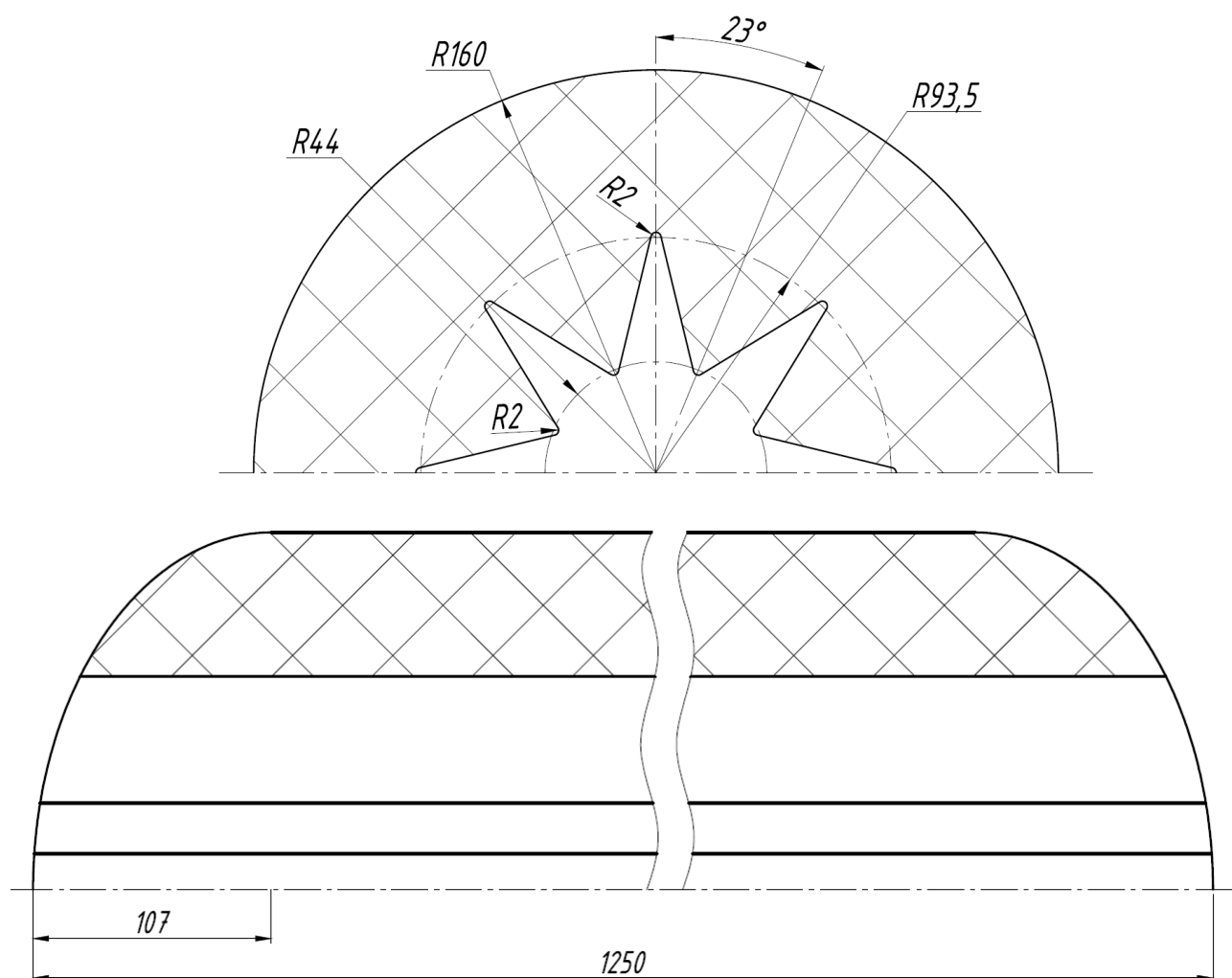


Рис. 1.2. Геометрические размеры заряда

Звездообразный заряд имеет 4 характерных участка горения, представленные на рис. 1.3.

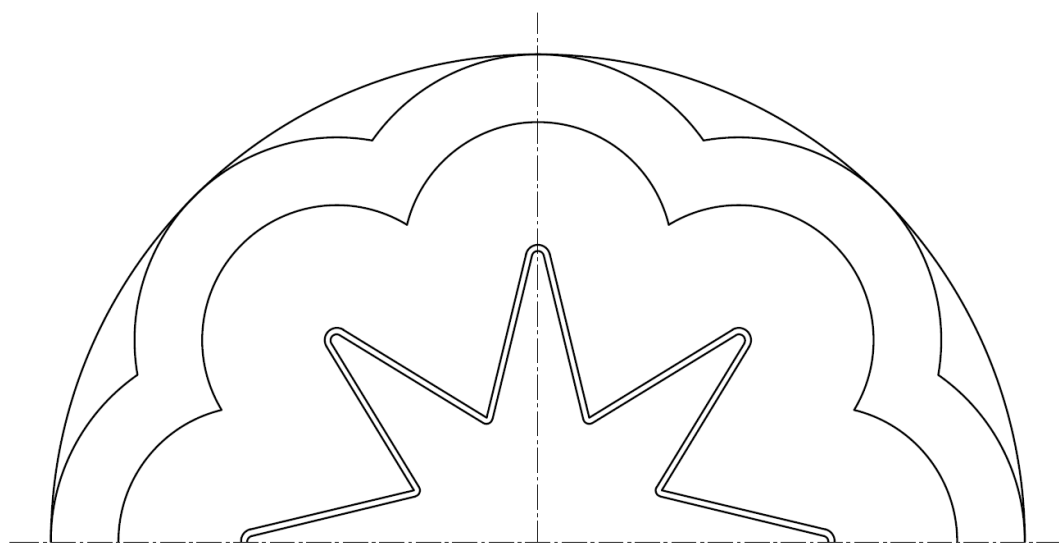


Рис 1.3. Участки горения заряда твердого топлива

Первые 3 участка обеспечивают практически постоянный закон горения, в отличие от 4, который характеризуется дегрессивным характером выгорания топлива. Поэтому, для обеспечения постоянства давления в камере, а, следовательно, и тяги на номинальном режиме работы двигателя заряд подбирался таким образом, чтобы время работы соответствовало периоду выгорания первых трех участков. Величина свода и площади горения, соответствующие моменту выгорания каждого из первых трех участков, представлены в таблице 1.4.

Таблица 1.4.

| | Выгорание 1 участка | Выгорание 2 участка | Выгорание 3 участка |
|------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| e , мм | 2 | 42,28 | 64,5 |
| F_r , м ² | 1,192 | 1,096 | 1,112 |

Получившийся заряд имеет следующие характеристики.

Площадь свободного прохода газов: $F_{св} = 0,0126 \text{ м}^2$

Начальный объем заряда: $V_{нач} = 0,07916 \text{ м}^3$.

Начальная масса заряда: $M_{нач} = 0,07916 \cdot 1750 = 138,53 \text{ кг}$

Объем дегрессивно горящих остатков топлива: $V_{кон} = 0,00614 \text{ м}^3$

Масса дегрессивно горящих остатков топлива: $M_{кон} = 0,00614 \cdot 1750 = 10,745 \text{ кг}$

В результате имеем потребный объем топлива на номинальном режиме работе стартового двигателя: $V_T = V_{нач} - V_{кон} = 0,07916 - 0,00614 = 0,07302 \text{ м}^3$.

Масса топлива: $M_T = M_{нач} - M_{кон} = 127,785 \text{ кг}$.

Объем камеры сгорания: $V_{КС} = 0,09481 \text{ м}^3$.

Форма заряда должна обеспечивать максимальное заполнение корпуса двигателя топливом при условии допустимых скоростей газового потока в камере сгорания.

Коэффициент объемного заполнения:

$$\varepsilon = \frac{V_{нач}}{V_{КС}} = 0,83.$$

При этом площадь свободного прохода газов должна быть больше площади критического сечения сопла:

$$\frac{F_{св}}{F_{кр}} = 1,26.$$

Применение прочноскрепленного заряда позволяет защитить большую часть поверхности корпуса камеры от воздействия продуктов сгорания во время работы двигателя.

Возможность возникновения эрозионного горения можно оценить, используя критерий Победоносцева:

$$\kappa = \frac{F_{\Gamma}}{F_{CB}} = 89 < 100..400.$$

1.3. Расчет внутрибаллистических характеристик РДТТ

Для расчёта изменения поверхности горения используется геометрический метод, в основе которого лежит допущение о равномерности поля скорости горения топлива, т.е. одинаковой скорости горения во всех направлениях. Из этого допущения следует, что скорость горения всегда нормальна к поверхности горения, и процесс выгорания происходит параллельными (эквидистантными) слоями.

Изменение давления в камере сгорания по своду по формуле Бори:

$$p_K(e) = \left(\frac{F_{\Gamma}(e) \cdot \rho_T \cdot u_1' \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot (1 - z) \cdot T_K}}{F_{кр} \cdot A_K} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}.$$

$$u_1' = \frac{u_1}{98066,5^{\nu}}$$

На каждом шаге значение $F_{\Gamma}(e)$ берется из расчета геометрии заряда. В этом случае текущая толщина сгоревшего свода Δe связана со скоростью горения твердого топлива соотношением:

$$\Delta e = u \cdot \Delta t,$$

где Δt – шаг по времени, соответствующий времени выгорания свода Δe .

На каждом шаге отдельной итерации рассчитываем уточненное значение тяги и ее изменение по своду:

$$P(e) = p_K(e) \cdot F_{кр} \cdot \varphi_c \cdot \frac{f(\lambda_a) - \frac{p_h}{p_K(e)}}{q(\lambda_a)}$$

Номинальный режим работы двигателя (выгорание первых трех участков звездообразного заряда).

Для номинального режима работы имеем свод:

$$e = 64,5 \text{ мм.}$$

Зависимости площади горения, давления в камере и тяги по времени и величине свода для номинального режима работы стартового двигателя представлены в таблице 1.5. Графики изменения давления в камере и тяги по времени приведены на 3-ем листе проекта. Стадии выгорания заряда представлены на 4-ом листе проекта.

Таблица 1.5.

| e , мм | F_r , м ² | p_k , МПа | u , мм/с | Δt , с | t , с | P , Н |
|----------|------------------------|-------------|------------|----------------|---------|---------|
| 0 | 1,176 | 10,79 | 33,33 | - | 0 | 173190 |
| 2 | 1,192 | 11,04 | 33,68 | 0,06 | 0,06 | 177536 |
| 6,45 | 1,176 | 10,79 | 33,33 | 0,13 | 0,19 | 173190 |
| 12,9 | 1,168 | 10,66 | 33,16 | 0,2 | 0,39 | 171033 |
| 19,35 | 1,152 | 10,4 | 32,82 | 0,2 | 0,59 | 166753 |
| 25,8 | 1,136 | 10,15 | 32,48 | 0,2 | 0,79 | 162518 |
| 32,25 | 1,128 | 10,02 | 32,3 | 0,2 | 0,99 | 160418 |
| 38,7 | 1,112 | 9,78 | 31,96 | 0,2 | 1,19 | 156250 |
| 42,28 | 1,096 | 9,53 | 31,61 | 0,11 | 1,3 | 152127 |
| 45,15 | 1,096 | 9,53 | 31,61 | 0,1 | 1,4 | 152127 |
| 51,6 | 1,096 | 9,53 | 31,61 | 0,2 | 1,6 | 152127 |
| 58,05 | 1,104 | 9,65 | 31,78 | 0,2 | 1,8 | 154183 |
| 64,5 | 1,112 | 9,78 | 31,96 | 0,2 | 2 | 156250 |

Горение депрессивных остатков

После выгорания первых трех участков остается свод недогоревшего топлива:

$$e = 17,56 \text{ мм.}$$

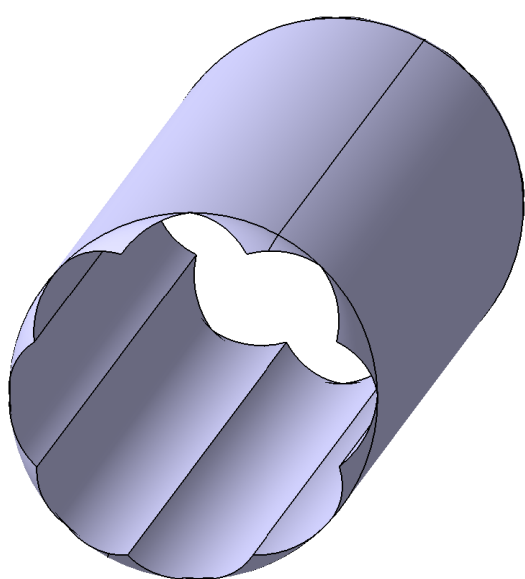
Минимальное давление:

$$p_k^{min} = \frac{p_h}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}} = 1,763 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

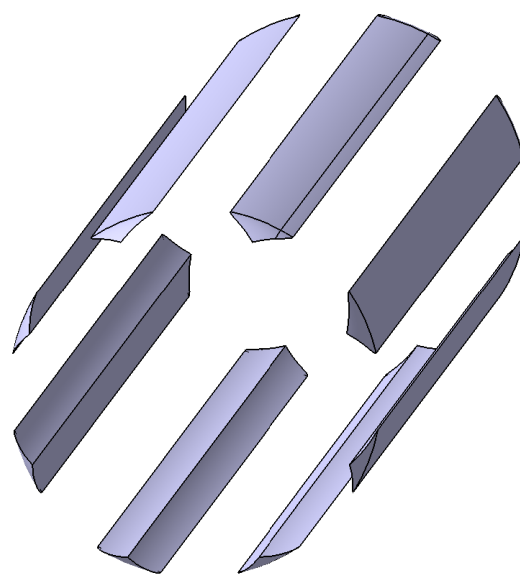
Зависимости площади горения, давления в камере и тяги по времени и величине свода при горении депрессивных остатков представлены в таблице 1.6. Графики изменения площади горения, давления в камере и тяги по времени приведены на 4 листе проекта. Стадии выгорания депрессивных остатков представлены на рис. 1.4.

Таблица 1.6.

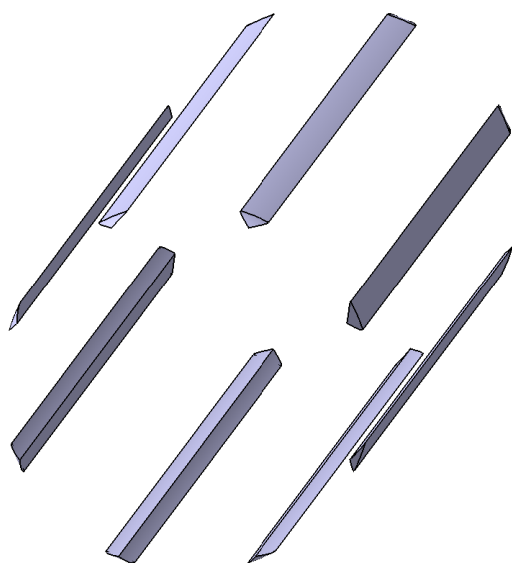
| e , мм | F_r , м ² | p_k , МПа | u , мм/с | Δt , с | t , с | P , Н |
|----------|------------------------|-------------|------------|----------------|---------|---------|
| 0 | 1,112 | 9,78 | 31,96 | - | 0 | 156250 |
| 2,56 | 0,73 | 4,67 | 23,26 | 0,11 | 0,11 | 70510 |
| 5,56 | 0,537 | 2,73 | 18,45 | 0,16 | 0,27 | 37825 |
| 8,56 | 0,382 | 1,5 | 14,27 | 0,21 | 0,48 | 17226 |
| 11,56 | 0,245 | 0,69 | 10,21 | 0,29 | 0,77 | 3589 |
| 14,56 | 0,119 | 0,19 | 5,92 | 0,5 | 1,27 | 1367 |
| 14,66 | 0,113 | 0,1763 | 5,68 | 0,02 | 1,29 | 1164 |



$e = 0$ мм



$e = 5,56$ мм



$e = 11,56$ мм

Рис. 1.4. Стадии выгорания дегрессивных остатков

Площадь выходного сечения:

$$F_a = \frac{F_{кр}}{q(\lambda_a)} = 0,081 \text{ м}^2.$$

Диаметр выходного сечения:

$$D_a = \sqrt{\frac{4F_a}{\pi}} = 0,322 \text{ м}.$$

1.4. Проектирование и расчет воспламенительного устройства

Основным назначением системы воспламенения является воспламенение топливного заряда РДТТ за заданное время по определённом закону и при выполнении совокупности дополнительных требований:

- обеспечение заданного времени задержки воспламенения и выхода на квазистационарный режим работы;
- обеспечение заданной скорости нарастания давления в КС при выходе на режим;
- отсутствие «забросов» внутрикамерного давления при воспламенении заряда за установленный предел;
- надёжность, приемлемость массово-габаритных характеристик и другие эксплуатационные требования.

Основными задачами при проектировании системы воспламенения являются:

- выбор способа воспламенения;
- выбор конструктивной схемы системы воспламенения и её пространственного размещения в камере сгорания двигателя;
- выбор марки воспламенительного состава;
- определение массовых и геометрических параметров системы воспламенения.

При использовании смесового топлива, в качестве воспламенителя могут применяться пиротехнические составы, имеющие удельную теплоту сгорания $Q_v > 6 \text{ МДж/кг}$ и плотность $\rho_v = 1700 \dots 3500 \text{ кг/м}^3$. Основные характеристики примерных составов приведены в таблице 1.7.

Таблица 1.7. Характеристики пиротехнических составов[1.1]

| Параметр | Состав «М» | Состав Б-20СН |
|--|------------|---------------|
| 1. Удельная теплоемкость c_p , Дж/(кг · К) | 1271 | 977 |
| 2. Удельная теплоемкость c_v , Дж/(кг · К) | 1099 | 905 |
| 3. Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К) | 0,088 | 0,2 |
| 4. Коэффициент динамической вязкости, Па·с | 0,0001 | 0,0001 |
| 5. Молекулярная масса μ_b , кг/кмоль | 48,27 | 115 |
| 6. Температура продуктов сгорания, К | 2622 | 3676 |
| 7. Полная энтальпия, кДж/кг | 3011,9 | 3140,1 |
| 8. Относительная массовая концентрация к-фазы | 0,362 | 0,562 |
| 9. Единичная скорость горения u_{1b} , м/с | 0,0026 | 0,011 |
| 10. Показатель степени в законе горения, ν_b | 0,36 | 0,37 |

Для надежного воспламенения пиротехнических составов, содержащих тугоплавкие компоненты, может использоваться навеска дымного ружейного пороха, которая предварительно воспламеняется пиропатроном. Затем продукты сгорания навески ДРП обеспечивают надежное зажигание пиротехнического состава.

Для проектируемого РДТТ выбираем состав Б-20СН.

Исходные данные для расчёта представлены в таблице 1.8.

Таблица 1.8.

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| 1. Толщина свода зерна e_b , м | 0,001 |
| 2. Показатель процесса горения k_b | 1,1 |
| 3. Коэффициент учитывающий регрессивность формы заряда m | 1 |
| 4. Удельная теплота сгорания Q_b , МДж/кг | 7 |
| 5. Плотность воздуха $\rho_{возд}$, кг/м ³ | 1290 |
| 6. Температура вспышки заряда T_s , К | 380 |
| 7. Начальная температура заряда T_n , К | 273 |
| 8. Теплоемкость основного заряда c_t | 1100 |

Расчет массы воспламенительного состава

Время горения отдельного зерна определяется по формуле:

$$t_B = \frac{e_B}{u_B} = 0,023 \text{ с.}$$

Давление, которое должен обеспечить воспламенитель:

$$p_B = 0,4 \cdot p_K = 4 \text{ МПа.}$$

Скорость горения воспламенителя:

$$u_B = u_{1B} \left(\frac{p_B}{98066,5} \right)^{v_B} = 43 \frac{\text{мм}}{\text{с}}.$$

Газовая постоянная воспламенителя:

$$R_B = \frac{R_0}{\mu_B} = 72,296 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}},$$

где $R_0 = 8314 \frac{\text{Дж}}{\text{моль} \cdot \text{К}}$ – универсальная газовая постоянная.

Постоянная расхода ПС воспламенителя:

$$A_{KB} = \sqrt{k_B \cdot \left(\frac{2}{k_B + 1} \right)^{\frac{k_B + 1}{k_B - 1}}} = 0,628.$$

Найдём площадь поверхности предсоплового пространства:

$$F_{\text{прс}} = 2,5 \cdot \pi \cdot \frac{d_{\text{нар}}^2}{4} = 0,201 \text{ м}^2.$$

Свободный объём: $V_{\text{св}} = V_{\text{КС}} - V_{\text{Т}} = 0,02179 \text{ м}^3$

Определим коэффициенты, необходимые для расчёта:

$$c = (k_B - 1) \cdot Q_B = 7 \cdot 10^5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$c_1 = \frac{k_B \cdot A_{KB}^2 \cdot F_{\text{кр}}^2}{u_B^2 \cdot \rho_B^2} = 7,123 \cdot 10^{-9};$$

$$c_2 = (k_B - 1) \cdot \left(\frac{\psi \cdot \alpha_B}{R_B} \right) \cdot \left(\frac{F_{\text{прс}}}{u_B \cdot \rho_B} \right) = 7,476 \cdot 10^{-4},$$

где $\psi = 0,5$ – относительная разность температур,

$\alpha_B = 420 \frac{\text{Дж} \cdot \text{м}}{\text{кг} \cdot \text{с} \cdot \text{К}}$ – постоянная коэффициента теплоотдачи.

$$c_{21} = c_2 - \frac{m \cdot W_{\text{св}}}{t_B \cdot u_B \cdot \rho_B} = -9,697 \cdot 10^{-3};$$

$$c_3 = \frac{W_{\text{св}}}{u_B \cdot \rho_B} = 2,408 \cdot 10^{-4}.$$

Корни характеристического уравнения имеют вид:

$$y_1 = \left(\frac{-c_{21}}{2 \cdot c_2} \right) + \sqrt{\left(\frac{c_{21}}{2 \cdot c_2} \right)^2 + \frac{c}{c_1}} = 1,062 \cdot 10^7;$$

$$y_2 = \left(\frac{-c_{21}}{2 \cdot c_2} \right) - \sqrt{\left(\frac{c_{21}}{2 \cdot c_2} \right)^2 + \frac{c}{c_1}} = -9,256 \cdot 10^6.$$

Максимальное значение функции:

$$y_{max} = \left(\frac{-c_2}{2 \cdot c_1} \right) + \sqrt{\left(\frac{c_2}{2 \cdot c_1} \right)^2 + \frac{c}{c_1}} = 9,861 \cdot 10^6.$$

Время достижения максимального давления:

$$t_{max} = \left[\frac{c_3}{c_1 \cdot (y_1 - y_2)} \right] \cdot \ln \left[\frac{y_1 \cdot (y_{max} - y_2)}{y_2 \cdot (y_{max} - y_1)} \right] = 5,727 \cdot 10^{-3} \text{ с.}$$

Необходимая начальная поверхность горения воспламенителя:

$$S_B = \left(\frac{p_B}{y_{max}} \right) \cdot \left[\frac{y_1 \cdot (y_{max} - y_2)}{y_2 \cdot (y_{max} - y_1)} \right]^{\frac{c_3 \cdot m}{c_1 \cdot (y_1 - y_2) \cdot t_B}} = 0,52 \text{ м}^2.$$

Необходимая масса воспламенительного состава:

$$m_{необх} = S_B \cdot \rho_B \cdot e_B \cdot \frac{1 - e^{-m}}{m} = 0,592 \text{ кг.}$$

Масса воздуха:

$$m_{возд} = W_{св} \cdot \rho_{возд} = 0,024 \text{ кг.}$$

С учётом массы воздуха, находящегося в свободном объёме РДТТ, определим потребную массу воспламенительного состава:

$$m_B = \frac{m_{необх}}{\sqrt{1 - \frac{m_{возд}}{m_{необх}}}} = 0,604 \text{ кг.}$$

Объём, который будет занимать воспламенительный состав:

$$V_B = \frac{m_B}{\rho_{вн}} = 3,357 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3.$$

Уравнение кривой горения при автономном горении воспламенительного состава описывается следующим уравнением:

$$y(\tau) = \frac{y_1 - y_2 \cdot P_y \cdot e^{-\beta \cdot \tau}}{1 - P_y \cdot e^{-\beta \cdot \tau}},$$

$$P_{авт}(\tau) = S_{н.Б} \cdot y(\tau) \cdot e^{\frac{m \cdot \tau}{\tau_B}}.$$

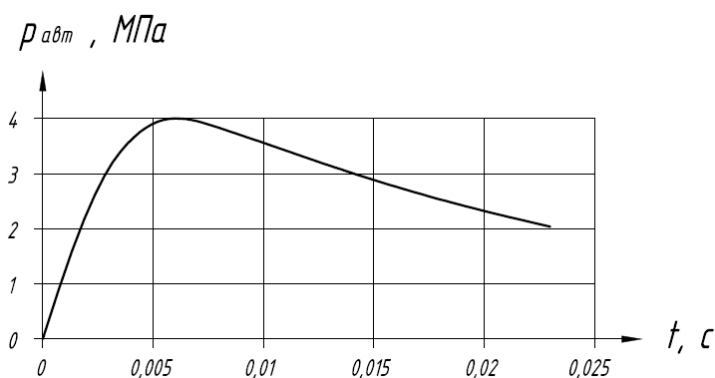


Рис. 1.5. График изменения давления при автономном горении воспламенителя

Давление вспышки топлива основного заряда:

$$p_{всп} = \left[\frac{c_T}{\alpha_B} \cdot \rho_B \cdot \frac{u_1}{98066,5^v} \cdot \left(1 - \frac{T_H}{T_s}\right) \cdot \frac{R \cdot T_s}{1 - \frac{R \cdot T_s \cdot u_B^2 \cdot \rho_B^2}{A_1^2 \cdot F_{кр}^2 \cdot y_{max}^2}} \right]^{\frac{1}{1-v}} = 1,545 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Из графика видно, что давлению вспышки $p_{всп}$ соответствует время

$$\tau_{всп} = 1,1 \cdot 10^{-3} \text{ с.}$$

Период совместного горения воспламенителя и заряда твердого топлива

После момента вспышки заряда $\tau_{всп}$ наступает период совместного горения воспламенителя и топлива, когда приток продуктов сгорания и тепла в камеру двигателя происходит от горения как воспламенителя, так и топлива.

Совместное горение топлива и воспламенителя описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dQ_1}{dt} + \frac{dQ_B}{dt} + \frac{dQ}{dt} = \frac{dU}{dt} + \frac{dL}{dt} \\ \dot{m}_+ + \dot{m}_B - \dot{m}_- = \frac{dM}{dt} \\ W = W_0 + \int_0^t (Su + S_B u_B) dt \\ pV = RT \\ u = u_1 p^v, u_B = const \end{cases}$$

Выбор оптимального решения задачи внутренней баллистики РДТТ, обеспечивающий устойчивое воспламенение заряда во всем заданном температурном диапазоне состоит в исследовании изменения кривой $p(t)$ для выбранной навески воспламенителя в зависимости от начальной температуры заряда T_H , толщины и формы зерна воспламенителя (e_B, m).

Методика расчета совместного горения воспламенительного состава и основного заряда РДТТ подробно изложена в [1.2].

Суть ее заключается в решении дифференциального уравнения кривой $p(t)$ при допущении одинаковой плотности продуктов сгорания воспламенителя и топлива в соответствии с законом сохранения вещества. Дифференциальное уравнение кривой $p(t)$ при этом будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} = \frac{1}{W} & \left[(k-1) \cdot Q_{ж} \cdot G_{п} \cdot \xi_1 + (k_{в}-1) \cdot Q_{жв} \cdot G_{пв} \cdot \xi_2 - (k-1) \cdot \frac{\nu_T \cdot (\sigma_{ТКМ} \cdot F_{КМ} + \sigma_{ТЗ} \cdot F_3 \cdot \xi_3) \cdot p}{R_{\Gamma}} \right. \\ & \left. - k \cdot A_1 \cdot F_{кр} \cdot p \cdot \sqrt{\frac{p \cdot W}{\omega_{\Gamma}}} - k \cdot p \cdot \frac{dW}{dt} \cdot \xi_4 \right]; \\ \frac{dW}{dt} &= S_{\Gamma} \cdot U_{\Gamma}; \\ \frac{d\omega_{\Gamma}}{dt} &= G_{п} \cdot \xi_1 + G_{пв} \cdot \xi_2 - G_p; \\ G_{п} &= S_{\Gamma} \cdot U_{\Gamma} \cdot \delta_T; \\ S_{\Gamma} &\approx const; \\ U_{\Gamma} &= U_1 \cdot p^{\nu}; \\ G_{пв} &= S_{\Gammaв} \cdot U_{\Gammaв} \cdot \delta_{в}; \\ S_{\Gammaв} &= S_{\Gammaв0} \cdot e^{-m \frac{t}{t_{в}}}; \\ G_p &= A_1 \cdot F_{кр} \cdot \frac{p}{\sqrt{R_{\Gamma} T}}. \end{aligned}$$

Начальные условия:

1. Период автономного горения воспламенителя:

$$\xi_1 = 0; \xi_2 = 1; \xi_3 = 1; \xi_4 = 0;$$

$$t = 0 \text{ с}; p = p_{н}; W = W_{св}; \omega_{\Gamma} = \omega_{вз} = W_{св} \cdot \gamma_{вз}.$$

2. Период совместного горения воспламенителя и основного заряда:

$$\xi_1 = 1; \xi_2 = 1; \xi_3 = 0; \xi_4 = 1;$$

$$t = t_{всп}; p = p_{всп}; W = W_{св}; \omega_{\Gamma} = \int_0^{t_{всп}} G_{пв} \cdot dt - \int_0^{t_{всп}} G_p \cdot dt.$$

Интегрирование дифференциального уравнения ведется в программном комплексе «Mathcad». Результаты зависимости давления в камере от времени для периода автономного горения воспламенителя и периода совместного горения воспламенителя и основного заряда представлены в таблице 1.9 и на 4 листе дипломного проекта.

Таблица 1.9. Результаты расчёта совместного горения воспламенителя и заряда

| $\tau, \text{с}$ | $p_{\text{совм}}, \text{МПа}$ |
|------------------|-------------------------------|
| 0 | 0,1 |
| 0,005 | 10,17 |
| 0,01 | 11,93 |
| 0,015 | 11,75 |
| 0,02 | 11,36 |
| 0,025 | 10,99 |
| 0,03 | 10,99 |

1.5. Расчет отклонений и оценка предельных значений внутрибаллистических характеристик РДТТ

Цель расчёта отклонений характеристик РДТТ состоит в следующем: вычисление предельных отклонений давления в камере сгорания, секундного расхода продуктов сгорания и тяги РДТТ при наличии случайных и неслучайных отклонений параметров камеры сгорания, соплового блока, заряда твёрдого топлива, а также при изменении внешних условий, влияющих на работу РДТТ.

Принимаем:

$$B = 340;$$

$$m = 0,0003;$$

$$\chi = \chi_k \cdot \chi_z = 0,98 \cdot 0,98 = 0.96.$$

Температурный диапазон эксплуатации:

$$T_{min} = 263 \text{ К};$$

$$T_{max} = 303 \text{ К};$$

$$T_N = 293 \text{ К}.$$

Определим комплекс степени расширения газов:

$$\Phi \left[\frac{p_a}{p_K} \right] = A_K \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_K} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} + \frac{F_a \cdot p_a}{\varphi_c \cdot \varphi_1 \cdot F_{KP} \cdot p_K} = 1,585;$$

$$f_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_K} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} = 2,455;$$

$$f_4 = \frac{\left(\frac{p_a}{p_K}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{f_1^2 + \left(\frac{p_a}{p_K}\right)^{\frac{k-1}{k}}} = 0,081;$$

$$a = \frac{P + p_H \cdot F_a}{P} = 1,051;$$

$$b = \frac{p_H \cdot F_a}{P} = 0,0506.$$

Случайные отклонения параметров камеры сгорания, соплового блока и заряда твёрдого топлива о номинальных значений:

$$\delta F_{г.сл} = 0,008;$$

$$\delta \rho_{г.сл} = 0,006;$$

$$\delta u_{сл} = \delta u_{сл1} + \delta u_{сл2} = 0,03 + \frac{\Delta T}{B} = 0,039;$$

$$\delta(RT_K)_{сл} = \delta(RT_K)_{сл1} + \delta(RT_K)_{сл2} = 0,01 + m \cdot \Delta T = 0,0109;$$

$$\delta \chi_{сл} = 0,002;$$

$$\delta \varphi_c = 0,002;$$

$$\delta \varphi_1 = 0,002;$$

$$\delta F_a = 0,03.$$

Номинальный размер диаметра критического сечения лежит в интервале (100 ÷ 120) мм, квалитет допуска 7 ⇒ значение допуска 35 мкм.

Предельное отклонение $\Delta d_{кр} = 35 \cdot 10^{-6} \text{ м}$.

$$\delta F_{кр.сл} = \frac{2 \cdot \Delta d_{кр}}{D_{кр}} = 0,000625;$$

$$\delta T_{нсл} = 3;$$

$$\delta \Phi_{сл} = (-\delta \varphi_1 - \delta \varphi_c - \delta F_{кр.сл} + \delta F_a) \cdot f_4 = 0,002055;$$

$$\bar{\Phi}_{сл} = \delta \Phi_{сл} + 1 \approx 1,002.$$

Предельные случайные отклонения, вызванные случайными отклонениями параметров камеры сгорания, соплового блока и заряда, определяются по формулам:

$$\delta \Phi_{сл}^{\text{пред}} = f_4 \cdot \sqrt{\delta \varphi_1^2 + \delta \varphi_c^2 + \delta F_{кр.сл}^2 + \delta F_a^2} = 0,00243;$$

$$\delta p_{к.сл}^{\text{пред}} = \frac{1}{1-\nu} \cdot \sqrt{\delta \rho_{г.сл}^2 + \delta u_{сл}^2 + \delta F_{г.сл}^2 + \left(\frac{\delta \chi_{сл}}{2}\right)^2 + \left(\frac{\delta(RT_K)_{сл}}{2}\right)^2 + \delta \varphi_c^2 + \delta F_{кр.сл}^2} = 0,071;$$

$$\delta \dot{m}_{\text{сл}}^{\text{пред}} = \frac{1}{1 - \nu} \cdot \sqrt{\delta \rho_{\text{т.сл}}^2 + \delta u_{\text{сл}}^2 + \delta F_{\text{г.сл}}^2 + \left(\frac{\delta \chi_{\text{сл}} \cdot \nu}{2}\right)^2 + \left(\frac{\delta (RT_K)_{\text{сл}} \cdot \nu}{2}\right)^2 + \delta \varphi_{\text{с}}^2 + (\delta F_{\text{кр.сл}} \cdot \nu)^2} = 0,07085;$$

$$\delta P_{\text{сл}}^{\text{пред}} = \sqrt{a^2 \cdot (\delta \varphi_1^2 + \delta \varphi_{\text{с}}^2 + \delta F_{\text{кр.сл}}^2 + \delta p_{\text{к.сл}}^{\text{пред}^2} + \delta \Phi_{\text{сл}}^{\text{пред}^2}) + b^2 \cdot \delta F_a^2} = 0,0034.$$

Отклонения, вызванные неслучайными отклонениями параметров камеры сгорания, соплового блока и заряда, определяются следующим образом.

1. Отклонения из-за разных начальных температур заряда.

$$\bar{u}_{1 \min} = \frac{B}{B - (T_{\min} - T_N)} = 0,919;$$

$$\bar{u}_{1 \max} = \frac{B}{B - (T_{\max} - T_N)} = 1,03;$$

$$\delta u_{1 \min} = \bar{u}_{1 \min} - 1 = -0,081;$$

$$\delta u_{1 \max} = \bar{u}_{1 \max} - 1 = 0,03;$$

$$\delta p_{ku}^{\min} = [\bar{u}_{1 \min}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = -0,138;$$

$$\delta p_{ku}^{\max} = [\bar{u}_{1 \max}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = 0,053;$$

$$\delta \dot{m}_u^{\min} = [\bar{u}_{1 \min}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = -0,138;$$

$$\delta \dot{m}_u^{\max} = [\bar{u}_{1 \max}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = 0,053;$$

$$\delta P_u^{\min} = \left([\bar{u}_{1 \min}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1\right) \cdot (1 + b) = -0,145;$$

$$\delta P_u^{\max} = \left([\bar{u}_{1 \max}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1\right) \cdot (1 + b) = 0,056.$$

2. Отклонения из-за различий в партиях.

$$\delta u_{1\text{нсл}} = 0,04;$$

$$\bar{u}_{1\text{нсл}} = \delta u_{1\text{нсл}} + 1 = 1,04;$$

$$\delta p_{\text{кТн}} = [\bar{u}_{1\text{нсл}}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = 0,071;$$

$$\delta \dot{m}_{\text{Тн}} = [\bar{u}_{1\text{нсл}}]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1 = 0,071;$$

$$\delta P_{\text{Тн}} = (1 + b) \cdot [\bar{u}_{1\text{нсл}}]^{\frac{1}{1-\nu}} - a = 0,075.$$

3. Отклонения из-за изменения площади критического сечения сопла за счёт теплового расширения вкладыша.

$$T_{\text{вкл}}^{\max} = \frac{2}{k + 1} \cdot T_{\text{к}} = 3044,83 \text{ К};$$

$$a = \frac{1}{\tau} \cdot \ln \left[20 \cdot \left(1 - \frac{T_N}{T_{\text{вкл}}^{\max}} \right) \right] = 0,965.$$

Определяется изменение температуры вкладыша в интервале времени 0..2 с и приводится коэффициент линейного расширения для соответствующих температур вкладыша из пирогرافита (табл. 1.10).

$$T_{\text{вк}} = T_{\text{вкл}}^{\text{max}} - e^{-\alpha \tau} \cdot (T_{\text{вкл}}^{\text{max}} - T_N).$$

Таблица 1.10

| $\tau, \text{с}$ | $T_{\text{вк}}, \text{К}$ | $\alpha \cdot 10^6, 1/\text{К}$ |
|------------------|---------------------------|---------------------------------|
| 0 | 293 | 6,5 |
| 1 | 1996,43 | 7,8 |
| 2 | 2645,4 | 9 |

$$\bar{F}_{\text{кртк}} = (1 + \alpha \cdot (T_{\text{вк}} - T_N))^2;$$

$$\delta F_{\text{кртк}} = (1 + \alpha \cdot (T_{\text{вк}} - T_N))^2 - 1;$$

$$\delta p_{\text{ктк}} = \left[\frac{1}{\bar{F}_{\text{кртк}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1;$$

$$\delta \dot{m}_{\text{тк}} = \left[\frac{1}{\bar{F}_{\text{кртк}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} - 1;$$

$$\delta P_{\text{тк}} = (1 + b) \cdot \left[\frac{1}{\bar{F}_{\text{кртк}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} \cdot \bar{\Phi}_{\text{сл}} - b - 1.$$

Расчёт проводится в программном комплексе MathCAD, результаты представлены в таблице 1.11.

Таблица 1.11

| $\tau, \text{с}$ | $\delta F_{\text{кртк}}$ | $\delta p_{\text{ктк}}$ | $\delta \dot{m}_{\text{тк}}$ | $\delta P_{\text{тк}}$ |
|------------------|--------------------------|-------------------------|------------------------------|------------------------|
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0,002101 |
| 1 | 0,027 | -0,045 | -0,045 | -0,046 |
| 2 | 0,043 | -0,071 | -0,071 | -0,073 |

Отклонения, вызванные разгаром сопла, равны нулю.

Предельные отклонения основных параметров двигателя определяются по формулам:

$$\delta p_{\text{к}\Sigma}^{\text{max}} = \delta p_{\text{ксл}}^{\text{max}} + \delta p_{\text{ку}}^{\text{max}} + \delta p_{\text{ктн}}^{\text{max}} + \delta p_{\text{ктк}};$$

$$\delta p_{\text{к}\Sigma}^{\text{min}} = \delta p_{\text{ксл}}^{\text{min}} + \delta p_{\text{ку}}^{\text{min}} + \delta p_{\text{ктн}}^{\text{min}} + \delta p_{\text{ктк}};$$

$$\delta \dot{m}_{\Sigma}^{\text{max}} = \delta \dot{m}_{\text{ксл}}^{\text{max}} + \delta \dot{m}_{\text{ку}}^{\text{max}} + \delta \dot{m}_{\text{ктн}}^{\text{max}} + \delta \dot{m}_{\text{ктк}};$$

$$\delta \dot{m}_{\Sigma}^{min} = \delta \dot{m}_{\kappa\lambda}^{min} + \delta \dot{m}_{\kappa u}^{min} + \delta \dot{m}_{\kappa T_H}^{min} + \delta \dot{m}_{\kappa t\kappa}^{min};$$

$$\delta P_{\Sigma}^{max} = \delta P_{\kappa\lambda}^{max} + \delta P_u^{max} + \delta P_{T_H}^{max} + \delta P_{t\kappa};$$

$$\delta P_{\Sigma}^{min} = \delta P_{\kappa\lambda}^{min} + \delta P_u^{min} + \delta P_{T_H}^{min} + \delta P_{t\kappa}.$$

Расчёт проводится в программном комплексе MathCAD, результаты представлены в таблице 1.12.

Таблица 1.12

| τ, c | $\delta p_{\kappa\Sigma}^{max}$ | $\delta p_{\kappa\Sigma}^{min}$ | $\delta \dot{m}_{\Sigma}^{max}$ | $\delta \dot{m}_{\Sigma}^{min}$ | δP_{Σ}^{max} | δP_{Σ}^{min} |
|-----------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------|---------------------------|
| 0 | 0,195 | -0,28 | 0,195 | -0,28 | 0,137 | -0,221 |
| 1 | 0,15 | -0,325 | 0,15 | -0,325 | 0,089 | -0,296 |
| 2 | 0,124 | -0,351 | 0,124 | -0,351 | 0,062 | -0,296 |

По результатам табл. 1.12 определяются максимальные диапазоны давления в камере сгорания, расхода и тяги.

$$p_{Kmax} = p_{KN} \cdot (1 + \delta p_{\kappa\Sigma}^{max}) = 11,95 \text{ МПа};$$

$$p_{Kmin} = p_{KN} \cdot (1 + \delta p_{\kappa\Sigma}^{min}) = 6,49 \text{ МПа};$$

$$\dot{m}_{max} = \dot{m}_N \cdot (1 + \delta \dot{m}_{\Sigma}^{max}) = 76 \text{ кг/с};$$

$$\dot{m}_{min} = \dot{m}_N \cdot (1 + \delta \dot{m}_{\Sigma}^{min}) = 41,28 \text{ кг/с};$$

$$P_{max} = P_N \cdot (1 + \delta P_{\Sigma}^{max}) = 181,92 \text{ кН};$$

$$P_{min} = P_N \cdot (1 + \delta P_{\Sigma}^{min}) = 112,64 \text{ кН}.$$

Из анализа полученных значений для диапазонов величин давления, расхода и тяги можно сделать вывод о необходимости ограничения воздействия температурного фактора в процессе работы двигателя. Одним из способов уменьшения влияния начальной температуры заряда является термостатирование двигателя перед пуском в диапазоне $\pm 5^{\circ}\text{C}$.

1.6. Расчет и проектирование корпуса РДТТ

Особенностью конструкций РДТТ, существенно отличающих их от ЖРД, является тот факт, что камера двигателя одновременно выполняет функцию хранения топливного заряда и функцию объема, в котором происходит горение топлива и из которого истекают продукты горения. В связи с этим велико влияние корпуса РДТТ на внешнебаллистические характеристики ракеты.

Основные требования, предъявляемые к проектируемым корпусам двигателей на твердом топливе:

- Форма корпуса РДТТ должна соответствовать принятой форме топливного заряда. Сказанное обусловлено тем фактором, что основные требования, предъявляемые к РДТТ техническим заданием (например, по зависимости тяги от времени) обеспечиваются топливным зарядом.
- Корпус РДТТ должен обеспечивать выполнение требования оптимальности для ракеты в целом. Часто это требование может сводиться к минимизации массы корпуса двигателя. Решение этой задачи тесно связано с выбором не только формы корпусных деталей, но и выбором материалов, соединений отдельных узлов и деталей друг с другом, способов крепления заряда и т.п.
- Конструкция корпуса РДТТ должна быть технологичной.

1.6.1.Расчёт параметров теплового потока в камере сгорания

Учитывая необходимость в обеспечении высоких показателей качества двигателя в целом, выбор материала ТЗП должен быть оптимальным, т.е. должна быть оптимальна совокупность ряда характеристик этого материала (высокая теплоемкость, стойкость к термической деструкции, масса). Все применяемые для ТЗП материалы можно разделить на две группы – пассивные и активные.

Активные (абляционные) – материалы, поглощающие подводимую к ним теплоту, которая затрачивается на необходимые теплофизические, физико-химические и механические преобразования в их структуре. В процессе работы двигателя под воздействием тепловых потоков происходит разрушение таких покрытий, унос их массы и, соответственно, изменение формы. Такие материалы представляют, в основном, композиционные материалы с полимерной матрицей, керамическим и полимерным наполнителем.

В качестве материалов для ТЗП оправдано применение абляционного материала, относящегося к эластичной группе абляторов, например, композиционного материала с

основой связующего из термопластичного полимера и дисперсно-волокнутого наполнителя из керамики. Свойства данного материала представлены в таблице 1.13.

Таблица 1.13. Свойства ТЗП [1.1].

| Параметр | Значение |
|---|-----------------------|
| 1. Плотность материала покрытия $\rho_{\text{п}}$, кг/м ³ | 1300 |
| 2. Теплоёмкость $C_{\text{рп}}$, Дж/кг · К | 2600 |
| 3. Коэффициент теплопроводности $\lambda_{\text{п}}$, Вт/м · К | 0,9 |
| 4. Температурный коэффициент линейного расширения материала ТЗП $\alpha_{\text{п}}$, 1/К | $2 \cdot 10^{-4}$ |
| 5. Температура поверхности газового тракта T_{w} , К | 2500 |
| 6. Полная энтальпия материала покрытия $I_{\text{п}}$, Дж/кг | $-4 \cdot 10^6$ |
| 7. Массовое содержание связующего φ | 0,6 |
| 8. Удельная теплота абляции материала $Q_{\text{п}}$, Дж/кг | $3 \cdot 10^6$ |
| 9. Коэффициент температуропроводности $a_{\text{п}}$, м ² /с | $0,166 \cdot 10^{-6}$ |

Расчёт тепловых потоков проводится для значений параметров продуктов сгорания в камере двигателя, представленных в таблице 1.14.

Таблица 1.14. Параметры продуктов сгорания в камере двигателя.

| Параметр | Значение |
|---|-----------------------|
| 1. Давление в камере сгорания p_K , МПа | 10 |
| 2. Температура T_K , К | 3327,16 |
| 3. Газовая постоянная R_K , Дж/кг · К | 299,972 |
| 4. Показатель адиабаты k | 1,185 |
| 5. Относительное массовое содержание к-фазы z_K | 0,311 |
| 6. Полная энтальпия продуктов сгорания в камере двигателя I_K , кДж/кг · К; | -1839,7 |
| 7. Коэффициент динамической вязкости η , Па · с | $0,922 \cdot 10^{-4}$ |
| 8. Коэффициент теплопроводности λ , Вт/м · К | 0,425173 |
| 9. Теплоёмкость продуктов сгорания c_p , кДж/кг · К | 3,184 |

Теплозащитные покрытия должны обеспечивать:

- надежную защиту стенки КС от воздействия тепловых потоков;
- достаточную работоспособность при эрозионном воздействии газового потока;
- стабильность свойств при длительном хранении;
- сохранение собственных несущих свойств (отсутствие разрушения);
- в условиях упругой деформации и при вибрации;
- надежную адгезию к корпусу и защитно-крепящему слою.

1.6.1.1. Зона переднего днища

Зона переднего днища характеризуется следующими параметрами (расчёт проводится в программном комплексе MathCAD):

- эквивалентный размер области:

$$d_{\text{э}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{н}}}{4} = 0,251 \text{ м};$$

- характерная скорость течения газа $W = 20 \text{ м/с}$;
- время взаимодействия ПС со стенкой $t = \tau_{\text{р}} = 2,25 \text{ с}$.

Расчёт конвективного теплового потока

Число Маха в данной зоне:

$$M = \frac{W}{\sqrt{k \cdot R_K \cdot T_K}} = 0,018.$$

Определяется статическая температура продуктов сгорания в районе переднего днища:

$$T'_K = \frac{T_K}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2} = 3327 \text{ К}.$$

Определяется число Прандтля:

$$Pr = \frac{\eta \cdot c_P}{\lambda} = 0,69.$$

Коэффициент восстановления температуры:

$$r = \sqrt[3]{Pr} = 0,884.$$

Температура и полная энтальпия продуктов сгорания на адиабатической стенке:

$$T_r = T'_K \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right] = 3327 \text{ К};$$

$$H_r = c_{Pr} \cdot T_r = 10,59 \text{ кДж/кг}.$$

Энтальпия и плотность продуктов сгорания при температуре стенки:

$$H_w = c_{pw} \cdot T_w = 7,96 \text{ кДж/кг};$$

$$\rho_w = \frac{p_K}{R_K \cdot T_w} = 13,335 \text{ кг/м}^3.$$

Значение чисел Рейнольдса и Прандтля у стенки:

$$Re_w = \frac{\rho_w \cdot W \cdot d_{\text{э}}}{\eta_w} = 788600;$$

$$Pr_w = \frac{\eta_w \cdot c_{pw}}{\lambda_w} = 0,846.$$

При расчете указанных чисел принимается, что теплофизические параметры ПС у стенки и в ядре потока равны: $\eta_w = 0,000085 \text{ Па} \cdot \text{с}$, $\lambda_w = 0,32 \text{ Вт/м}$.

Значение числа Стантона на идеальной стенке:

$$St^* = 0,0296 \cdot Re_w^{-0,2} \cdot Pr_w^{-0,6} \left(\frac{H_w}{H_r} \right)^{0,39} \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right]^{0,11} = 1,937 \cdot 10^{-3}.$$

Значение числа Стантона для реальных условий определяется по следующей формуле через поправочные коэффициенты:

$$St = St^* \cdot k_b \cdot k_{\text{ш}} \cdot k_p,$$

где k_b – коэффициент, учитывающий вдув газа в результате разложения газа;

$k_{\text{ш}}$ – коэффициент, учитывающий шероховатость стенки;

k_p – коэффициент, учитывающий влияние конденсированных частиц в ПС.

$$k_b = 0,9;$$

$$k_{\text{ш}} = 1 + 0,151 \cdot k_S^{0,29} = 1,1;$$

$$k_p = 1 + 0,0246 \cdot Re_w^{-0,3} \cdot \left(\frac{z_K}{1 - z_K} \right)^{2,45} = 1$$

$$St = St^* \cdot k_b \cdot k_{\text{ш}} \cdot k_p = 1,918 \cdot 10^{-3}.$$

Значение плотности конвективного теплового потока к стенке камеры сгорания:

$$\alpha = \rho_w \cdot W \cdot St \cdot c_p = 1629 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}};$$

$$q_K = \alpha \cdot (T_K - T_w) = 1,347 \cdot 10^6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}.$$

Расчёт параметров радиационного теплообмена

Степень черноты стенки $\varepsilon_w = 0,8$.

Из результатов термодинамического расчета определяются парциальные давления молекул воды и углекислого газа:

$$p_{H_2O} = 0,822158 \text{ МПа};$$

$$p_{CO_2} = 0,0730914 \text{ МПа}.$$

Далее, принимая характерный диаметр излучающего объема D_3 равным d_3 , определяется средняя длина пути луча $l = 0,9 \cdot d_3 = 0,226 \text{ м}$.

Интегральные излучательные способности трехатомных молекул и газообразных продуктов сгорания в целом:

$$\varepsilon_{CO_2} = 1,5306 \cdot (p_{CO_2} \cdot l)^{0,33} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100}\right)^{-0,5} = 0,069;$$

$$\varepsilon_{H_2O} = 4,4425 \cdot p_{H_2O}^{0,8} l^{0,6} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100}\right)^{-1} = 0,047;$$

$$\varepsilon_r = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \cdot \varepsilon_{CO_2} = 0,112.$$

Будем считать, что плотность к-фазы составляет $\rho_{кф} = 2200 \text{ кг/м}^3$. Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС определяется по выражению:

$$d_{43} = 10,68 \cdot d_{кф}^{0,293} [1 - e^{-0,1128 \cdot z_k \cdot t_k \cdot p_k / 10^6}] = 4,259 \text{ мкм}.$$

Тогда эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и величина $\varepsilon_{ПС}$ равны:

$$d = 0,042 \cdot \frac{1}{\rho_{кф}} \cdot \sqrt[3]{\frac{T_K}{d_{43}^2}} \cdot z_k = 0,338;$$

$$\varepsilon_{ПС} = 1 - (1 - \varepsilon_r) \cdot e^{-d \cdot l} = 0,177.$$

Определяется плотность радиационного теплового потока:

$$q_p = \varepsilon_w \cdot \varepsilon_{ПС} \cdot \sigma_0 \cdot (T_K^4 - T_w^4) = 6,717 \cdot 10^5 \text{ Вт/м}^2.$$

Предположим, что начальная температура материала ТЗП $T_{п0} = 293 \text{ К}$.

Тогда скорость уноса массы материала:

$$U_{п} = \frac{q_K + q_p}{\rho_{п} \cdot (Q_{п} + \varphi \cdot (I_K - I_{п}) + C_{p,п} \cdot (T_w - T_{п0}))} = 1,548 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}.$$

Принимается, что максимально допустимая температура силовой оболочки под материалом ТЗП равна $T_m = 500 \text{ К}$. Тогда с учетом определенных выше значений необходимая толщина слоя абляционного ТЗП рассчитывается по формуле:

$$\delta_{п} = \frac{a_{п}}{U_{п}} \cdot \ln \left(\frac{T_w - T_{п0}}{T_m - T_{п0}} \right) + U_{п} \cdot \tau_p = 2,642 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

Принимается толщина ТЗП $\delta_{п} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м} = 3 \text{ мм}$.

1.6.1.2. Зона цилиндрической части

Зона цилиндрической части характеризуется следующими параметрами:

- эквивалентный размер области:
$$d_{\text{э}} = 1,037 \text{ м};$$
- характерная скорость течения газа $W = 200 \text{ м/с}$;
- время взаимодействия ПС со стенкой $t = 0 \text{ с}$.

Расчёт конвективного теплового потока

Число Маха в данной зоне:

$$M = \frac{W}{\sqrt{k \cdot R_K \cdot T_K}} = 0,184.$$

Определяется статическая температура продуктов сгорания в районе переднего днища:

$$T'_K = \frac{T_K}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2} = 3317 \text{ К}.$$

Определяется число Прандтля:

$$Pr = \frac{\eta \cdot c_P}{\lambda} = 0,69.$$

Коэффициент восстановления температуры:

$$r = \sqrt[3]{Pr} = 0,884.$$

Температура и полная энтальпия продуктов сгорания на адиабатической стенке:

$$T_r = T'_K \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right] = 3326 \text{ К};$$

$$H_r = c_{Pr} \cdot T_r = 10,59 \text{ кДж/кг}$$

Энтальпия и плотность продуктов сгорания при температуре стенки:

$$H_w = c_{Pw} \cdot T_w = 7,96 \text{ кДж/кг};$$

$$\rho_w = \frac{p_K}{R_K \cdot T_w} = 13,335 \text{ кг/м}^3.$$

Значение чисел Рейнольдса и Прандтля у стенки:

$$Re_w = \frac{\rho_w \cdot W \cdot d_{\text{э}}}{\eta_w} = 3,253 \cdot 10^7;$$

$$Pr_w = \frac{\eta_w \cdot c_{Pw}}{\lambda_w} = 0,846.$$

При расчете указанных чисел принимается, что теплофизические параметры ПС у стенки и в ядре потока равны: $\eta_w = 0,000085 \text{ Па} \cdot \text{с}$, $\lambda_w = 0,32 \text{ Вт/м}$.

Значение числа Стантона на идеальной стенке:

$$St^* = 0,0296 \cdot Re_w^{-0.2} \cdot Pr_w^{-0.6} \left(\frac{H_w}{H_r} \right)^{0.39} \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right]^{0.11} = 9,211 \cdot 10^{-4}.$$

Значение числа Стантона для реальных условий определяется по следующей формуле через поправочные коэффициенты:

$$St = St^* \cdot k_b \cdot k_{ш} \cdot k_p,$$

где k_b – коэффициент, учитывающий вдув газа в результате разложения газа;

$k_{ш}$ – коэффициент, учитывающий шероховатость стенки;

k_p – коэффициент, учитывающий влияние конденсированных частиц в ПС.

$$k_b = 0,9;$$

$$k_{ш} = 1 + 0,151 \cdot k_s^{0.29} = 1,1;$$

$$k_p = 1 + 0,0246 \cdot Re_w^{-0.3} \cdot \left(\frac{z_k}{1 - z_k} \right)^{2.45} = 1$$

$$St = St^* \cdot k_b \cdot k_{ш} \cdot k_p = 9,119 \cdot 10^{-4}.$$

Значение плотности конвективного теплового потока к стенке камеры сгорания:

$$\alpha = \rho_w \cdot W \cdot St \cdot C_p = 7743 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}};$$

$$q_K = \alpha \cdot (T_K - T_w) = 6,405 \cdot 10^6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}.$$

Расчёт параметров радиационного теплообмена

Степень черноты стенки $\varepsilon_w = 0,8$.

Из результатов термодинамического расчета определяются парциальные давления молекул воды и углекислого газа:

$$p_{H_2O} = 0,822158 \text{ МПа};$$

$$p_{CO_2} = 0,0730914 \text{ МПа}.$$

Далее, принимая характерный диаметр излучающего объема D_3 равным d_3 , определяется средняя длина пути луча $l = 0,9 \cdot d_3 = 0,933 \text{ м}$.

Интегральные излучательные способности трехатомных молекул и газообразных продуктов сгорания в целом:

$$\varepsilon_{CO_2} = 1,5306 \cdot (p_{CO_2} \cdot l)^{0.33} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100} \right)^{-0.5} = 0,109;$$

$$\varepsilon_{H_2O} = 4,4425 \cdot p_{H_2O}^{0.8} l^{0.6} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100} \right)^{-1} = 0,11;$$

$$\varepsilon_r = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \cdot \varepsilon_{CO_2} = 0,207.$$

Будем считать, что плотность к-фазы составляет $\rho_{\text{кф}} = 2200 \text{ кг/м}^3$. Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС определяется по выражению:

$$d_{43} = 10,68 \cdot d_{\text{кр}}^{0,293} [1 - e^{-0,1128 \cdot z_{\text{к}} \cdot t_{\text{к}} \cdot p_{\text{к}} / 10^6}] = 4,259 \text{ мкм.}$$

Тогда эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и величина $\varepsilon_{\text{ПС}}$ равны:

$$d = 0,042 \cdot \frac{1}{\rho_{\text{кф}}} \cdot \sqrt[3]{\frac{T_{\text{К}}}{d_{43}^2}} \cdot z_{\text{к}} = 0,338;$$

$$\varepsilon_{\text{ПС}} = 1 - (1 - \varepsilon_{\text{г}}) \cdot e^{-d \cdot l} = 0,421.$$

Определяется плотность радиационного теплового потока:

$$q_p = \varepsilon_w \cdot \varepsilon_{\text{ПС}} \cdot \sigma_0 \cdot (T_{\text{К}}^4 - T_{\text{в}}^4) = 1,595 \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2.$$

Предположим, что начальная температура материала ТЗП $T_{\text{п0}} = 293 \text{ К}$.

Тогда скорость уноса массы материала:

$$U_{\text{п}} = \frac{q_{\text{К}} + q_p}{\rho_{\text{п}} \cdot (Q_{\text{п}} + \varphi \cdot (I_{\text{К}} - I_{\text{п}}) + C_{p,\text{п}} \cdot (T_{\text{в}} - T_{\text{п0}}))} = 6,132 \cdot 10^{-4} \text{ м/с.}$$

Принимается, что максимально допустимая температура силовой оболочки под материалом ТЗП равна $T_{\text{м}} = 500 \text{ К}$. Тогда с учетом определенных выше значений необходимая толщина слоя абляционного ТЗП рассчитывается по формуле:

$$\delta_{\text{п}} = \frac{a_{\text{п}}}{U_{\text{п}}} \cdot \ln \left(\frac{T_{\text{в}} - T_{\text{п0}}}{T_{\text{м}} - T_{\text{п0}}} \right) + U_{\text{п}} \cdot \tau_p = 5,789 \cdot 10^{-4} \text{ м.}$$

Принимается толщина ТЗП $\delta_{\text{п}} = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м} = 1 \text{ мм}$.

1.6.1.3. Зона у заднего днища

Зона у заднего днища характеризуется следующими параметрами:

- эквивалентный размер области:
$$d_{\text{э}} = 0,251 \text{ м};$$
- характерная скорость течения газа $W = 400 \text{ м/с};$
- время взаимодействия ПС со стенкой $t = 2,25 \text{ с}$.

Расчёт конвективного теплового потока

Число Маха в данной зоне:

$$M = \frac{W}{\sqrt{k \cdot R_{\text{К}} \cdot T_{\text{К}}}} = 0,368.$$

Определяется статическая температура продуктов сгорания в районе переднего днища:

$$T'_K = \frac{T_K}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2} = 3286 \text{ К.}$$

Определяется число Прандтля:

$$Pr = \frac{\eta \cdot c_p}{\lambda} = 0,69.$$

Коэффициент восстановления температуры:

$$r = \sqrt[3]{Pr} = 0,884.$$

Температура и полная энтальпия продуктов сгорания на адиабатической стенке:

$$T_r = T'_K \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right] = 3322 \text{ К;}$$

$$H_r = c_{pr} \cdot T_r = 10,58 \text{ кДж/кг}$$

Энтальпия и плотность продуктов сгорания при температуре стенки:

$$H_w = c_{pw} \cdot T_w = 7,96 \text{ кДж/кг};$$

$$\rho_w = \frac{p_K}{R_K \cdot T_w} = 13,335 \text{ кг/м}^3.$$

Значение чисел Рейнольдса и Прандтля у стенки:

$$Re_w = \frac{\rho_w \cdot W \cdot d_{\text{э}}}{\eta_w} = 1,577 \cdot 10^7;$$

$$Pr_w = \frac{\eta_w \cdot c_{pw}}{\lambda_w} = 0,846.$$

При расчете указанных чисел принимается, что теплофизические параметры ПС у стенки и в ядре потока равны: $\eta_w = 0,000085 \text{ Па} \cdot \text{с}$, $\lambda_w = 0,32 \text{ Вт/м}$.

Значение числа Стантона на идеальной стенке:

$$St^* = 0,0296 \cdot Re_w^{-0,2} \cdot Pr_w^{-0,6} \left(\frac{H_w}{H_r} \right)^{0,39} \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot r \cdot M^2 \right]^{0,11} = 1,066 \cdot 10^{-3}.$$

Значение числа Стантона для реальных условий определяется по следующей формуле через поправочные коэффициенты:

$$St = St^* \cdot k_B \cdot k_{\text{ш}} \cdot k_p,$$

где k_B – коэффициент, учитывающий вдув газа в результате разложения газа;

$k_{\text{ш}}$ – коэффициент, учитывающий шероховатость стенки;

k_p – коэффициент, учитывающий влияние конденсированных частиц в ПС.

$$k_B = 0,9;$$

$$k_{\text{ш}} = 1 + 0,151 \cdot k_s^{0,29} = 1,1;$$

$$k_p = 1 + 0,0246 \cdot Re_w^{-0,3} \cdot \left(\frac{z_k}{1 - z_k} \right)^{2,45} = 1$$

$$St = St^* \cdot k_b \cdot k_{ш} \cdot k_p = 1,055 \cdot 10^{-3}.$$

Значение плотности конвективного теплового потока к стенке камеры сгорания:

$$\alpha = \rho_w \cdot W \cdot St \cdot C_p = 1792 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}};$$

$$q_K = \alpha \cdot (T_K - T_w) = 1,482 \cdot 10^7 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}.$$

Расчёт параметров радиационного теплообмена

Степень черноты стенки $\varepsilon_w = 0,8$.

Из результатов термодинамического расчета определяются парциальные давления молекул воды и углекислого газа:

$$p_{H_2O} = 0,822158 \text{ МПа};$$

$$p_{CO_2} = 0,0730914 \text{ МПа}.$$

Далее, принимая характерный диаметр излучающего объема D_3 равным d_3 , определяется средняя длина пути луча $l = 0,9 \cdot d_3 = 0,226 \text{ м}$.

Интегральные излучательные способности трехатомных молекул и газообразных продуктов сгорания в целом:

$$\varepsilon_{CO_2} = 1,5306 \cdot (p_{CO_2} \cdot l)^{0,33} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100} \right)^{-0,5} = 0,069;$$

$$\varepsilon_{H_2O} = 4,4425 \cdot p_{H_2O}^{0,8} l^{0,6} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100} \right)^{-1} = 0,047;$$

$$\varepsilon_r = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \cdot \varepsilon_{CO_2} = 0,112.$$

Будем считать, что плотность к-фазы составляет $\rho_{кф} = 2200 \text{ кг/м}^3$. Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС определяется по выражению:

$$d_{43} = 10,68 \cdot d_{кр}^{0,293} [1 - e^{-0,1128 \cdot z_k \cdot t_k \cdot p_k / 10^6}] = 4,259 \text{ мкм}.$$

Тогда эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и величина $\varepsilon_{ПС}$ равны:

$$d = 0,042 \cdot \frac{1}{\rho_{кф}} \cdot \sqrt[3]{\frac{T_K}{d_{43}^2}} \cdot z_k = 0,338;$$

$$\varepsilon_{ПС} = 1 - (1 - \varepsilon_r) \cdot e^{-d \cdot l} = 0,177.$$

Определяется плотность радиационного теплового потока:

$$q_p = \varepsilon_w \cdot \varepsilon_{ПС} \cdot \sigma_0 \cdot (T_K^4 - T_w^4) = 6,717 \cdot 10^5 \text{ Вт/м}^2.$$

Предположим, что начальная температура материала ТЗП $T_{п0} = 293 \text{ К}$.

Тогда скорость уноса массы материала:

$$U_{\Pi} = \frac{q_K + q_p}{\rho_{\Pi} \cdot (Q_{\Pi} + \varphi \cdot (I_K - I_{\Pi}) + C_{p,\Pi} \cdot (T_w - T_{\Pi 0}))} = 1,188 \cdot 10^{-3} \text{ м/с.}$$

Принимается, что максимально допустимая температура силовой оболочки под материалом ТЗП равна $T_M = 500 \text{ К}$. Тогда с учетом определенных выше значений необходимая толщина слоя абляционного ТЗП рассчитывается по формуле:

$$\delta_{\Pi} = \frac{a_{\Pi}}{U_{\Pi}} \cdot \ln\left(\frac{T_w - T_{\Pi 0}}{T_M - T_{\Pi 0}}\right) + U_{\Pi} \cdot \tau_p = 2,972 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Принимается толщина ТЗП $\delta_{\Pi} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м} = 3 \text{ мм}$.

1.6.2. Расчет толщины силовой оболочки корпуса РДТТ

В качестве материала силовой оболочки корпуса стартового РДТТ выбираем Сталь 32Х2НВМБР. Характеристики материала и исходные данные для расчёта представлены в таблице 1.15.

Таблица 1.15. Характеристики Стали 32Х2НВМБР и исходные данные для расчёта силовой оболочки корпуса стартового РДТТ

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| 1. Плотность Стали 32Х2НВМБР $\rho_{\text{КВК}}$, кг/м ³ | 1756 |
| 2. Временное сопротивление σ_B , МПа | 1750 |
| 3. Наружный диаметр заряда с ТЗП $d_{\text{нар}}$, м | 0,322 |
| 4. Максимальное давление в камере сгорания p_K^{max} , МПа | 11,9 |
| 5. Коэффициент запаса n_T | 1,5 |

Допустимое напряжение:

$$\sigma_{\text{доп}} = \frac{\sigma_B}{n_T} = 1167 \text{ МПа.}$$

Толщина стенки корпуса:

$$\delta_K = \frac{d_{\text{нар}} \cdot p_K^{\text{max}}}{2 \cdot \sigma_{\text{доп}}} = 1,656 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Примем толщину корпуса $\delta_K = 0,002 \text{ м}$.

Найдем толщину стенки для эллиптического днища.

Малая полуось эллипса:

$$b = \frac{2}{3} \cdot \frac{d_{\text{нар}}}{2} = \frac{d_{\text{нар}}}{3} = 0,107 \text{ м.}$$

Тогда

$$\delta_{\text{к,дн}} = n_{\text{т}} \cdot \frac{1 + 2 \left(\frac{2 \cdot b}{d_{\text{нар}}} \right)^2}{6 \cdot \left(\frac{2 \cdot b}{d_{\text{нар}}} \right)^2} \cdot \frac{p_{\text{к}}^{\text{max}} \cdot d_{\text{нар}}}{2 \cdot \sigma_{\text{доп}}} = 1,177 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Примем толщину днища корпуса $\delta_{\text{к,дн}} = 0,002 \text{ м.}$

1.7. Расчет и проектирование соплового блока

1.7.1. Выбор типа и профилирование сопла

Профилирование транзвукowej части сопла

Неверный профиль критического сечения сопла, как и неверный профиль дозвукового участка, также может привести к возникновению в сверхзвуковом участке системы скачков уплотнения, которые снижают энергетические характеристики соплового блока в целом.

Для того чтобы эрозионный унос не привел к мгновенному увеличению площади критического сечения, введем цилиндрический участок.

Профилирование расширяющейся (сверхзвуковой) части сопла

При профилировании сверхзвуковой части сопла следует учитывать основные требования к сопловым блокам:

- В сверхзвуковой части сопла должны, по-возможности, отсутствовать скачки уплотнения, наличие которых увеличивает коэффициент газодинамических потерь.
- На выходе сверхзвукового сопла поток продуктов сгорания должен быть равномерным.
- Давление в выходном сечении сопла должно приближаться к наружному давлению среды, в которой происходит работа двигательной установки.
- В случае наличия в продуктах сгорания конденсированной фазы рекомендуется исключить (снизить) ее попадание на стенку сопла вблизи выходного с целью избегания эрозионного разрушения последнего.

Для профилирования сверхзвуковой части сопла (в предположении гомогенного потока продуктов сгорания) можно использовать метод Рао (огибающих).

$$\frac{R_a}{R_{\text{кр}}} = \frac{0,161}{0,05625} = 2,86$$

$$L_c = R_{\text{кр}} \cdot L_{\text{отн}} = 0,05625 \cdot 5 = 0,28 \text{ м}$$

$$\beta_{\text{вх}} = 35^\circ$$

$$\beta_{\text{вых}} = 10^\circ$$

Минимальную длину расширяющейся части сопла обеспечивает сверхзвуковой контур с «угловой точкой», в котором сопряжение дозвукового и сверхзвукового участков сопла выполнено с изломом. Такой профиль обеспечивает и минимальный расход тугоплавких дорогостоящих материалов типа вольфрам и его соединений, используемых в критическом сечении сопла. Однако наличие «угловой точки» приводит к возникновению скачка уплотнения и к уносу материала проточного тракта в начальной части расширяющегося участка сопла.

1.7.2. Расчёт параметров теплового потока по соплу

Цель расчёта заключается в определении распределения коэффициентов конвективного теплообмена и энтальпии восстановления потока на адиабатической стенке в проектируемом сопле. Эти данные являются граничными условиями для решения краевой задачи теплопроводности, по результатам которых принимают решение о создании тепловой защиты.

Сопловой блок разбивается на 22 части, имеем при этом 23 сечения. Для каждого сечения определяем его радиус Y и координату X , отсчет которой ведется от критического сечения. По известному радиусу произвольного сечения определяем его площадь.

Безразмерные координаты осесимметричного контура (рис. 1.7) приведены в таблице 1.16. Начало координат расположено в минимальном сечении сопла.

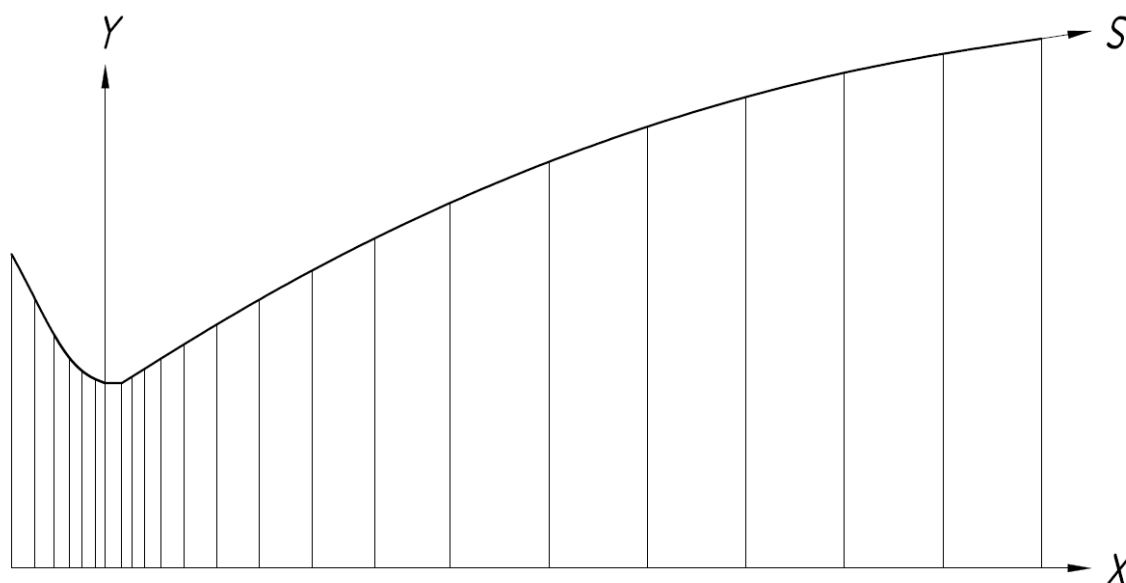


Рис. 1.7. Разбиение сопла на сечения для тепловых расчётов.

$$\bar{x} = \frac{x_i}{R_{кр}};$$

$$\bar{y} = \frac{R_i}{R_{кр}}.$$

Таблица 1.16. Безразмерные координаты осесимметричного конуса.

| № | s_i , мм | x_i , мм | R_i , мм | \bar{x} | \bar{y} |
|----|------------|------------|------------|-----------|-----------|
| 1 | 0 | -28,56 | 95,5 | -0,508 | 1,698 |
| 2 | 15,15 | -21,52 | 82,09 | -0,383 | 1,459 |
| 3 | 29,39 | -15,52 | 70,86 | -0,276 | 1,26 |
| 4 | 37,56 | -11 | 64,05 | -0,196 | 1,139 |
| 5 | 43,3 | -7 | 59,94 | -0,124 | 1,066 |
| 6 | 48 | -3 | 57,47 | -0,053 | 1,022 |
| 7 | 51,24 | 0 | 56,25 | 0 | 1 |
| 8 | 56,24 | 5 | 56,25 | 0,089 | 1 |
| 9 | 59,78 | 8 | 58,13 | 0,142 | 1,033 |
| 10 | 64,5 | 12 | 60,64 | 0,213 | 1,078 |
| 11 | 70,39 | 17 | 63,76 | 0,302 | 1,134 |
| 12 | 78,62 | 24 | 68,08 | 0,427 | 1,21 |
| 13 | 90,31 | 34 | 74,13 | 0,604 | 1,318 |
| 14 | 105,36 | 47 | 81,71 | 0,836 | 1,453 |
| 15 | 123,64 | 63 | 90,55 | 1,12 | 1,61 |
| 16 | 144,99 | 82 | 100,29 | 1,458 | 1,783 |
| 17 | 170,39 | 105 | 111,07 | 1,867 | 1,975 |
| 18 | 202,88 | 135 | 123,54 | 2,4 | 2,196 |
| 19 | 234,73 | 165 | 134,24 | 2,933 | 2,386 |
| 20 | 266,06 | 195 | 143,26 | 3,467 | 2,547 |
| 21 | 296,96 | 225 | 150,65 | 4 | 2,678 |
| 22 | 327,51 | 255 | 156,4 | 4,533 | 2,78 |
| 23 | 357,86 | 285 | 161 | 5,067 | 2,862 |

Показатели продуктов сгорания топлива:

- температура торможения $T_k = 3327,16$ К;
- показатель адиабаты $k = 1,185$;

- газовая постоянная $R = 299,97 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$;
- давление торможения $p_0 = 10 \text{ МПа}$.

Таблица 1.17. Зависимость переносных свойств и теплоёмкости от температуры

| $T, \text{ К}$ | 2000 | 2400 | 2800 | 3000 | 3300 | 3700 |
|---|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $\mu \cdot 10^4, \text{ Па} \cdot \text{с}$ | 0,111 | 0,118 | 0,13 | 0,135 | 0,136 | 0,142 |
| $C_p, \text{ кДж/кг} \cdot \text{К}$ | 1,74 | 1,87 | 1,88 | 1,9 | 1,915 | 1,92 |
| Pr | 0,42 | 0,44 | 0,455 | 0,46 | 0,48 | 0,49 |

Параметры газового потока принимаются в виде одномерного адиабатического течения идеального газа.

С помощью ГДФ в выбранных расчётных сечениях сопла вычисляются значения давления, температуры, скорости газа, а также числа Маха. Для расчёта используется программный комплекс MathCAD 15.

Газодинамические функции определяются по формулам:

$$q = \frac{F_{\text{кр}}}{F} = \frac{\pi \cdot R_{\text{кр}}^2}{\pi \cdot R^2} = \left(\frac{R_{\text{кр}}}{R} \right)^2 = \frac{1}{\bar{y}^2};$$

$$q = \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \rightarrow \lambda;$$

$$\tau(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right);$$

$$\varepsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Давление газа:

$$p = p_{\text{к}} \cdot \pi.$$

Температура газа:

$$T_{\infty} = T_{\text{к}} \cdot \tau.$$

Плотность газа:

$$\rho_{\text{к}} = \frac{p_{\text{к}}}{R \cdot T_{\text{к}}} = \frac{12,5 \cdot 10^6}{478,18 \cdot 3186} = 8,205 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$\rho = \rho_{\text{к}} \cdot \varepsilon.$$

Скорость газа:

$$w_{кр} = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k + 1} \cdot R \cdot T_{кр}};$$
$$w = w_{кр} \cdot \lambda.$$

Число Маха:

$$M = \frac{\lambda \cdot \sqrt{\frac{2}{k + 1}}}{\sqrt{1 - \frac{k - 1}{k + 1} \cdot \lambda^2}}.$$

Коэффициент восстановления:

$$r = \sqrt[3]{Pr}.$$

Температура восстановления газа:

$$T_r = T_{\infty} \cdot \left(1 + \frac{k - 1}{2} \cdot r \cdot M^2\right).$$

Энтальпия восстановления газа:

$$H_r = C_{pr} \cdot T_r,$$

где C_{pr} – удельная теплоемкость газа при температуре восстановления газа на адиабатической стенке.

Температурный фактор:

$$\bar{T}_w = 0,83.$$

Температура стенки:

$$T_w = \bar{T}_w \cdot T_r = 0,83 \cdot T_r;$$

$$H_w = C_{pw} \cdot T_r.$$

Плотность потока при температуре стенки:

$$\rho_w = \frac{p}{R \cdot T_w}.$$

Число Рейнольдса:

$$Re_{ws} = \frac{\rho_w \cdot w \cdot s}{\mu_w}.$$

Число Стантона:

$$St_w = 0,0326 \cdot (Re_{ws})^{-0,2} \cdot (Pr_w)^{-0,6} \cdot \left(\frac{H_w}{H_r}\right)^{0,39} \cdot \left(1 + \frac{k - 1}{2} \cdot r \cdot M^2\right)^{0,11}.$$

Коэффициент теплообмена:

$$\alpha = \rho_w \cdot C_{pw} \cdot w \cdot St_w.$$

Приведенный коэффициент теплообмена:

$$\left(\frac{\alpha}{C_p}\right)_w = \rho_w \cdot w \cdot St_w.$$

Плотность конвективного теплового потока:

$$q_K = \alpha \cdot (T_r - T_w).$$

Результаты расчёта представлены в таблице 1.18.

Таблица 1.18

| № сечения | λ | $q(\lambda)$ | $W, \text{м/с}$ | T_0, K | $a, \text{м/с}$ | M | $p, \text{МПа}$ |
|-----------|-----------|--------------|-----------------|----------|-----------------|--------|-----------------|
| 1 | 0,2199 | 0,347 | 228,718 | 3314 | 1085 | 0,2108 | 9,741 |
| 2 | 0,304 | 0,47 | 316,236 | 3301 | 1083 | 0,292 | 9,509 |
| 3 | 0,4244 | 0,63 | 441,5268 | 3276 | 1079 | 0,4092 | 9,063 |
| 4 | 0,5499 | 0,771 | 572,442 | 3242 | 1074 | 0,533 | 8,469 |
| 5 | 0,6759 | 0,881 | 703,027 | 3198 | 1066 | 0,6595 | 7,767 |
| 6 | 0,8068 | 0,958 | 839,3637 | 3144 | 1057 | 0,7941 | 6,955 |
| 7 | 1 | 1 | 1040 | 3045 | 1040 | 1 | 5,674 |
| 8 | 1 | 1 | 1040 | 3045 | 1040 | 1 | 5,674 |
| 9 | 1,2509 | 0,936 | 1301,604 | 2886 | 1013 | 1,2849 | 4,024 |
| 10 | 1,3809 | 0,86 | 1436,929 | 2790 | 996 | 1,4427 | 3,237 |
| 11 | 1,4925 | 0,778 | 1553,496 | 2700 | 980 | 1,5852 | 2,622 |
| 12 | 1,6071 | 0,683 | 1671,66 | 2600 | 961 | 1,7395 | 2,058 |
| 13 | 0,7289 | 0,576 | 1799,066 | 2485 | 940 | 1,9139 | 1,543 |
| 14 | 1,8447 | 0,474 | 1920,272 | 2369 | 918 | 2,0918 | 1,134 |
| 15 | 1,9489 | 0,386 | 2028,365 | 2257 | 896 | 2,2638 | 0,833 |
| 16 | 2,0392 | 0,315 | 2120,825 | 2156 | 875 | 2,4238 | 0,6205 |
| 17 | 2,1213 | 0,256 | 2208,138 | 2060 | 856 | 2,5796 | 0,4631 |
| 18 | 2,1971 | 0,207 | 2285,29 | 1967 | 836 | 2,7336 | 0,3454 |
| 19 | 2,2503 | 0,176 | 2341,467 | 1901 | 822 | 2,8485 | 0,2769 |
| 20 | 2,2914 | 0,154 | 2385,557 | 1848 | 811 | 2,9415 | 0,2314 |
| 21 | 2,3214 | 0,139 | 2415,544 | 1809 | 802 | 3,0119 | 0,2019 |
| 22 | 2,3426 | 0,129 | 2438,228 | 1781 | 796 | 3,0631 | 0,1828 |
| 23 | 2,358 | 0,122 | 2452,97 | 1761 | 791 | 3,1011 | 0,1698 |

Продолжение таблицы 1.18

| № сечения | T_r, K | T_w, K | $H_r,$ кДж/кг | $H_w,$ кДж/кг | $\rho_w,$ кг/м ³ | $\frac{Re_{ws}}{10^7}$ | St_w $\cdot 10^3$ | $\alpha, \frac{кВт}{м^2 \cdot K}$ | $q_k, \frac{МВт}{м^2}$ |
|-----------|----------|----------|------------------|------------------|--------------------------------|------------------------|------------------------|-----------------------------------|------------------------|
| 1 | 3324 | 2759 | 6,37 | 5,184 | 11,769 | - | - | - | - |
| 2 | 3322 | 2757 | 6,364 | 5,18 | 11,499 | 0,4291 | 2,282 | 15,63 | 8,824 |
| 3 | 3316 | 2752 | 6,353 | 5,171 | 10,977 | 1,11 | 1,888 | 17,23 | 9,713 |
| 4 | 3308 | 2746 | 6,337 | 5,159 | 10,282 | 1,724 | 1,731 | 19,16 | 10,78 |
| 5 | 3299 | 2738 | 6,317 | 5,143 | 9,457 | 2,249 | 1,644 | 20,56 | 11,53 |
| 6 | 3286 | 2728 | 6,291 | 5,123 | 8,5 | 2,68 | 1,591 | 21,33 | 11,91 |
| 7 | 3263 | 2709 | 6,243 | 5,086 | 6,983 | 2,922 | 1,57 | 21,39 | 11,87 |
| 8 | 3263 | 2709 | 6,243 | 5,086 | 6,983 | 3,208 | 1,541 | 21 | 11,65 |
| 9 | 3226 | 2678 | 6,166 | 5,026 | 5,01 | 3,059 | 1,565 | 18,99 | 10,42 |
| 10 | 3203 | 2659 | 6,118 | 4,989 | 4,059 | 2,936 | 1,585 | 17,15 | 9,34 |
| 11 | 3181 | 2640 | 6,073 | 4,953 | 3,31 | 2,857 | 1,6 | 15,25 | 8,246 |
| 12 | 3156 | 2620 | 6,021 | 4,913 | 2,62 | 2,73 | 1,621 | 13,16 | 7,059 |
| 13 | 3127 | 2596 | 5,961 | 4,866 | 1,981 | 2,565 | 1,651 | 10,89 | 5,788 |
| 14 | 3097 | 2570 | 5,899 | 4,817 | 1,471 | 2,369 | 1,687 | 8,779 | 4,622 |
| 15 | 3067 | 2545 | 5,837 | 4,769 | 1,091 | 2,167 | 1,727 | 6,973 | 3,635 |
| 16 | 3038 | 2522 | 5,779 | 4,724 | 0,82 | 1,989 | 1,766 | 5,557 | 2,87 |
| 17 | 3011 | 2499 | 5,723 | 4,68 | 0,618 | 1,833 | 1,805 | 4,409 | 2,257 |
| 18 | 2985 | 2477 | 5,363 | 4,637 | 0,465 | 1,693 | 1,884 | 3,556 | 1,804 |
| 19 | 2966 | 2462 | 5,309 | 4,607 | 0,375 | 1,619 | 1,911 | 2,965 | 1,495 |
| 20 | 2951 | 2499 | 5,267 | 4,583 | 0,315 | 1,572 | 1,93 | 2,55 | 1,279 |
| 21 | 2940 | 2440 | 5,235 | 4,565 | 0,276 | 1,551 | 1,941 | 2,269 | 1,134 |
| 22 | 2932 | 2433 | 5,213 | 4,552 | 0,25 | 1,569 | 1,942 | 2,074 | 1,034 |
| 23 | 2926 | 2428 | 5,196 | 4,543 | 0,233 | 1,604 | 1,936 | 1,934 | 0,962 |

Радиационный тепловой поток в сопле

Лучистый тепловой поток к поверхности сопла РДТТ складывается из излучения трёхатомных газов и конденсированных частиц, находящихся в продуктах сгорания твёрдого топлива. Для его определения воспользуемся формулой:

$$q_{\text{л}} = \varepsilon_w \cdot \varepsilon_{\text{ПС}} \cdot \sigma_0 \cdot (T_K^4 - T_w^4),$$

где $\varepsilon_{\text{ПС}}$ – эффективная излучательная способность продуктов сгорания, состоящих из конденсированной и газовой фаз; ε_w – эффективная степень черноты стенки.

Излучательная способность молекул H_2O и CO_2 рассчитывается по формулам:

$$\varepsilon_{CO_2} = 1.5306 \cdot (p_{CO_2} \cdot l)^{0.33} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100}\right)^{-0.5};$$

$$\varepsilon_{H_2O} = 4.4425 \cdot p_{H_2O}^{0.8} l^{0.6} \cdot \left(\frac{T_\infty}{100}\right)^{-1}.$$

Тогда излучательная способность смеси газов H_2O и CO_2 определяется как:

$$\varepsilon_r = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \cdot \varepsilon_{CO_2}.$$

С учётом наличия в продуктах сгорания частиц конденсированной фазы, эффективная излучательная способность продуктов сгорания будет равна:

$$\varepsilon_{ПС} = 1 - (1 - \varepsilon_r) \cdot e^{-d \cdot l},$$

где эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания определяется по формуле:

$$d = 0.042 \cdot \frac{1}{\rho_{к.ф}} \cdot \sqrt[3]{\frac{T_K}{d_{43}^2}} \cdot z_K.$$

Относительная массовая концентрация к-фазы в продуктах сгорания берётся из результатов термодинамического расчёта характеристик горения твёрдого топлива. Среднемассовый размер d_{43} частиц к-фазы может быть определён по следующей эмпирической зависимости (для алюминизированного топлива):

$$d_{43} = 10,68 \cdot d_{кр}^{0,293} [1 - e^{-0,1128 \cdot z_K \cdot t_K \cdot p_K / 10^6}].$$

Средняя длина пути луча вычисляется по характерному диаметру излучающего объёма, равному диаметру соответствующего сечения сопла:

$$l = 0,9 \cdot 2 \cdot R.$$

Принимая также величины T_w и T_∞ из таблицы 1.10 и $\varepsilon_w = 0.8$, определяется лучистый тепловой поток. Расчёты выполнены с помощью программного комплекса MathCAD, результаты приведены в таблице 1.19 и на 4 листе дипломного проекта.

Таблица 1.19

| № сечения | p_{H_2O} , МПа | p_{CO_2} , МПа | ε_{CO_2} | ε_{H_2O} | ε_T | $\varepsilon_{ПС}$ | $q_{л}, \frac{Вт}{м^2}$ |
|-----------|------------------|------------------|----------------------|----------------------|-----------------|--------------------|-------------------------|
| 1 | 0,3137504 | 0,0171692 | 0,075 | 0,013152 | 0,088 | 0,088 | 186292 |
| 2 | 0,2871542 | 0,0157138 | 0,069 | 0,012037 | 0,081 | 0,081 | 170500 |
| 3 | 0,2660317 | 0,0145579 | 0,064 | 0,011151 | 0,075 | 0,075 | 157958 |
| 4 | 0,2510143 | 0,0137361 | 0,060 | 0,010522 | 0,071 | 0,071 | 149042 |
| 5 | 0,2383128 | 0,0130410 | 0,057 | 0,009989 | 0,067 | 0,067 | 141500 |
| 6 | 0,2261726 | 0,0123767 | 0,054 | 0,009481 | 0,064 | 0,064 | 134292 |
| 7 | 0,2174709 | 0,0119005 | 0,052 | 0,009116 | 0,061 | 0,061 | 129125 |
| 8 | 0,2036465 | 0,0111440 | 0,049 | 0,008536 | 0,057 | 0,057 | 120917 |
| 9 | 0,1957870 | 0,0107139 | 0,047 | 0,008207 | 0,055 | 0,055 | 116250 |
| 10 | 0,1861029 | 0,0101840 | 0,045 | 0,007801 | 0,052 | 0,052 | 110500 |
| 11 | 0,1753662 | 0,0095964 | 0,042 | 0,007351 | 0,046 | 0,046 | 115300 |
| 12 | 0,1627348 | 0,0089052 | 0,039 | 0,006821 | 0,046 | 0,046 | 96625 |
| 13 | 0,1495420 | 0,0081833 | 0,036 | 0,006268 | 0,039 | 0,039 | 88800 |
| 14 | 0,1361386 | 0,0074498 | 0,033 | 0,005707 | 0,038 | 0,038 | 80833 |
| 15 | 0,1208406 | 0,0066127 | 0,029 | 0,005065 | 0,034 | 0,034 | 71760 |
| 16 | 0,1140336 | 0,0062402 | 0,027 | 0,00478 | 0,032 | 0,032 | 67708 |
| 17 | 0,1058232 | 0,0057909 | 0,025 | 0,004436 | 0,03 | 0,03 | 62850 |
| 18 | 0,0953672 | 0,0052187 | 0,023 | 0,003998 | 0,027 | 0,027 | 56625 |
| 19 | 0,0853322 | 0,0046696 | 0,020 | 0,003577 | 0,028 | 0,028 | 51630 |
| 20 | 0,0757885 | 0,0041473 | 0,018 | 0,003177 | 0,021 | 0,021 | 45000 |
| 21 | 0,0665956 | 0,0036443 | 0,016 | 0,002792 | 0,019 | 0,019 | 39542 |
| 22 | 0,0577537 | 0,0031604 | 0,014 | 0,002421 | 0,016 | 0,016 | 34292 |
| 23 | 0,0491924 | 0,0026919 | 0,012 | 0,002062 | 0,014 | 0,014 | 29208 |

Суммарный тепловой поток определяется по зависимости:

$$q_{\Sigma} = q_k + q_l.$$

Результирующие распределения плотности конвективного и лучистого тепловых потоков представлены на 4 листе проекта.

1.8. Оценка потерь удельного импульса

Реальное значение удельного импульса РДТТ отличается от величины, получаемой термодинамическим расчетом и проводимым, как правило, при упрощающих допущениях. В качестве таких допущений могут приниматься предположения:

- Истечение из сопла – одномерное и равномерное.
- Течение продуктов сгорания в сопле адиабатическое без теплообмена с материалом стенок сопла.
- Химические реакции между различными компонентами продуктов сгорания идут равновесно.
- В двухфазных потоках имеет место тепловое и динамическое равновесие между фазами.
- Отсутствует вынос частиц на стенку сопла.
- При течении по соплу происходит фазовый переход окислов металлов из жидкой фазы в твердую и т.п.

Потери в камере определяются, в основном, потерями из-за неполноты сгорания топлива, в частности порошкообразного металлического горючего, а также потерями тепла в элементы конструкции РДТТ.

Проведем расчет основных составляющих потерь в сопле для РДТТ, обладающего следующими характеристиками:

- давление в камере сгорания $p_k = 10$ МПа,
- показатель процесса истечения $k = 1,185$,
- относительная массовая концентрация к-фазы в продуктах сгорания $z = 0,3112$,
- геометрические размеры сопла: $L_{отн} = 5$, $R_{кр} = 0,05625$ м, $R_a = 0,161$ м, $\beta_{вх} = 35^\circ$, $\beta_a = 10^\circ$.

Потери в сопле с плавным контуром из-за рассеяния потока рассчитываются по формуле

$$\xi_{рас} = (0,906 - 0,029 \cdot y_{a0}) \cdot \left[\sin \left(\frac{\beta_{вх} + 1,1 \cdot \beta_a}{4,1} \right) \right]^2 = 0,03116,$$

$$y_{a0} = \frac{R_a}{R_{кр}} = 2,86.$$

Расчет потерь из-за трения потока проведем по формуле

$$\xi_{тр} = 0,00272 \cdot \sqrt{y_{a0} - 1} \left(\frac{2,62}{k^2 \cdot \bar{T}_{ст}^{0,33}} - 1 \right) \left(1 + 3,98 \left(\frac{k_s}{d_{кр}} \right)^{0,3} \right) = 0,0278,$$

где $\bar{T}_{ст} = 0,7$ – температурный фактор, $k_s = 0,4$ мм – параметр шероховатости внутренней поверхности сопла.

Потери удельного импульса из-за наличия конденсированных продуктов сгорания:

$$\xi_s = \xi_{s0} \cdot k_1(p_k) \cdot k_2(y_a) \cdot k_3(L_{отн}),$$

$$d_{43} = 10,68 \cdot d_{кр}^{0,293} \cdot (1 - e^{-0,1128 \cdot z_k \cdot t_k / 10^6}) = 4,257 \text{ мкм}$$

$$\xi_{s0} = 0,144 \cdot \left(\frac{d_{кр}}{10^{-3}} \right)^{-0,33} \cdot \left(\frac{z}{0,3} \right)^2 \cdot (0,162 + 0,168 \cdot d_{43}) = 0,002828.$$

Коэффициент, учитывающий абсолютное значение давления в камере сгорания РДТТ и обуславливающий снижение потерь при увеличении давления торможения вследствие ускорения процессов скоростной релаксации потока:

$$k_1(p_k) = 1,047 - 0,0013 \cdot \frac{p_k}{10^5} = 0,917.$$

Учет влияния геометрической степени расширения сопла РДТТ, обуславливающего уменьшение двухфазных потерь за счет снижения градиента скорости потока по длине сопла:

$$k_2(y_a) = 1,112 - 0,037 \cdot y_{a0} = 1,00618.$$

Коэффициент, учитывающий степень укорочения сопла:

$$k_3(L_{отн}) = 1,3 - 0,462 \cdot \frac{L_{отн}}{5,88 \cdot y_{a0} - 5,44} = 1,096,$$

$$\xi_s = \xi_{s0} \cdot k_1(p_k) \cdot k_2(y_a) \cdot k_3(L_{отн}) = 0,00285.$$

Потери из-за химической неравновесности:

$$\xi_{х.н} = 0,333 \cdot \left(1 - \frac{I_{у.з}}{I_y} \right) \frac{2 \cdot 10^6}{p_k} = 0,00113,$$

где $I_{уп} = 2773,03 \text{ м/с}$ – равновесный пустотный удельный импульс топлива; $I_{у.з} = 2725,92 \text{ м/с}$ – пустотный удельный импульс топлива, рассчитанные в предположении замороженного течения с входного сечения сопла.

Таким образом, суммарные потери (основные составляющие) для утопленного сопла с угловой точкой и коэффициент сопла будут соответственно равны

$$\xi_\Sigma = \Sigma \xi_i = \xi_{рас} + \xi_{тр} + \xi_s + \xi_{х.н} = 0,06294$$

$$\varphi_c = 1 - \xi_\Sigma = 0,93706.$$

1.9. Прочностные расчеты

1.9.1. Расчет заряда на прочность

Прочностной расчет является неотделимой частью процесса проектирования заряда. На первых этапах проектирования проводится упрощенный прочностной расчет – оценка прочности заряда, которая включает следующие этапы:

- Установление перечня зон, напряженно-деформированное состояние заряда в окрестностях которых может достигать опасных уровней.
- Выбор расчетной модели для каждой опасной зоны.
- Определение максимальных значений напряжений σ и деформаций ε зон, возникающих за счет давления в камере сгорания или неравномерного нагрева заряда.
- Сравнение возникающих напряжений и деформаций с предельно допустимыми и оценка прочности заряда в соответствии с критериями прочности.

Максимальные значения напряжений, обусловленные воздействием внутрикамерного давления, температурными деформациями материала оболочки и заряда, возникают на внутренней поверхности топлива, а также в местах скрепления топлива с корпусом и в вершинах лучей звезды. Необходимым условием обеспечения прочности заряда является: $\varepsilon_t \leq [\varepsilon]$ и $\sigma_t \leq [\sigma_{вр}]$, где $[\varepsilon]$ и $[\sigma_{вр}]$ – предельные значения деформации и предела прочности при разрушении для данного вида твердого топлива.

Заряд является звездообразным прочноскрепленным. Оба торца заряда свободны, поскольку используются передняя и задняя раскрепляющие манжеты. Исходные данные представлены в таблице 1.20. Геометрические размеры заряда представлены на рис. 1.2.

Таблица 1.20. Исходные данные для расчёта заряда на прочность

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| 1. Наружный диаметр заряда d_n , м | 0,32 |
| 2. Внутренний диаметр заряда d_v , м | 0,084 |
| 3. Предел прочности топлива на растяжение $[\sigma_{вр}]$ | 5 |
| 4. Модуль упругости топлива E , МПа | 17 |
| 5. Коэффициент Пуассона μ | 0,4 |
| 6. Температурный коэффициент расширения топлива $\alpha_t \cdot 10^4$, K^{-1} | 0,9 |
| 7. Температурный коэффициент расширения материала корпуса (Сталь 32Х2НВМБР) $\alpha_k \cdot 10^6$, K^{-1} | 11,5 |
| 8. Равновесная температура эксплуатации T_0 , $^{\circ}C$ | 20 |
| 9. Предельно допустимая температура эксплуатации T_1 , $^{\circ}C$ | 50 |

Предельная относительная деформация:

$$[\varepsilon] = \frac{[\sigma_{вр}]}{E} = 0,29.$$

Напряжения при нагружении заряда внутрикамерным давлением

При расчете напряжений в прочноскрепленном с корпусом заряде обычно принимаются следующие допущения:

- Обечайка и защитно-крепящий слой (ЗКС) считаются абсолютно жесткими, а следовательно на внешней границе заряда тангенциальные и осевые удлинения считаются равными нулю.
- Заряд считается выполненным из линейно-упругого изотропного материала.

Безразмерный радиус:

$$m = \frac{d_B}{d_H} = 0,26$$

Давление на внешней поверхности заряда на границе с ЗКС рассчитаем по зависимости:

$$p_H = p_K \frac{2m^2(1-\mu)}{1+m^2-2\mu} = 3,64 \text{ МПа.}$$

Напряжения на внешней поверхности заряда:

- радиальные

$$\sigma_r^H = -p_H = -3,64 \text{ МПа;}$$

- тангенциальные

$$\sigma_t^H = -p_K \frac{2m\mu}{1+m^2-2\mu} = -9,33 \text{ МПа.}$$

Напряжения на внутренней поверхности заряда:

- радиальные

$$\sigma_r^B = -p_K = -12 \text{ МПа;}$$

- тангенциальные

$$\sigma_t^B = \frac{p_K(1+m^2)-2p_H}{1-m^2} = 5,93 \text{ МПа.}$$

Деформации заряда

Кольцевую деформацию для внутренней поверхности принимаем равной:

$$\varepsilon'_{tB} = \frac{1}{E} [\sigma_t^B(1-\mu) - \mu\sigma_r^B] = 0,49.$$

Выбираем далее по номограммам (рис. 8 [1.1]) коэффициент разгрузки. Для относительного свода заряда

$$M = \frac{d_H}{d_B} = 3,81 \text{ и } \frac{2L}{d_H} = 7,81$$

величина $k_\varepsilon^p = 0,98$.

Коэффициент торцевой разгрузки определяем по номограммам (рис. 9б [1.1]). Для

$$\frac{z}{L} = \frac{L - L_{\text{л}}}{L} = 0 \text{ и } M = 3,81$$

величина $k_{\varepsilon\text{л}}^p = 0,25$.

Коэффициент концентрации в основании щели рассчитываем по зависимости:

$$k_1 = 1 + q_{\omega} \left(\frac{r}{r_{\text{в}}} \right) \left[\sqrt{\frac{c}{r} + \frac{4(N-1)}{N^2} \left(\frac{r_{\text{в}}}{c} - \frac{r}{c} \right)} - 1 \right] = 1,09,$$

где $r_{\text{в}} = d_{\text{в}}/2 = 0,042$ м, $c = b_{\text{л}}/2 = 0,002$ м – полуширина луча звезды, $N=8$ – число лучей звезды, $r = 0,002$ м – радиус скругления вершины луча звезды (рис. 1.2), $q_{\omega} = 0,92$ – коэффициент непараллельности боковых сторон луча звезды, определяемый по графику (рис. 10 [1.1]) для $\omega = 27^\circ$ и $r/r_{\text{в}} = 0,05$.

Тогда величина кольцевой деформации в основании щели, обусловленная действием внутрикамерного давления:

$$\varepsilon_t = \varepsilon'_{t\text{в}} \cdot k_{\varepsilon}^p \cdot k_{\varepsilon\text{л}}^p \cdot k_1 = 0,13.$$

Так как полученное значение меньше предельно допустимого $\varepsilon_t = 0,13 < [\varepsilon] = 0,29$, то условие прочности выполняется.

Кольцевая деформация для наружной поверхности:

$$\varepsilon'_{t\text{н}} = \frac{1}{E} [\sigma_t^{\text{н}}(1 - \mu) - \mu \sigma_r^{\text{н}}] = -0,24.$$

Выбираем по номограммам (рис. 8 [1.1]) коэффициент разгрузки. Для луча звезды радиусом $r_{\text{л}} = 0,0955$ м (рис. 1.2)

$$M = \frac{r_{\text{н}}}{r_{\text{л}}} = 1,68 \text{ и } \frac{2L}{d_{\text{н}}} = 7,81$$

величина $k_{\varepsilon}^p = 1,02$.

Коэффициент концентрации в вершине луча звезды вычисляется по формуле:

$$k_3 = 1 + q_{\omega} \left(\frac{r}{r_{\text{л}}} \right) \left[\sqrt{\frac{c}{r} + \frac{4(N-1)}{N^2} \left(\frac{r_{\text{л}}}{c} - \frac{r}{c} \right)} - 1 \right] = 1,07.$$

Тогда величина кольцевой деформации в вершине луча звезды:

$$\varepsilon_{t5} = \varepsilon'_{t\text{н}} \cdot k_{\varepsilon}^p \cdot k_{\varepsilon\text{л}}^p \cdot k_3 + \frac{(k_3 - 1)p_{\text{к}}}{K} = -0,035.$$

где $K = \frac{E}{3(1 - 2\mu)} = 28$ МПа – модуль объемной деформации топлива.

Так как полученное значение меньше предельно допустимого $\varepsilon_{t5} = -0,035 < [\varepsilon] = 0,29$, то условие прочности выполняется.

Термические напряжения в заряде

При расчете напряжений в прочносткрепленном с корпусом заряде используются допущения, рассмотренные выше. Давление на внешней поверхности заряда, вызванное отклонением текущей температуры заряда T_1 от равновесной T_0 , рассчитывается по формуле:

$$p_n = -\frac{E(\alpha_k - \alpha_t)(T_1 - T_0)(1 - m^2)}{1 + m^2 - 2\mu} = 0,14 \text{ МПа.}$$

Термические напряжения на внешней поверхности заряда:

- радиальные

$$\sigma_{rT}^H = -p_n = -0,14 \text{ МПа;}$$

- тангенциальные

$$\sigma_{tT}^H = \frac{E(\alpha_k - \alpha_t)(T_1 - T_0)(1 - m^2)}{1 + m^2 - 2\mu} = -0,14 \text{ МПа.}$$

Термические напряжения на внутренней поверхности заряда:

- радиальные

$$\sigma_{rT}^B = 0;$$

- тангенциальные

$$\sigma_{tT}^B = -\frac{2p_n}{1 - m^2} = -0,3 \text{ МПа.}$$

Коэффициент локального увеличения контактного давления за счет лучей определяется по номограмме (рис. 11 [1.1]). Для

$$\frac{r_L}{r_H} = 0,597$$

величина $k_{p_k} = 1$.

Коэффициент разгрузки определяемый по номограммам (рис. 12 [1.1]). Для

$$M = \frac{r_H}{r_L} = 1,68 \text{ и } \frac{2L}{d_H} = 7,81$$

значение $k_\sigma^T = 0,91$.

Тогда величина радиального напряжения в материале звездообразного заряда в местах скрепления корпуса с топливом:

$$\sigma_r^T = \sigma_{rT}^H \cdot k_{p_k} \cdot k_\sigma^T = -0,13 \text{ МПа.}$$

Термическая деформация канального заряда на внутренней поверхности определяется по зависимости:

$$\varepsilon_{tT}' = (\alpha_k - \alpha_t)(T_1 - T_0) = -2,355 \cdot 10^{-3} \text{ МПа.}$$

Коэффициент разгрузки определяемый по номограммам (рис. 13 [1.1]). Для

$$M = \frac{d_H}{d_B} = 3,81 \text{ и } \frac{2L}{d_H} = 7,81$$

значение $k_{\varepsilon}^T = 0,85$.

Величина кольцевой деформации заряда на внутренней поверхности канала, обусловленная температурными деформациями материала оболочки и заряда, рассчитывается по формуле:

$$\varepsilon_t^T = \varepsilon_{tT}' \cdot k_{\varepsilon}^T = -2,002 \cdot 10^{-3} \text{ МПа.}$$

Так как полученное значение меньше предельно допустимого $\varepsilon_t^T = -2,002 \cdot 10^{-3} < [\varepsilon] = 0,29$, то условие прочности выполняется.

Величина кольцевой деформации в основании луча, обусловленная термическим расширением материала оболочки и заряда, рассчитывается по зависимости:

$$\varepsilon_t^T = \varepsilon_{tT}' \cdot k_{\varepsilon}^T \cdot k_{\varepsilon\text{л}}^T \cdot k_1 = -5,455 \cdot 10^{-4} \text{ МПа.}$$

где $k_{\varepsilon\text{л}}^T$ – дополнительный коэффициент торцевой разгрузки (можно принять $k_{\varepsilon\text{л}}^T = k_{\varepsilon\text{л}}^p = 0,25$).

Величина кольцевой деформации в вершине луча звезды, обусловленная температурными деформациями материала оболочки и топлива, определяется по формуле:

$$\varepsilon_t^T = \varepsilon_{tT}' \cdot k_{\varepsilon}^T \cdot k_3 = -2,14 \cdot 10^{-3} \text{ МПа.}$$

Вследствие принятых допущений получен аналогичный результат, подтверждающий выполнение условия прочности.

Таким образом, в первом приближении результаты поверочных расчетов подтверждают правильность проектирования заряда с точки зрения обеспечения требуемых прочностных свойств.

1.9.2.Расчёт клинового соединения

Для стыковки элементов крупногабаритных РДТТ применяется клиновое соединение, которое содержит концентрично установленные один в другом шпангоуты корпуса и соплового блока с кольцевыми проточками, образующими при стыковке кольцевой ручей, в который через окна в наружном шпангоуте заводится крепящий элемент.

Прутковые соединения удовлетворяют требованиям центрирования элементов и их взаимозаменяемости, но требуют довольно жёстких допусков для исключения зазоров и специальных мер по обеспечению гарантированной герметичности стыка.

Материал крепящего элемента: высокопрочная высоколегированная сталь марки Н18К12М4Т2, предел текучести которой $[\sigma_T] = 2350 \text{ МПа}$.

Тогда допустимое напряжение среза:

$$[\tau_{\text{ср}}] = (0,25 \div 0,35) \cdot [\sigma_T] = 0,3 \cdot [\sigma_T] = 705 \text{ МПа.}$$

Допустимое напряжение на смятие:

$$[\sigma_{см}] = \frac{[\sigma_T]}{S} = \frac{[\sigma_T]}{1,5} = 1567 \text{ МПа},$$

где $S = 1,5 \div 2,5$.

Материал корпуса и соплового блока – Сталь 32Х2НВМБР. Прочность при растяжении равна:

$$[\sigma] = 1750 \text{ МПа};$$

$$[\tau_{ср}] = (0,25 \div 0,35) \cdot [\sigma] = 0,3 \cdot [\sigma] = 525 \text{ МПа};$$

$$[\sigma_{см}] = \frac{[\sigma]}{S} = \frac{[\sigma]}{1,5} = 1167 \text{ МПа}.$$

В процессе работы двигателя в данном виде соединения (рис. 1.8) возникают два вида напряжений: среза и смятия. Определим коэффициенты запаса прочности на срез и на смятие для крепящего элемента.

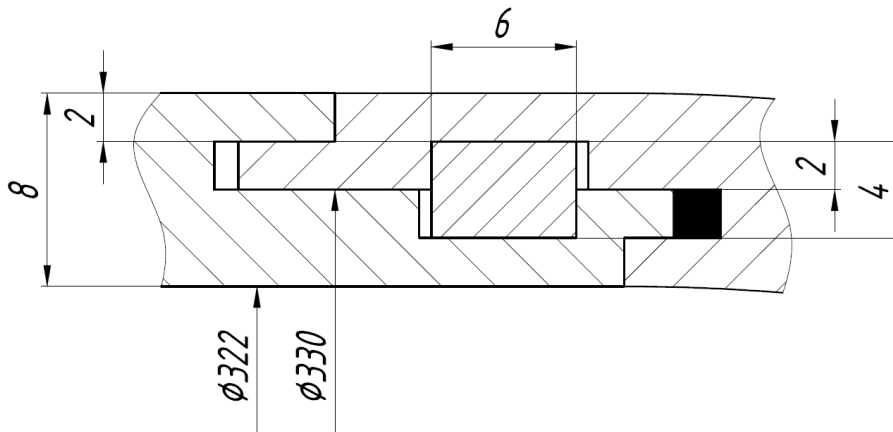


Рис. 1.8. Элемент крепления корпуса и соплового блока.

Условие прочности на срез имеет вид:

$$\tau_{ср} = \frac{P}{A_{ср}} \leq [\tau_{ср}],$$

где P – сила, возникающая из-за внутрикамерного давления, $A_{ср}$ – условная площадь среза.

$$P = p_K \cdot \frac{\pi d^2}{4} = 978 \text{ кН},$$

где $d = 0,322 \text{ м}$.

Условная площадь среза по кольцу в месте стыка корпуса РДТТ и соплового днища определяется по формуле:

$$A_{ср} = \pi \cdot h \cdot D = 4,15 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2,$$

где $h = 0,004 \text{ м}$, $D = 0,33 \text{ м}$.

Тогда срезающее напряжение:

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{P}{A_{\text{ср}}} = 235,66 \text{ МПа.}$$

Коэффициент запаса:

$$k_{\text{зап}} = \frac{[\tau_{\text{ср}}]}{\tau_{\text{ср}}} = 2,99.$$

Условие прочности на смятие имеет вид:

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P}{A_{\text{см}}} \leq [\sigma_{\text{см}}].$$

Коэффициент запаса:

$$k_{\text{зап}} = \frac{[\sigma_{\text{см}}]}{\sigma_{\text{см}}};$$

$$A_{\text{см}} = \frac{\pi}{4} \cdot \left[D^2 - \left(D - \frac{l}{2} \right)^2 \right] = 3,081 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2,$$

где $l = 0,006 \text{ м}$.

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P}{A_{\text{см}}} = 317,43 \text{ МПа};$$

$$k_{\text{зап}} = \frac{[\sigma_{\text{см}}]}{\sigma_{\text{см}}} = 4,9.$$

По результатам расчёта можно сделать вывод о том, что данный вид соединения удовлетворяет условиям целостности с коэффициентами запаса 2,99 на срез и 4,9 на смятие.

1.9.3.Расчёт штифтов

РДТТ соединяется с основной конструкцией при помощи штифтов. Они должны быть рассчитаны так, чтобы выдержать вес конструкции стартового РДТТ при транспортировке. Под действием тяги, при этом, они должны срезаться, для того чтобы после окончания работы стартового двигателя корпус РДТТ мог быть свободно вытолкнут набегающим потоком воздуха через воздухозаборники. Весь стартовый участок полета РДТТ держится в корпусе основной конструкции за счет тяги.

Рассчитаем минимальный диаметр, необходимый для удержания веса конструкции.

Вес стартового РДТТ:

$$P_{\text{ст}} = M_{\text{к}} \cdot g = 1962 \text{ Н},$$

где $M_{\text{к}} = 200 \text{ кг}$ – масса конструкции стартового РДТТ.

Штифты ГОСТ 31208-70 изготовлены из Стали 45 ГОСТ 1050-88 [1.3]. Допускаемые напряжения на срез: $[\tau_{\text{ср}}] = 125 \text{ МПа}$.

Тогда

$$d_{min} = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{ст}}{\pi \cdot [\tau_{ср}] \cdot z}} = 1,581 \cdot 10^{-3} \text{ м},$$

где $z = 8$ – количество штифтов.

Максимально возможный диаметр штифтов, при которых будет происходить их срез под действием тяги $P = 160$ кН:

$$d_{max} = \sqrt{\frac{4 \cdot P}{\pi \cdot [\tau_{ср}] \cdot z}} = 0,014 \text{ м}$$

Принимаем $d_{шт} = 0,002$ м.

2.ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ

2.1. Профилирование сверхзвукового ВЗУ на заданное полётное число Маха ($M=2,5$)

Получение характеристик сверхзвукового ВЗУ непосредственно связано с определением его геометрических параметров. В рамках исследовательской части данного дипломного проекта профилирование ВЗУ проводится по методике, изложенной в [2.1]. В соответствии с данной методикой определению подлежат следующие основные параметры (рис. 2.1):

Сверхзвуковая часть диффузора:

- Число косых скачков уплотнения m ;
- Суммарный угол диффузора β_d ;
- Углы ступенчатого конуса β_i ;

Переходная часть диффузора:

- Внутренний угол обечайки $\beta_{вн}$;
- Относительная площадь горла f_m ;
- Относительная площадь входа f_d ;

Дозвуковая часть диффузора:

- Угол расширения канала диффузора $\gamma_{пр}$;
- Длина расширяющегося участка канала $L_{ц}$;

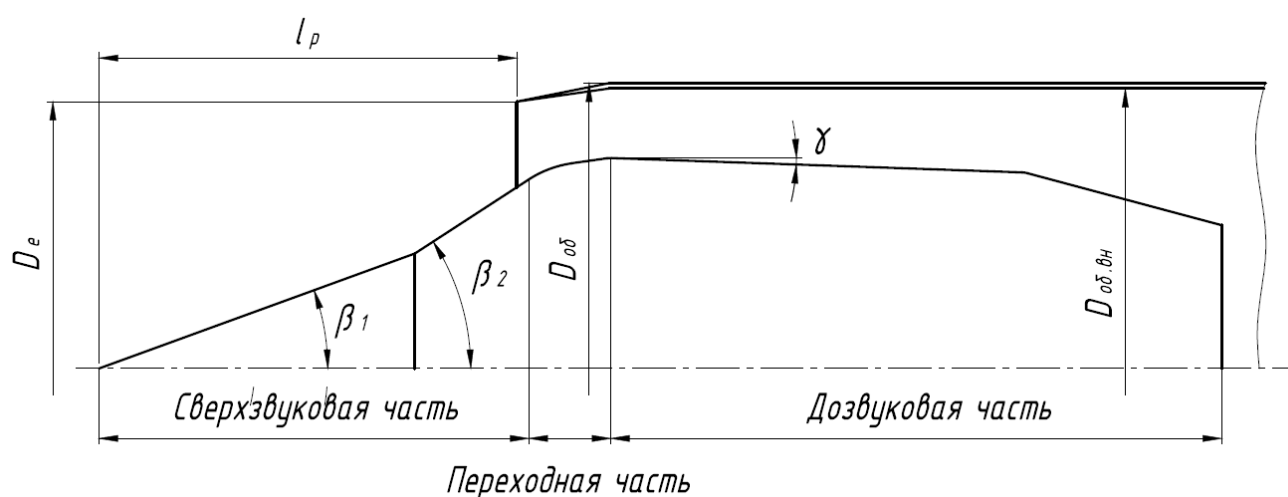


Рис. 2.1. Схема круглого сверхзвукового диффузора и основные обозначения.

2.1.1. Выбор числа косых скачков уплотнения и суммарного угла диффузора

Профилирование сверхзвукового диффузора начинается с выбора значения суммарного угла диффузора β_d , оптимального для заданных условий полёта. На практике выбор суммарного угла производится с учетом характеристик ПВРД и летательного аппарата. Поскольку на начальном этапе проектирования эти данные отсутствуют, суммарный угол разворота потока β_d выбирается из условия получения максимального восстановления давления в потоке перед входом в диффузор в момент запуска, т.е. максимальной величины σ_T . Для расчётного числа Маха $M_n = 2,5$ зависимость σ_T от суммарного угла диффузора β_d и числа косых скачков уплотнения m имеет следующий вид (рис. 2.2):

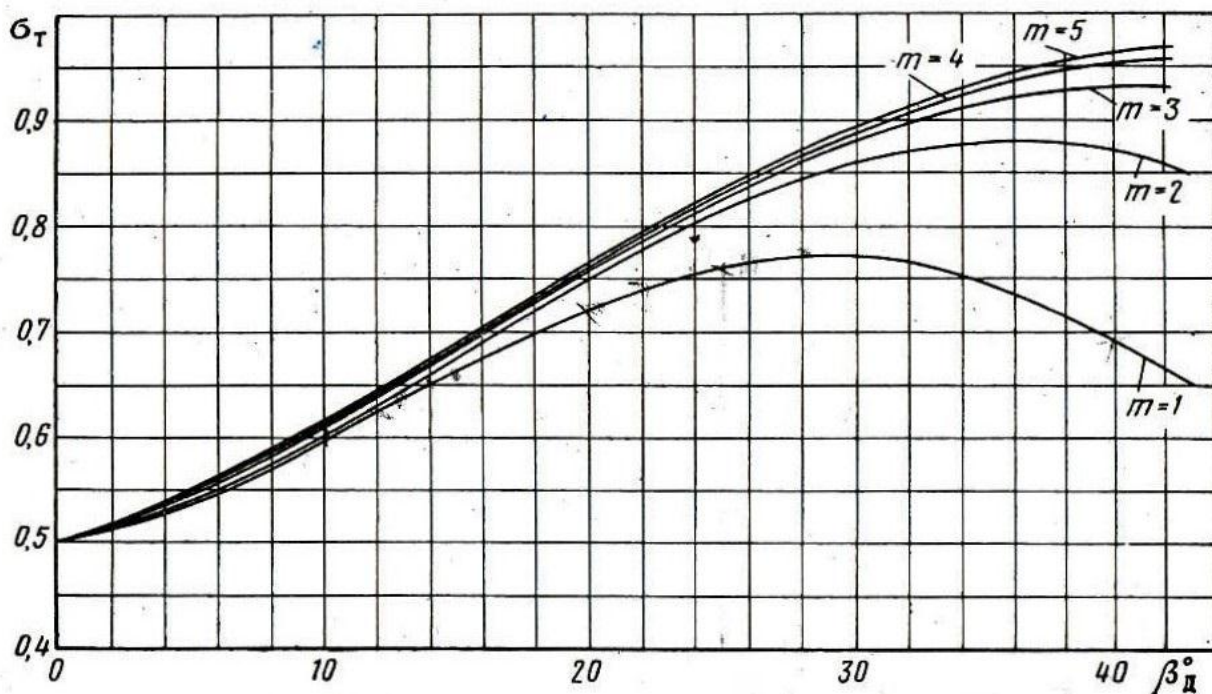


Рис. 2.2. Зависимость σ_T от β_d и m при $M_n = 2,5$.

С целью упрощения конструкции выбираем $m = 2$. Для $m = 2$ максимум σ_T достигается при $\beta_d = 37^\circ$. Следует учитывать, что при больших значениях β_d необходимо увеличивать угол поднутрения $\beta_{вн}$ для предотвращения отсоединения головной волны перед входом, что, в свою очередь, приводит к увеличению габаритов ВЗУ и росту коэффициента волнового сопротивления обечайки диффузора при неизменной площади входа. Зависимость σ_T имеет пологий характер, что позволяет выбирать меньшие величины угла β_d без существенного снижения характеристик диффузора. Исходя из этих соображений, выбираем $\beta_d = 33^\circ$, полагая, что положительный эффект от уменьшения коэффициента волнового сопротивления

обечайки диффузора преобладает над ухудшением характеристик в связи с незначительным снижением σ_T .

2.1.2. Определение углов конусов центрального тела ВЗУ

По выбранному значению суммарного угла диффузора β_d и задавшись числом косых скачков уплотнения m , определяем значения углов ступенчатого конуса β_i из условия равной интенсивности всех скачков. График зависимости β_i от β_d и m для расчетного числа Маха $M_H = 2,5$ имеет вид (рис. 2.3):

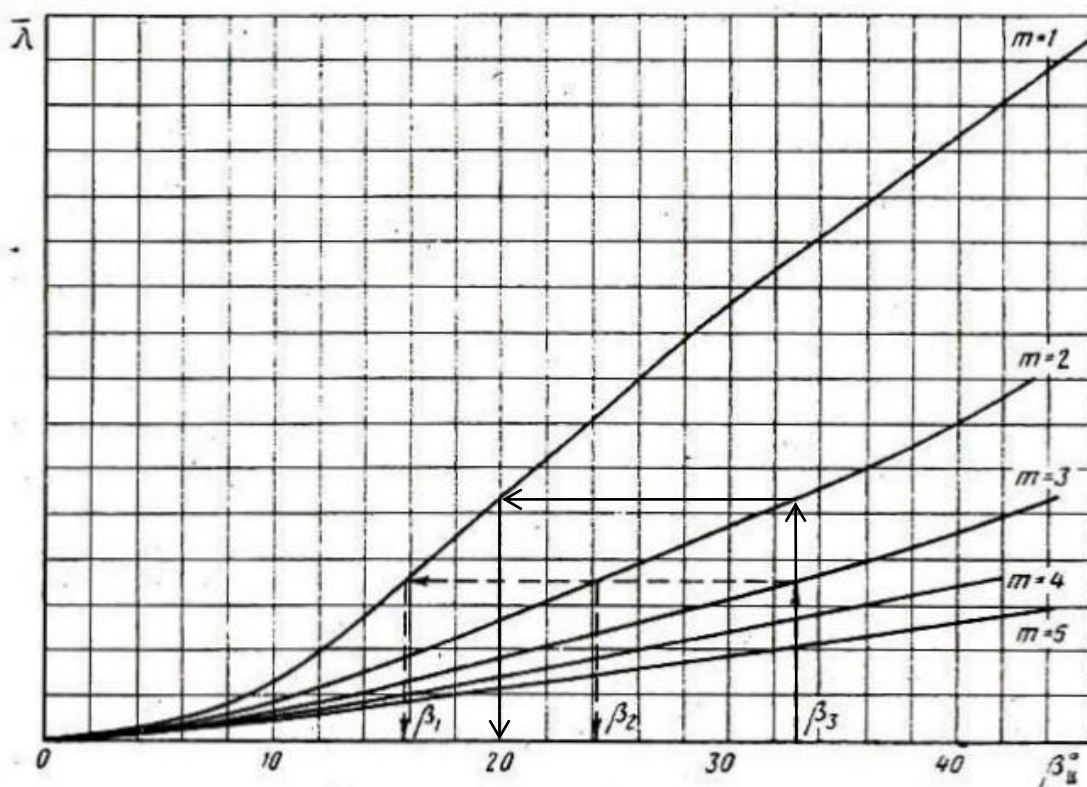


Рис. 2.3. Зависимость углов центрального тела ВЗУ β_i от β_d и m при $M_H = 2,5$.

В соответствии с рис. 3 для $\beta_d = 33^\circ$ и $m = 2$ углы ступенчатого конуса равны:

$$\beta_1 = 20^\circ$$

$$\beta_2 = \beta_d = 33^\circ$$

2.1.3. Инженерная методика расчёта конического течения в сверхзвуковой части осесимметричного ВЗУ

2.1.3.1. Расчёт газодинамических параметров воздушного потока за фронтом первого скачка уплотнения

Основное условие связано с сохранением около обтекаемого тела конического потока – потока, параметры которого остаются постоянными вдоль прямых, проведенных из вершины обтекаемого невязким потоком конуса. Получающиеся результаты применяют также при исследовании вязкого обтекания. Невязкие параметры, такие, как давление, скорость, плотность, рассматриваются в качестве параметров на внешней границе пограничного слоя, образующегося на конусе, и являются факторами, определяющими напряжение трения и тепловые потоки, идущие от газа к стенке.

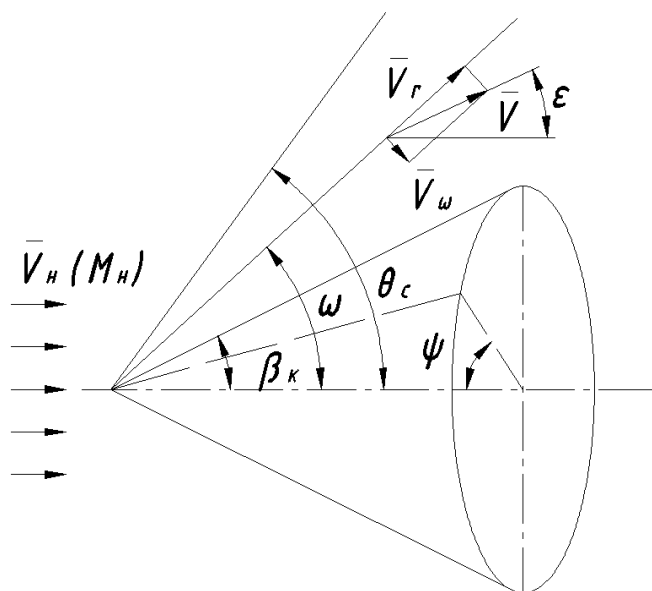


Рис. 2.4. Схема обтекания заостренного конуса

Задача заключается в том, чтобы рассчитать течение газа между этим конусом и возникающим перед ним скачком уплотнения, имеющим вид конической поверхности. При этом необходимо определить также угол наклона θ_c прямолинейной образующей конического скачка. Для этого рассмотрим систему уравнений в сферических координатах (θ, r, ψ) применительно к такому случаю обтекания, когда газ за скачком под влиянием высоких температур претерпевает физико-химические превращения. При этом будем считать, что в возмущенной области устанавливается термодинамическое равновесие.

Отыскиваемое решение для конуса должно соответствовать осесимметричному коническому полю возмущенного потока, в котором параметры газа сохраняются постоянными

вдоль прямых, проведенных из вершины и являющихся образующими промежуточных конических поверхностей (в том числе конических поверхностей с углами $\theta = \theta_c$ и $\theta = \beta_k$).

На основании указанного свойства отыскиваемого решения любая частная производная от параметров газа по сферической координате r (рис. 2.4) равна нулю.

Уравнение неразрывности в сферических координатах (при условии, что для установившегося движения $\partial\rho/\partial t = 0$):

$$\frac{1}{r} \frac{\partial(\rho V_r r^2)}{\partial r} + \frac{1}{\sin\theta} \frac{\partial(\rho V_\theta \sin\theta)}{\partial \theta} + \frac{1}{\sin\theta} \frac{\partial(\rho V_\psi)}{\partial \psi} = 0.$$

Частные производные по r , а также по ψ (двухмерное течение) следует принять равными нулю. После преобразований уравнение неразрывности принимает вид:

$$2\rho V_r + V_\theta \frac{d\rho}{d\theta} + \rho \frac{dV_\theta}{d\theta} + \rho V_\theta \cot\theta = 0 \quad (1)$$

Для двухмерных пространственных газовых течений, характеризующихся изменением параметров (скорости, давления, плотности и т.д.) в направлении двух координатных линий, уравнения движения представляются в следующей форме (члены, характеризующие вязкость, а также частные производные по t и r принимают равными нулю):

$$\begin{cases} \frac{dV_r}{d\theta} = V_\theta & (2) \\ \rho V_\theta \frac{dV_\theta}{d\theta} + \rho V_r V_\theta + \frac{dp}{d\theta} = 0 & (3) \end{cases}$$

В соответствии с числом определяемых параметров добавим к этим зависимостям уравнение:

$$\frac{p}{p_c} = \frac{(\mu_{cp})_c}{\mu_{cp}} \frac{\rho}{\rho_c} \frac{T}{T_c}$$

получаемое из уравнения состояния

$$p = \frac{R_0}{\mu_{cp}} \rho T$$

для газа в произвольной точке потока и уравнения состояния

$$p_c = \rho_c T_c \frac{R_0}{(\mu_{cp})_0}$$

отнесенного к условиям непосредственно за скачком уплотнения (индекс «с»). В рассматриваемую систему должны также войти уравнения энергии

$$i + \frac{V^2}{2} = i_c + \frac{V_c^2}{2}.$$

Если принять, что в возмущенной области между скачком уплотнения и поверхностью конуса удельные теплоемкости и средняя молярная масса газа остаются такими же, как в невозмущенной части потока, а скорость звука и энтальпия зависят только от температуры, то:

$$i = c_p T = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho}$$

$$S = c_v \ln \frac{T}{p^{k-1}} + c_1 = c_v \ln \frac{p}{p^k} + c_2$$

$$\mu_{cp} = const$$

$$a^2 = kRT = k \frac{p}{\rho}$$

Воспользуемся выражением для скорости звука $a^2 = dp/d\rho$, представленным в виде

$$\frac{dp}{d\theta} = a^2 \frac{d\rho}{d\theta}$$

После подстановки значения $dp/d\theta$ в уравнение (3) получаем:

$$\rho V_\theta \frac{dV_\theta}{d\theta} + \rho V_r V_\theta + a^2 \frac{d\rho}{d\theta} = 0 \quad (4)$$

Внося сюда значение производной $d\rho/d\theta$ из уравнения (1), находим преобразованное уравнение:

$$\begin{cases} \frac{dV_\theta}{d\theta} = \frac{V_r \left[\frac{V_\theta^2}{a^2} - 2 \right] - V_\theta \cot \theta}{1 - \frac{V_\theta^2}{a^2}} \\ \frac{dV_r}{d\theta} = V_\theta \end{cases}$$

Квадрат скорости звука в этом уравнении

$$a^2 = \frac{k+1}{2} a^{*2} - \frac{k-1}{2} [V_\theta^2 + V_r^2].$$

Видим, что задача об обтекании конуса сведена к кинематической задаче, связанной с определением поля скоростей в возмущенном потоке около конуса, т.е. с отысканием функций $V_r(\theta)$ и $V_\theta(\theta)$ для составляющих скорости.

Граничные условия, при которых ведется численное интегрирование дифференциальных уравнений, определяются условиями течения газа на конусе, а также условиями, характеризующими параметры газа непосредственно за скачком уплотнения.

Граничное условие обтекания конуса заключается в том, что на его поверхности нормальная составляющая скорости равна нулю, т.е.

$$V_\theta = 0 \text{ при } \theta = \beta_k.$$

Для скачка уплотнения имеем два условия. Первое из этих условий получается из равенства касательных составляющих скорости до скачка и после него, т.е. $V_{r\infty} = V_{cr}$. В соответствии с этим:

$$V_{cr} = V_\infty \cos \theta_c.$$

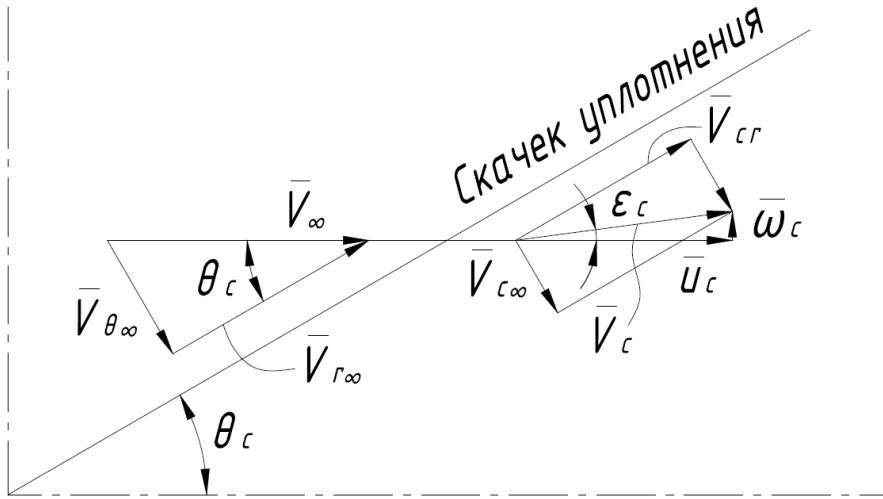


Рис. 2.5. Схема треугольников скоростей перед скачком уплотнения и непосредственно за ним в случае сверхзвукового обтекания конуса

Используя это выражение, можно получить второе условие. Для этого составим выражение для горизонтальной составляющей скорости u_c газа на скачке уплотнения (рис. 2.5)

$$u_c = V_{cr} \cos \theta_c - V_{c\theta} \sin \theta_c.$$

Умножив обе части этого выражения на V_{cr} и учитывая $V_{cr} = V_{\infty} \cos \theta_c$ получим

$$u_c V_{\infty} = V_{cr} (V_{cr} - V_{c\theta} \tan \theta_c),$$

где V_{cr} и $V_{c\theta}$ – соответственно касательная и нормальная составляющие скорости на скачке уплотнения.

Теперь воспользуемся уравнением ударной поляры

$$\frac{\omega^2}{(V_1 - u)^2} = \frac{u - \frac{a^{*2}}{V_1}}{\frac{2}{k+1} V_1 + \frac{a^{*2}}{V_1} - u},$$

где V_1 – скорость перед скачком,

и представим его в виде

$$\frac{\omega_c^2}{(V_{\infty} - u_c)^2} = \frac{(V_{\infty} u_c - a^{*2})(k+1)}{2V_{\infty}^2 + (k+1)(a^{*2} - V_{\infty} u_c)},$$

где ω_c – вертикальная составляющая скорости на скачке уплотнения.

Используя $\tan \theta_c = (V_1 - u)/\omega$, имеем

$$-\tan^2 \theta_c = \frac{2}{k+1} \frac{V_{\infty}^2}{a^{*2} - V_{\infty} u_c} + 1.$$

Учитывая, что $\tan^2 \theta_c = \cos^{-2} \theta_c - 1$, а $u_c V_{\infty} = V_{cr} (V_{cr} - V_{c\theta} \tan \theta_c)$, находим

$$-\frac{1}{\cos^2 \theta_c} = \frac{2}{k+1} \frac{V_{\infty}^2}{a^{*2} - V_{cr}^2 + V_{c\theta} V_{cr} \tan \theta_c}.$$

Имея в виду $V_{cr} = V_{\infty} \cos \theta_c$, получим окончательно граничное условие на скачке уплотнения:

$$tg \theta_c = \frac{1}{V_{c\theta} V_{cr}} \left(\frac{k-1}{k+1} V_{cr}^2 - a^{*2} \right).$$

Полученную систему уравнений интегрируем каким-либо численным методом. При этом обычно заданными считают величину угла скачка θ_c и скорость набегающего потока V_{∞} . В процессе решения уравнений определяют поле скоростей и находят соответствующий угол β_k конуса и скорость на нем $V_r = V_k$.

$$\begin{cases} \frac{dV_{\omega}}{d\theta} = \frac{V_r \left[\frac{V_{\omega}^2}{a^2} - 2 \right] - V_{\omega} ctg \omega}{1 - \frac{V_{\omega}^2}{a^2}} \\ \frac{dV_r}{d\theta} = V_{\theta} \end{cases}$$

Граничные условия:

$$\begin{cases} \omega = \theta_c \\ V_{\omega} = V_{c\omega} = \frac{1}{V_{cr} tg \theta_c} \left(\frac{k-1}{k+1} V_{cr}^2 - a^{*2} \right) \\ V_r = V_{cr} = V_{\infty} \cos \theta_c \end{cases}$$

Интегрирование ведется по переменной ω до достижения $V_{\omega} = 0$. Однако интегрирование по ω неудобно, т.к. значение ω , которому соответствует $V_{\omega} = 0$, заранее неизвестно, что создаёт трудности при задании пределов интегрирования. Целесообразно выбрать в качестве переменной интегрирования окружную составляющую скорости потока V_{ω} , пределы интегрирования для которой известны ($V_{c\omega} \dots 0$).

Запишем систему в безразмерном виде, т.к. это позволит получить результаты, определяемые только безразмерной скоростью λ набегающего воздушного потока и не зависящие от параметров атмосферы.

$$\begin{cases} \frac{d\omega}{d\lambda_{\omega}} = \frac{1 - \lambda_{\omega}^2 \frac{a^{*2}}{a^2}}{\lambda_r \left[\lambda_{\omega}^2 \frac{a^{*2}}{a^2} - 2 \right] - \lambda_{\omega} ctg \omega} \\ \frac{d\lambda_r}{d\lambda_{\omega}} = \lambda_{\omega} \cdot \frac{1 - \lambda_{\omega}^2 \frac{a^{*2}}{a^2}}{\lambda_r \left[\lambda_{\omega}^2 \frac{a^{*2}}{a^2} - 2 \right] - \lambda_{\omega} ctg \omega} \end{cases},$$

$$\text{где } \frac{a^2}{a^{*2}} = \frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} [\lambda_{\omega}^2 + \lambda_r^2].$$

Граничные условия в безразмерной форме будут иметь следующий вид:

$$\begin{cases} \omega = \theta_c \\ \lambda_\omega = \lambda_{c\omega} = \frac{1}{\lambda_{cr} \operatorname{tg} \theta_c} \left(\frac{k-1}{k+1} \lambda_{cr}^2 - 1 \right) \\ \lambda_r = \lambda_{cr} = \lambda_H \cos \theta_c \end{cases}$$

Окончательно система ДУ осесимметричного обтекания заострённого конуса принимает вид:

$$\begin{cases} \frac{d\omega}{d\lambda_\omega} = \frac{1 - \frac{\lambda_\omega^2}{\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} [\lambda_\omega^2 + \lambda_r^2]}}{\lambda_r \left[\frac{\lambda_\omega^2}{\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} [\lambda_\omega^2 + \lambda_r^2]} - 2 \right] - \lambda_\omega \operatorname{ctg} \omega} \\ \frac{d\lambda_r}{d\lambda_\omega} = \lambda_\omega \cdot \frac{1 - \frac{\lambda_\omega^2}{\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} [\lambda_\omega^2 + \lambda_r^2]}}{\lambda_r \left[\frac{\lambda_\omega^2}{\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} [\lambda_\omega^2 + \lambda_r^2]} - 2 \right] - \lambda_\omega \operatorname{ctg} \omega} \end{cases} \quad (5)$$

В основе расчёта конического течения за фронтом 1-го косого скачка уплотнения лежит численное решение этой системы дифференциальных уравнений.

Алгоритм решения задачи определения θ_c по заданному β_k

1. Задается угол наклона косого скачка θ_c в 1-ом приближении

$$\theta_{cmin} \leq \theta_c \leq \theta_{cmax},$$

где θ_{cmin} – угол наклона косого скачка при $\beta_k \rightarrow 0$, θ_{cmax} – угол наклона косого скачка при $\beta_k \rightarrow \beta_{кр}$, $\beta_{кр}$ – угол, котором косой скачек отходит от острия конуса и искривляется.

$$\theta_{cmin} = \arcsin \frac{1}{M_H} \quad (6)$$

$$\varphi(\lambda_H) = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{2}{k+1} \lambda_H^2 + 3 \cdot \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_H^2}{\lambda_H^2 - 1} \right]$$

$$q(\lambda_H) = \frac{2}{\frac{k+1}{\lambda_H^2 - 1} \lambda_H^2 + 1} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_H^2 \right)$$

$$\theta_{cmax} = \operatorname{arctg} \left(\sqrt{\varphi(\lambda_H) + \sqrt{\varphi^2(\lambda_H) + q(\lambda_H)}} \right) \quad (7)$$

В качестве первого приближения для θ_c можно принять:

$$\theta_{c1} = \theta_{cmin} + (\theta_{cmax} - \theta_{cmin}) \cdot \frac{\beta_k^2}{\beta_{кр}^2},$$

при этом значение β_k считается заданным, а $\beta_{кр}$ определяется интегрированием (5) при граничном условии $\omega = \theta_{сmax}$.

2. Записываются граничные условия

$$\begin{cases} \lambda_\omega = \lambda_{с\omega} \\ \omega = \theta_{с1} \\ \lambda_r = \lambda_{cr} \end{cases} \quad (8)$$

3. Система (5) интегрируется при граничных условиях (8). Определяется значение угла полураствора конуса β_1 , которое соответствует углу наклона скачка $\theta_{с1}$.

4. Полученное значение β_1 сравнивается с заданным β_k .

5. Задается новое значение θ_c , выбираемое таким образом, чтобы при повторном интегрировании (5) ошибка $|\beta_k - \beta_i|$ уменьшалась, например, в следующем виде:

$$\theta_{сi+1} = \theta_{с1} + \min(\theta_{с1} - \theta_{сmin}, \theta_{сmax} - \theta_{с1}) \cdot \frac{(\beta_k - \beta_1)}{\max(\beta_k, \beta_1)}.$$

6. Определяется $\beta_{i+1}, \theta_{сi+2}$.

Процедура повторяется до совпадения полученного и заданного значений β_k с требуемой точностью. Значение θ_c , при котором будет получено совпадение, является углом наклона косога скачка θ_1 .

По приведенному выше алгоритму $\beta_1 \rightarrow \theta_1$.

Интегрируя систему (5) при заданных граничных условиях и $\omega = \theta_1$, можно получить поле безразмерных скоростей потока в радиальных и окружных составляющих в зависимости от угла наклона ω образующей промежуточной конической поверхности к оси конуса. Для конического течения соблюдается условие неизменности параметров состояния потока на фиксированной конической поверхности ($\omega = const$). По этим данным для каждого ω вычисляются суммарная безразмерная скорость потока и угол наклона вектора скорости по отношению к оси конуса:

$$\lambda_1(\omega) = \sqrt{\lambda_{1\omega}^2(\omega) + \lambda_{1r}^2(\omega)},$$

$$\tau_1(\omega) = \omega - \arctg\left(\frac{\lambda_{1\omega}(\omega)}{\lambda_{1r}(\omega)}\right),$$

$$\lambda_1(\omega) \rightarrow \pi(\lambda), \varepsilon(\lambda), \tau(\lambda).$$

2.1.3.2. Расчет формы второго косого скачка уплотнения и газодинамических параметров воздушного потока за фронтом второго косого скачка уплотнения

1. Определяется угол поворота потока во втором косом скачке уплотнения

1.1. на поверхности конуса ($\omega = \beta_1$):

$$\delta_{1н} = \beta_2 - \beta_1;$$

1.2. в точке пересечения 2-го и последующих скачков ($\omega = \theta_1$):

$$\delta_{1к} = \delta(M_n, \beta_2) - \delta(M_n, \beta_1),$$

где углы разворота потока $\delta(M_n, \beta_1)$, $\delta(M_n, \beta_2)$ представляют собой углы плоского клина, соответствующие углам ступенчатого конуса β_1 и β_2 при $M = M_n$ (для их нахождения необходимо знать соответствующие углы наклона скачков θ_1 и θ_2).

Зависимость для определения угла плоского клина по заданному углу наклона скачка имеет вид:

$$ctg\beta_{пл} = tg\theta_c \frac{1 + tg\theta_c^2 + \frac{2}{k+1}\lambda_n^2}{\lambda_n^2 \left(tg\theta_c^2 + \frac{k-1}{k+1} \right) - (1 + tg\theta_c^2)} \quad (9)$$

$$\delta(M_n, \beta_2) = \beta_{пл}(M_n, \theta_2)$$

$$\delta(M_n, \beta_1) = \beta_{пл}(M_n, \theta_1)$$

1.3. для промежуточных значений:

$$\delta_1(\omega) = \delta_{1н} - (\delta_{1н} - \delta_{1к}) \cdot \frac{\omega - \beta_1}{\theta_1 - \beta_1}$$

2. Для каждого значения ω по углу поворота потока $\delta_1(\omega)$ на основе зависимости (9) определяется угол наклона 2-го косого скачка уплотнения к направлению скорости потока перед скачком $\theta_2(\omega)$.

2.1. Задается угол наклона косого скачка θ_c в первом приближении $\theta_{ci} = \theta_{cmin}$.

2.2. Из формулы (9) по θ_{ci} определяется $\beta_{плi}$. При этом скорость невозмущенного потока λ_n в (9) заменяется на значение $\lambda_1(\omega)$.

2.3. Полученное $\beta_{плi}$ сравнивается с заданным $\beta_{пл} = \delta_1(\omega)$.

2.4. Задается новое значение θ_c , выбираемое таким образом, чтобы при повторном расчете ошибка $|\beta_{пл} - \beta_{плi}|$ уменьшилась.

$$\theta_{ci+1} = \theta_{ci} + \frac{\beta_{пл} - \beta_{плi}}{2}.$$

2.5. Определяется $\beta_{пл i+1}$, $\theta_{с i+2}$. Процедура повторяется до совпадения $\beta_{пл}$ полученного и заданного. Значение $\theta_{с}$, при котором будет получено совпадение, является углом наклона косого скачка $\theta_2(\omega)$, соответствующим $\delta_1(\omega)$.

3. Для каждого значения ω определяется угол $\alpha_2(\omega)$ между фронтом 2-го косого скачка уплотнения и нормалью к направлению скорости потока перед скачком, равный $\alpha_2(\omega) = 90^\circ - \theta_2(\omega)$.
4. Путем численного интегрирования определяется длина текущего луча $r_1(\omega)$ в отношении к длине образующей 1-ой ступени конуса r_{10} (рис. 2.6):

$$r_{1\text{отн}}(\omega) = e^{\int_{\beta_1}^{\omega} \text{tg}(\alpha_2(\omega) + \vartheta_1(\omega)) d\omega}, \quad (10)$$

где $\vartheta_1(\omega) = \omega - \tau_1(\omega)$ – угол наклона вектора скорости потока к образующей промежуточной конической поверхности.

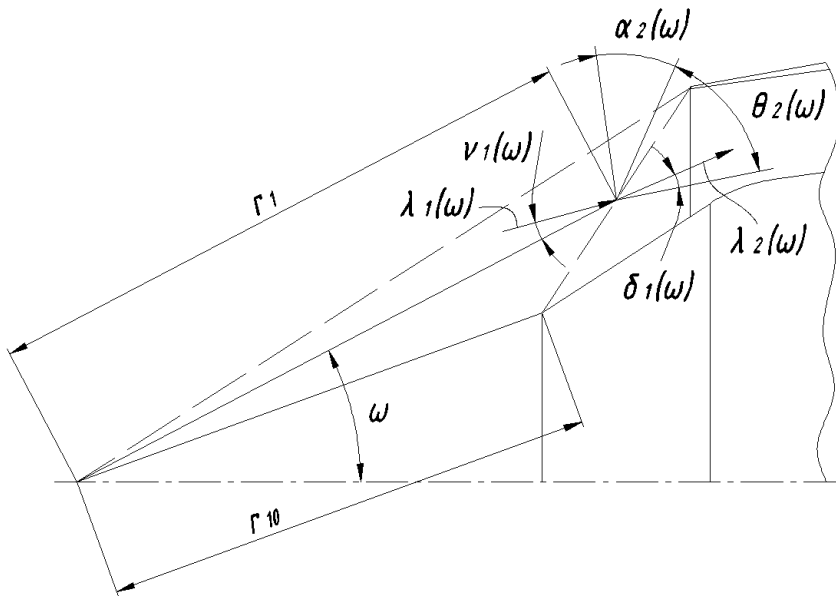


Рис. 2.6. Расчёт формы второго скачка уплотнения.

5. Зная $r_{1\text{отн}}(\omega)$ для $\beta_1 \leq \omega \leq \theta_1$, можно построить профиль 2-го косого скачка уплотнения. Угол $\alpha_2(\omega)$ различается в зависимости от координаты ω , что связано с наличием неравномерности поля скоростей $\lambda_1(\omega)$ и углов поворота потока $\delta_1(\omega)$. Это означает, что образующая 2-го косого скачка будет не прямолинейна, а незначительно искривлена.

Предполагается, что в потоке за 2-м скачком уплотнения параметры потока сохраняются неизменными на лучах ω_2 , проведенных из точки пересечения образующей ступени конуса с углом β_2 и оси диффузора.

1. Каждому углу ω_2 ставится в соответствие определённый угол ω из условия пересечения соответствующих лучей на фронте второго косого скачка

$$\omega_2(\omega) = \text{arccctg} \left(\text{ctg} \omega - \frac{1}{r_{1\text{отн}}(\omega)} \cdot \frac{\sin \beta_1}{\sin \omega} (\text{ctg} \beta_1 - \text{ctg} \beta_2) \right).$$

2. Для каждого из лучей ω_2 по значениям $\lambda_1(\omega)$ и $\theta_2(\omega)$ определяются радиальная и окружная составляющие скорости потока $\lambda_{2cr}(\omega)$ и $\lambda_{2c\omega}(\omega)$ за вторым скачком.
3. Определяются углы наклона $\tau_2(\omega)$ и $\vartheta_2(\omega)$ вектора скорости потока по отношению к оси конуса и образующей промежуточной конической поверхности соответственно.

2.1.4. Определение положения носка ступенчатого конуса относительно обечайки

Расстояние между носком ступенчатого конуса и передней кромкой обечайки определяется по формуле

$$L_p = \frac{D_e}{2} \text{ctg} \omega_p,$$

где ω_p – угол между лучом, соединяющим носок ступенчатого конуса и переднюю кромку обечайки, и осью диффузора. В общем случае его значение зависит от расчетной величины коэффициента расхода φ_n . В случае $\varphi_n = 1$ при расчётном числе Маха косые скачки уплотнения должны сходиться на передней кромке обечайки. Это позволяет обеспечить максимальный расход воздуха через диффузор при прочих равных условиях. Случай $\varphi_n < 1$ имеет место, когда при $M_n = M_p$ первый косой скачек направлен мимо обечайки. Этому случаю, как правило, соответствует минимум суммарного волнового сопротивления диффузора и обечайки, однако расход воздуха через диффузор уменьшается по сравнению с $\varphi_n = 1$, что ведёт к увеличению габаритов диффузора. При схеме с выносными ВЗУ более выгодным является случай $\varphi_n = 1$ (косые скачки сходятся на передней кромке обечайки). При этом угол ω_p равен углу наклона первого косого скачка θ_1 .

Диаметр входа D_e на данном этапе неизвестен, т.к. величина площади входа F_e будет определяться в ходе дальнейших расчетов. Поэтому дальнейшие расчёты будем производить в относительных величинах, полагая $D_e = 1$ м.

$$l_p = \frac{L_p}{D_e} = \frac{\text{ctg} \omega_p}{2} = \frac{\text{ctg} \theta_1}{2}.$$

Угол наклона первого косого скачка θ_1 был определен по инженерной методике расчёта конического течения в сверхзвуковой части осесимметричного ВЗУ изложенной выше. При $M_n = 2,5$ и $\beta_1 = 20^\circ$ он равен $\theta_1 = 32,577^\circ$. Тогда

$$l_p = \frac{ctg32,577^\circ}{2} = 0,783.$$

2.1.5. Определение координат точек излома образующей ступенчатого конуса

Относительные координаты точек излома образующей ступенчатого конуса для выбранного случая $\varphi_n = 1$ определяется из условия пересечения косых скачков уплотнения на передней кромке обечайки. Для их определения необходимо произвести расчет формы фторого косого скачка уплотнения, описываемого уравнением

$$r_{1\text{отн}}(\omega) = e^{\int_{\beta_1}^{\omega} tg(\alpha_2(\omega) + \vartheta_1(\omega)) d\omega}$$

где $r_{1\text{отн}}(\omega)$ – зависимость относительной длины луча, проведенного из носка конуса к фронту второго скачка, от угла наклона луча к оси диффузора; длина луча отнесена к длине r_{10} образующей первой ступени конуса;

$\alpha_2(\omega) + \vartheta_1(\omega)$ – характерные углы; подробное описание и алгоритм расчёта приведены выше.

Располагая зависимостью $r_{1\text{отн}}(\omega)$, можно найти значение $r_{1\text{отн}}$ для луча, соединяющего носок ступенчатого конуса и переднюю кромку обечайки ($\omega = \theta_1$); длина этого луча известна и равна

$$r_{1\text{max}} = \frac{l_p}{\cos \theta_1} = \frac{0,783}{\cos 32,577^\circ} = 0,929$$

Тогда

$$r_{10} = \frac{r_{1\text{max}}}{r_{1\text{отн}}(\theta_1)} = \frac{0,929}{1,474} = 0,63.$$

Зная r_{10} , можно найти координаты точки излома образующей ступенчатого конуса:

$$x_1 = r_{10} \cos \beta_1 = 0,63 \cdot \cos 20^\circ = 0,592;$$

$$y_1 = r_{10} \sin \beta_1 = 0,63 \cdot \sin 20^\circ = 0,215.$$

Расчёт геометрии сверхзвуковой части диффузора завершён. Абсолютные значения l_p , x_1 , y_1 и других геометрических параметров могут быть получены умножением найденных относительных значений на величину D_e .

2.1.6. Профилирование переходной и дозвуковой частей диффузора

Профилирование переходной части диффузора заключается в определении оптимальных величин относительной площади горла f_m , внутреннего угла обечайки β_{BH} и относительной площади входа f_d и построении профиля канала в переходной части диффузора.

Переходную часть диффузора профилируем в соответствии с рисунком 2.7 [2.1].

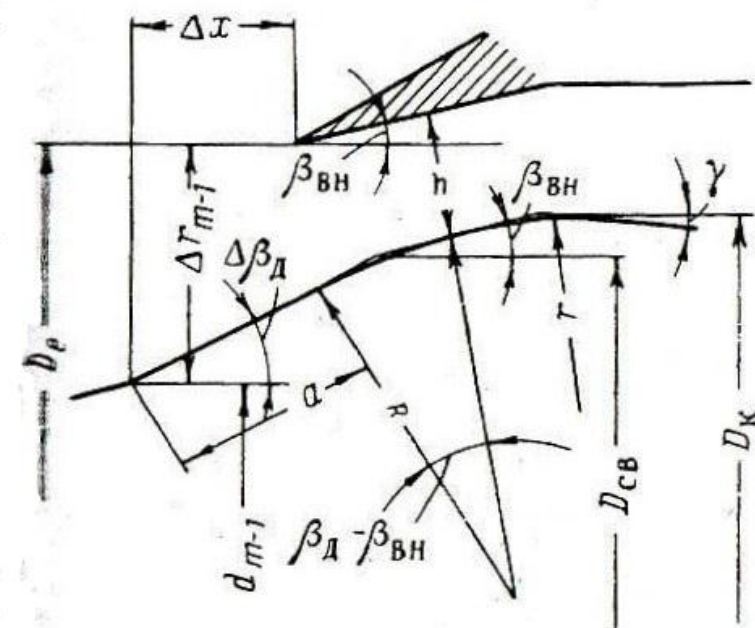


Рис. 2.7. Форма переходной части диффузора при $\beta_{BH} > 0$

Геометрические параметры переходной части определяются следующими соотношениями:

$$f_m = \frac{h}{\left(\frac{D_e}{2}\right)^2} \left\{ \frac{D_e}{2} + \frac{d_{m-1}}{2} + \sin \beta_{BH} [R \sin(\beta_d - \beta_{BH}) - \Delta r_{m-1} \sin \beta_{BH} - \Delta x \cos \beta_{BH}] \right. \\ \left. + R(\cos \beta_{BH} - \cos \beta_d) + \frac{\sin \beta_{BH} \cos(\beta_d - \beta_{BH}) + \sin \beta_d}{\sin(\beta_d - \beta_{BH})} \right. \\ \left. \cdot [R \cos(\beta_d - \beta_{BH}) + \Delta r_{m-1} \cos \beta_{BH} - \Delta x \sin \beta_{BH} - (R + h)] \right\} \\ a = \frac{R \cos(\beta_d - \beta_{BH}) + \Delta r_{m-1} \cos \beta_{BH} - \Delta x \sin \beta_{BH} - (R + h)}{\sin(\beta_d - \beta_{BH})} \\ D_{CB} = 2 \left(\frac{d_{m-1}}{2} + a \sin \beta_d + R \sin \beta_d \tan \frac{\beta_d - \beta_{BH}}{2} \right) \\ D_K = D_{CB} + 2 \tan \beta_{BH} \left(\Delta x + \frac{D_{об. BH} - D_e}{2 \tan \beta_{BH}} - \frac{D_{CB} - d_{m-1}}{2 \tan \beta_d} \right)$$

Приближенная величина оптимальной площади горла может определяться по формуле

$$f_m = \frac{q(M_H)}{\sigma_T} K_F$$

где σ_T для $\beta_d = 33^\circ$ и $m=2$ при $M_H = 2,5$ равна 0,882 (рис. 1), K_F – экспериментальный коэффициент – равен 1,07, газодинамическая функция приведенного расхода $q(M_H)$ при $M_H = 2,5$ принимает значение 0,379. Тогда имеем:

$$f_m = \frac{0,397}{0,882} \cdot 1,07 = 0,46$$

Для расчета величин a , $D_{св}$ и D_K необходимо выбрать величину кольцевого зазора h . Для этого строим зависимость $f_m(h)$, по которой для ранее выбранного значения оптимальной площади горла f_m определяем h .

Геометрические размеры:

$$D_e = 1$$

$$d_{m-1} = 0,43$$

$$\beta_d = 33^\circ$$

$$\Delta r_{m-1} = 0,285$$

$$\Delta x = 0,191$$

Величину внутреннего угла обечайки принимаем равной $\beta_{вн} = 8^\circ$.

Величину радиуса скругления R следует брать в пределах от $0,1D_e$ до $0,35D_e$. Уменьшение $R < 0,1D_e$ способствует появлению отрыва в области горла, увеличение $R > 0,35D_e$ приводит к увеличению $f_{m.opt}$ и снижению σ_{max} . Принимаем $R = 0,2D_e = 0,2$.

Результаты представлены на рис. 2.8 и сведены в таблицу 2.1.

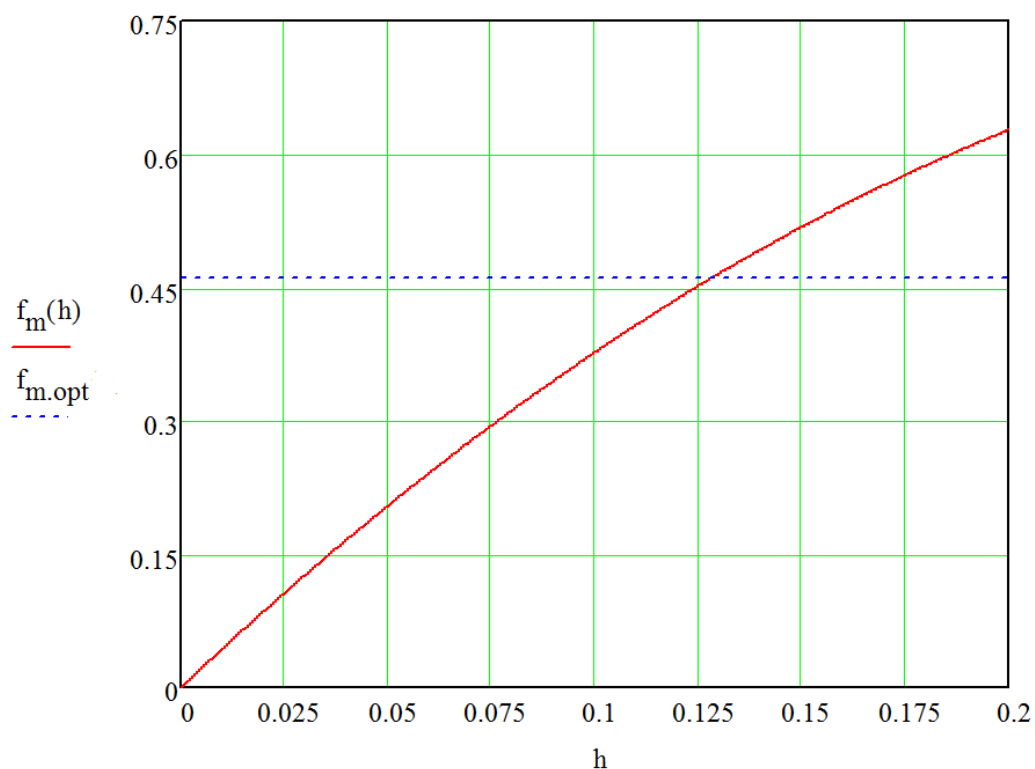


Рис. 2.8. Зависимость величины относительной площади горла f_m от высоты кольцевого зазора h .

Таблица 2.1. Зависимость величины относительной площади горла f_m от высоты кольцевого зазора h .

| h | f_m |
|-------|-------|
| 0 | 0 |
| 0,025 | 0,106 |
| 0,05 | 0,204 |
| 0,075 | 0,295 |
| 0,1 | 0,377 |
| 0,125 | 0,451 |
| 0,15 | 0,518 |
| 0,175 | 0,576 |
| 0,2 | 0,627 |

Из рис. 2.8 видно, что выбранному значению $f_m = 0,46$ соответствует $h = 0,129$. Тогда имеем

$$a = 0,255$$

$$D_{CB} = 0,756$$

Для определения размера D_k необходимо знать внутренний диаметр канала диффузора $D_{об.вн}$, который, в свою очередь, зависит от величины относительной площади входа f_d . Принимаем $f_d = 0$. Тогда

$$D_{об.вн} = \frac{D_e}{\sqrt{f_d}} = \frac{1}{\sqrt{0,9}} \approx 1,05$$

$$D_k = 0,789$$

Дозвуковую часть диффузора следует выполнять из двух участков – слабо расширяющегося участка с приведенным углом расширения $\gamma_{пр1} = 0..2^\circ$ на длине $L_{ц}$ и участка с приведенным углом расширения $\gamma_{пр2} = 5..30^\circ$. Расстояние от конца слабо расширяющегося участка до горла, измеренное вдоль средней линии канала, должно быть не менее $L_{ц} = (6..9)h$. Принимаем

$$\gamma_{пр1} = 2^\circ$$

$$\gamma_{пр2} = 15^\circ$$

$$L_{ц} = 8 \cdot h = 1,032$$

2.2. Численное исследование течения по тракту ВЗУ

Для подтверждения работы ВЗУ и оценки его рабочих характеристик проводится численное моделирование газодинамических процессов, основанное на решении полной осредненной системы уравнений Навье-Стокса. Моделирование проводится в двухмерной осесимметричной стационарной постановке с учетом вязкости (двухпараметрическая модель турбулентности $k-\omega$) и зависимости удельной теплоемкости воздуха от температуры.

2.2.1. Общие сведения о программном комплексе

Математическое моделирование в рамках дипломного проекта проводилось в программном комплексе ANSYS. В частности в программном модуле ANSYS FLUENT, решающем задачи газодинамики методом конечных элементов.

Корпорация ANSYS является лидером на рынке программных средств конечно-элементных расчетов. ANSYS объединяет в себе не только прочностные и газодинамические расчеты, но и расчеты электромагнитных взаимодействий, сверхбыстрых деформаций конструкции в пластической области (нестационарная и нелинейная динамика), например воздействие взрыва.

Программный модуль ANSYS FLUENT (<http://www.ansys.com>) является мощным инструментом для оптимизации процесса проектно-конструкторской и технологической

подготовки в области вычислительной динамики жидкостей и газов и имеет широкий спектр возможностей моделирования течений жидкостей и газов для промышленных задач с учетом турбулентности, теплообмена, химических реакций. К примерам применения FLUENT можно отнести задачи обтекания крыла, горение в печах, течение внутри барботажной колонны, внешнее обтекание нефтедобывающих платформ, течение в кровеносной системе, конвективное охлаждение сборки полупроводника, вентиляция в помещениях, моделирование промышленных стоков. Специализированные модели горения, аэроакустики, вращающихся/неподвижных расчетных областей, многофазных течений серьезно расширяют области применения базового продукта.

Данный программный комплекс позволяет выполнять следующие операции:

- моделирование двухмерных плоских, осесимметричных (без и с завихрениями), и трёхмерных течений;
- использование неструктурированных сеток;
- моделирование установившихся или нестационарных потоков;
- моделирование различных скоростных режимов;
- моделирование невязких, ламинарных и турбулентных потоков;
- моделирование ньютоновских и неньютоновских течений;
- широкий набор моделей турбулентности (например, $k - \varepsilon$, $k - \omega$, Spalart-Allmaras, Reynolds Stress и другие);
- моделирование теплообмена, включая различные виды конвекции и излучение;
- использование моделей однородного и неоднородного горения химических компонентов, моделей поверхностного осаждения и реакции;
- использование моделей свободной поверхности и многофазных моделей, включая теплоперенос и реакции;
- использование моделей перехода фаз для приложений, моделирующих плавление/затвердевание, моделей кавитации и влажного пара;
- использование динамических сеток для моделирования потоков вокруг движущихся объектов и т. д.

В основе математической модели лежит решение уравнений Навье-Стокса – системы дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих движение вязкой ньютоновской жидкости. Уравнения Навье-Стокса являются одними из важнейших в гидродинамике и применяются в математическом моделировании многих природных явлений и технических задач.

Система состоит из двух уравнений: уравнения движения и уравнения неразрывности. В векторном виде для несжимаемой жидкости они записываются следующим образом:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = -(\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} + \nu \Delta \vec{v} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \vec{f};$$

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0,$$

где ∇ – оператор Гамильтона, Δ – оператор Лапласа, ρ – плотность, p – давление, ν – коэффициент кинематической вязкости, \vec{v} – векторное поле скоростей, \vec{f} – векторное поле массовых сил.

К минусам программного комплекса ANSYS можно условно отнести его большие затраты ресурсов вычислительной техники для решения сложных пространственных задач.

2.2.2. Построение расчетной сетки

Расчётная сетка была построена при помощи программной системы ANSYS ICEM CFD.

ICEM CFD это комплексное решение для задач генерации расчетных сеток, от структурированной многоблочной до неструктурированной гекса- или тетраэдрической или гибридной. Инструменты генерации сетки ANSYS ICEM CFD работают на основе информации, взятой из геометрической модели. Поддерживаются внешние форматы ACIS, Capri, DWG, DXF, IDI, IGES, STEP, STL, VRML.

С помощью блочной структуры в ICEM CFD была создана сетка для геометрии диффузора, которая затем использовалась во FLUENT как расчётная область.

Расчётная сетка представлена на рисунке 2.8 и листе 5 дипломного проекта.

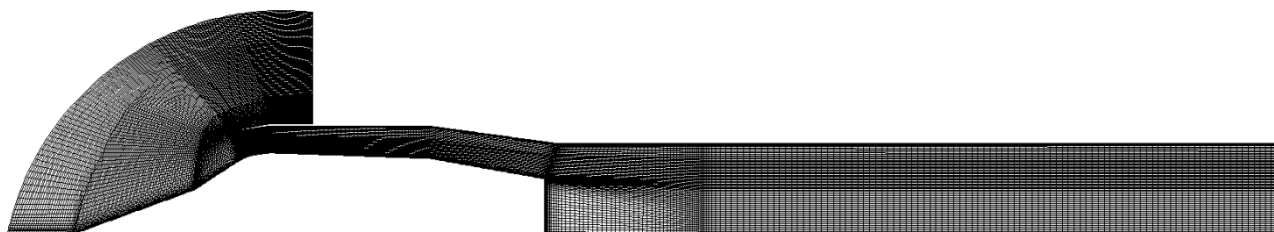


Рис. 2.8. Расчётная сетка для исследования течения по тракту диффузора.

2.2.3. Математическая модель и граничные условия

Тип решателя: density-based. Данный тип решателя был специально разработан для высокоскоростных сжимаемых потоков.

Постановка решения: стационарная (Steady State).

Модель рабочего тела: модель идеального газа с количеством степеней свободы, соответствующим воздуху (Air Ideal Gas), хорошо согласуется с экспериментом при сверхзвуковых скоростях.

Модель турбулентности: Спаларта-Аллареса (Spalart-Allmaras), которая была специально разработана для космических и аэрокосмических приложений. Она показывает хорошие результаты для пограничных слоёв с положительным градиентом давления (т.е. с ростом давления в направлении течения). В этой модели решается одно дифференциальное уравнение переноса для кинематической турбулентной вязкости.

Граничные условия:

- Вход (Inlet):
 - давление на входе $p = 0,1$ МПа.
- Выход 1 (Outlet):
 - давление на выходе $p = 0,001$ МПа.
- Выход 2 (Outlet):
 - давление на выходе $p = var$.
- Обечайка диффузора (Wall):
 - Адиабатическая (Adiabatic).
- Центральное тело (Wall):
 - Адиабатическая (Adiabatic).
- Симметрия (Symmetry).

2.2.4. Расчёт основных рабочих характеристик диффузора

Для дальнейшего расчёта необходимо определить оптимальную величину коэффициента восстановления полного давления. Для этого необходимо построить график зависимости коэффициента восстановления полного давления от коэффициента расхода.

Коэффициент расхода представляет собой отношение действительного расхода воздуха через диффузор к максимально возможному и численно равен отношению площади входной в двигатель струи воздуха в невозмущённом потоке к площади входа диффузора:

$$\varphi = \frac{G}{G_{max}}.$$

Коэффициент восстановления полного давления диффузора представляет собой отношение полного давления на выходе из диффузора к полному давлению в невозмущённом потоке:

$$\sigma_d = \frac{p_{0d}}{p_{0н}}.$$

Задаемся рядом значений давления на выходе из диффузора, которые являются граничным условием на выходе 2 для модели в Ansys Fluent, далее для каждого значения проводим расчет и в качестве выходных данных снимаем значения полного давления и расхода для каждого расчётного случая.

Результаты расчёта представлены в таблице 2.2. По результатам расчёта строим график зависимости коэффициента восстановления полного давления диффузора от коэффициента расхода. График представлен на рис. 2.9 и на листе 6 дипломного проекта.

Таблица 2.2.

| p , МПа | φ | σ_d |
|-----------|-----------|------------|
| 0,8 | 0,95 | 0,59 |
| 0,85 | 0,95 | 0,61 |
| 0,9 | 0,95 | 0,63 |
| 0,95 | 0,95 | 0,65 |
| 1 | 0,95 | 0,68 |
| 1,05 | 0,95 | 0,7 |
| 1,1 | 0,95 | 0,73 |
| 1,15 | 0,93 | 0,75 |
| 1,2 | 0,88 | 0,77 |
| 1,25 | 0,75 | 0,78 |

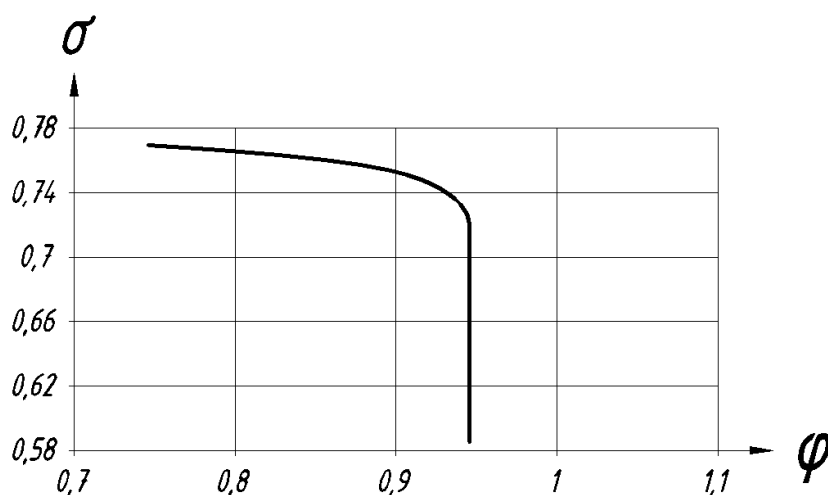


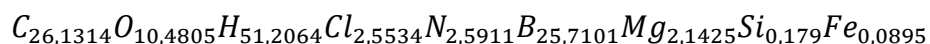
Рис. 2.9. График зависимости коэффициента восстановления полного давления диффузора от коэффициента расхода

Используя график, выбираем оптимальное значение коэффициента восстановления полного давления диффузора $\sigma_{max} = 0,73$.

На листах 6 и 7 проекта представлены поля распределения числа Маха и статического давления соответственно для каждого расчетного значения, из которых видно, что косые скачки уплотнения сходятся на кромке и что при повышении давления на выходе из диффузора прямой скачек уплотнения перемещается ближе к горлу.

2.3. Выбор твердого топлива газогенератора ПВРД

В качестве твердого топлива газогенератора ПВРД выбираем топливо марки ВПД-30-40-БГК-М. Условная химическая формула:



Характеристики топлива представлены в таблице 2.3.

Таблица 2.3. Характеристики топлива ВПД-30-40-БГК-М.

| Параметр | Значение |
|---|----------|
| 1. Плотность $\rho_{гг}$, кг/м ³ | 1460 |
| 2. Энтальпия образования H , кДж/кг | -1208,1 |
| 3. Стехиометрический коэффициент L_0 | 7,41962 |
| 4. Единичная скорость горения $u_{1гг}$, мм/с | 3..20 |
| 5. Показатель степени в законе горения $\nu_{гг}$ | 0,3..0,5 |

2.4. Выбор оптимальной величины коэффициента избытка воздуха

Таблица 2.4. Исходные данные для расчёта

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| 1. Рабочая скорость маршевой ДУ M_H | 2,5 |
| 2. Высота полёта H , м | 100 |
| 3. Газовая постоянная набегающего потока (воздуха) R_H , Дж/(кг · К) | 287,052 |
| 4. Показатель адиабаты набегающего потока (воздуха) k_H | 1,4 |

Таблица 2.5. Параметры на высоте полёта согласно таблицам Стандартной атмосферы

| Параметр | Значение |
|---|--------------------|
| 1. Температура набегающего потока T_H , К | 287,5 |
| 2. Скорость звука на высоте полёта a_H , м/с | 339,91 |
| 3. Статическое давление на высоте полёта p_H , Па | $1,001 \cdot 10^5$ |
| 4. Плотность воздуха ρ_H , кг/м ³ | 1,213 |
| 5. Скорость полёта $V_H = M_H \cdot a_H$, м/с | 849,774 |

Определим полные параметры набегающего потока при заданных условиях полёта.

Полное давление:

$$p_{0H} = \frac{p_H}{\pi(M_H, k_H)} = 1,711 \text{ МПа.}$$

Полная температура:

$$T_{0H} = \frac{T_H}{\tau(M_H, k_H)} = 646,875 \text{ К.}$$

$$f_a = 1$$

Задаемся рядом значений коэффициента избытка воздуха и для всех значений проводим термодинамический расчет в программном комплексе «Терра». Основные данные, необходимые для дальнейшего расчёта представлены в таблице 2.6. При этом газовая постоянная с учетом конденсированной фазы рассчитывается по формуле:

$$R_r = R'_r \cdot (1 - z).$$

Теплоемкость продуктов сгорания:

$$c_p = R_r \frac{k_r}{k_r - 1}.$$

Таблица 2.6.

| α | T_{0r}, K | k_r | $R'_r, \frac{Дж}{кг \cdot K}$ | z | $R_r, \frac{Дж}{кг \cdot K}$ | $c_p, \frac{Дж}{кг \cdot K}$ |
|----------|-------------|--------|-------------------------------|---------|------------------------------|------------------------------|
| 0,8 | 2187,2 | 1,2382 | 267,88 | 0,00852 | 265,5977 | 1392,481 |
| 0,9 | 2283,4 | 1,2347 | 264,17 | 0,00672 | 262,3948 | 1389,735 |
| 1 | 2257,4 | 1,236 | 263,82 | 0,00697 | 261,9812 | 1381,701 |
| 1,1 | 2152,7 | 1,2405 | 265,48 | 0,00772 | 263,4305 | 1369,347 |
| 1,2 | 2046,7 | 1,2453 | 267,14 | 0,00807 | 264,9842 | 1356,174 |
| 1,3 | 1950,2 | 1,2499 | 268,62 | 0,00828 | 266,3958 | 1343,53 |
| 1,4 | 1909,6 | 1,2505 | 271,95 | 0,02137 | 266,1384 | 1357,579 |
| 1,5 | 1867,3 | 1,2514 | 274,66 | 0,03127 | 266,0714 | 1367,182 |
| 1,6 | 1824,1 | 1,2527 | 276,88 | 0,03865 | 266,1786 | 1372,567 |
| 1,7 | 1780,7 | 1,2542 | 278,71 | 0,04415 | 266,405 | 1375,13 |
| 1,8 | 1737,6 | 1,2559 | 280,2 | 0,04809 | 266,7252 | 1375,159 |
| 1,9 | 1695,1 | 1,2578 | 281,4 | 0,05074 | 267,1218 | 1372,944 |
| 2 | 1653,4 | 1,2598 | 282,36 | 0,05236 | 267,5756 | 1369,196 |
| 2,1 | 1612,5 | 1,2619 | 283,12 | 0,05315 | 268,0722 | 1364,143 |
| 2,2 | 1572,6 | 1,264 | 283,71 | 0,05328 | 268,5939 | 1358,369 |
| 2,3 | 1534 | 1,2663 | 284,17 | 0,05291 | 269,1346 | 1351,275 |
| 2,4 | 1496,6 | 1,2686 | 284,52 | 0,05218 | 269,6737 | 1343,79 |
| 2,5 | 1460,7 | 1,2708 | 284,79 | 0,05119 | 270,2116 | 1336,452 |
| 2,6 | 1426,2 | 1,2731 | 285 | 0,05004 | 270,7386 | 1328,574 |
| 2,7 | 1393,3 | 1,2754 | 285,16 | 0,04879 | 271,247 | 1320,599 |
| 2,8 | 1361,9 | 1,2776 | 285,29 | 0,0475 | 271,7387 | 1312,992 |
| 2,9 | 1332 | 1,2798 | 285,39 | 0,04619 | 272,2078 | 1305,369 |
| 3 | 1303,6 | 1,282 | 285,48 | 0,0449 | 272,6619 | 1297,82 |
| 3,1 | 1276,6 | 1,2841 | 285,55 | 0,04364 | 273,0886 | 1290,654 |
| 3,2 | 1250,9 | 1,2861 | 285,61 | 0,04242 | 273,4944 | 1283,897 |
| 3,3 | 1226,4 | 1,2881 | 285,66 | 0,04125 | 273,8765 | 1277,191 |
| 3,4 | 1203,2 | 1,2901 | 285,71 | 0,04012 | 274,2473 | 1270,577 |
| 3,5 | 1181 | 1,292 | 285,75 | 0,03905 | 274,5915 | 1264,346 |

Определим термодинамический комплекс $\kappa\beta\sqrt{\tau}$ для двигателя. Отношение расхода воздуха к расходу газа:

$$n = L_0 \cdot \alpha,$$

$$\kappa = \sqrt{\frac{k_{\Gamma} + 1}{k_{\Gamma}} \cdot \frac{k_{\text{H}}}{k_{\text{H}} + 1} \cdot \frac{R_{\Gamma}}{R_{\text{H}}}},$$

$$\beta = \frac{n + 1}{n}.$$

Относительный подогрев:

$$\tau = \frac{T_{0\Gamma}}{T_{\text{H}}}.$$

Зависимости перечисленных величин от коэффициента избытка воздуха α представлены в таблице 2.7.

Таблица 2.7.

| α | n | κ | β | τ | $\kappa\beta\sqrt{\tau}$ |
|----------|--------|----------|---------|--------|--------------------------|
| 0,8 | 5,936 | 0,988 | 1,168 | 3,38 | 2,121888 |
| 0,9 | 6,678 | 0,982 | 1,15 | 3,53 | 2,121762 |
| 1 | 7,42 | 0,981 | 1,14 | 3,49 | 2,080068 |
| 1,1 | 8,162 | 0,983 | 1,12 | 3,33 | 2,01384 |
| 1,2 | 8,904 | 0,985 | 1,11 | 3,16 | 1,948315 |
| 1,3 | 9,646 | 0,987 | 1,10 | 3,02 | 1,892038 |
| 1,4 | 10,387 | 0,987 | 1,10 | 2,95 | 1,8586 |
| 1,5 | 11,129 | 0,986 | 1,09 | 2,89 | 1,826109 |
| 1,6 | 11,871 | 0,986 | 1,08 | 2,82 | 1,794861 |
| 1,7 | 12,613 | 0,986 | 1,08 | 2,75 | 1,765231 |
| 1,8 | 13,355 | 0,987 | 1,08 | 2,69 | 1,738916 |
| 1,9 | 14,097 | 0,987 | 1,07 | 2,62 | 1,711029 |
| 2 | 14,839 | 0,988 | 1,07 | 2,56 | 1,685395 |
| 2,1 | 15,581 | 0,988 | 1,06 | 2,49 | 1,659815 |
| 2,2 | 16,323 | 0,989 | 1,06 | 2,43 | 1,636079 |
| 2,3 | 17,065 | 0,989 | 1,06 | 2,37 | 1,612716 |
| 2,4 | 17,807 | 0,99 | 1,06 | 2,31 | 1,590306 |
| 2,5 | 18,549 | 0,991 | 1,05 | 2,26 | 1,569554 |
| 2,6 | 19,291 | 0,991 | 1,05 | 2,21 | 1,548081 |

Продолжение таблицы 2.7.

| | | | | | |
|-----|--------|-------|------|------|----------|
| 2,7 | 20,033 | 0,992 | 1,05 | 2,15 | 1,528705 |
| 2,8 | 20,775 | 0,992 | 1,05 | 2,11 | 1,508339 |
| 2,9 | 21,517 | 0,993 | 1,05 | 2,06 | 1,490421 |
| 3 | 22,259 | 0,993 | 1,05 | 2,02 | 1,473001 |
| 3,1 | 23,001 | 0,994 | 1,04 | 1,97 | 1,456244 |
| 3,2 | 23,743 | 0,994 | 1,04 | 1,93 | 1,440397 |
| 3,3 | 24,485 | 0,994 | 1,04 | 1,90 | 1,424808 |
| 3,4 | 25,227 | 0,995 | 1,04 | 1,86 | 1,411279 |
| 3,5 | 25,969 | 0,995 | 1,04 | 1,83 | 1,396976 |

Относительная площадь критического сечения сопла:

$$f_{кр} = \frac{F_{кр}}{F_{дв}} = 0,9$$

Из зависимости $f_{кр} = q(\lambda_3, k_r)$ получаем значение λ_3 .

Зная значения величины λ_3 , можем найти значение $z(\lambda_3)$. Используя выражение:

$$z(\lambda_3) = \frac{1}{\lambda_3} + \lambda_3 = \frac{z(\lambda_2)}{\kappa\beta\sqrt{\tau}}$$

находим λ_2 .

Зная величину λ_2 , находим значение $q(\lambda_2, k_H)$ и далее с помощью выражения:

$$q(\lambda_2, k_H) = q(\lambda_H, k_H) \cdot f_{вх} \cdot \frac{\varphi_H}{k_\sigma \cdot \sigma_{max}}$$

находим величину $f_{вх}$. При этом $k_\sigma = 0,95..0,98$, а значение $\sigma_{max} = 0,73$ получено из расчёта диффузора в программном комплексе Ansys Fluent.

Относительная площадь выходного сечения сопла:

$$f_a = \frac{F_a}{F_{дв}} = 1.$$

Используя выражение:

$$q(\lambda_4, k_r) = \frac{f_{кр}}{f_a} \cdot \sigma_c,$$

где $\sigma_c = 0,98$ - потери полного давления в сопле, находим величину λ_4 и $z(\lambda_4)$.

В результате имеем коэффициент тяги двигательной установки:

$$c_R = f_{вх} \left[\frac{1}{\lambda_4} \cdot \frac{k_H + 1}{k_H} \cdot \kappa\beta\sqrt{\tau} \cdot z(\lambda_4) - 2 \right] - \frac{2f_a}{k_H \cdot M_H^2}$$

Результаты расчёта представлены в таблице 2.8.

Таблица 2.8.

| α | λ_3 | $z(\lambda_3)$ | λ_2 | $q(\lambda_2, k_H)$ | f_{BX} | λ_4 | $z(\lambda_4)$ | c_R |
|----------|-------------|----------------|-------------|---------------------|----------|-------------|----------------|-------|
| 0,8 | 0,705 | 4,51 | 0,234 | 0,361 | 0,494 | 1,28 | 2,061 | 0,812 |
| 0,9 | 0,705 | 4,51 | 0,234 | 0,361 | 0,493 | 1,28 | 2,061 | 0,811 |
| 1 | 0,705 | 4,42 | 0,239 | 0,368 | 0,504 | 1,28 | 2,061 | 0,793 |
| 1,1 | 0,705 | 4,28 | 0,248 | 0,381 | 0,522 | 1,28 | 2,061 | 0,762 |
| 1,2 | 0,705 | 4,14 | 0,258 | 0,396 | 0,54 | 1,28 | 2,061 | 0,73 |
| 1,3 | 0,705 | 4,02 | 0,267 | 0,409 | 0,558 | 1,28 | 2,061 | 0,699 |
| 1,4 | 0,705 | 3,95 | 0,272 | 0,416 | 0,569 | 1,28 | 2,061 | 0,68 |
| 1,5 | 0,706 | 3,88 | 0,278 | 0,425 | 0,58 | 1,28 | 2,061 | 0,662 |
| 1,6 | 0,706 | 3,81 | 0,283 | 0,432 | 0,591 | 1,28 | 2,061 | 0,643 |
| 1,7 | 0,706 | 3,75 | 0,289 | 0,440 | 0,602 | 1,28 | 2,061 | 0,625 |
| 1,8 | 0,706 | 3,69 | 0,294 | 0,447 | 0,613 | 1,28 | 2,061 | 0,607 |
| 1,9 | 0,706 | 3,63 | 0,3 | 0,456 | 0,623 | 1,28 | 2,061 | 0,589 |
| 2 | 0,706 | 3,58 | 0,306 | 0,464 | 0,634 | 1,28 | 2,061 | 0,571 |
| 2,1 | 0,706 | 3,52 | 0,311 | 0,471 | 0,645 | 1,28 | 2,06 | 0,553 |
| 2,2 | 0,706 | 3,47 | 0,317 | 0,479 | 0,655 | 1,28 | 2,06 | 0,535 |
| 2,3 | 0,706 | 3,42 | 0,323 | 0,488 | 0,666 | 1,28 | 2,06 | 0,517 |
| 2,4 | 0,706 | 3,38 | 0,328 | 0,495 | 0,677 | 1,28 | 2,06 | 0,5 |
| 2,5 | 0,706 | 3,33 | 0,334 | 0,503 | 0,687 | 1,28 | 2,06 | 0,482 |
| 2,6 | 0,706 | 3,29 | 0,34 | 0,511 | 0,698 | 1,28 | 2,06 | 0,465 |
| 2,7 | 0,706 | 3,24 | 0,345 | 0,518 | 0,708 | 1,28 | 2,06 | 0,448 |
| 2,8 | 0,707 | 3,20 | 0,351 | 0,526 | 0,718 | 1,28 | 2,06 | 0,431 |
| 2,9 | 0,707 | 3,16 | 0,356 | 0,532 | 0,729 | 1,28 | 2,06 | 0,415 |
| 3 | 0,707 | 3,13 | 0,362 | 0,540 | 0,739 | 1,28 | 2,06 | 0,399 |
| 3,1 | 0,707 | 3,09 | 0,367 | 0,547 | 0,749 | 1,28 | 2,06 | 0,383 |
| 3,2 | 0,707 | 3,06 | 0,373 | 0,555 | 0,758 | 1,28 | 2,06 | 0,367 |
| 3,3 | 0,707 | 3,02 | 0,378 | 0,561 | 0,768 | 1,28 | 2,059 | 0,352 |
| 3,4 | 0,707 | 2,992 | 0,383 | 0,568 | 0,777 | 1,28 | 2,059 | 0,337 |
| 3,5 | 0,707 | 2,962 | 0,389 | 0,576 | 0,787 | 1,28 | 2,059 | 0,322 |

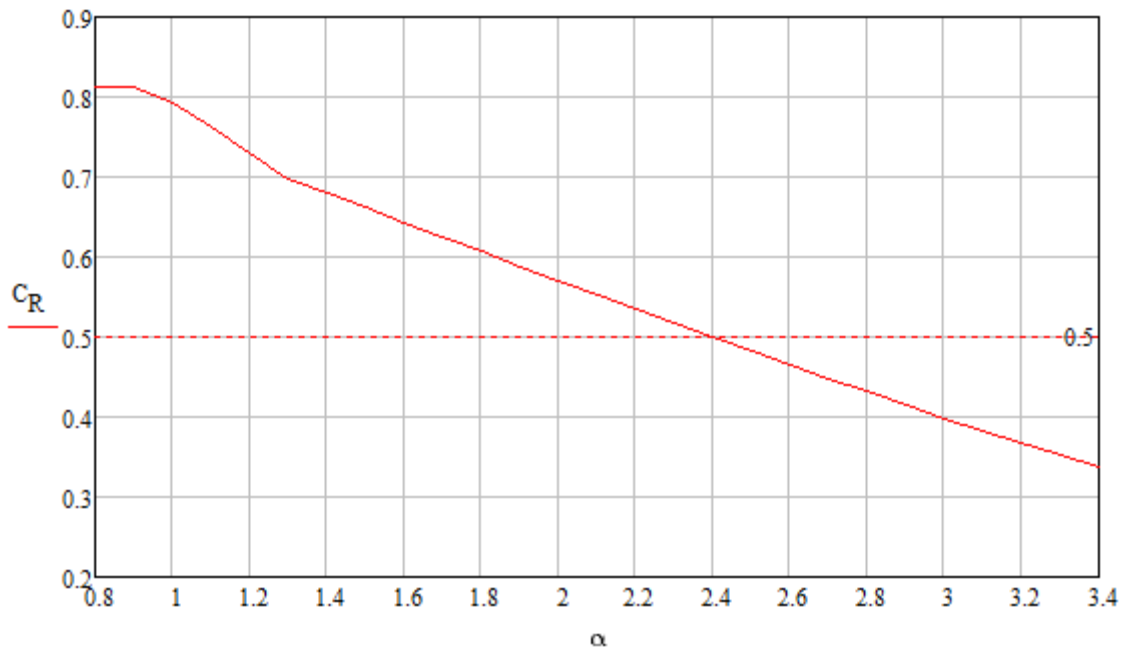


Рис. 2.10. Зависимость коэффициента тяги от коэффициента избытка воздуха.

Из рис. 2.10 видно, что заданному значению коэффициента тяги $c_R = c_X = 0,5$ соответствует $\alpha = 2,4$.

2.5. Выбор площади входа ВЗУ

Выбранному значению коэффициента избытка воздуха $\alpha = 2,4$ соответствует относительная площадь входа:

$$f_{\text{ВХ}} = \frac{F_{\text{ВХ}}}{F_{\text{ДВ}}} = 0,677.$$

Диаметр камеры сгорания из соображений размещения в ней стартового твердотопливного двигателя принимаем:

$$d_{\text{ДВ}} = 0,37 \text{ м.}$$

Отсюда площадь камеры сгорания ПВРД:

$$F_{\text{ДВ}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ДВ}}^2}{4} = 0,108 \text{ м}^2.$$

Тогда площадь входа диффузоров:

$$F_{\text{ВХ}} = f_{\text{ВХ}} \cdot F_{\text{ДВ}} = 0,072 \text{ м}^2.$$

Для выбранной конструкции имеем 4 диффузора. Площадь входа одного диффузора:

$$F_{\text{ВХ1}} = \frac{F_{\text{ВХ}}}{4} = 0,018 \text{ м}^2.$$

Тогда диаметр входа одного диффузора:

$$D_e = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{вх1}}}{\pi}} = 0,151 \text{ м.}$$

Так как профилирование и исследование ВЗУ велось для ВЗУ, построенного в относительных координатах, где диаметр входа D_e был принят за 1, отмасштабируем все геометрические размеры умножением на коэффициент 0,151.

2.6. Определение основных параметров РПД

Площадь критического сечения сопла:

$$F_{\text{кр}} = f_{\text{кр}} \cdot F_{\text{дв}} = 0,0972 \text{ м}^2.$$

Диаметр критического сечения:

$$d_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{кр}}}{\pi}} = 0,352 \text{ м.}$$

Расход воздуха:

$$G_{\text{в}} = F_{\text{вх}} \cdot \rho_{\text{н}} \cdot V_{\text{н}} = 73,941 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Расход топлива газогенератора:

$$G_{\text{гг}} = \frac{G_{\text{в}}}{n} = 4,152 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Удельный импульс двигателя:

$$I_y = \frac{c_R \cdot n \cdot M_{\text{н}} \cdot a_{\text{н}}}{2 \cdot f_{\text{вх}}} = 5672 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

При этом коэффициент поджатия струи учтен в значении относительной площади входа.

Тяга:

$$R = \frac{c_R \cdot F_{\text{дв}} \cdot \rho_{\text{н}} \cdot V_{\text{н}}^2}{2} = 23550 \text{ Н.}$$

2.7. Расчет газогенератора

В качестве заряда для газогенератора ПВРД принимаем литой заряд торцевого горения, диаметр которого:

$$d_{\text{нар}}^{\text{гг}} = 0,072 \text{ м.}$$

Площадь горения заряда газогенератора:

$$S_{\text{гг}} = 0,11 \text{ м}^2.$$

Необходимая скорость горения топлива для обеспечения потребного значения расхода газогенератора:

$$u_{\Gamma\Gamma} = \frac{G_{\Gamma\Gamma}}{S_{\Gamma\Gamma} \cdot \rho_{\Gamma\Gamma}} = 0,026 \text{ м/с}$$

Скорость горения вычисляется с помощью зависимости:

$$u_{\Gamma\Gamma} = u_{1\Gamma\Gamma} \left(\frac{p_{\Gamma\Gamma}}{98066,5} \right)^{\nu_{\Gamma\Gamma}}.$$

Используя эту зависимость найдем соответствующее необходимой скорости горения топлива значение $p_{\Gamma\Gamma}$:

$$p_{\Gamma\Gamma} = 3,79 \text{ МПа.}$$

Необходимая масса топлива газогенератора:

$$M_{\Gamma\Gamma} = \rho_{\Gamma\Gamma} \cdot F_{\Gamma\Gamma} \cdot u_{\Gamma\Gamma} \cdot t = 207,6 \text{ кг}$$

$$\text{Длина заряда: } L = u_{\Gamma\Gamma} \cdot t = 1,294 \text{ м}$$

Для данного топлива был проведен термодинамический расчет характеристик горения и продуктов сгорания в программном комплексе «Астра», соответствующих камере сгорания, критическому сечению. Результаты термодинамического расчета приведены в приложении 2, основные характеристики, необходимые для дальнейшего расчета, представлены в таблице 2.8.

Таблица 2.8. Результаты термодинамического расчета

| Параметр | Значение |
|---|----------|
| 1. Температура в камере сгорания T_{κ} , К | 2008,6 |
| 2. k | 1,09822 |
| 3. Газовая постоянная R_{κ}' , Дж/(кг · К) | 927,73 |
| 4. Содержание к-фазы z_{κ} | 0,738352 |
| 5. Газовая постоянная с учетом наличия конденсированной фазы R_{κ} , Дж/(кг · К) | 242,739 |

Найдем площадь критического сечения газогенератора:

$$F_{\kappa\Gamma\Gamma} = \frac{G_{\Gamma\Gamma} \sqrt{\chi R_{\kappa} T_{\kappa}}}{A_{\kappa} p_{\kappa} \varphi_{\kappa}} = 7,796 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Возможны два варианта конструкции днища газогенератора:

- центральным расположением сопла и смещенным относительно центра воспламенителем;
- С центральным расположением воспламенителя и симметричным расположением нескольких сопел.

С позиции компоновки и эффективности работы камеры сгорания более рациональным является второй вариант. Сферическая форма днища, позволяет разместить воспламенитель в центре, в образованном объеме. Применение нескольких сопел повысит качество получаемой смеси.

Для четырех, симметрично расположенных относительно оси двигателя:

$$F_{кр}^{гг1} = \frac{F_{кр}^{гг}}{4} = 1,949 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Диаметр критического сечения газогенератора:

$$d_{кр}^{гг1} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{кр}^{гг1}}{\pi}} = 0,016 \text{ м}.$$

3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Введение

Темой технологической части дипломного проекта является разработка технологического процесса изготовления детали «Корпус центральный». Данная деталь является силовым элементом фюзеляжа и корпусом двигательной установки. Вид детали представлен на рисунке 3.1. На торце детали выполнена проточка под клиновой стык для соединения с камерой сгорания РПД. Для установки воздухозаборников предназначены четыре боковых окна, резьбовые отверстия – для крепления обтекателей. На детали предусмотрены два такелажных отверстия, которые используют при погрузке и транспортировке готового изделия.

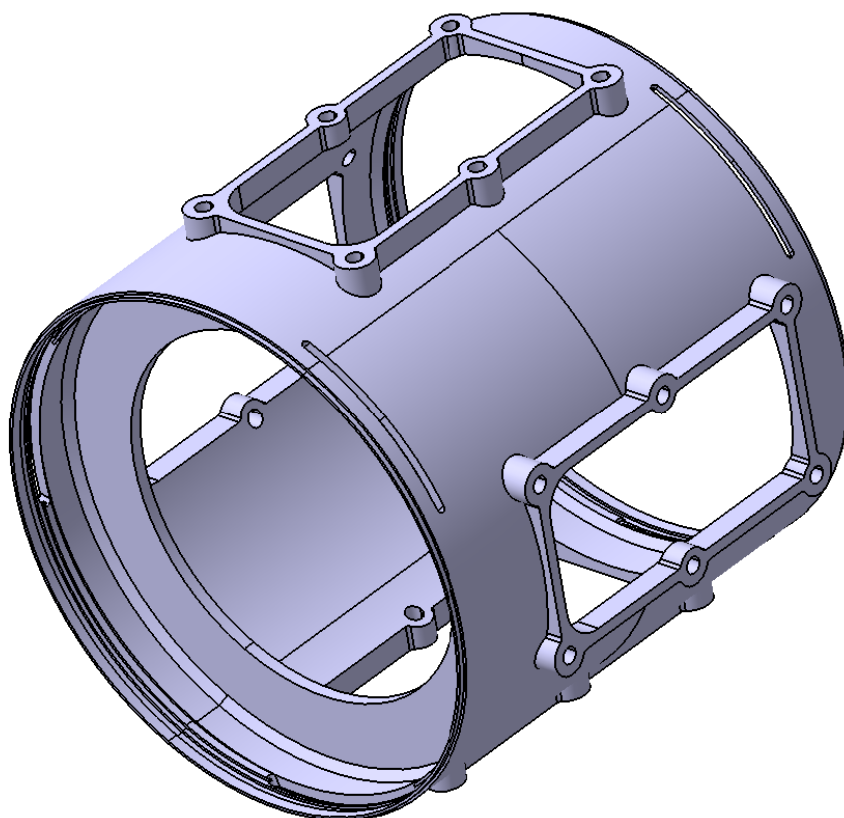


Рисунок 3.1. Трехмерная модель детали «Корпус центральный»

3.1. Материал детали

Корпус является ответственной деталью камеры маршевого РПД. При работе РПД стенки корпуса контактируют с высокотемпературным газовым потоком, в связи с чем к материалу детали предъявляются повышенные требования по прочности и коррозионной стойкости.

Деталь «Корпус центральный» изготавливается из титанового сплава ВТ20Л. Данный материал обладает следующими достоинствами [3.2]:

- сравнительно невысокая плотность ($\rho \approx 4500 \text{ кг/м}^3$);

- высокая прочность ($\sigma_b \approx 900$ МПа);
- высокая коррозионная стойкость;
- высокие литейные свойства: малая линейная усадка ($\approx 1\%$); высокая жидкотекучесть; малая склонность к образованию горячих трещин;
- хорошая свариваемость.

К недостаткам материала можно отнести склонность в поглощению кислорода, азота и водорода при высоких температурах, что создает трудности при обработке резанием.

Материал применяется для изготовления высоконагруженных деталей ответственного назначения, длительно (до 2000 ч) работающих при температуре 350°C, и кратковременно – при температуре 500 – 600°C.

Таблица 3.1. Химический состав в % материала VT20Л

| Mo | V | Ti | Al | Zr |
|-------|---------|-----------|---------|---------|
| 0,5-2 | 0,8-1,8 | 86,2-91,7 | 5,5-7,5 | 1,5-2,5 |

Примечание: Ti - основа; процентное содержание Ti дано приблизительно.

3.2. Анализ технологичности конструкции детали

Технологичность – это свойство детали быть приспособленной к изготовлению в условиях конкретного предприятия, т.е. обеспечивать насколько возможно минимальную трудоёмкость, станкоёмкость и себестоимость.

Отметим особенности конструкции данной детали, определяющие ее технологичность:

- ко всем поверхностям детали имеется свободный доступ инструмента при механической обработке. В конструкции детали имеются поверхности, которые можно использовать в качестве установочных;
- деталь имеет сравнительно простую геометрическую форму, позволяющую обрабатывать несколько различных поверхностей за один установ;
- деталь в целом симметрична;
- наиболее жёсткие требования по шероховатости предъявляются поверхностям, по которым осуществляется сопряжение корпуса с передней крышкой и камерой сгорания ($Ra\ 3,2$ мкм), а также к торцам корпуса; для остальных поверхностей требования по шероховатости ниже ($Ra\ 6,3$ мкм, $12,5$ мкм);
- большинство размеров детали, указанных на чертеже, выбраны не из предпочтительного ряда размеров, однако это не является неточностью, а объясняется конструктивными и эксплуатационными особенностями детали.

Таким образом, анализ технологичности конструкции детали «Корпус центральный» показывает, что деталь достаточно технологична: имеет хорошие базовые поверхности, допускает применение высокопроизводительных методов и режимов обработки, то есть обрабатываемые поверхности с точки зрения получения необходимой точности и чистоты не представляют значительных технологических трудностей.

3.3. Выбор вида и метода получения заготовки

Исходя из конструкции изделия и предполагаемого годового объема выпуска (мелкосерийное производство), заготовку предполагается получать литьём. Это позволит снизить объём механической обработки, что крайне важно, поскольку сплав относится к классу труднообрабатываемых, а также повысить коэффициент использования дорогостоящего материала.

Литьё титановых сплавов имеет ряд особенностей. Титан химически активен и склонен к поглощению газов и активному взаимодействию с формовочными материалами. При температуре выше 450°C титан начинает взаимодействовать с атмосферным воздухом. Все вышеперечисленное негативно сказывается на качестве отливки. Следовательно, обычные методы литья с применением таких огнеупорных материалов, как кремнезём, магнезит и глинозём, неприменимы. При литье титана используют такие материалы, как оксид циркония или графит. Для предотвращения ухудшения свойств отливки в связи с взаимодействием титана с атмосферным воздухом литьё должно проводиться в атмосфере инертного газа (аргона) или в вакууме.

Для изготовления отливки предлагается использовать установку для прецизионного литья Supercast фирмы Linn High Therm (Германия). Установка использует принцип центробежного литья и индукционный нагрев. Атмосфера контролируемая. Устройство способно производить отливку металлов с температурой плавления до 2000°C. При этом, вихревые токи, возникающие при индукционном нагреве, гомогенно перемешивают содержимое тигля, обеспечивая равномерность состава отливки, что особенно важно при литье из сплавов и практически недостижимо с помощью других методов литья. Микропроцессорный контроль обеспечивает высочайшую воспроизводимость условий литья и, таким образом, гарантирует отсутствие изменений в структуре серийных отливок. Дополнительным преимуществом прецизионного литья является минимизация отходов при механической обработке конечных деталей. Системы Supercast соответствуют всем известным отраслевым стандартам. Для литья титана используются установки серии Titancast. Внешний

вид и технические характеристики установки представлены на рис. 3.2 и в таблице 3.2 соответственно.



Рис 3.2. Установка для прецизионного литья титана Titancast.

Таблица 3.2. Технические характеристики установки Titancast

| Параметр | Значение |
|--|---------------------------------------|
| 1. Размеры, мм <ul style="list-style-type: none"> • генератор • литейный агрегат | 844×670×1900 1500×1240×1800 |
| 2. Вес, кг | 1030 |
| 3. Электропитание | 400 В/50 Гц/3 фазы |
| 4. Максимальная потребляемая мощность, кВт | 36 |
| 5. Полезная мощность, кВт | 30 |
| 6. Номинальная частота, Гц | 10-20 |
| 7. Вакуум, атм | 10^{-6} |
| 8. Продувка защитным газом | + |
| 9. Максимальная скорость вращения центрифуги, об/мин | 300 |
| 10. Размеры камеры, максимальный размер × длина, мм | 200×350; возможны специальные размеры |
| 11. Максимальный вес отливки из титана, кг | 2 |

3.4. Разработка операционного технологического процесса

3.4.1.Маршрут механической обработки детали

Предлагаемый вариант маршрута механической обработки детали представлен в таблице 3.3.

Таблица 3.3.

| № операции | Наименование операции (содержание переходов) | Оборудование, приспособление |
|------------|---|--|
| 1 | Токарная с ЧПУ (подрезка торцов, растачивание внутренних поверхностей, обработка канавок). | Токарно-винторезный станок с ЧПУ 16К20Ф3С32, трехкулачковый патрон |
| 2 | Сверлильная (сверление отверстий, зенкерование отверстий и нарезание резьбы). | Вертикально сверлильный станок 2Н135. |
| 3 | Фрезерная с ЧПУ (фрезерование плоскостей, фрезерование пазов под клиновые стыки, сверление отверстий, зенкерование отверстий и нарезание резьбы). | Горизонтальный фрезерный обрабатывающий центр ИР-500ПМФ4 |

В предложенном варианте маршрута механической обработки большинство операций совмещены и выполняются с одного устройства, что уменьшает временные затраты и повышает точность обработки. Кроме того, приближение формы заготовки к форме детали позволяет избежать черновой обработки на высоких режимах резания. Таким образом, можно сделать вывод. Что предлагаемый вариант обработки является достаточно эффективным.

3.4.2.Выбор режущего инструмента

Для механической обработки детали требуются следующие инструменты:

1. Токарные операции:

- подрезка торцов и обработка наружных проточек: проходной резец;
- растачивание внутренних поверхностей: расточной резец;
- обработка внутренних проточек: канавочные резцы;

2. Фрезерные операции:

- фрезерование плоскостей: концевая фреза;
- фрезерование пазов: концевая фреза;

3. Обработка резьбовых отверстий:

- сверление отверстий: сверло спиральное;
- получение фасок под метчик: зенковка;
- нарезание резьбы: метчик.

При выборе материала режущей части будем руководствоваться рекомендациями [3.1]. В соответствии с ними для токарной обработки титановых сплавов следует применять твердосплавные инструменты, для операций сверления и фрезерования могут применяться как твёрдые сплавы, так и быстрорежущие стали. Преимуществом первых является высокая стойкость, вторых – низкая стоимость. Для операций сверления, зенкерования и фрезерования выбираем инструменты из быстрорежущей стали Р6М5 (6% WC, 5% Mo), для токарных операций – инструменты с пластинами из твёрдого сплава ВК8 (8% Co, 92% WC).

3.4.3. Расчет припусков на механическую обработку

Припуски на мех. обработку назначаются, исходя из способа получения заготовки и вида окончательной механической обработки (черновая, получистовая, чистовая и т.д.). Вид окончательной механической обработки выбирается в зависимости от требуемого уровня точности и шероховатости поверхности. Для большинства обрабатываемых поверхностей детали (торцы, плоскости, внутренние цилиндрические поверхности, по которым осуществляется сопряжение с камерой сгорания и корпусом газогенератора) требуемый уровень шероховатости равен Ra 3,2, что соответствует чистовой обработке. Для прочих поверхностей требуемый уровень шероховатости равен Ra 12,5, который обеспечивается литьем. Минимальный двусторонний припуск определяется по следующей формуле (стр. 175, [3.2]):

$$2z_{imin} = 2 \left[(R_z + h)_{i-1} + \sqrt{\Delta_{\Sigma i-1}^2 + \varepsilon_i^2} \right],$$

где R_{zi-1} – высота неровностей профиля на предшествующем переходе; h_{i-1} – глубина дефектного поверхностного слоя на предшествующем переходе; $\Delta_{\Sigma i-1}$ – суммарное отклонение расположения поверхности; ε_i – погрешность установки заготовки на выполняемом переходе.

Качество поверхности отливки для центробежного литья цветных металлов (табл. 7, стр. 182 [3.2]): $R_z = 200$ мкм; $h = 100$ мкм. После получистовой обработки по таблице 10 (стр. 185, [3.2]) $R_z = 50$ мкм; $h = 50$ мкм.

Суммарное отклонение расположения поверхности для заготовки равно:

$$\Delta_{\Sigma} = \sqrt{\Delta_{Р.Т.Б.}^2 + \Delta_{0.П.}^2 + \Delta_{П.}^2},$$

где $\Delta_{Р.Т.Б.} = 0,5$ мм – погрешности расположения относительно технологических баз;

$\Delta_{0.п.} = 2,5$ мм – отклонение от параллельной плоскости; $\Delta_{п.} = 2,5$ мм – перекося отверстия.

Тогда для размеров $370 \pm 0,1$ мм и $392_{-0,6}$ мм (габаритные):

$$\Delta_{\Sigma} = \sqrt{0,5^2 + 2,5^2} = 2,55 \text{ мм.}$$

Для размера $\varnothing 276^{+0,63}$ мм (отверстие):

$$\Delta_{\Sigma} = \sqrt{0,5^2 + 2,5^2} = 2,55 \text{ мм.}$$

Так как обработка ведется в трехкулачковом патроне и в специальном приспособлении, то погрешность установки ε в радиальном направлении равна нулю и эта величина исключается из формулы для расчета минимального припуска и соответствующая графа не включается в таблицу.

Остаточная величина пространственного отклонения после получистового точения:

$$\Delta_{ост} = K_y \cdot \Delta_{\Sigma},$$

где K_y – коэффициент уточнения, равный 0,05 для получистового точения (табл. 29, стр. 190 [3.2]).

Следовательно для размеров $370 \pm 0,1$ мм, $392_{-0,6}$ мм и $276^{+0,63}$ мм:

$$\Delta_{ост} = 0,05 \cdot 2,55 = 0,13 \text{ мм.}$$

Тогда величина $2z_{imin}$ для получистовой обработки:

$$2z_{imin} = 2(0,2 + 0,1 + 2,55) = 5,7 \text{ мм.}$$

Для чистовой обработки:

$$2z_{imin} = 2(0,05 + 0,05 + 0,13) = 0,56 \text{ мм.}$$

3.4.4.Операционный технологический процесс

Операция 5. Заготовительная.

Операция 10. Контрольная.

Проверить сопроводительную документацию.

Контролировать внешний вид заготовки: визуально.

Контролировать габаритные размеры, размер $\varnothing 380$ мм, расположение четырёх окон.

Мерительный инструмент: штангенциркуль ШЦ-I-200-0,05 ГОСТ 166-89, линейка $L = 300$ мм ГОСТ 427-75.

Операция 15. Рентген-контроль.

Операция 20. Токарная с ЧПУ.

Оборудование: токарно-винторезный станок с ЧПУ 16К20Ф3С32.

Оснастка: трехкулачковый патрон.

Режущий инструмент: резец проходной 2103-0695 ГОС 20872-80, резец расточной 2140-0303 ГОСТ 26612-85, канавочный резец специальный.

Установ А.

1. Обратные кулачки.
2. Подрезать торец в размер $374_{-0,8}$ мм (получистовая обработка).
3. Подрезать торец в размер $373,5_{-0,4}$ мм (чистовая обработка).
4. Точить $\varnothing 376$ на длине 4 мм.
5. Расточить $\varnothing 358^{+1,4}$ мм в размер $\varnothing 368^{+0,4}$ на длине 16 мм (черновая обработка).
6. Расточить $\varnothing 368^{+0,4}$ мм в размер $\varnothing 372^{+0,063}$ на длине 16 мм (чистовая обработка).
7. Обработать канавку А.
8. Обработать канавку Б.
9. Подрезать торец в размер $305 \pm 0,5$.

Установ Б.

1. Расточить прямые кулачки на партию деталей.
2. Подрезать торец в размер $370,5_{-0,8}$ мм (получистовая обработка).
3. Подрезать торец в размер $370 \pm 0,1$ мм (чистовая обработка).
4. Точить $\varnothing 376$ на длине 4 мм.
5. Расточить $\varnothing 358^{+1,4}$ мм в размер $\varnothing 368^{+0,4}$ на длине 16 мм (черновая обработка).
6. Расточить $\varnothing 368^{+0,4}$ мм в размер $\varnothing 372^{+0,063}$ на длине 16 мм (чистовая обработка).
7. Обработать канавку А.
8. Обработать канавку Б.

Операция 25. Слесарная.

Снять заусенцы после операции 20.

Оборудование и инструмент: верстак слесарный, тиски слесарные, пневмодрель, борфреза.

Операция 30. Сверлильная.

Оборудование: вертикально сверлильный станок 2Н135.

Содержание переходов:

1. Сверлить 30 отверстий $\varnothing 2,5$ под резьбу.
2. Зенковать фаски под метчик.
3. Нарезать резьбу М4 (30 отв.).

Режущий инструмент 1: сверло $\varnothing 2,5$ 2302-0021 ГОСТ 20694-75; 2: зенковка коническая 2357-0009 ГОСТ 14953-80; 3: метчик М4 2621-3057 ГОСТ 29221-91.

Операция 35. Слесарная.

Снять заусенцы после операции 30.

Оборудование и инструмент: верстак слесарный, тиски слесарные, пневмодрель, борфреза.

Операция 40. Фрезерная с ЧПУ.

Оборудование: горизонтальный фрезерный обрабатывающий центр ИР-500ПМФ4.

Оснастка: фрезерное приспособление.

Содержание переходов:

1. Фрезеровать 4 плоскости в размер 196,4_{-0,4} мм (получистовая обработка)
2. Фрезеровать 4 плоскости в размер 196_{-0,3} мм (чистовая обработка).
3. Фрезеровать 6 пазов под клиновые стыки.
4. Сверлить 24 отверстия $\varnothing 10,5$ мм под резьбу (6 отверстий на каждом из 4 окон).
5. Зенковать фаски под метчик на просверленных отверстиях.
6. Нарезать резьбу М12 (6 отверстий на каждом из 4 окон).

Режущий инструмент 1-3: фреза концевая $\varnothing 25$ 2223-5161 ГОСТ 23247-78; 4: сверло $\varnothing 10,5$ 2302-0021 ГОСТ 20694-75; 5: зенковка коническая 2357-0009 ГОСТ 14953-80; 6: метчик М12 2621-3057 ГОСТ 29221-91.

Мерительный инструмент: штангенциркуль ШЦ-I-200-0,05 ГОСТ 166-89, радиусомер ГОСТ 4126-82, калибры.

Операция 35. Слесарная.

Снять заусенцы после операции 30.

Оборудование и инструмент: верстак слесарный, тиски слесарные, пневмодрель, борфреза.

3.5. Расчет режимов резания

Чтобы назначить режимы обработки, необходимо выбрать оптимальное сочетание скорости резания, подачи и глубины резания в зависимости от конкретных условий обработки и предъявляемых требований к качеству обработанной поверхности. При назначении будем использовать рекомендации [3.1]. Приведем подробное описание расчёта режимов резания для двух характерных операций: фрезерной и сверлильной. Результаты расчёта режимов для прочих операций и переходов приведены на операционных эскизах, лист 9.

3.5.1. Расчет режимов резания при фрезеровании

Расчёт проводится для операции 40 (переходы 1-2).

Содержание перехода 1: фрезеровать 4 плоскости в размер 196,4_{-0,4} мм (получистовая обработка).

Инструмент: фреза концевая $\varnothing 25$ 2223-5161 ГОСТ 23247-78 (Р6М5). Число зубьев $z = 3$.

Величина припуска на одну сторону на данном переходе составляет примерно 3 мм. Для материалов группы VII при глубине резания $t=3$ мм, диаметре фрезы $\varnothing 25$ мм и числе зубьев $z = 3$ рекомендуется значение подачи $S=0,05..0,08$ мм/зуб (табл. 21, стр. 48 [3.1]). Принимаем $S=0,08$ мм/зуб.

Ширина фрезерования: $B=10$ мм.

Назначаем период стойкости инструмента $T=90$ мин.

Скорость резания при фрезеровании определяется по следующей формуле:

$$v = \frac{C_v \cdot D^{Z_v}}{T^m \cdot t^{X_v} \cdot S^{Y_v} \cdot B^{P_v} \cdot Z^{Q_v}},$$

где коэффициенты $C_v, X_v, Y_v, Z_v, P_v, Q_v, m$ определяются по табл. 25, стр. 53 [3.1]. Для рассматриваемых условий $C_v = 30, X_v = 0,25, Y_v = 0,25, Z_v = 0,3, P_v = 0,1, Q_v = 0,1, m = 0,24$.

Тогда $v \approx 27,2$ м/мин.

Полученное значение скорости резания справедливо для нормативных условий фрезерования. При отличии условий от нормативных вводятся поправочные коэффициенты:

- поправка на малую жёсткость детали: 0,5;
- отношение фактической ширины фрезерования к нормативной 0,25: 1,3 (табл. 27, стр. 55 [3.1]);
- наличие корки: 0,7 (табл. 27, стр. 55 [3.1]).

Окончательно $v \approx 12,4$ м/мин.

Требуемая частота вращения шпинделя:

$$n = \frac{1000 \cdot v}{\pi \cdot D} = 158 \frac{\text{об}}{\text{мин}}.$$

Станок ИР-500ПМФ4 позволяет задавать частоту вращения шпинделя в пределах 21.2..3000 об/мин. Принимаем $n = 160$ об/мин. Тогда фактическая скорость будет равна:

$$v = \frac{\pi \cdot D \cdot n}{1000} \approx 12,6 \frac{\text{м}}{\text{мин}}.$$

Эффективная мощность резания при фрезеровании плоскостей определяется по следующей формуле:

$$N_3 = C_N \cdot t^{X_N} \cdot S^{Y_N} \cdot B^{r_N} \cdot Z^{q_N} \cdot D^N \cdot n,$$

где коэффициенты $C_N, X_N, Y_N, Z_N, P_N, Q_N$ определяются по табл. 28, стр. 55 [3.1]. Для данного материала детали $C_N = 8,1 \cdot 10^{-5}, X_N = 1,0, Y_N = 0,78, Z_N = 0,15, r_N = 0,92, q_N = 1,1$. Тогда $N_3 \approx 0,24$ кВт.

Полученное значение мощности не превышает эффективной мощности на шпинделе станка. Следовательно выбранный режим осуществим.

Содержание перехода 2: фрезеровать 4 плоскости в размер $196_{-0,3}$ мм (чистовая обработка).

Глубина резания $t=3$ мм.

Подача $S=0,08$ мм/зуб.

Ширина фрезерования: $B=10$ мм.

Скорость резания: $v \approx 48,4$ м/мин.

Полученное значение скорости резания корректируется с учётом поправочных коэффициентов:

- поправка на малую жёсткость детали: 0,5;
- отношение фактической ширины фрезерования к нормативной 0,25: 1,3 (табл. 27, стр. 55 [3.1]).

Окончательно $v \approx 31,5$ м/мин.

Требуемая частота вращения шпинделя:

$$n = \frac{1000 \cdot v}{\pi \cdot D} = 401 \frac{\text{об}}{\text{мин}}.$$

Окончательно принимаем $n = 400$ об/мин.

Эффективная мощность резания: $N_z \approx 0,1$ кВт.

Полученное значение мощности не превышает эффективной мощности на шпинделе станка. Следовательно выбранный режим осуществим.

3.5.2. Расчет режимов резания при сверлении

Расчёт проводится для операции 40 (переход 4).

Содержание перехода 4: сверлить 24 отверстия $\varnothing 10,5$ мм под резьбу.

Инструмент: сверло $\varnothing 10,5$ 2302-0021 ГОСТ 20694-75 (Р6М5), $2\varphi = 140^\circ$.

Для материалов VII группы при диаметре сверла $\varnothing 10,5$ мм рекомендуется значение подачи $S=0,05..0,08$ мм/об (табл. 12, стр. 41 [3.1]). Принимаем $S=0,05$ мм/об.

Назначаем период стойкости инструмента $T=6$ мин (табл. 14, стр. 43 [3.1]).

Скорость резания при сверлении определяется по следующей формуле:

$$v = \frac{C_v \cdot D^{Z_v}}{T^m \cdot S^{y_v}},$$

где коэффициенты C_v , y_v , Z_v , m определяются по табл. 13, стр. 42 [3.1]. Для рассматриваемых условий $C_v = 2,65$, $y_v = 0,6$, $Z_v = 0,7$, $m = 0,5$. Тогда $v \approx 18,7$ м/мин.

Полученное значение скорости резания корректируется с учётом поправочных коэффициентов:

- материал режущей части инструмента: быстрорежущая сталь Р6М5: 0,9 (табл. 15, стр. 43 [3.1]);
- сквозное отверстие: 0,9 (табл. 15, стр. 43 [3.1]).

Окончательно $v \approx 15,2$ м/мин.

Требуемая частота вращения шпинделя:

$$n = \frac{1000 \cdot v}{\pi \cdot D} = 1075 \frac{\text{об}}{\text{мин}}.$$

Окончательно принимаем $n = 1000$ об/мин. Тогда фактическая скорость резания будет равна:

$$v = \frac{\pi \cdot D \cdot n}{1000} \approx 14 \frac{\text{м}}{\text{мин}}.$$

Крутящий момент при сверлении определяется по следующей формуле:

$$M_{\text{кр}} = \frac{C_M \cdot D^{Z_M} \cdot S^{Y_M}}{v^{n_M}},$$

где коэффициенты C_M, Z_M, Y_M, n_M определяются по табл. 16, стр. 44 [3.1]. Для рассматриваемых условий $C_M = 0,586, Z_M = 0,8, Y_M = 1,9, n_M = 0,15$. Тогда $M_{\text{кр}} = 0,005 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Мощность резания равна

$$N = \frac{2 \cdot M_{\text{кр}} \cdot v}{60 \cdot D} \approx 0,0005 \text{ кВт}.$$

Полученное значение мощности не превышает эффективной мощности на шпинделе станка. Следовательно выбранный режим осуществим.

3.6. Приспособление для обработки на станке ИР-500ПМФ4

Для обработки детали на станке с ЧПУ необходимо приспособление, надежно закрепляющее деталь с базами, точно определяющими положение детали относительно начала координат станка, и обеспечивающее доступ для обработки необходимых поверхностей. Программная обработка предполагает большое количество переходов, выполняемых за один установ, и позволяет снизить трудоемкость операций, и сократить число применяемых приспособлений. Поэтому при разработке нового техпроцесса на универсальном оборудовании выполняются только базирующие поверхности. Согласно принципу единства баз, технологические базы целесообразно совместить с конструкторскими. Технологические базы подготавливаются на предварительной механической обработке заготовки.

Разработанное приспособление представляет собой плиту с прижимами для закрепления заготовки на столе станка. Заготовка обрабатывается со всех сторон по окружности и со стороны верхнего торца, поэтому все элементы закрепления были размещены во внутреннем объеме заготовки.

Угловое положение заготовки определяется шпонкой на приспособлении, совмещаемой со шпоночным пазом на заготовке.

Закрепление заготовки осуществляется с помощью четырех прижимов поз.3 по плоскостям боковых окон. Для того чтобы предотвратить появление силы, деформирующей

деталь в боковом направлении, прижимы одним краем опираются на плиту 2. Кроме деталей поз.3 прижимающую силу создает крышка поз.1. Фланец крышки давит на кольцо заготовки.

Изготавливаемая деталь обладает малой жесткостью, и при обработке боковых плоскостей может деформироваться. Сила, создаваемая при фрезеровании боковых окон, будет консольно изгибать обечайку относительно кольца, что увеличит погрешности при обработке этих поверхностей.

Высота плиты более 100 мм, что необходимо для обеспечения необходимого перемещения шпинделя станка при обработке пазов в нижней части детали.

Заключение

В результате выполнения технологической части дипломного проекта был разработан технологический процесс изготовления детали «Корпус центральный». Разработка велась на основе последних инноваций в технике, новых прогрессивных форм организации производства, при высоком уровне механизации и автоматизации технологических процессов.

В ходе выполнения задания были разработаны:

1. Маршрутный лист операций механической обработки. Для каждой операции были произведены соответствующие расчеты значений элементов режима резания и технической нормы времени, а также, в зависимости от вида операции, были выбраны соответствующие режущие инструменты.

2. Специальное приспособление для закрепления заготовки на обрабатывающем центре.

Приложения

Станок токарно-винторезный с ЧПУ 16K20Ф3С32

Станок предназначен для токарной обработки в один или несколько проходов наружных и внутренних поверхностей деталей типа тел вращения со ступенчатым и криволинейным профилем различной сложности, включая нарезание крепежных резьб. Применяются в единичном, мелкосерийном и серийном производстве.

Внешний вид и технические характеристики станка представлены на рис. 3.3 и в таблице 3.4 соответственно.



Рис 3.3. Внешний вид токарно-винторезного станка с ЧПУ 16K20Φ3C32.

Таблица 3.4. Технические характеристики токарно-винторезного станка с ЧПУ 16K20Φ3C32.

| Параметр | Значение |
|---|--------------|
| 1. Класс точности | П |
| 2. Модель ЧПУ | 2P22 |
| 3. Наибольший диаметр изделия, устанавливаемого над станиной, мм | 500 |
| 4. Наибольший диаметр обрабатываемого изделия, мм <ul style="list-style-type: none"> над станиной над суппортом | 320 200 |
| 5. Наибольшая длина устанавливаемого изделия в центрах, мм | 1000 |
| 6. Диаметр цилиндрического отверстия в шпинделе, мм | 55 |
| 7. Наибольший ход суппорта, мм <ul style="list-style-type: none"> поперечный продольный | 210 905 |
| 8. Максимальная рекомендуемая скорость рабочей подачи, мм: <ul style="list-style-type: none"> продольной поперечной | 2000 1000 |
| 9. Количество одновременно управляемых координат | 2 |
| 10. Дискретность задания перемещения, мм | 0,001 |
| 11. Пределы частот вращения шпинделя, мм ⁻¹ | 20..2500 |

Продолжение таблицы 3.4.

| | |
|--|-------|
| 12. Максимальная скорость быстрых перемещений, мм/мин: | |
| • продольных | 15000 |
| • поперечных | 7500 |
| 13. Мощность, кВт | 11 |
| 14. Габариты, мм | |
| • длина | 3700 |
| • ширина | 1700 |
| • высота | 2145 |
| 15. Масса, кг | 4050 |

Горизонтальный фрезерный обрабатывающий центр ИР-500ПМФ4

ИР-500 многооперационный горизонтальный обрабатывающий центр - сверлильно-фрезерно-расточной станок с числовым программным управлением (ЧПУ), автоматической сменой инструмента (АСИ) и сменой обрабатываемых деталей предназначен для высокопроизводительной обработки корпусных деталей массой до 700 кг из конструкционных материалов от легких сплавов до высокопрочных сталей.

Широкий диапазон частоты вращения шпинделя и скоростей подач позволяет производить сверление, зенкерование, развертывание, растачивание точных отверстий, связанных координатами, фрезерование по контуру с линейной и круговой интерполяцией, нарезание резьбы метчиками.

Наличие поворотного стола, устанавливаемого с высокой точностью (± 5 с через 5°), расширяет технологические возможности станка, позволяет обрабатывать соосные отверстия консольным инструментом.

Повышенная степень точности станка (класс П) обеспечивает обработку отверстий по 7, 8 квалитетам точности с шероховатостью поверхности Ra 2,5 мкм.

Высокая степень автоматизации вспомогательных функций станка включает автоматическую смену инструмента и обрабатываемых деталей, позволяет встраивать его в автоматическую линию с управлением от ЭВМ.

Все узлы станка смонтированы на жесткой Т-образной станине, которая является общим основанием.

Лобовая бесконсольная шпиндельная бабка расположена внутри портальной стойки.

Внешний вид и технические характеристики станка представлены на рис. 3.4 и в таблице 3.5 соответственно.



Рис 3.4. Внешний вид горизонтального фрезерного обрабатывающего центра ИР-500ПМФ4

Таблица 3.5. Технические характеристики горизонтального фрезерного обрабатывающего центра ИР-500ПМФ4

| Параметр | Значение | Значение |
|--|------------|-------------|
| 1. Класс точности по ГОСТ 8-82 | П | П |
| 2. Размеры рабочей поверхности стола, мм | | |
| • длина | 500 | 800 |
| • ширина | 500 | 800 |
| 3. Перемещение поперечное стола (ось X), мм | 800 | 1000 |
| 4. Перемещение вертикальное шпиндельной бабки (ось Y), мм | 500 | 710 |
| 5. Перемещение продольное стойки (ось Z), мм | 500 | 800 |
| 6. Вращение индексируемого поворотного стола (ось B), град | 5° 72 поз. | 3° 120 поз. |
| 7. Рабочая подача по осям X, Y, Z, мм/мин | 1..2000 | 1..3200 |
| 8. Скорость быстрых установочных перемещений по осям X, Y, Z, м/мин | 8..10 | 10 |
| 9. Наибольшее допустимое усилие подачи стола и стойки по осям X, Z, Н | 8000 | 10000 |
| 10. Наибольшее допустимое усилие подачи шпиндельной бабки (вертикальное) по оси Y, Н | 4000 | 8000 |

Продолжение таблицы 3.5.

| | | |
|---|------------|------------|
| 11. Расстояние от оси шпинделя до стола, мм | 50..550 | 50..760 |
| 12. Модель устройства ЧПУ | 2C45-65 | 2C45-65 |
| 13. Количество управляемых координат | 3 | 3 |
| 14. Количество одновременно управляемых координат при линейной/ круговой интерполяции | 3/3 | 3/3 |
| Рабочий стол | | |
| 15. Максимальная нагрузка на стол (по центру), кг | 700 | 150 |
| 16. Количество резьбовых отверстий на поверхности стола | 25 | 45 |
| 17. Диаметр резьбовых отверстий на поверхности стола, мм | M20 | M20 |
| 18. Усилие зажима поворотного стола, кН | 40 | |
| Шпиндель | | |
| 19. Частота вращения шпинделя, об/мин | 21.2..3000 | 21.2..3000 |
| 20. Количество скоростей шпинделя | 89 | 89 |
| 21. Наибольший крутящий момент, Нм | 700 | 630 |
| 22. Конус шпинделя для крепления инструмента 7:24 | 50 | 50 |
| Габариты и масса станка | | |
| 23. Габариты, мм | | |
| • длина | 4450 | 5388 |
| • ширина | 4655 | 4635 |
| • высота | 3100 | 3455 |
| 24. Масса станка, кг | 11370 | 10050 |

4. ПРОМЫШЛЕННАЯ ЭКОЛОГИЯ И БЕЗОПАСНОСТЬ

Введение

В данном разделе дипломного проекта рассмотрены вопросы безопасности и охраны окружающей среды при проведении огневых стендовых испытаний двигательной установки проектируемого образца.

Процесс проектирования образцов вооружения на всех этапах неразрывно связан с проведением различных экспериментальных исследований. В зависимости от поставленных задач выделяют научно-исследовательские, опытные, приёмно-сдаточные, эксплуатационные и серийные испытания. Испытания могут проводиться как для образца в целом, так и для отдельных узлов и агрегатов. С точки зрения безопасности и экологии наибольший интерес представляют огневые стендовые испытания.

Работы, выполняемые в процессе подготовки и проведения огневых стендовых испытаний РДТТ, являются огне- и взрывоопасными, поэтому на производственных участках испытательных баз необходимо осуществлять специальный режим техники безопасности, а также режим повышенной требовательности и тщательного исполнения положений и норм соответствующих нормативных документов. Кроме того, для возможного проведения комплекса работ с использованием зарядов твёрдого топлива и средств пироматериалов, представляющих собой высокоэнергетические конденсированные системы, необходимы специально аттестованные помещения, а также лицензии и разрешения соответствующих органов.

Стендовый комплекс, на котором проводятся как автономные (холодные и огневые) испытания элементов ДУ, так и комплексные испытания различных энергосиловых установок (ЭСУ) в целом, включает в себя:

1. Стеновые корпуса, где размещены отсеки для испытаний различных ЭСУ и их агрегатов.
2. Баллонные батареи вспомогательных рабочих веществ (например, азот).
3. Центральную измерительную лабораторию (ЦИЛ) и организационно-вычислительный комплекс.
4. Сборочный участок, на котором производится сборка и снаряжение ЭСУ и предварительная проверка ее на герметичность.
5. Специальные хранилища для хранения топливных смесей.

Кроме этого перечисленные производственные подразделения испытательного комплекса имеют соответствующее энергетическое обеспечение (электрические подстанции и генераторные), промканализацию, технологический, хозяйственный водопровод, а также

системы аварийного пожаротушения и при необходимости системы нейтрализации и утилизации отработанных продуктов сгорания.

Огневые стендовые испытания ДУ предполагается проводить на горизонтальном стенде, который размещается в закрытом боксе, в котором предусмотрено отверстие для выхода реактивной струи в атмосферу. Отсеки стенда представляют собой отделенные друг от друга монолитными железобетонными перегородками помещения, вход в которые производится через бронедвери. При этом предусмотрены системы, предотвращающие прохождение команд на включение двигателя при наличии открытых бронедверей, также предусмотрена световая и звуковая сигнализация при превышении предельно допустимой концентрации вредных веществ в отсеках стенда. С целью уменьшения разрушений стендового корпуса при аномальных огневых испытаниях потолки отсеков выполнены легкосбросными. Стендовый ПВРД располагается в огневом боксе и закрепляется на динаплатформе. Воздух, поступающий на вход в ПВРД, подаётся от баллонной батареи высокого давления.

4.1. Анализ опасных и вредных факторов

В стандарте ГОСТ 12.0.002-80 «ССБТ. Термины и определения» предложены следующие определения:

- *опасным производственным фактором* является такой фактор производственного процесса, воздействие которого на работающего приводит к травме или резкому ухудшению здоровья;
- *вредные производственные факторы* – это неблагоприятные факторы трудового процесса или условий окружающей среды, которые могут оказать вредное воздействие на здоровье и работоспособность человека. Длительное воздействие на человека вредного производственного фактора приводит к заболеванию.

Вредный производственный фактор может стать опасным в зависимости от уровня и продолжительности воздействия на человека.

В соответствии со стандартом ГОСТ 12.1.0.003-74 «ССБТ. Опасные и вредные производственные факторы. Классификация», опасные и вредные производственные факторы подразделяются по природе действия на следующие группы:

- физические;
- химические;
- биологические;
- психофизиологические.

Применительно к огневым стендовым испытаниям РДТТ можно выделить следующие опасные и вредные факторы:

- опасные факторы:
 - взрывоопасность;
 - пожароопасность;
 - опасные напряжения в электрических цепях.
- вредные факторы:
 - шум реактивной струи истекающих из сопла продуктов сгорания;
 - токсичность топлив и продуктов сгорания;
 - оптическое и электромагнитное излучение.

На основании требований по технике безопасности испытаний РДТТ для всех производственных участков разрабатываются обязательные к исполнению инструкции по технике безопасности, которые должны содержать:

- правила допуска исполнителей к работе и их предельно допустимое количество на рабочем месте;
- порядок и последовательность производства работ;
- характеристику опасности проводимых операций;
- правила безопасного проведения работ;
- правила содержания рабочего места, оборудования, приспособлений и инструментов;
- правила хранения комплектующих узлов;
- правила и места уничтожения взрывоопасных элементов и материалов.

Сборка и снаряжение стенда РДТТ при подготовке эксперимента в абсолютном большинстве случаев не может обходиться без операций, проводимых вручную обслуживающим персоналом. В виду этого на первый план выходят средства индивидуальной защиты (СИЗ) и должное приборное и материальное обеспечение работы стенда. Согласно инструкции предприятия исполнителя приводится список обязательных СИЗ персонала, перечень которых может различаться в зависимости от многих факторов, например, токсичности топлива или продуктов сгорания.

Во время проведения эксперимента весь обслуживающий персонал обязательно удаляется из зоны эксперимента и находится в специальных изолированных помещениях.

Пожарная безопасность. Смесевое ракетное топливо обладает повышенной взрывно- и пожароопасностью. Оно взрывается или детонирует при наличии инициатора, причем энергия

инициации очень мала. В соответствии с ГОСТ 12.1.004-91 производство, связанное с ракетными топливами можно отнести к категории А - взрывоопасные.

Воздух рабочей зоны. По ГОСТ 12.1.005-88 установлены предельно допустимые концентрации вредных веществ (мг/м³) в воздухе рабочей зоны производственных помещений. Требуемое состояние рабочей зоны может быть обеспечено следующими мероприятиями:

- Дистанционное управление процессами испытаний.
- Исключение попадания вредных веществ в рабочую зону.
- Защита от источников тепловых излучений.
- Устройство вентиляции и отопления.
- Применение средств индивидуальной защиты.
- Использование автоматической системы сигнализации о превышении уровня ПДК вредных веществ.

Освещение. В рассматриваемом помещении применено искусственное освещение, которое осуществляется люминесцентными лампами дневного света установленных на открытых светильниках. По конструктивному исполнению освещение является общим - светильники располагаются равномерно по потолку.

В процессе подготовки изделия к испытаниям требуются точные работы и в соответствии СНиП 23-05-95, их следует отнести к разряду III - высокой точности. При этом наименьший различаемый размер объекта 0,3 – 0,5, контраст объекта с фоном средний, искусственное освещение общее - 300 лк, естественное освещение КЕО 2%.

Вибрации. Вибрации возникают непосредственно при проведении эксперимента. Источником их является объект испытаний. Виброколебания при испытаниях крупногабаритных РДТТ не влияют на обслуживающий персонал, поскольку он должен быть удалён со стенда в специальный защитный пультовой бокс.

Электробезопасность. Возможным источником поражения электрическим током являются провода осветительной системы. В помещении поставлены металлические полы, существует высокая вероятность соприкосновения с металлическими предметами. Таким образом, помещение относится к разряду помещений с повышенной опасностью поражения электрическим током. Исходя из этого, в соответствии с ГОСТ 12.1.019-79 приняты следующие меры:

- Электропровода проходят в местах наименьшей вероятности их повреждения и контакта с металлическими предметами и человеком.
- Испытательный стенд и пульт заземлены.
- Средства индивидуальной защиты (при необходимости).

Шум, создаваемый струёй реактивного двигателя. Под шумом понимается всякий неблагоприятный воспринимаемый звук. Шум создаёт значительную нагрузку на органы слуха человека, а также угнетает центральную нервную систему, оказывая негативное психологическое воздействие. Для реактивных двигателей характерны высокие уровни шума (свыше 140 дБ), опасные для здоровья человека. Следовательно, необходим расчёт уровня звукового давления на рабочем месте, и, в случае превышения допустимых значений, принятие дополнительных мер звукоизоляции.

4.2. Расчет тротилового эквивалента при взрыве баллона и разработка мероприятий по предупреждению аварий

В рамках эксперимента подразумевается использование для продувки прямого контура ПВРД сжатого воздуха. Сжатый воздух хранится в баллонах высокого давления (40 л) под давлением 150 атм, которые располагаются вне помещения.

При хранении газов в баллонах в некоторых ситуациях может возникнуть опасность их разрушения. При этом образуется ударная волна, которая может вызвать разрушения конструкций и травмы людей. Для расчёта расстояний, на которых можно безопасно расположить персонал и оборудование, а также для расчета строительных конструкций необходимо определить параметры тротилового эквивалента и ударной волны, образующейся при взрыве.

Для расчета воздействия ударной волны на конструкции нужно знать давление газа в проходящей и отраженной волнах, время воздействия положительной фазы и удельный импульс. В свою очередь для определения указанных параметров пользуются тротиловым эквивалентом взрыва ТЭ. Тротиловый эквивалент показывает, сколько килограммов тротила (ТНТ) необходимо, чтобы работа его взрыва равнялась работе рассматриваемого взрыва.

Теоретическая работа взрыва баллона равна работе расширения вещества, находящегося в сосуде (A_{1B}), за вычетом работы сжатия воздуха (A_{2B}):

$$A_B = A_{1B} - A_{2B}$$

Максимальная работа адиабатического расширения вещества равна разности внутренних энергий вещества в начальном и конечном состояниях. Под начальным состоянием будем понимать нахождение воздуха под давлением $p_1 = 150$ атм, под конечным – выход воздуха в атмосферу ($p_2 = 1$ атм).

$$A_1 = U_1 - U_2$$

Внутреннюю энергию U вещества можно определить по формуле:

$$U = i + p\vartheta,$$

где i – энтальпия [Дж/кг]; p – давление [Па]; ϑ – удельный объём [м³/кг].

В нашем случае воздух находится в газообразном состоянии (однофазный), так как температура газа равна температуре окружающей среды ($T=20^{\circ}\text{C}=293\text{ K}$), а переход воздуха в жидкое состояние возможен при низких температурах порядка -147°C . Найдём параметры воздуха в начальном и конечном состоянии, используя термодинамические таблицы.

Начальное состояние:

Давление $p_1 = 150\text{ атм}$;

Плотность $\rho_1 = 180,5\text{ кг/м}^3$

Энтальпия $i_1=512,9\text{ кДж/кг}$

Конечное состояние:

Адиабатическое расширение происходит с охлаждением газа. Поэтому, чтобы корректно взять значение энтальпии запишем уравнение Пуассона, преобразованное для давления и температуры, и найдём температуру газа в конечном состоянии

$$p^{k-1}T^k = \text{const}$$

$$T_2 = T_1 \sqrt[k]{\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{1-k}} = 69\text{ K}$$

Давление $p_2 = 1\text{ атм}$;

Плотность $\rho_2 = 914,62\text{ кг/м}^3$

Энтальпия $i_2=121,3\text{ кДж/кг}$

Принимая во внимание, что удельный объём есть $\vartheta = 1/\rho$, найдём внутренние энергии вещества в начальном и конечном состоянии:

$$U_1 = 512,9 \cdot 10^3 - 150 \cdot 10^5 \cdot \frac{1}{180,5} = 429,8\text{ кДж/кг}$$

$$U_2 = 121,3 \cdot 10^3 - 10^5 \cdot \frac{1}{914,62} = 121,19\text{ кДж/кг}$$

Таким образом, работа адиабатического расширения равна:

$$A_{1B} = 414,96 - 121,19 = 308,6\text{ кДж/кг}$$

Работу сжатия атмосферного азота вычислим по формуле:

$$A_{2B} = p_2 \left(\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1} \right) = 10^5 \cdot \left(\frac{1}{180,5} - \frac{1}{914,62} \right) = -440\text{ Дж}.$$

Тогда теоретическая работа взрыва баллона равна:

$$A_B = A_{1B} - A_{2B} = 308,6 + 0,44 = 309,1 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}.$$

Тропиловый эквивалент для 1 кг воздуха равен:

$$TЭ = \frac{A_B}{A_T} = \frac{309,1 \cdot 10^3}{3,806 \cdot 10^6} = 0,081 \frac{\text{кг}}{\text{кг}}.$$

Масса воздуха, находящегося в баллоне равна:

$$M = V \cdot \rho_1 = 0,2 \cdot 180,5 = 36,1 \text{ кг}.$$

Для баллона ТЭ равно:

$$TЭ_6 = M \cdot TЭ = 36,1 \cdot 0,077 = 2,931 \text{ кг ТНТ}.$$

Рассчитаем воздействие ударной волны:

Давление на фронте ударной волны равно

$$p_{y\partial} = \frac{0,0956}{R_n} + \frac{0,1427}{R_n^2} + \frac{0,5737}{R_n^3},$$

$$R_n = \frac{R}{\sqrt[3]{TЭ_6}},$$

где R – расстояние от центра взрыва до места измерения давления, м;

p – давление в ударной волне, МПа.

По вышеуказанной формуле можно найти давление на значительных расстояниях (не меньше радиуса сферы, в которой заключен объем с массой, равной 10 массам вещества в сосуде).

Давление в ударной волне вблизи разрыва, т.е. на расстоянии от центра сосуда, (условно принимаем равным радиусу сферы R_0 с объемом, равным объему баллона) определяется по числу Маха:

$$p_0 = \frac{7}{6}(M^2 - 1)p_{атм} = \frac{7}{6}(2,511^2 - 1) \cdot 1,013 \cdot 10^5 = 6,269 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$R_0 = \sqrt[3]{\frac{0,75V_{бал}}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{0,75 \cdot 0,08}{\pi}} = 0,267 \text{ м};$$

$$R_1 = R_0 \sqrt[3]{\frac{\rho_1}{\rho_{атм}}} = 0,212 \cdot \sqrt[3]{\frac{180,5}{1,2}} = 1,422 \text{ м}.$$

Давление в ударной волне на расстоянии от R_0 до R_1 найдем по формуле:

$$p_{y\partial 1} = \frac{p_{y\partial}(R_1) \cdot p_0 \cdot (R_1 - R_0)}{p_{y\partial}(R_1) \cdot R_1 - p_0 R_0 - R(p_{y\partial}(R_1) - p_0)}.$$

Тогда можно записать систему уравнений:

$$p_{y\partial}(R) = \begin{cases} p_0 R \leq R_0 \\ p_{y\partial 1} R_0 < R \leq R_1 \\ p_{y\partial} R > R_1 \end{cases}$$

На рис. 4.1. приведён график зависимости давления в ударной волне от расстояния до точки измерения.

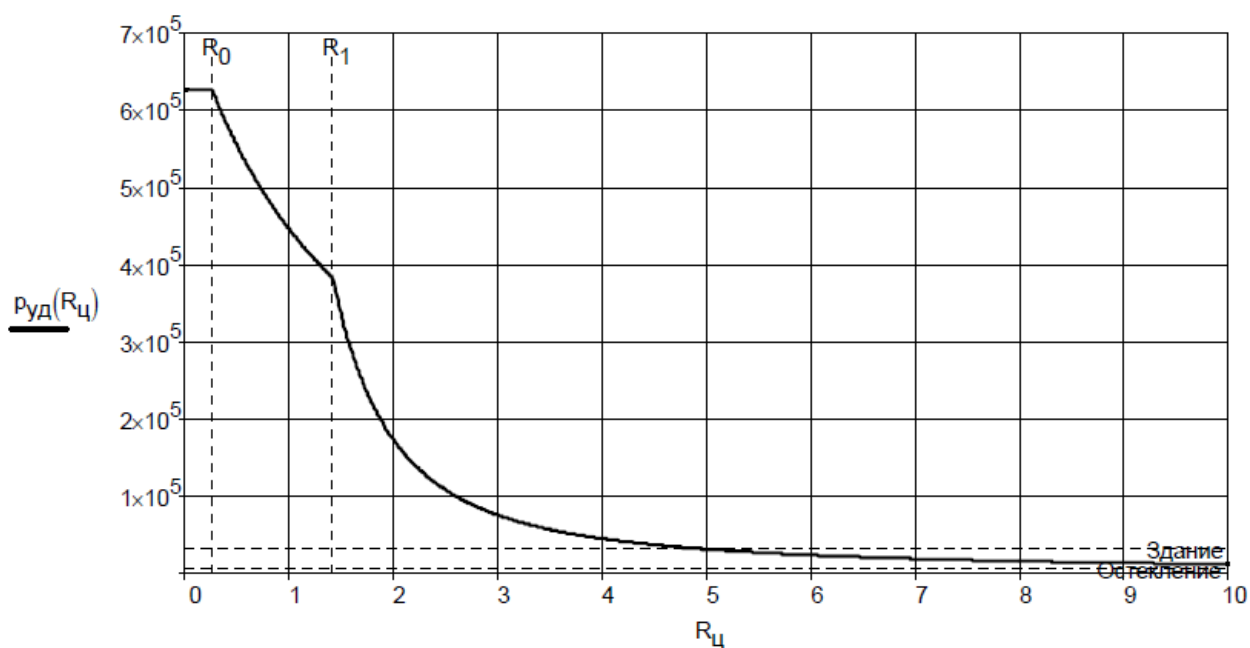


Рис. 4.1. График зависимости давления в ударной волне от расстояния до точки измерения.

Как видно из рисунка 4.1. малоэтажное здание получит сильные повреждения на расстоянии 5 м. Остекление будет разрушено на расстоянии более 10 м. Проведённый расчёт позволяет составить рекомендации по размещению баллонов со сжатым воздухом на территории испытательного полигона таким образом, чтобы минимизировать ущерб при возможном взрыве.

Время действия положительной фазы ударной волны и её удельный импульс найдем по формулам:

$$\tau_+ = 1,5 \cdot 10^{-3} \sqrt{R} \cdot \sqrt{T \mathcal{E}_6} \text{ с};$$

$$I = \frac{181 \sqrt[3]{T \mathcal{E}_6}}{R} \text{ МПа} \cdot \text{с}.$$

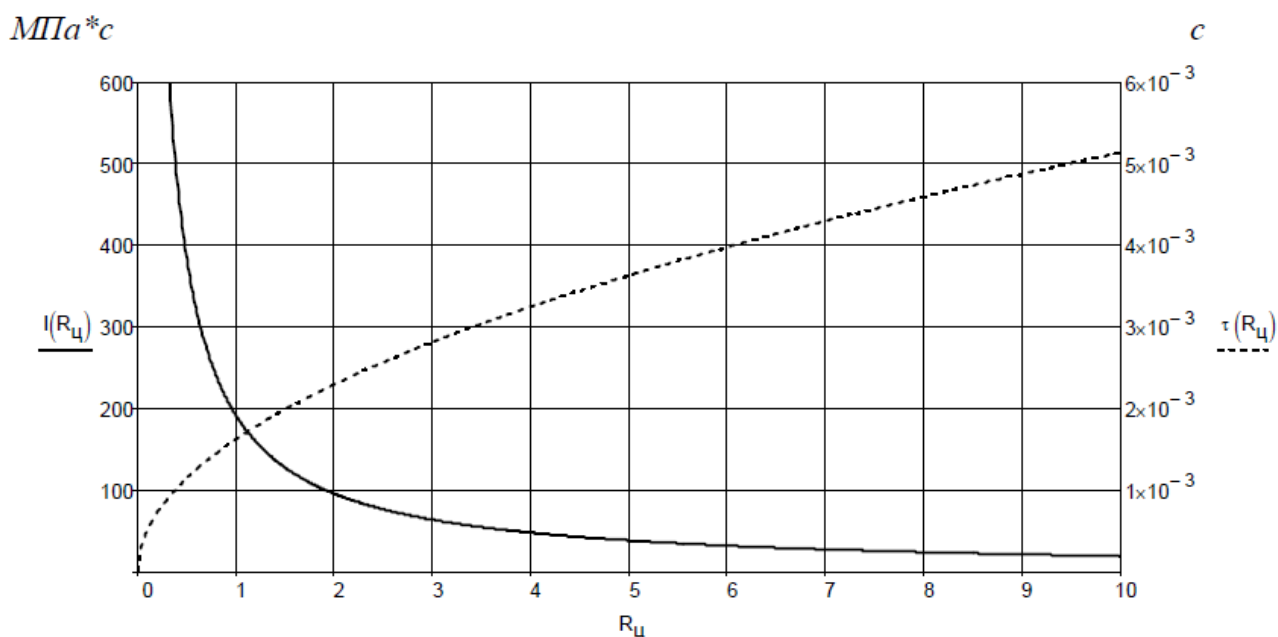


Рис. 4.2. График зависимости положительной фазы и удельного импульса ударной волны от расстояния до точки измерения.

Безопасность при работе с оборудованием находящемся под высоким давлением

При использовании оборудования, находящегося под высоким давлением, учитываются требования по их долговременной и надежной работе, поэтому основными мерами по предупреждению аварий является:

- Строгое соблюдение технологии испытаний.
- Тщательный контроль и профилактика установки перед проведением эксперимента.

4.3. Оценка вредных выбросов при огневых стендовых испытаниях двигателей и их влияние на окружающую среду

При огневых стендовых испытаниях двигателей основной проблемой с точки зрения охраны окружающей среды является выброс в окружающую среду вредных веществ, содержащихся в продуктах сгорания ракетного топлива. Рассмотрим подробно состав продуктов сгорания, образующихся при работе стартового двигателя.

4.3.1. Состав продуктов сгорания стартового РДТТ

Примерный состав продуктов сгорания получен с помощью программы «АСТРА.4РС» и приведен в приложении 3. Рассмотрим состав продуктов сгорания при уровне давления в камере сгорания равном 10 Мпа. В программе «АСТРА.4РС» содержание компонентов в продуктах сгорания имеет размерность [моль/кг] (количество вещества на 1 кг продуктов сгорания). Умножая эту величину на молярную массу вещества, можно получить массовое содержание m_i . Зная массу стартового заряда ($M_T = 138,53$ кг), можно определить, сколько килограмм каждого вещества выделилось в процессе работы РДТТ. Результаты представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1.

| Вещество | C_i , моль/кг | μ_i , г/моль | $m_i = C_i \cdot \frac{\mu_i}{10^3}, 100\%$ | $M_i = M_T \cdot m_i$, кг |
|----------------------|------------------------|------------------|---|----------------------------|
| H | 0,151377 | 1,008 | 0,015258802 | 0,021138 |
| Cl | 0,128072 | 35,453 | 0,454053662 | 0,629001 |
| NH3 | 0,000013 | 17,031 | $2,21403 \cdot 10^{-5}$ | $3,07 \cdot 10^{-5}$ |
| ALCL3 | 0,0002603 | 133,341 | 0,003470866 | 0,004808 |
| H2 | 5,0305 | 2,016 | 1,0141488 | 1,4049 |
| HCL | 5,99839 | 36,461 | 21,87072978 | 30,29752 |
| CO | 4,61747 | 28,01 | 12,93353347 | 17,91682 |
| HCN | $0,1050 \cdot 10^{-5}$ | 27,026 | $2,83773 \cdot 10^{-6}$ | $3,93 \cdot 10^{-6}$ |
| H2O | 9,88439 | 18,015 | 17,80672859 | 24,66766 |
| N2 | 3,13951 | 28,014 | 8,795023314 | 12,18375 |
| CO2 | 1,52809 | 44,009 | 6,724971281 | 9,316103 |
| AL2O3 (конд.) | 2,9676 | 101,961 | 30,25794636 | 41,91633 |

По гигиеническим нормативам ГН 2.2.5.1313-03 «Химические факторы производственной среды. Предельно допустимые концентрации (ПДК) вредных веществ в воздухе рабочей зоны» ПДК веществ, входящих в состав ПС рассмотренного топлива, принимают следующие значения:

- $Cl \text{ ПДК}_{рз} = 1 \text{ мг/м}^3$;
- $NH_3 \text{ ПДК}_{рз} = 20 \text{ мг/м}^3$;
- $CH_4 \text{ ПДК}_{рз} = 7000 \text{ мг/м}^3$;
- $HCL \text{ ПДК}_{рз} = 5 \text{ мг/м}^3$;
- $CO \text{ ПДК}_{рз} = 20 \text{ мг/м}^3$;
- $HCN \text{ ПДК}_{рз} = 0,3 \text{ мг/м}^3$;
- $CO_2 \text{ ПДК}_{рз} = 9000 \text{ мг/м}^3$;
- $Al_2O_3 \text{ ПДК}_{рз} = 6 \text{ мг/м}^3$;

Из таблицы 4.1. видно, что при работе РДТТ основную массу продуктов сгорания составляют конденсированный оксид алюминия, оксид углерода и хлороводород. Рассмотрим влияние этих веществ на здоровье человека и окружающую среду.

Оксид алюминия пожаро- и взрывобезопасен, по степени воздействия на организм человека относится к веществам IV класса опасности (малоопасные). Однако, следует учесть, что в составе ПС оксид алюминия присутствует в виде мелкодисперсной пыли, которая может нанести вред здоровью человека. Поэтому следует принять меры по очистке воздуха от твёрдых частиц, особенно принимая во внимание количество образующегося оксида алюминия.

Оксид углерода (угарный газ) крайне опасен для здоровья. CO вдыхается вместе с воздухом и поступает в кровь, где конкурирует с кислородом за молекулы гемоглобина. Оксид углерода, имея двойную химическую связь, соединяется с гемоглобином более прочно, чем молекула кислорода. Нарушается способность крови доставлять кислород к тканям и органам, в результате чего возможна потеря сознания и смерть. По этим причинам CO в повышенных концентрациях представляет собой смертельный яд. Опасность усугубляется отсутствием у него цвета и запаха. Относится к веществам IV класса опасности.

Хлороводород также очень опасен. Он оказывает раздражающее действие на слизистые оболочки и дыхательные пути. Относится к веществам I класса опасности.

Помимо вышеперечисленных веществ при сгорании топливного заряда выделяется незначительное количество цианистого водорода (HCN) или синильной кислоты – это очень сильный яд общетоксического действия, который блокирует цитохромоксидазу (дыхательный фермент, непосредственно взаимодействующий с кислородом), в результате чего возникает выраженное состояние кислородного голодания. Смертельная доза синильной кислоты – 50 мг.

4.3.2. Расчет концентрации хлороводорода в атмосфере

Цель расчета: определить максимальную концентрацию хлороводорода в атмосфере и рассчитать безопасное расстояние от источника загрязнения – стенда (огневого бокса).

Исходные данные для расчета представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2.

| Параметр | Значение |
|---|----------|
| 1. Диаметр вентиляционной трубы D , м | 0,5 |
| 2. Скорость потока из вентиляционной трубы w_0 , м/с | 6 |
| 3. Высота вентиляционной трубы от поверхности земли H , м | 12 |
| 4. Температура окружающего воздуха $T_{\text{возд}}$, °C | 20 |
| 5. Температура газа на выходе из вентиляции $T_{\text{газ}}$, °C | 80 |

Для определения максимального значения приземной концентрации хлороводорода при выбросе газовой смеси из одиночного точечного источника при неблагоприятных метеорологических условиях воспользуемся формулой:

$$c_m = \frac{A \cdot M \cdot F \cdot m \cdot n \cdot \eta}{H^2 \cdot \sqrt[3]{V_1 \cdot (T_{\text{газ}} - T_{\text{возд.}})}},$$

где $A=140$ (для Московской области) – коэффициент рассеивания, $F=1$ (для газов) – коэффициент оседания, $\eta=1$ (в случае ровной или слабопересеченной местности с перепадом высот менее 50 м на 1 км) – безразмерный коэффициент, учитывающий влияние рельефа местности, M – масса вредного вещества, поступающего в окружающую среду в единицу времени.

Мольный состав для хлороводорода, полученный в результате термодинамического расчета представлен в таблице 4.1.

Найдем массу вредного вещества (хлороводорода), зная секундный расход, полученный при расчете внутрибаллистических характеристик:

$$M = 0,2187072978 \cdot \dot{m}_T.$$

Определим расход газовой смеси:

$$V_1 = \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot w_0,$$

Значения коэффициентов m и n находятся в зависимости от коэффициентов f, v_m, v'_m, f_e .

Определим их значения:

$$f = 1000 \frac{w_0^2 \cdot D}{H^2 (T_{\text{г}} - T_{\text{г}})},$$

$$f = 1000 \cdot \frac{w_0^2 \cdot D}{H^2 \cdot (T_{\text{г}} - T_{\text{г}})} = 1000 \cdot \frac{6^2 \cdot 0,5}{12^2 \cdot (80 - 20)} = 2,08.$$

$$v_{\text{м}} = 0,65 \cdot \sqrt[3]{\frac{V_1 \cdot (T_{\text{г}} - T_{\text{г}})}{H}} = 0,65 \cdot \sqrt[3]{\frac{1,178 \cdot (80 - 20)}{12}} = 2,17.$$

$$v'_{\text{м}} = 1,3 \cdot \frac{w_0 \cdot D}{H},$$

$$v'_{\text{м}} = 1,3 \cdot \frac{w_0 \cdot D}{H} = 1,3 \cdot \frac{6 \cdot 0,5}{12} = 0,325.$$

$$f_e = 800 \cdot (v'_{\text{м}})^3,$$

$$f_e = 800 \cdot (v'_{\text{м}})^3 = 800 \cdot 0,325^3 = 27,46$$

В связи с тем, что $f < 100$ и $f < f_e$, то расчет коэффициента m будет осуществляться по следующей зависимости:

$$m = \frac{1}{0,67 + 0,1 \cdot \sqrt{f} + 0,34 \cdot \sqrt[3]{f}},$$

$$m = \frac{1}{0,67 + 0,1 \sqrt{f} + 0,34 \cdot \sqrt[3]{f}} = \frac{1}{0,67 + 0,1 \cdot \sqrt{2,08} + 0,34 \cdot \sqrt[3]{2,08}} = 0,801.$$

Так как $v_{\text{м}} > 2$, то коэффициент $n = 1$.

Найдем предельную приземную концентрацию хлороводорода:

$$c_{\text{м}} = \frac{A \cdot M \cdot F \cdot m \cdot n \cdot \eta}{H^2 \cdot \sqrt[3]{V_1 \cdot (T_{\text{г}} - T_{\text{г}})}},$$

Определим расстояние от источника выброса, на котором при неблагоприятных метеорологических условиях будет такая концентрация:

$$x_i = \frac{5 - F}{4} \cdot d \cdot H$$

где d – безразмерный коэффициент, при $f < 100$ и $v_i \geq 2$ определяется по следующей зависимости:

$$d = 4,95 \cdot v_{\text{м}} \cdot (1 + 0,28 \cdot \sqrt[3]{f_e}),$$

$$d = 4,95 \cdot v_{\text{м}} \cdot (1 + 0,28 \cdot \sqrt[3]{f_e}) = 4,95 \cdot 2,17 \cdot (1 + 0,28 \cdot \sqrt[3]{27,46}) = 10,72$$

$$x_{\text{м}} = \frac{5 - F}{4} \cdot d \cdot H = \frac{5 - 1}{4} \cdot 10,72 \cdot 12 = 96,476 \text{ м}$$

Приземная концентрация хлороводорода на данном расстоянии во много раз превышает допустимую. Определим ряд расстояний (x) от источника (огневого бокса), на котором приземная концентрация уменьшается в некоторое количество раз в зависимости от коэффициента.

$$c = s_1 \cdot c_m,$$

где s_1 – безразмерный коэффициент, определяемый от отношения $\frac{x}{x_m}$.

$$s_1 = 3 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right)^4 - 8 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right)^3 + 6 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right)^2 \quad \text{при } \frac{x}{x_m} \leq 1;$$

$$s_1 = \frac{1.13}{0.13 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right)^2 + 1} \quad \text{при } 1 < \frac{x}{x_m} \leq 8;$$

$$s_1 = \frac{\frac{x}{x_m}}{3.58 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right)^2 + 35.2 \cdot \left(\frac{x}{x_m}\right) + 120} \quad \text{при } \frac{x}{x_m} > 8.$$

Результаты расчёта представлены в таблице 4.3. График Изменение концентрации вредных веществ при удалении от стенда представлен на рис. 4.3.

Таблица 4.3. Зависимость концентрации хлороводорода от расстояния (от стенда)

| x , км | s_1 | c , г/м ³ |
|----------|-----------------------|------------------------|
| 10 | $2,454 \cdot 10^{-3}$ | $13 \cdot 10^{-3}$ |
| 15 | $1,688 \cdot 10^{-3}$ | $8,841 \cdot 10^{-3}$ |
| 20 | $1,688 \cdot 10^{-3}$ | $6,734 \cdot 10^{-3}$ |
| 25 | $1,038 \cdot 10^{-3}$ | $5,438 \cdot 10^{-3}$ |
| 30 | $8,705 \cdot 10^{-4}$ | $4,56 \cdot 10^{-3}$ |
| 35 | $7,495 \cdot 10^{-4}$ | $3,926 \cdot 10^{-3}$ |
| 40 | $6,58 \cdot 10^{-4}$ | $3,447 \cdot 10^{-3}$ |

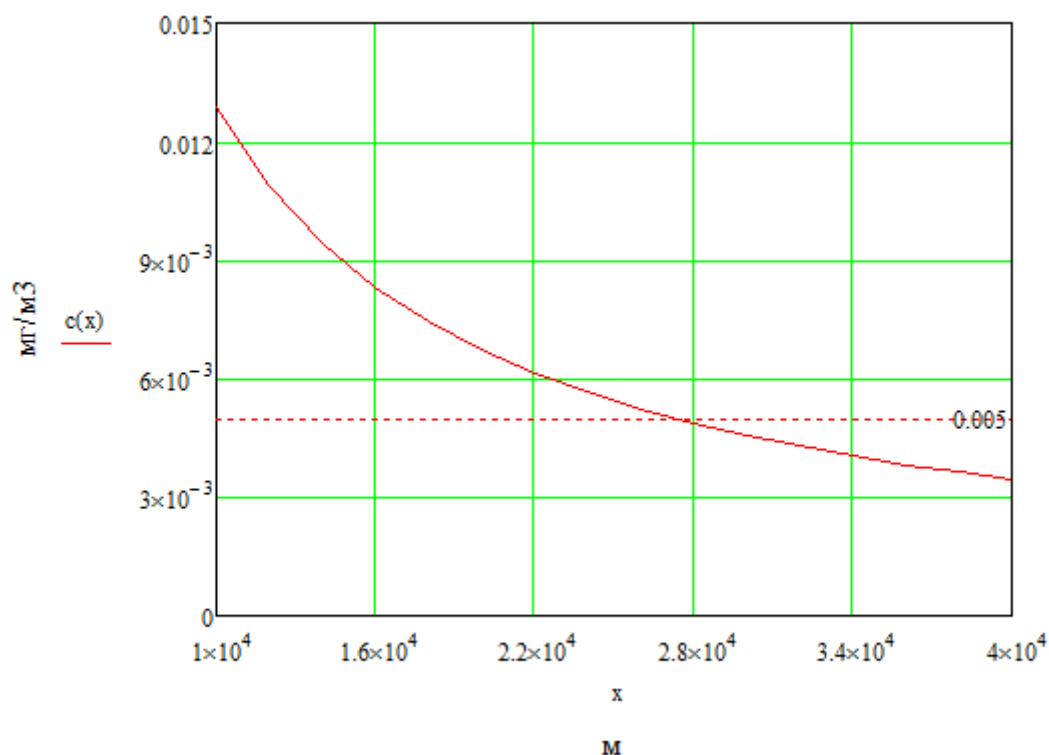


Рис. 4.3. Изменение концентрации вредных веществ при удалении от стенда

Как видно из представленной таблицы, только на расстоянии 28 км от стенда концентрация загрязнителя опускается ниже ПДК. Для предотвращения экологических последствий необходимо предусмотреть мероприятия по очистке местности после завершения отработки, а также, при технической возможности, системы фильтрации.

4.3.3. Мероприятия по защите окружающей среды

Как показано выше, при испытаниях РДТТ, работающих на смесевом твёрдом ракетном топливе, происходит значительный выброс вредных веществ в атмосферу.

Для снижения опасности воздействия на человека и экосистему необходимо создавать санитарные зоны с учётом розы ветров, в которые не должны попадать жилые и административные постройки, сельскохозяйственные угодья, заповедники, а также водоёмы и реки.

Необходимо принимать меры по предотвращению накопления вредных соединений в складках местности (оврагах, низинах, лесополосах) и водоёмах, а также попадания их в грунтовые воды.

Для осаждения и нейтрализации вредных веществ можно использоваться различные адсорберы или слабый раствор едкого натрия.

5. ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Введение

Темой организационно-экономической части данного дипломного проекта является планирование технической подготовки производства. Техническая подготовка производства включает в себя конструкторскую и технологическую подготовку. На этом этапе новое изделие проходит различные стадии его освоения от опытного образца, полученного в результате НИОКР, через опытную и установочную парни до серийного производства на конкретном действующем предприятии. Основная цель технической подготовки – не просто освоение серийного производства нового изделия, а решение этой задачи с максимальным учетом специфики предприятия-изготовителя и с минимальными затратами на это освоение.

Центральной задачей в процессе технической подготовки производства является сокращение сроков создания и освоения нового изделия, которая решается путем снижения продолжительности этапов подготовки производства и повышения степени их параллельности. Основным инструментом решения этой задачи является метод сетевого планирования и управления (СПУ).

Также был проведен технико-экономический анализ с целью определения себестоимости серийного изготовления двигательной установки, определена точка рентабельности и представлена графическая зависимость объема продаж с учетом установленной стоимости серийного изделия.

5.1. Метод сетевого планирования и управления

5.1.1. Описание метода сетевого планирования и управления

Основным плановым документом в системе СПУ является сетевой график, представляющий собой информационно-динамическую модель, в которой отражаются взаимосвязи и результаты всех работ, необходимых для достижения конечной цели разработки. Сетевая модель изображается в виде сетевого графика, состоящего из стрелок и кружков. Стрелками в сети изображаются отдельные работы, кружками – события. Под работой понимают любой трудовой процесс, требующие затрат времени и средств (ресурсов). В понятие «работа» могут входить также а) ожидание, т.е. пассивный процесс, не требующий затрат ресурсов, но отнимающий время; б) зависимость одних работ от других, не требующих затрат времени (фиктивная работа). Работа на сетевом графике изображается сплошной стрелкой, если работа имеет продолжительность во времени, или пунктирной, если работа является фиктивной.

Событие характеризует момент окончания какой-либо деятельности, является результатом выполнения одной или нескольких предшествующих работ, позволяющих

приступить к выполнению последующих. Событие на сетевом графике обозначают кружком, каждое событие имеет свой цифровой индекс (код, номер).

Любая последовательность работ на сетевом графике именуется как путь; путь от исходного до завершающего события – полный путь. Полный путь, имеющий максимальную по времени продолжительность, называется критическим путем.

Особенностью оценки продолжительности отдельных работ в системе СПУ в том, что она носит вероятностный характер. В сетевом планировании используют системы с тремя или двумя вероятностными оценками времени.

В системе с двумя оценками времени ответственный исполнитель называет значения t_{min} , t_{max} .

Продолжительность каждой из планируемых работ рассматривается как случайная величина в пределах выбранного закона распределения вероятностей. Математическое ожидание случайной величины – длительности ij -й работы $t_{ож.ij}$ и мера неопределенности оценки – дисперсия $\sigma_{t_{ож.ij}}^2$ – рассчитываются при системе двух оценок времени по следующим зависимостям:

$$t_{ож.ij} = \frac{3t_{min} + 2t_{max}}{5},$$

$$\sigma_{t_{ож.ij}}^2 = \left(\frac{t_{min} - t_{max}}{5} \right)^2.$$

5.1.2. Составление укрупнённого сетевого графика технической подготовки производства

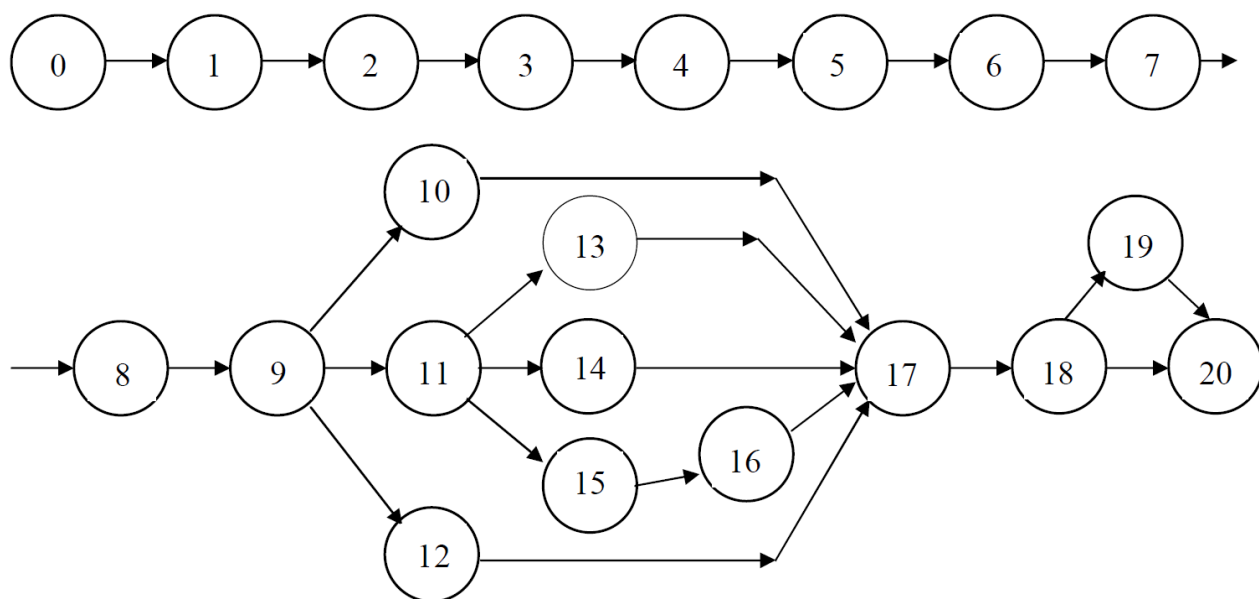


Рис. 5.1. Укрупненный сетевой график технической подготовки производства.

Таблица 5.1. Перечень работ по технической подготовке производства.

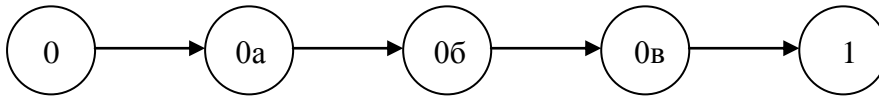
| | Работа | Описание работы |
|---|--------|---|
| Конструкторская подготовка производства | 0-1 | разработка и согласование технического задания (ТЗ) |
| | 1-2 | разработка технического предложения: выявление дополнительных или уточнённых требований к изделию и его характеристикам, которые не могут быть указаны в ТЗ |
| | 2-3 | эскизное проектирование: выбор и обоснование принципиальных технических решений |
| | 3-4 | техническое проектирование: окончательный выбор технических решений по изделию в целом и по его составным частям |
| | 4-5 | выпуск расчётно-конструкторской документации |
| | 5-6 | экспериментальная отработка опытной партии изделий |
| | 6-7 | приёмочные испытания опытной партии изделий |
| | 7-8 | корректировка документации, передача документации предприятию-изготовителю |
| Технологическая подготовка производства | 8-9 | разработка технологических процессов изготовления и контроля деталей, сборки и испытаний |
| | 9-10 | обеспечение материалов и комплектующих |
| | 9-11 | выбор оборудования и технологической оснастки |
| | 9-12 | корректировка конструкторской документации с учетом особенностей предприятия-изготовителя и отработки на технологичность |
| | 11-13 | подготовка производственных участков |
| | 11-14 | конструирование и изготовление оснастки |
| | 11-15 | нормирование |
| | 15-16 | подготовка и комплектование кадров |
| | 13-17 | изготовление установочной серии изделий |
| | 17-18 | контрольные испытания установочной серии |
| | 18-19 | корректировка документации по результатам изготовления и испытания установочной серии |
| | 18-20 | сертификация выпускаемой продукции |

Таблица 5.2. Перечень событий в процессе технической подготовки производства.

| | Событие | Описание события |
|---|---------|---|
| Конструкторская подготовка производства | 0 | принятие решения о разработке образца |
| | 1 | утверждение технического задания |
| | 2 | разработано и утверждено техническое предложение |
| | 3 | разработан эскизный проект |
| | 4 | разработан технический проект |
| | 5 | разработана рабочая документация опытного образца |
| | 6 | заключение о допуске изделия к приёмочным испытаниям |
| | 7 | присвоение конструкторской документации литеры «О1» по результатам приёмочных испытаний |
| Технологическая подготовка производства | 8 | получение документации предприятием-изготовителем |
| | 9 | заработана технологическая документация |
| | 10 | закуплены материалы и комплектующие |
| | 11 | установлен перечень необходимого оборудования и технологической оснастки |
| | 12 | конструкторская документация скорректирована по результатам отработки на технологичность |
| | 13 | завершена подготовка производственных участков |
| | 14 | подготовлена необходимая технологическая оснастка |
| | 15 | установлены технические нормы времени |
| | 16 | завершена подготовка и комплектование кадров |
| | 17 | изготовлена установочная серия изделий |
| | 18 | завершены контрольные испытания установочной серии |
| | 19 | технологическая документация скорректирована по результатам изготовления и испытания установочной серии |
| | 20 | выпускаемая продукция успешно сертифицирована |

5.1.3. Составление частных сетевых графиков на основе работ укрупнённого сетевого графика

Работа 0-1: разработка и согласование ТЗ.



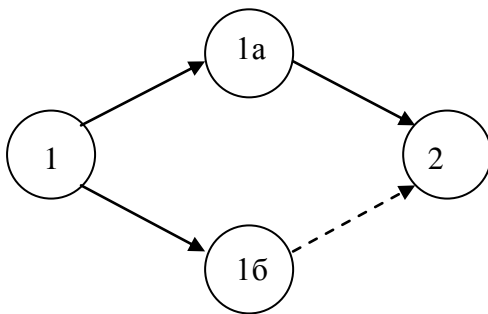
0-0a: составление проекта ТЗ заказчиком;

0a-0б: проработка проекта ТЗ исполнителем;

0б-0в: установление перечня контрагентов и согласование с ними частных ТЗ;

0в-1: согласование и утверждение ТЗ.

Работа 1-2: разработка технического предложения.

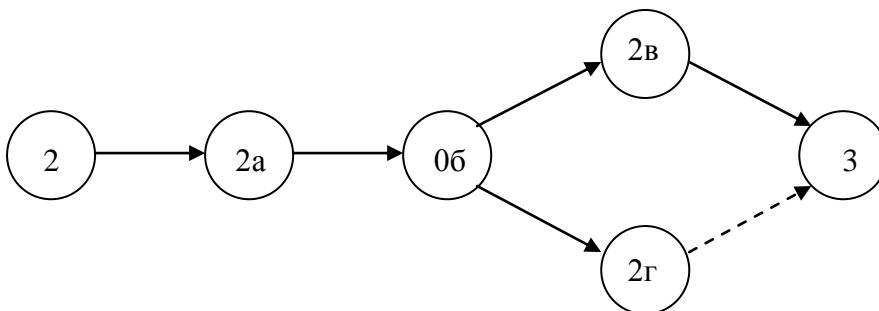


1-1a: проработка результатов НИР;

1-1б: изучение научно-технической информации;

1a-2: предварительные расчеты и уточнение требований ТЗ.

Работа 2-3: эскизное проектирование.



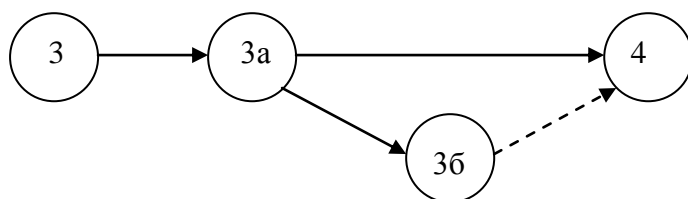
2-2a: выбор и обоснование принципиальной схемы изделия; выбор основных технических решений;

2a-2б: расчёт основных проектных параметров системы;

2б-2в: разработка отдельных узлов и агрегатов системы;

2в-3: разработка частных технических заданий на отдельные элементы изделия, выбор основных конструктивных элементов.

Работа 3-4: техническое проектирование.

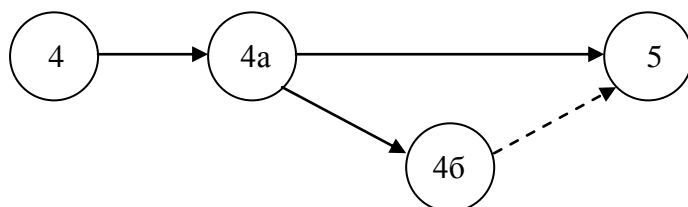


3-3а: разработка принципиальных кинематических, электрических, гидравлических и других схем;

3а-4: уточнение основных параметров изделия;

3а-3б: изготовление и испытание основных агрегатов изделия в натурных условиях.

Работа 4-5: разработка расчётно-конструкторской документации.

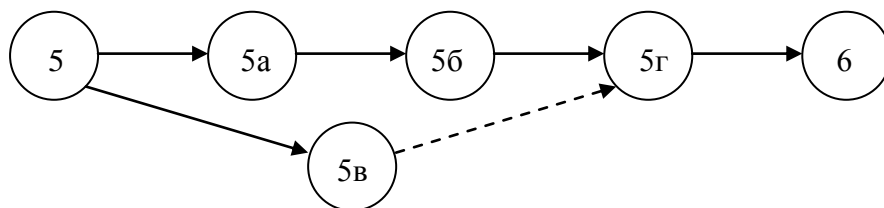


4-4а: разработка полного комплекта рабочей документации;

4а-5: согласование документации с заказчиком и предприятием-изготовителем;

4а-4б: проверка конструкторской документации на унификацию и стандартизацию.

Работа 5-6: экспериментальная отработка опытной партии изделий.



5-5а: изготовление в опытном производстве опытной партии изделий;

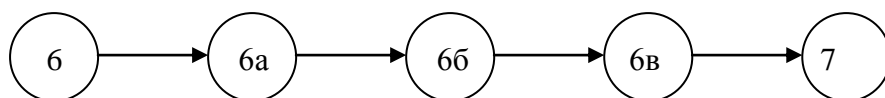
5а-5б: настройка и регулировка опытных образцов;

5-5в: разработка программ экспериментальной отработки;

5б-5г: проведение наземной экспериментальной отработки системы в целом и её отдельных элементов;

5г-6: выпуск отчётов об испытаниях с подробным анализом результатов и их соответствия требованиям ТЗ.

Работа 6-7: приёмочные испытания опытной партии изделий.



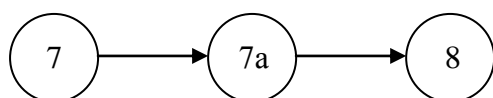
6-6а: планирование приёмочных испытаний;

6а-6б: проведение приёмочных лётных испытаний в необходимом количестве;

6б-6в: обработка и анализ полученных при испытании данных;

6в-7: оформление заключения о работоспособности изделия и соответствии его технических и эксплуатационных характеристик требованиям ТЗ, подписание актов Государственной комиссии о сдаче образца заказчику и запуске серийного производства.

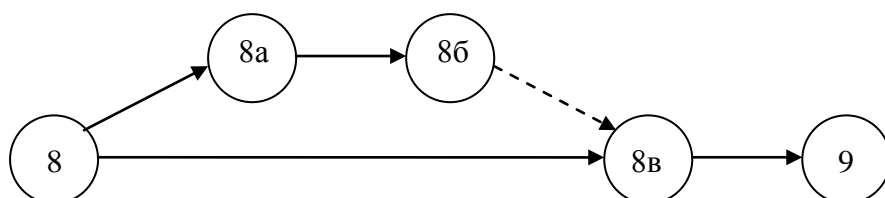
Работа 7-8: корректировка документации, передача документации предприятию-изготовителю.



7-7а: внесение необходимых уточнений и изменений в документацию, присвоение документации литеры «О1»;

7а-8: передача документации предприятию-изготовителю.

Работа 8-9: разработка технологических процессов.

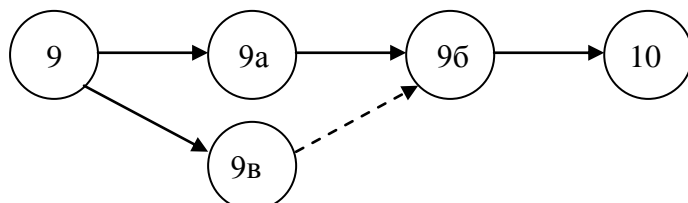


8-8а: распределение номенклатуры между цехами и подразделениями предприятия;

8а-8б: разработка технологических маршрутов движения объектов производства;

8-8в: технико-экономическое обоснование технологических процессов.

Работа 9-10: обеспечение материалов и комплектующих.



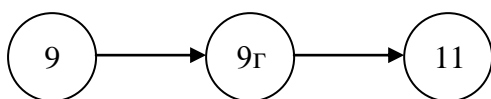
9-9а: проведение расчётов необходимого объёма материалов и комплектующих;

9-9в: анализ и поиск поставщиков на рынке;

9а-9б: заключение договоров с поставщиками;

9б-10: получение материалов и комплектующих.

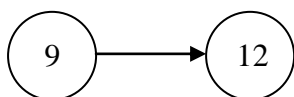
Работа 9-11: выбор оборудования и технологической оснастки.



9-9г: выбор и обоснование универсального, специального и нестандартного оборудования;

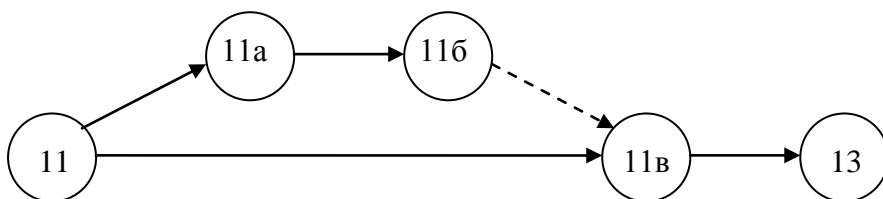
9г-11: формирование заданий на проектирование нестандартного оборудования, а также на проектирование гибких автоматических линий, автоматизированных и роботизированных линий и комплексов.

Работа 9-12: корректировка конструкторской документации.



9-12: корректировка конструкторской документации с учётом особенностей предприятия-изготовителя и отработки на технологичность.

Работа 11-13: подготовка производственных участков



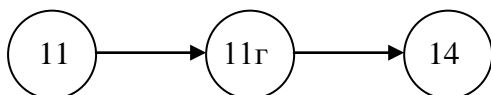
11-11а: расчёт движения деталей и хода будущего производства, расчёты поточных линий, загрузки рабочих мест, расчёты оперативно-плановых нормативов. Циклов, величин партий, заделов;

11а-11б: планирование работы вспомогательных цехов, служб и обслуживающих подразделений;

11-11в: расчёт количества и номенклатуры дополнительного оборудования, межоперационного транспорта, тары и вспомогательного оборудования, составление заявок, размещение заказов и получение;

11в-13: расчёт и проектирование планировок оборудования и рабочих мест, формирование производственных участков.

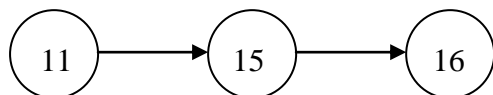
Работы 11-14: конструирование и изготовление оснастки



11-11г: конструирование специальной технологической и контрольной оснастки;

11г-14: изготовление специальной технологической и контрольной оснастки.

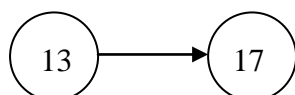
Работы 11-15, 15-16: нормирование и подготовка кадров



11-15: установление пооперационных технических норм времени всех технологических процессов;

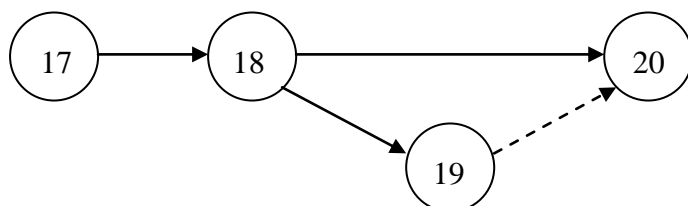
15-16: подготовка и комплектование кадров.

Работа 13-17: изготовление установочной серии изделий



13-17: изготовление установочной серии изделий.

Работы 17-18, 18-19, 18-20: контрольные испытания установочной серии и сертификация изделия



17-18: контрольные испытания установочной серии;

18-19: корректировка документации по результатам изготовления и испытания установочной серии;

18-20: сертификация выпускаемой продукции.

5.2. Расчет сметы затрат на проектирование, изготовление и испытание

Затраты на разработку двигательной установки:

$$C_P = S_{\text{пр}} + C_{\text{И}},$$

где $S_{\text{пр}}$ – затраты на проектирование (основная и дополнительная заработная плата при проектировании, отчисления на социальные нужды и накладные расходы), $C_{\text{И}}$ – затраты на испытание двигателей (стоимость производства необходимого для испытаний количества двигательных установок, включает в себя себестоимость одной установки, которая складывается из стоимости необходимых материалов, основной и дополнительной заработной платы, отчислений на социальные нужды, накладные расходы при изготовлении и транспортные расходы).

5.2.1. Расчет заработной платы при проектировании и изготовлении

Затраты на проектирование и изготовление представляют собой:

$$S = L_{\text{сум}} + M + K,$$

$$L_{\text{сум}} = L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}} + L_{\text{с}},$$

где $L_{\text{осн}}$ – основная заработная плата; $L_{\text{доп}} = 0,2 \cdot L_{\text{осн}}$ – дополнительная заработная плата; $L_{\text{с}} = 0,27 \cdot (L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}})$ – социальные отчисления (ЕСН + страхование от несчастных случаев и травматизма – 1%).

$$L_{\text{осн}} = T \cdot 1,$$

где T – трудоемкость работ, ч; 1 – тарифная ставка за один час работы, руб.

$$T = \frac{t}{R},$$

где t – норма времени, ч; R – количество рабочих/служащих, занятых на этапе.

$$M = 0,05 \cdot L_{\text{осн}} \text{ – прямые затраты, руб;}$$

$$K = 0,7 \cdot L_{\text{осн}} \text{ – косвенные затраты, руб.}$$

5.2.1.1. Время занятости при конструкторской подготовке производства

1. Техническое задание

Норма времени $t = 59,4$ ч.

Количество рабочих/служащих на этапе $R = 2$.

2. Техническое предложение.

Норма времени $t = 175$ ч.

Количество рабочих/служащих на этапе $R = 3$.

3. Эскизный проект

Норма времени $t = 39 \text{ ч} \cdot 5 \text{ форматов A1} = 195 \text{ ч}$.

Количество рабочих/служащих на этапе $R = 3$.

4. Технический проект

Норма времени: Сборочные единицы: $t = 34 \text{ ч} \cdot 12 \text{ форматов A1} = 408 \text{ ч}$.

Детали: $t = 1,75 \text{ ч} \cdot 80 \text{ форматов A1} = 140 \text{ ч}$.

Количество рабочих/служащих на этапе $R = 5$.

5. Рабочая документация

Норма времени: Сборочные единицы: $t = 34 \text{ ч} \cdot 5 \text{ форматов A1} = 170 \text{ ч}$.

Детали: $t = 1,75 \text{ ч} \cdot 80 \text{ форматов A1} = 140 \text{ ч}$.

Количество рабочих/служащих на этапе $R = 5$.

Таблица 5.3.

| Виды работ | Трудоемкость | | Ведущий инженер-конструктор | Инженер-конструктор 1 категории | Инженер-конструктор 2 категории | Инженер-конструктор 3 категории |
|------------------------------|--------------|--------|-----------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| | Абс., ч | Уд., % | | | | |
| Тех. задание | 59,4 | 4,6 | 1×39,4 | 1×20 | | |
| Тех. предложение | 175 | 13,6 | 1×55 | 2×60 | | |
| Эскизный проект | 195 | 15,2 | 1×79 | 1×45 | 1×45 | |
| Тех. проект | 548 | 42,6 | 1×68 | 1×120 | 1×120 | 2×120 |
| Разработка раб. документации | 310 | 24,1 | 1×30 | 1×70 | 2×70 | 1×70 |
| Итого | 1287,4 | 100 | 271,4 | 375 | 305 | 310 |

5.2.1.2. Время занятости при технологической подготовке производства

Таблица 5.4.

| Виды работ | Трудоемкость | | Инженер-технолог 1 категории | Инженер-технолог 2 категории |
|----------------------------|--------------|--------|---------------------------------|---------------------------------|
| | Абс., ч | Уд., % | | |
| Технологические процессы | 40 | 5,88 | | 1×40 |
| Проектирование оснастки | 40 | 5,88 | | 1×40 |
| Выпуск установочной партии | 600 | 88,24 | 1×110 | 2×245 |
| Итого | 600 | 100 | 110 | 570 |

5.2.1.3. Время занятости при изготовлении деталей и узлов ДУ

Таблица 5.5.

| Виды работ | Трудоемкость | | Рабочий |
|------------------------------|--------------|--------|---------|
| | Абс., ч | Уд., % | |
| Изготовление оснастки | 60 | 42,8 | 3×20 |
| Изготовление передней крышки | 40 | 28,6 | 2×20 |
| Изготовление соплового блока | 40 | 28,6 | 2×20 |
| Итого | 140 | 100 | 140 |

5.2.1.4. Время занятости при сборке и испытании ДУ

Таблица 5.6.

| Виды работ | Трудоемкость | | Ведущий инженер-конструктор | Инженер-конструктор 1 категории | Инженер-конструктор 2 категории | Рабочий |
|-----------------------------------|--------------|--------|-----------------------------|------------------------------------|------------------------------------|---------|
| | Абс., ч | Уд., % | | | | |
| Сборка ДУ | 300 | 31,25 | 1×60 | | 1×120 | 1×120 |
| Подготовка и проведение испытаний | 660 | 68,75 | 1×120 | 1×180 | 1×240 | 2×120 |
| Итого | 960 | 100 | 180 | 180 | 360 | 240 |

5.2.1.5. Время занятости каждого исполнителя

Исходя из составленного плана на комплекс работ, определяем время, затрачиваемое каждым исполнителем при проведении проектных работ $T_{пр}$ и изготовлении $T_{изг}$.

Таблица 5.7. Время занятости исполнителей

| Категория работника | Количество | T_{Σ} , ч |
|---------------------------------|------------|------------------|
| Ведущий инженер-конструктор | 1 | 451,4 |
| Инженер-конструктор 1 категории | 1 | 555 |
| Инженер-конструктор 2 категории | 2 | 665 |
| Инженер-конструктор 3 категории | 2 | 310 |
| Инженер-технолог 1 категории | 1 | 110 |
| Инженер-технолог 2 категории | 2 | 570 |
| Рабочий | 3 | 380 |

5.2.1.6. Смета затрат на проведение конструкторских работ

Таблица 5.8. Основная заработная плата при проведении проектных работ

| Категория работника | Количество R | T_{Σ} , ч | $L_{мес}$, руб/мес |
|---------------------------------|--------------|------------------|---------------------|
| Ведущий конструктор | 1 | 271.4 | 25000 |
| Инженер-конструктор 1 категории | 1 | 375 | 19000 |
| Инженер-конструктор 2 категории | 2 | 305 | 18000 |
| Инженер-конструктор 3 категории | 2 | 310 | 17000 |

$L_{мес}$, руб/мес – основная заработная плата, T_{Σ} , ч – обобщенная норма времени на данную категорию в проекте.

1. Часовая тарифная ставка:

Ведущий конструктор

$$l_1 = \frac{L_{мес}}{22 \cdot 8} = 142 \text{ руб.}$$

Инженер-конструктор 1 категории

$$l_2 = \frac{L_{мес}}{22 \cdot 8} = 108 \text{ руб.}$$

Инженер-конструктор 2 категории

$$l_3 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 102,3 \text{ руб.}$$

Инженер-конструктор 3 категории

$$l_4 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 96,6 \text{ руб.}$$

2. Основная заработная плата:

$$L_{\text{осн}} = l_1 \cdot T_1 + l_2 \cdot T_2 + l_3 \cdot T_3 + l_4 \cdot T_4 = 140170,45 \text{ руб.}$$

3. Дополнительная заработная плата:

$$L_{\text{доп}} = 0,2 \cdot L_{\text{осн}} = 28030 \text{ руб.}$$

4. Социальные отчисления:

$$L_c = 0,32 \cdot (L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}}) = 59389 \text{ руб.}$$

5. Накладные затраты при проектировании образца:

$$M = 0,05 \cdot L_{\text{осн}} = 1009 \text{ руб.}$$

$$K = 0,7 \cdot L_{\text{осн}} = 98120 \text{ руб.}$$

$$S_{\text{кос}} = 105129 \text{ руб.}$$

6. Суммарная заработная плата при проектировании образца:

$$L_{\text{сум}} = L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}} + L_c = 213620 \text{ руб.}$$

5.2.1.7. Смета затрат на изготовление

Таблица 5.9. Основная заработная плата при изготовлении опытного образца

| Категория работника | Количество R | T_{Σ} , ч | $L_{\text{мес}}$, руб/мес |
|---------------------------------|--------------|------------------|----------------------------|
| Ведущий инженер-конструктор | 1 | 180 | 25000 |
| Инженер-конструктор 1 категории | 1 | 180 | 19000 |
| Инженер-конструктор 2 категории | 2 | 360 | 18000 |
| Инженер-технолог 1 категории | 1 | 110 | 17000 |
| Инженер-технолог 2 категории | 2 | 570 | 15000 |
| Рабочий | 3 | 380 | 15000 |

1. Часовая тарифная ставка:

Ведущий конструктор

$$l_1 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 142 \text{ руб.}$$

Инженер-конструктор 1 категории

$$l_2 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 108 \text{ руб.}$$

Инженер-конструктор 2 категории

$$l_3 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 102,3 \text{ руб.}$$

Инженер-технолог 1 категории

$$l_4 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 96,6 \text{ руб.}$$

Инженер-технолог 2 категории

$$l_5 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 85,3 \text{ руб.}$$

Рабочий

$$l_6 = \frac{L_{\text{мес}}}{22 \cdot 8} = 85,3 \text{ руб.}$$

2. Основная заработная плата:

$$L_{\text{осн}} = l_1 \cdot T_1 + l_2 \cdot T_2 + l_3 \cdot T_3 + l_4 \cdot T_4 + l_5 \cdot T_5 + l_6 \cdot T_6 = 173409 \text{ руб.}$$

3. Дополнительная заработная плата:

$$L_{\text{доп}} = 0,2 \cdot L_{\text{осн}} = 34681,8 \text{ руб.}$$

4. Социальные отчисления:

$$L_c = 0,32 \cdot (L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}}) = 66589 \text{ руб.}$$

5. Накладные затраты при проектировании образца:

$$M = 0,05 \cdot L_{\text{осн}} = 8670,5 \text{ руб.}$$

$$K = 0,7 \cdot L_{\text{осн}} = 121386,4 \text{ руб.}$$

$$S_{\text{кос}} = 130147 \text{ руб.}$$

6. Суммарная заработная плата при проектировании образца:

$$L_{\text{сум}} = L_{\text{осн}} + L_{\text{доп}} + L_c = 264275,5 \text{ руб.}$$

5.2.1.8. Суммарная смета затрат на проектирование и изготовление

Таблица 5.10. Смета затрат на проектирование и изготовление

| Статьи затрат | | Затраты, руб. |
|---------------------------------|----------------|---------------|
| Основная заработная плата | проектирование | 140170 |
| | изготовление | 173409 |
| Дополнительная заработная плата | проектирование | 28030 |
| | изготовление | 34681 |
| Социальные отчисления | проектирование | 59389 |
| | изготовление | 66589 |
| Накладные затраты | проектирование | 105129 |
| | изготовление | 130147 |
| Итого | проектирование | 332718 |
| | изготовление | 404826 |

5.2.2. Затраты на материалы

Затраты на основные материалы и полуфабрикаты:

$$S_M = \left(1 + \frac{5}{100}\right) \cdot \sum (G_{mp_i} \cdot C_{m_i}),$$

где G_{mp_i} — норма расхода основного материала данного вида, кг; C_{m_i} — оптовая цена основного материала, руб/кг.

Норма расхода основных материалов:

$$G_{mp_i} = \sum \frac{G_{\partial_i}}{K_{им_i}},$$

где G_{∂_i} — масса детали по чертежу, кг; $K_{им_i}$ — коэффициент использования материала.

Стоимость материалов, из которых производится ДУ представлена в таблице 5.10.

Таблица 5.10.

| Наименование материала | Количество материала, кг | $K_{ум}$ | Цена материала, руб/кг | Стоимость материала, руб |
|--------------------------------|--------------------------|----------|------------------------|--------------------------|
| Топливо для стартового РДТТ | 140 | 0,95 | 300 | 42000 |
| Топливо для газогенератора | 150 | 0,95 | 300 | 45000 |
| Сталь | 25 | 0,7 | 125 | 3125 |
| ТЗП | 20 | 0,95 | 1200 | 24000 |
| Пиротехнический состав | 1 | 0,8 | 600 | 600 |
| Титан | 2 | 0,8 | 5000 | 10000 |
| Пиролитический графит | 1 | 0,9 | 18000 | 18000 |
| Углепластик | 2 | 0,95 | 1500 | 3000 |
| | | | Прочее | 15000 |
| | | | Итого | 160725 |

$$S_M = (1 + 0,05) \cdot 160725 = 168761 \text{ руб.}$$

5.2.3. Себестоимость изделия

Себестоимость производства изделия S_d может быть определена по следующим калькуляционным статьям расходов:

- затраты на основные материалы S_M ;
- основная заработная плата рабочих, занятых изготовлением, сборкой и наладкой узлов, агрегатов и изделия в целом;
- дополнительная заработная плата;
- отчисления на социальные нужды;
- Накладные затраты;
- транспортно-заготовительные расходы (5%);

Статьи себестоимости изделия представлены в таблице 5.11. Затраты в процентном соотношении представлены на рисунке 5.2.

Таблица 5.11.

| Статьи калькуляции опытной темы | | Затраты, руб | Доля, % |
|-------------------------------------|----------------|--------------|---------|
| Затраты на основные материалы | | 168761 | 29 |
| Зарботная плата | Основная | 173409 | 29 |
| | Дополнительная | 34681 | 6 |
| Отчисления на социальные нужды | | 51185 | 9 |
| Накладные затраты | | 130147 | 22 |
| Транспортно-заготовительные расходы | | 27909 | 5 |
| Итого: | | 586092 | 100 |

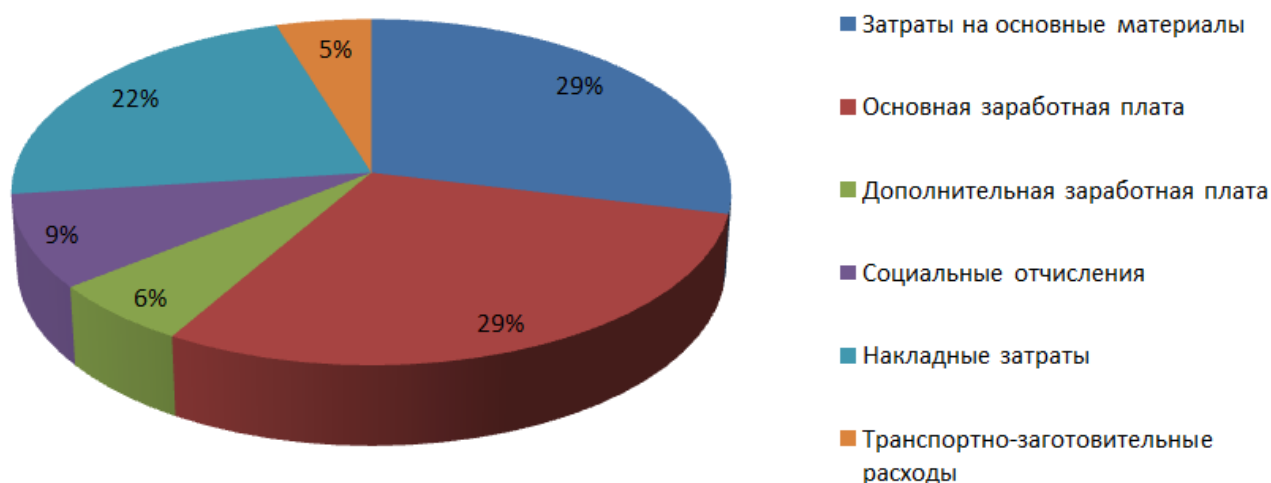


Рис. 5.2. Затраты по статьям калькуляции

Таким образом, себестоимость производства одной двигательной установки составляет

$$S_d = 586092 \text{ руб.}$$

5.2.4. Затраты на испытания

Затраты на материальную часть автономных испытаний РДТТ определяются по формуле:

$$C_{\text{и}} = S_d \cdot n_{\Sigma} = 586092 \cdot 59 = 34\,579\,452 \text{ руб.}$$

Затраты на топливо в процессе испытаний не учитываются, поскольку топливо входит в состав двигателей.

5.2.5. Полные затраты на разработку ДУ

Затраты на проектирование, как было определено ранее:

$$S_{\text{пр}} = 332718 \text{ руб.}$$

Полные затраты на разработку двигательной установки составляют:

$$C_p = S_{\text{пр}} + C_{\text{и}} = 332718 + 34\,579\,452 = 34\,912\,170 \text{ руб.}$$

5.2.6. Построение графика рентабельности

Прогнозирование структуры и динамики цен за период производства изделия выполняется следующим образом:

- рассчитывают затраты на проектно-конструкторские работы;
- прогнозируют капитальные вложения в производство;
- прогнозируют себестоимость опытного образца;
- прогнозируют себестоимость серийного производства;
- определяют минимальный уровень цены из условия возмещения затрат на производство и разработку изделия.

В данном расчёте для упрощения считаем, что капитальных вложений в производство нет, т.е. производство полностью подготовлено к изготовлению изделия.

Тогда минимальную цену изделия можно представить как сумму двух составляющих - собственно себестоимость и часть от затрат на разработку. Считаем, что изделие планируется выпускать 3 года, мощности завода позволяют выпускать по 66 изделий в год.

Затраты на разработку: $C_p = 34\,912\,170$ руб.

Серия РДТТ за три года: $n_{\Sigma 3} = 162$ шт.

Затраты на ТПП в данном расчёте примем равными нулю, считая что производство подготовлено к выпуску двигателей. Удельные затраты на разработку представляются в виде:

$$S_p = \frac{C_p}{n_{\Sigma 3}} = 215507 \text{ руб.}$$

Себестоимость одного двигателя, как было определено ранее:

$$S_d = 586092 \text{ руб.}$$

Затраты на производство серийного двигателя:

$$S_{\text{сер}} = S_d + S_p = 801599 \text{ руб.}$$

Отпускная цена серийного двигателя при объявленной прибыли 15%:

$$\text{Ц} = S_{\text{сер}} \cdot (1 + 0,15) = 921839 \text{ руб.}$$

Объём продаж: $\text{ОП} = \text{Ц} \cdot d$, где d – текущий объём выпуска.

Годовой объём выпуска составляет $n_{\text{год}} = 59$ шт.

Постоянные расходы, включая цеховые, заводские, внепроизводственные и расходы на разработку:

$$\begin{aligned} Z_{\text{пост}} &= C_{\text{ПР}} + Z_{\text{Ц}} + Z_{\text{ОЗ}} + Z_{\text{ВП}} + S_{\text{Р}} = \\ &= 332718 + 120\,000 + 90\,000 + 68\,003 + 215507 = 826228 \text{ руб.} \end{aligned}$$

Переменные расходы на изготовление одной ДУ:

$$Z_{\text{пер}} = S_{\text{Р}} + S_{\text{М}} + S_{\text{изг}} = 789094 \text{ руб.}$$

Тогда точка безубыточности:

$$n_{\text{рент}} = \frac{Z_{\text{пост}}}{Ц - Z_{\text{пер}}} \approx 6 \text{ шт.}$$

Строим графические зависимости (рис. 5.3), которые отражают постоянные, переменные, полные затраты, а также зависимость объема продаж с учетом установленной стоимости серийного изделия. На графике также присутствует точка безубыточности $d = 6$.

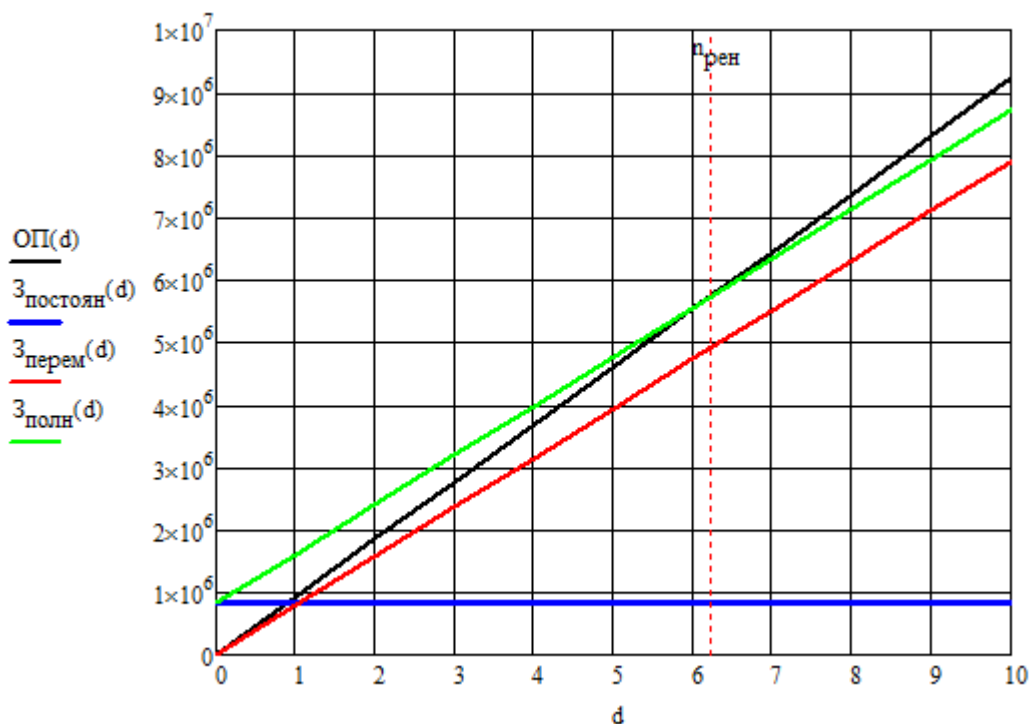


Рис. 5.3. График рентабельности

5.2.7. Расчет прибыли с учетом дисконтирования

Дисконтирование является важнейшим механизмом, позволяющим представлять финансовое положение организации достоверно. Дисконтирование может повлиять на балансовую стоимость любого элемента учета и тем самым изменить финансовые результаты компании.

Смысл дисконтирования заключается в том, что текущая стоимость будущих финансовых потоков может существенно отличаться от их номинальной стоимости. Теория стоимости денег говорит, что одна и та же сумма, выплачиваемая в разные моменты времени, имеет разную стоимость по следующим двум причинам:

- риск неполучения;
- возможность альтернативных инвестиций.

$$\Pi = \sum_{i=0}^t (B_i - Z_{\text{полн}}) \frac{1}{(1 + E)^i},$$

где t – период времени, B – выручка за период, $Z_{\text{полн}}$ – полные затраты за период, $E = 0,08$ – норма рентабельности на капитал.

Результаты расчёта представлены в таблице 5.12.

Таблица 5.12.

| t, год | B_i , руб | $Z_{\text{пер}}$, руб | $Z_{\text{пост}}$, руб | $Z_{\text{полн}}$ | Π_i , руб |
|--------|-------------|------------------------|-------------------------|-------------------|---------------|
| 1 | 0 | 23672820 | 826228 | 24499048 | -22684304 |
| 2 | 60841374 | 52080204 | 826228 | 52906432 | 6802933,8 |
| 3 | 60841374 | 52080204 | 826228 | 52906432 | 6299012,8 |
| 4 | 60841374 | 52080204 | 826228 | 52906432 | 5832419,3 |
| 5 | 60841374 | 52080204 | 826228 | 52906432 | 5400388,2 |
| | | | | Итого: | 1650450,3 |

Заключение

В результате проведенного технико-экономического анализа определена себестоимость серийного изготовления двигательной установки. Определены также постоянные и переменные затраты, определена точка безубыточности и построена графическая зависимость, из которой видно, что при затратах на изготовление одного серийного двигателя 801599 руб, объявленной прибыли 15% и отпускной цене 921839 руб, с учётом постоянных и переменных расходов на изготовление двигателей, предприятие будет получать доход при реализации товара (ДУ) при заключении договоров на поставку партии двигателей, начиная с минимальной партии, соответствующей точке, которая лежит правее точки рентабельности $d = 6$.

Заключение

В результате проделанной работы спроектирована двигательная установка для авиационной управляемой ракеты. Для обоснования полученного варианта конструкции были решены следующие задачи:

- проектирование интегральной двигательной установки, включающее в себя проектирование стартового РДТТ и маршевого РПД;
- для стартового РДТТ расчёт и оптимизация внутрибаллистических характеристик двигателя и их отклонений, расчёт и проектирование воспламенительного устройства позволяющего надёжно воспламенять заряд твёрдого топлива, проектирование теплозащитного покрытия в камере и сопловом блоке двигателя;
- профилирование ВЗУ и компьютерное моделирование течения по тракту в программном комплексе ANSYS FLUENT;
- компоновка образца и разработка чертежа общего вида;
- разработка технологического процесса производства (на примере детали «Корпус центральный»);
- организационно-экономические задачи и задачи экологии и безопасности, подтверждённые соответствующими расчётами.

Спроектированная двигательная установка полностью удовлетворяет требованиям, представленным в ТЗ.

Список литературы

1. Конструкторская часть:

- 1.1. Ягодников Д.А., Андреев Е.А., Эйхенвальд В.Н., Козлов В.А. Основы проектирования ракетных двигательных установок на твердом топливе: Методические указания к выполнению курсового и дипломного проекта по специализации «Ракетные двигатели твердого топлива» / Под ред. Д.А.Ягодникова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008.- 106 с., :ил.
- 1.2. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1979.-392 с.
- 1.3. Анурьев В. И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3 т. Т. 1. – 8-е изд., перераб. и доп. Под ред. И. Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001. – 920 с.: ил.
- 1.4. Липанов А. М., Алиев. А. В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1995.- 400 с.: ил.
- 1.5. Фахрутдинов И. А., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. – М.: Машиностроение, 1987.- 328 с.: ил.
- 1.6. Веницкий А.М., Волков В.Т., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. Конструкция и отработка РДТТ.- М.: Машиностроение, 1980.- 230 с.
- 1.7. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей.- М.: Машиностроение, 1989.- 464 с.
- 1.8. Андреев Е.А., Ягодников Д.А. Расчёт предельных отклонений основных параметров РДТТ: Метод. указания. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 28 с.: ил.

2. Исследовательская часть:

- 2.1. Вишневецкий С.Л., Абрамович Ю.В., Мельников Д.А. Руководство для конструкторов по аэродинамике диффузоров сверхзвуковых воздушно-реактивных двигателей. Расчёт геометрических размеров сверхзвуковых диффузоров. Выпуск 1. – М.: Государственное изд-во оборонной промышленности, 1958. – 66 с.: ил.
- 2.2. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. Ч. II. Методы аэродинамического расчета.: Учебник для студентов втузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. школа, 1980. – 416 с. с ил.
- 2.3. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю., Рейдкль А.Л., Степанов М.Н., Топчеев Ю.И. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1967.-424 с.

3. Технологическая часть:

- 3.1. Сабельников В.В. Расчёт режимов механической обработки труднообрабатываемых материалов: Учебное пособие к выполнению курсового проекта по курсу «Спецтехнология». М.: Изд-во МГТУ, 1985.– 60с.
- 3.2. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. Т.2 / Под ред. Косиловой А.Г., Мещерякова Р.К. М.: Машиностроение, 1985.– 496с.

4. Промышленная экология и безопасность:

- 4.1. Сборник заданий и типовых расчётов по охране труда для факультета "М". Учебное пособие по дипломному проектированию "Охрана труда". Под ред. С. В. Белова. М.: Изд-во МВТУ, 1981. - 72 с.
- 4.2. Белов С. В., Переездчиков И.В., Сивков В.П., Тупов В. В. Сборник типовых расчетов по курсу "Охрана труда" для машиностроительных специальностей. М.: Изд-во МВТУ, 1980. - 91 с.

5. Организационно-экономическая часть:

- 5.1. Под ред. Ипатова М. И., Постникова В. И., Захаровой М. К. Организация и планирование машиностроительного производства. М.: Высшая школа, 1988.
- 5.2. Разумов И. А. и др. Сетевые графики в планировании. М.: Высшая школа, 1981.
- 5.3. Под ред. Смирнова С.В. Организационно-экономическая часть дипломных проектов исследовательского профиля. М.: изд. МГТУ им. Баумана, 1995.

Приложения

Приложение 1

Топливо ПХА-3М

Исходные данные

```
<insi<prsi<prp>  
i=0,  
p=10,  
pa=kp,  
(100%c10.694h43.856o22.469n5.617c15.617a17.042[-1934]);
```

Брутто-формула раб.тела: С 10.6945 Н 43.8578 О 22.4699 N 5.61724
CL 5.61724 AL 7.0423

Характеристики равновесия - СИ

| | | | | |
|-------------|--------------|--------------|--------------|---------------|
| P=10 | T=3173.13 | V=0.10242 | S=9.67519 | I=-1934 |
| U=-2958.21 | M=42.0111 | Cp=2.01284 | k=1.19098 | Cp''=3.12778 |
| k''=1.15533 | A=1083.51 | Mu=0.0000876 | Lt=0.448574 | Lt''=0.772391 |
| MM=23.8032 | Cp.r=2.21308 | k.r=1.27583 | MM.r=17.3781 | R.r=478.454 |
| Z=0.325382 | Пл=0 | Bm=0.0251292 | | |

Содержание компонентов - МПа (масс.доли)

| | | | | | |
|----------|-----------|---------|-----------|--------|-----------|
| O | 0.0001695 | O2 | 0.7292e-5 | H | 0.174483 |
| H2 | 4.45221 | OH | 0.007214 | H2O | 0.492881 |
| C1 | 0.0313458 | C12 | 0.0000614 | C1O | 0.2276e-5 |
| HC1 | 1.19404 | HOC1 | 0.6589e-5 | N | 0.0000108 |
| N2 | 0.722568 | NO | 0.0003289 | NH | 0.000053 |
| NH2 | 0.0000844 | NH3 | 0.0004894 | HNO | 0.1043e-5 |
| CO | 2.7149 | CO2 | 0.0386749 | CH2 | 0.9003e-6 |
| CH3 | 0.000013 | CH4 | 0.0000228 | C2H2 | 0.1282e-5 |
| CHO | 0.000306 | CHO2 | 0.5981e-5 | CH2O | 0.0000503 |
| CH2O2 | 0.4552e-5 | ClCO | 0.0000116 | CH2C1 | 0.3557e-6 |
| HC1CO | 0.1927e-5 | CN | 0.3723e-5 | HCN | 0.0008851 |
| HNC | 0.2889e-5 | N2C | 0.1206e-5 | C1CN | 0.1478e-5 |
| Al | 0.0009001 | AlO2 | 0.4536e-6 | Al2O | 0.0008242 |
| Al2O2 | 0.0000112 | k*Al2O3 | 0.325382 | AlH | 0.000502 |
| AlH2 | 0.0000171 | AlOH | 0.0085225 | HALO | 0.1272e-5 |
| HALO2 | 0.0000195 | AlO2H2 | 0.0006902 | AlO3H3 | 0.5125e-5 |
| AlC1 | 0.0837456 | AlC12 | 0.0478617 | AlC13 | 0.0059913 |
| AlOC1 | 0.0016355 | AlOC12 | 0.0000626 | AlHC1 | 0.0017798 |
| AlH2C1 | 0.7955e-5 | AlHC12 | 0.0004938 | AlONC1 | 0.0116246 |
| AlO2H2C1 | 0.0002574 | AlONC12 | 0.0037949 | AlN | 0.9197e-6 |
| -1*C1 | 0.0000123 | +1*Al | 0.0000126 | AlO | 0.0003728 |

Характеристики равновесия - СИ

| | | | | |
|-------------|--------------|---------------|--------------|---------------|
| P=5.74149 | T=2967.14 | V=0.166009 | S=9.67519 | I=-2482.56 |
| U=-3435.7 | M=41.9417 | Cp=2.00381 | k=1.19092 | Cp''=2.88327 |
| k''=1.15745 | A=1047.43 | Mu=0.000084 | Lt=0.427187 | Lt''=0.689877 |
| MM=23.8426 | Cp.r=2.21046 | k.r=1.28084 | MM.r=17.1553 | R.r=484.671 |
| Z=0.337217 | Пл=0 | Bm=0.0216216 | n=1.1489 | W=1047.43 |
| W/A=1 | F/F*=1 | F''=0.0001585 | Iудп=199.616 | B=161.643 |

Содержание компонентов - МПа (масс.доли)

| | | | | | |
|-----|-----------|------|-----------|-----|-----------|
| O | 0.0000378 | O2 | 0.1400e-5 | H | 0.072883 |
| H2 | 2.60568 | OH | 0.0022026 | H2O | 0.245245 |
| C1 | 0.0138778 | C12 | 0.0000237 | C1O | 0.4713e-6 |
| HC1 | 0.731428 | HOC1 | 0.1706e-5 | N | 0.2294e-5 |
| N2 | 0.417058 | NO | 0.0000862 | NH | 0.0000126 |
| NH2 | 0.0000229 | NH3 | 0.0001907 | HNO | 0.1988e-6 |
| CO | 1.5688 | CO2 | 0.0200352 | CH2 | 0.1864e-6 |

| | | | | | |
|--------|-----------|----------|-----------|---------|-----------|
| CH3 | 0.3900e-5 | CH4 | 0.8984e-5 | C2H2 | 0.3756e-6 |
| CHO | 0.0000904 | CHO2 | 0.1479e-5 | CH2O | 0.0000169 |
| CH2O2 | 0.1303e-5 | ClCO | 0.3226e-5 | HClCO | 0.5965e-6 |
| CN | 0.8594e-6 | HCN | 0.0003477 | HNC | 0.7298e-6 |
| N2C | 0.2895e-6 | ClCN | 0.4621e-6 | Al | 0.0001926 |
| Al2O | 0.0001363 | Al2O2 | 0.1602e-5 | k*Al2O3 | 0.337217 |
| AlH | 0.0001018 | AlH2 | 0.2692e-5 | AlOH | 0.0021027 |
| HALO | 0.1793e-6 | HALO2 | 0.3718e-5 | AlO2H2 | 0.0001458 |
| AlO3H3 | 0.9949e-6 | AlCl | 0.0307282 | AlCl2 | 0.0204649 |
| AlCl3 | 0.0033095 | AlOC1 | 0.0004931 | AlOC12 | 0.0000172 |
| AlHCl | 0.0004622 | AlH2Cl | 0.1675e-5 | AlHCl2 | 0.000168 |
| AlOHCl | 0.0034553 | AlO2H2Cl | 0.0000719 | AlOHCl2 | 0.001489 |
| -1*Cl | 0.2835e-5 | +1*Al | 0.2875e-5 | AlO | 0.0000685 |

Топливо ПХА-4М

Исходные данные

```
<insi<prsi<prp>
i=0,
p=10,
pa=kp,
(100%c9.213h24.948o28.408n7.428c12.979a17.413[-2034]);
```

Брутто-формула раб.тела: С 9.21315 Н 24.9484 О 28.4085 N 7.42812
CL 2.97905 AL 7.41312

Характеристики равновесия - СИ

| | | | | |
|-------------|-------------|--------------|--------------|--------------|
| P=10 | T=3935.49 | V=0.0953523 | S=8.76324 | I=-2034 |
| U=-2987.52 | M=32.6256 | Cp=1.79867 | k=1.15567 | Cp''=4.65807 |
| k''=1.16557 | A=1032.46 | Mu=0.0001019 | Lt=0.362575 | Lt''=1.50678 |
| MM=30.6507 | Ср.г=1.9095 | k.г=1.2451 | MM.г=22.1198 | R.г=375.891 |
| Z=0.355436 | Пл=0 | Bm=0.097511 | | |

Содержание компонентов - МПа (масс.доли)

| | | | | | |
|----------|-----------|---------|-----------|--------|-----------|
| O | 0.0805781 | O2 | 0.0377919 | H | 0.551889 |
| H2 | 1.50224 | OH | 0.389604 | HO2 | 0.0003555 |
| H2O | 1.88744 | H2O2 | 0.0000602 | Cl | 0.178953 |
| Cl2 | 0.0003036 | ClO | 0.0007763 | HCl | 0.753348 |
| HOCl | 0.0003291 | N | 0.0004924 | N2 | 1.24369 |
| NO | 0.0602466 | NO2 | 0.0000292 | N2O | 0.0000146 |
| NH | 0.0004925 | NH2 | 0.0001513 | NH3 | 0.0000879 |
| HNO | 0.0001324 | HNO2 | 0.6894e-5 | ClNO | 0.0000103 |
| CO | 2.77023 | CO2 | 0.390642 | CHO | 0.0005571 |
| CHO2 | 0.0001296 | CH2O | 0.000018 | CH2O2 | 0.0000185 |
| ClCO | 0.0000542 | HClCO | 0.1834e-5 | CN | 0.4264e-5 |
| NCO | 0.2036e-5 | HCN | 0.0000632 | HNC | 0.7042e-6 |
| N2C | 0.7565e-6 | ClCN | 0.4260e-6 | Al | 0.0031028 |
| AlO2 | 0.0003961 | Al2O | 0.0019644 | Al2O2 | 0.0002897 |
| k*Al2O3 | 0.355436 | Al2O3 | 0.0000112 | AlH | 0.0005571 |
| AlH2 | 0.0000106 | AlOH | 0.0392801 | HALO | 0.0000281 |
| HALO2 | 0.0013422 | AlO2H2 | 0.0098977 | AlO3H3 | 0.0001903 |
| AlCl | 0.0374687 | AlCl2 | 0.0081613 | AlCl3 | 0.0002969 |
| AlOC1 | 0.0091765 | AlOC12 | 0.0002668 | AlHCl | 0.0005767 |
| AlH2Cl | 0.1271e-5 | AlHCl2 | 0.0000446 | AlOHCl | 0.0187159 |
| AlO2H2Cl | 0.0010077 | AlOHCl2 | 0.0016766 | AlN | 0.9990e-5 |
| -1*OH | 0.1762e-5 | -1*Cl | 0.0001181 | +1*Al | 0.0001356 |
| -1*AlO | 0.9607e-5 | -1*AlO2 | 0.5141e-6 | AlO | 0.0145007 |
| эл.газ | 0.5467e-5 | | | | |

Характеристики равновесия - СИ

| | | | | |
|------------|-----------|------------|-----------|--------------|
| P=5.81037 | T=3752.47 | V=0.154983 | S=8.76324 | I=-2537.16 |
| U=-3437.68 | M=32.4165 | Cp=1.79669 | k=1.15416 | Cp''=4.44234 |

(кр.сечение)

| | | | | |
|------------|--------------|--------------|--------------|-------------|
| k"=1.15913 | A=1003.15 | Mu=0.0000988 | Lt=0.34986 | Lt"=1.49984 |
| MM=30.8485 | Ср.г=1.90981 | k.г=1.24545 | MM.г=22.0912 | R.г=376.379 |
| Z=0.3624 | Пл=0 | Bm=0.0970429 | n=1.11776 | W=1003.15 |
| W/A=1 | F/F*=1 | F"=0.0001545 | Гудп=193.847 | B=157.569 |

Содержание компонентов - МПа (масс.доли)

| | | | | | |
|----------|-----------|---------|-----------|--------|-----------|
| O | 0.0384968 | O2 | 0.0185758 | H | 0.299786 |
| H2 | 0.88339 | OH | 0.199018 | HO2 | 0.0001327 |
| H2O | 1.13196 | H2O2 | 0.0000214 | Cl | 0.101513 |
| Cl2 | 0.0001432 | ClO | 0.0003209 | HCl | 0.45937 |
| HOCl | 0.0001381 | N | 0.0001836 | N2 | 0.733239 |
| NO | 0.0283688 | NO2 | 0.0000104 | N2O | 0.5203e-5 |
| NH | 0.0001743 | NH2 | 0.0000513 | NH3 | 0.0000327 |
| HNO | 0.0000459 | HNO2 | 0.2210e-5 | ClNO | 0.3450e-5 |
| CO | 1.61597 | CO2 | 0.238473 | CHO | 0.0001983 |
| CHO2 | 0.0000465 | CH2O | 0.6126e-5 | CH2O2 | 0.6405e-5 |
| ClCO | 0.0000188 | HClCO | 0.6010e-6 | CN | 0.1175e-5 |
| NCO | 0.5764e-6 | HCN | 0.000021 | Al | 0.0011337 |
| AlO2 | 0.0001313 | Al2O | 0.000607 | Al2O2 | 0.0000921 |
| k*Al2O3 | 0.3624 | Al2O3 | 0.3012e-5 | AlH | 0.0001756 |
| AlH2 | 0.2587e-5 | AlOH | 0.015517 | HALO | 0.8072e-5 |
| HALO2 | 0.0005117 | AlO2H2 | 0.0035544 | AlO3H3 | 0.0000644 |
| AlCl | 0.0167537 | AlCl2 | 0.0035897 | AlCl3 | 0.0001354 |
| AlOCl | 0.0040994 | AlOCl2 | 0.0001018 | AlHCl | 0.000189 |
| AlH2Cl | 0.3298e-6 | AlHCl2 | 0.0000153 | AlOHCl | 0.0073955 |
| AlO2H2Cl | 0.0003799 | AlOHCl2 | 0.0006947 | AlN | 0.2339e-5 |
| -1*OH | 0.4792e-6 | -1*Cl | 0.0000462 | +1*Al | 0.0000513 |
| -1*AlO | 0.2484e-5 | AlO | 0.0053959 | эл.газ | 0.1983e-5 |

Топливо ARCIT-373D

Исходные данные

```
<insi<prsi<prp>
i=0,
p=10,
pa=kp,
(100%с9.574h37.389o21.189n5.039c16.468a17.734[-1934]);
```

Брутто-формула раб.тела: С 9.57157 Н 37.3795 О 21.1836 N 5.03772
CL 6.46636 AL 7.73204

Характеристики равновесия - СИ

| | | | | |
|------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| P=10 | T=3313.12 | V=0.0961364 | S=9.06483 | I=-1934 |
| U=-2895.37 | M=38.1324 | Ср=1.87653 | k=1.18292 | Ср"=3.28236 |
| k"=1.14907 | A=1044.53 | Mu=0.000091 | Lt=0.431494 | Lt"=0.848007 |
| MM=26.2244 | Ср.г=2.01371 | k.г=1.27386 | MM.г=19.2062 | R.г=432.915 |
| Z=0.329734 | Пл=0 | Bm=0.0206324 | | |

Содержание компонентов - МПа (масс.доли)

| | | | | | |
|-------|-----------|------|-----------|-------|-----------|
| O | 0.000376 | O2 | 0.0000158 | H | 0.241742 |
| H2 | 4.08682 | OH | 0.0107517 | H2O | 0.444417 |
| Cl | 0.0526567 | Cl2 | 0.0001148 | ClO | 0.5401e-5 |
| HCl | 1.3393 | HOCl | 0.0000111 | N | 0.0000233 |
| N2 | 0.720741 | NO | 0.0005583 | NH | 0.0000874 |
| NH2 | 0.0001047 | NH3 | 0.0003966 | HNO | 0.1754e-5 |
| CO | 2.70467 | CO2 | 0.0366648 | CH2 | 0.1248e-5 |
| CH3 | 0.0000118 | CH4 | 0.0000143 | C2H2 | 0.1156e-5 |
| CHO | 0.0003728 | CHO2 | 0.7223e-5 | CH2O | 0.0000463 |
| CH2O2 | 0.4109e-5 | ClCO | 0.0000186 | CH2Cl | 0.4399e-6 |
| HClCO | 0.2339e-5 | CN | 0.6169e-5 | HCN | 0.0008635 |
| HNC | 0.3687e-5 | N2C | 0.1649e-5 | ClCN | 0.2084e-5 |
| Al | 0.0027171 | Al2 | 0.4404e-6 | AlO2 | 0.1532e-5 |

| | | | | | |
|---|--------------|--------------|--------------|--------------|-----------|
| Al2O | 0.00306 | Al2O2 | 0.0000405 | k*Al2O3 | 0.329734 |
| AlH | 0.0012744 | AlH2 | 0.0000413 | AlOH | 0.0170943 |
| HAlo | 0.3590e-5 | HAlo2 | 0.0000409 | AlO2H2 | 0.0011038 |
| AlO3H3 | 0.6267e-5 | AlCl | 0.186197 | AlCl2 | 0.0991431 |
| AlCl3 | 0.0108744 | AlOC1 | 0.0036488 | AlOC12 | 0.0001511 |
| AlHC1 | 0.0039763 | AlH2Cl | 0.0000164 | AlHC12 | 0.0009585 |
| AlOHCl | 0.0212966 | AlO2H2Cl | 0.0003557 | AlOHCl2 | 0.0060135 |
| AlN | 0.3348e-5 | -1*Cl | 0.0000331 | +1*Al | 0.0000343 |
| -1*AlO | 0.7034e-6 | AlO | 0.0011012 | эл.газ | 0.4495e-6 |
| Характеристики равновесия - СИ (кр.сечение) | | | | | |
| P=5.76987 | T=3120.31 | V=0.156007 | S=9.06483 | I=-2445.71 | |
| U=-3345.85 | M=38.061 | Ср=1.87339 | k=1.18202 | Ср"=3.08399 | |
| k"=1.14811 | A=1011.64 | Mu=0.0000878 | Lt=0.4153 | Lt"=0.781168 | |
| MM=26.2736 | Ср.г=2.01745 | k.г=1.27829 | MM.г=18.9309 | R.г=439.21 | |
| Z=0.343188 | Пл=0 | Bm=0.0168714 | n=1.13592 | W=1011.64 | |
| W/A=1 | F/F*=1 | F"=0.0001542 | Iудп=193.906 | B=157.279 | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | | |
| O | 0.0000969 | O2 | 0.3313e-5 | H | 0.11091 |
| H2 | 2.417 | OH | 0.0035025 | H2O | 0.212006 |
| Cl | 0.0254266 | Cl2 | 0.0000477 | ClO | 0.1264e-5 |
| HC1 | 0.824638 | HOCl | 0.3041e-5 | N | 0.6002e-5 |
| N2 | 0.41852 | NO | 0.0001592 | NH | 0.0000239 |
| NH2 | 0.0000309 | NH3 | 0.0001539 | HNO | 0.3672e-6 |
| CO | 1.57326 | CO2 | 0.0179892 | CH2 | 0.3048e-6 |
| CH3 | 0.3796e-5 | CH4 | 0.5585e-5 | C2H2 | 0.3795e-6 |
| CHO | 0.0001185 | CHO2 | 0.1829e-5 | CH2O | 0.0000158 |
| CH2O2 | 0.1133e-5 | ClCO | 0.5581e-5 | HClCO | 0.7467e-6 |
| CN | 0.1702e-5 | HCN | 0.0003624 | HNC | 0.1062e-5 |
| N2C | 0.4533e-6 | ClCN | 0.7203e-6 | Al | 0.0008271 |
| AlO2 | 0.2466e-6 | Al2O | 0.0007845 | Al2O2 | 0.8487e-5 |
| k*Al2O3 | 0.343188 | AlH | 0.0003581 | AlH2 | 0.9029e-5 |
| AlOH | 0.0052561 | HAlo | 0.6845e-6 | HAlo2 | 0.9325e-5 |
| AlO2H2 | 0.0002657 | AlO3H3 | 0.1252e-5 | AlCl | 0.0868468 |
| AlCl2 | 0.0509825 | AlCl3 | 0.0067206 | AlOC1 | 0.0013326 |
| AlOC12 | 0.0000493 | AlHC1 | 0.0013343 | AlH2Cl | 0.4461e-5 |
| AlHC12 | 0.0003912 | AlOHCl | 0.0074236 | AlO2H2Cl | 0.0001049 |
| AlOHCl2 | 0.0025655 | AlN | 0.5965e-6 | -1*Cl | 0.9910e-5 |
| +1*Al | 0.0000101 | AlO | 0.0002719 | | |

Топливо ПД-17/18 М1.1

| | |
|--|--|
| Исходные данные | |
| <pre> <insi<prsi<prp> i=0, p=10, pa=kp,0.17, (100%n5.776h38.785c15.611o22.905c9.979a16.654fe0.142si0.286zn0.012[- 1839.7] ; </pre> | |

Брутто-формула раб.тела: N 5.76719 H 38.7259 CL 5.60244 O 22.8701
C 9.96378 AL 6.64385 FE .141783 SI .285564 ZN .011982

| | | | | |
|--|--------------|--------------|--------------|--------------|
| Характеристики равновесия - СИ | | | | |
| P=10 | T=3327.16 | V=0.0998049 | S=9.353 | I=-1839.7 |
| U=-2837.76 | M=39.1295 | Ср=1.91755 | k=1.18545 | Ср"=3.18393 |
| k"=1.15359 | A=1067.15 | Mu=0.0000922 | Lt=0.425173 | Lt"=0.852171 |
| MM=25.5562 | Ср.г=2.06207 | k.г=1.26774 | MM.г=19.0926 | R.г=435.49 |
| Z=0.311184 | Пл=0 | Bm=0.0397713 | | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | |

| | | | | | |
|---|--------------|---------------|--------------|---------------|-----------|
| O | 0.0008177 | O2 | 0.0000689 | H | 0.240133 |
| H2 | 3.75763 | OH | 0.0216754 | HO2 | 0.9893e-6 |
| H2O | 0.822158 | H2O2 | 0.5939e-6 | Cl | 0.053952 |
| Cl2 | 0.0001159 | ClO | 0.0000115 | HCl | 1.27111 |
| HOC1 | 0.0000221 | N | 0.0000264 | N2 | 0.798137 |
| NO | 0.0012456 | NH | 0.0000929 | NH2 | 0.0001043 |
| NH3 | 0.0003652 | HNO | 0.3767e-5 | CO | 2.68778 |
| CO2 | 0.0730914 | CH2 | 0.5888e-6 | CH3 | 0.5128e-5 |
| CH4 | 0.5778e-5 | CHO | 0.0003637 | CHO2 | 0.0000142 |
| CH2O | 0.0000424 | CH2O2 | 0.7558e-5 | ClCO | 0.0000188 |
| HClCO | 0.2223e-5 | CN | 0.3361e-5 | NCO | 0.2855e-6 |
| HCN | 0.0004306 | HNC | 0.1886e-5 | N2C | 0.9288e-6 |
| ClCN | 0.1090e-5 | Si | 0.0000179 | SiO2 | 0.0004603 |
| SiH | 0.0000156 | SiH2 | 0.000013 | SiCl | 0.0001726 |
| SiCl2 | 0.0001144 | SiCl3 | 0.4258e-5 | SiHCl | 0.00005 |
| SiN | 0.5900e-6 | Al | 0.0010551 | AlO2 | 0.2443e-5 |
| Al2O | 0.0008534 | Al2O2 | 0.0000227 | k*Al2O3 | 0.311184 |
| AlH | 0.0004686 | AlH2 | 0.0000146 | AlOH | 0.0123873 |
| HALO | 0.2688e-5 | HALO2 | 0.0000599 | AlO2H2 | 0.001519 |
| AlO3H3 | 0.0000163 | AlCl | 0.0684609 | AlCl2 | 0.0353009 |
| AlCl3 | 0.0037278 | AlOC1 | 0.0027049 | AlOC12 | 0.00011 |
| AlHCl | 0.0014083 | AlH2Cl | 0.5552e-5 | AlHCl2 | 0.0003266 |
| AlOHCl | 0.0149167 | AlO2H2Cl | 0.0004707 | AlOHCl2 | 0.0040503 |
| AlN | 0.1393e-5 | Zn | 0.0031786 | ZnO | 0.1059e-5 |
| ZnH | 0.7119e-5 | ZnCl | 0.0001059 | ZnCl2 | 0.0000284 |
| Fe | 0.0060424 | FeO | 0.0000716 | FeOH | 0.0010866 |
| FeO2H2 | 0.0001564 | FeCl | 0.0157281 | FeCl2 | 0.0162011 |
| FeCl3 | 0.0000116 | -1*Cl | 0.000022 | +1*Al | 0.0000212 |
| -1*AlO | 0.3576e-6 | +1*Fe | 0.1575e-5 | AlO | 0.0008601 |
| SiO | 0.0783041 | эл.газ | 0.3120e-6 | | |
| Характеристики равновесия - СИ (кр.сечение) | | | | | |
| P=5.752 | T=3122.33 | V=0.161904 | S=9.353 | I=-2373.07 | |
| U=-3304.35 | M=39.0278 | Cp=1.91147 | k=1.18489 | Cp''=2.92404 | |
| k''=1.15479 | A=1032.83 | Mu=0.0000886 | Lt=0.40603 | Lt''=0.773902 | |
| MM=25.6228 | Ср.г=2.06035 | k.г=1.27137 | MM.г=18.9069 | R.г=439.769 | |
| Z=0.321775 | Пл=0 | Bm=0.0369102 | n=1.14315 | W=1032.83 | |
| W/A=1 | F/F*=1 | F''=0.0001568 | Гудп=197.28 | B=159.874 | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | | |
| O | 0.0002248 | O2 | 0.0000176 | H | 0.106667 |
| H2 | 2.21011 | OH | 0.0077268 | HO2 | 0.1909e-6 |
| H2O | 0.444038 | Cl | 0.0251053 | Cl2 | 0.0000462 |
| ClO | 0.2876e-5 | HCl | 0.774228 | HOC1 | 0.6583e-5 |
| N | 0.6382e-5 | N2 | 0.462005 | NO | 0.0003864 |
| NH | 0.0000242 | NH2 | 0.0000298 | NH3 | 0.0001412 |
| HNO | 0.8527e-6 | CO | 1.55662 | CO2 | 0.0407485 |
| CH3 | 0.1434e-5 | CH4 | 0.2007e-5 | CHO | 0.0001125 |
| CHO2 | 0.3979e-5 | CH2O | 0.0000143 | CH2O2 | 0.2348e-5 |
| ClCO | 0.5448e-5 | HClCO | 0.6945e-6 | CN | 0.7786e-6 |
| HCN | 0.0001573 | HNC | 0.4630e-6 | N2C | 0.2172e-6 |
| ClCN | 0.3218e-6 | Si | 0.5429e-5 | SiO2 | 0.0002218 |
| SiH | 0.4441e-5 | SiH2 | 0.3753e-5 | SiCl | 0.0000702 |
| SiCl2 | 0.0000605 | SiCl3 | 0.2384e-5 | SiHCl | 0.0000198 |
| Al | 0.0002426 | AlO2 | 0.3804e-6 | Al2O | 0.0001526 |
| Al2O2 | 0.3779e-5 | k*Al2O3 | 0.321775 | AlH | 0.0001003 |
| AlH2 | 0.2417e-5 | AlOH | 0.0033593 | HALO | 0.4398e-6 |
| HALO2 | 0.0000137 | AlO2H2 | 0.0003709 | AlO3H3 | 0.3817e-5 |
| AlCl | 0.0248362 | AlCl2 | 0.0142641 | AlCl3 | 0.0018378 |
| AlOC1 | 0.0008732 | AlOC12 | 0.0000317 | AlHCl | 0.0003652 |
| AlH2Cl | 0.1166e-5 | AlHCl2 | 0.0001046 | AlOHCl | 0.0046403 |
| AlO2H2Cl | 0.0001432 | AlOHCl2 | 0.001567 | AlN | 0.1844e-6 |

| | | | | | |
|--|--------------|---------------|--------------|---------------|-----------|
| Zn | 0.0018514 | ZnO | 0.3281e-6 | ZnH | 0.2384e-5 |
| ZnCl | 0.0000505 | ZnCl2 | 0.0000167 | Fe | 0.00279 |
| FeO | 0.0000236 | FeOH | 0.0005177 | FeO2H2 | 0.0000557 |
| FeCl | 0.0084157 | FeCl2 | 0.0109249 | FeCl3 | 0.6491e-5 |
| -1*Cl | 0.5611e-5 | +1*Al | 0.5213e-5 | +1*Fe | 0.5027e-6 |
| AlO | 0.0001827 | SiO | 0.0454011 | | |
| Характеристики равновесия - СИ (вых.сечение) | | | | | |
| P=0.17 | T=2128.53 | V=3.65789 | S=9.353 | I=-5029.66 | |
| U=-5651.51 | M=38.6797 | Cp=1.78967 | k=1.19509 | Cp''=2.36126 | |
| k''=1.16404 | A=849.729 | Mu=0.000068 | Lt=0.301286 | Lt''=0.362385 | |
| MM=25.8534 | Cr.r=2.00103 | k.r=1.29081 | MM.r=18.4438 | R.r=450.811 | |
| Z=0.351956 | Пл=0 | Bm=0.0292515 | n=1.13137 | W=2525.85 | |
| W/A=2.97253 | F/F*=9.2384 | F''=0.0014482 | Iудп=282.674 | | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | | |
| O | 0.1786e-7 | H | 0.0003114 | H2 | 0.0702579 |
| OH | 0.5708e-5 | H2O | 0.0104079 | Cl | 0.0000832 |
| Cl2 | 0.5071e-7 | HCl | 0.025713 | N2 | 0.0139514 |
| NO | 0.1036e-6 | NH2 | 0.5757e-8 | NH3 | 0.3644e-6 |

Приложение 2

Топливо ВПД-30-40-БГК-М

| | |
|--|--|
| Исходные данные | |
| <pre><insi<prsi<prp> i=0, p=5.98, pa=kp, (100%c26.1314o10.4805h51.2064c12.5534n2.5911b25.7101mg2.1425[-1208.1]);</pre> | |
| Брутто-формула раб.тела: С 26.396 О 10.5866 Н 51.7249 Cl 2.57926 N 2.61734 В 25.9705 MG 2.1642 | |

| Характеристики равновесия - СИ | | | | | |
|--|--------------|--------------|--------------|---------------|-----------|
| P=5.98 | T=2008.6 | V=0.0815322 | S=8.0391 | I=-1208.1 | |
| U=-1695.67 | M=58.6096 | Cp=2.71409 | k=1.09822 | Cp''=9.76136 | |
| k''=1.19994 | A=724.606 | Mu=0.0000469 | Lt=0.532718 | Lt''=0.646287 | |
| MM=17.062 | Cr.r=4.18598 | k.r=1.28473 | MM.r=8.96236 | R.r=927.73 | |
| Z=0.738352 | Пл=0 | Bm=0.0001559 | | | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | | |
| H | 0.001218 | H2 | 4.97624 | H2O | 0.0026069 |
| Cl | 0.0000164 | HCl | 0.0902216 | N2 | 0.0000626 |
| NH3 | 0.0000175 | k*C | 0.228275 | CO | 0.458058 |
| CO2 | 0.0000517 | CH3 | 0.0005157 | CH4 | 0.105496 |
| C2H2 | 0.0042865 | C2H3 | 0.0000166 | C2H4 | 0.0013237 |
| C2H5 | 0.2297e-5 | C2H6 | 0.0000323 | C3H | 0.5917e-6 |
| C4H2 | 0.0000233 | CHO | 0.1953e-5 | CH2O | 0.9484e-5 |
| CH3Cl | 0.9234e-5 | C2HCl | 0.3106e-6 | C2H3Cl | 0.4670e-6 |
| HCN | 0.0003236 | C3HN | 0.2401e-5 | C5HN | 0.1846e-5 |
| C7HN | 0.4273e-6 | BO | 0.0002048 | BO2 | 0.4693e-6 |
| B2O2 | 0.0229029 | k*B2O3 | 0.148594 | B2O3 | 0.0040398 |
| BH2 | 0.0000143 | BH3 | 0.0012896 | HBO | 0.0597077 |
| BOH | 0.0000116 | HBO2 | 0.0160836 | BH2O | 0.3657e-5 |
| BH3O | 0.0015254 | BH3O2 | 0.0000463 | H3BO3 | 0.3126e-6 |
| H3B3O3 | 0.0058553 | BCl | 0.000759 | BCl2 | 0.8156e-5 |
| BCl3 | 0.0000303 | ClBO | 0.0019536 | Cl3B3O3 | 0.3228e-5 |
| BHCl | 0.000029 | BH2Cl | 0.0022903 | BHCl2 | 0.0009011 |
| ClBOH | 0.3035e-5 | ClBO2H2 | 0.5771e-5 | Cl2BOH | 0.0000511 |
| k*BN | 0.0648966 | k*B4C | 0.252991 | Mg | 0.0032762 |

| | | | | | |
|---|--------------|---------------|--------------|---------------|-----------|
| k*MgO | 0.0435959 | MgH | 0.9648e-5 | MgOH | 0.6825e-5 |
| MgCl | 0.0037707 | MgCl2 | 0.21348 | MgOHCl | 0.000284 |
| MgBO2 | 0.0003067 | MgB2O4 | 0.0006071 | | |
| Характеристики равновесия - СИ (кр.сечение) | | | | | |
| P=3.52244 | T=1938.33 | V=0.133206 | S=8.0391 | I=-1461.29 | |
| U=-1930.5 | M=58.9615 | Ср=2.69142 | k=1.09883 | Ср''=9.47382 | |
| k''=1.18761 | A=711.598 | Mu=0.0000452 | Lt=0.526165 | Lt''=0.620359 | |
| MM=16.9602 | Ср.г=4.26705 | k.г=1.29254 | MM.г=8.60955 | R.г=965.748 | |
| Z=0.749345 | Пл=0 | Bm=0.0001157 | n=1.07816 | W=711.598 | |
| W/A=1 | F/F*=1 | F''=0.0001872 | Iудп=139.812 | B=114.167 | |
| Содержание компонентов - МПа (масс.доли) | | | | | |
| H | 0.0005762 | H2 | 2.98152 | H2O | 0.0011437 |
| Cl | 0.7647e-5 | HCl | 0.0529307 | N2 | 0.000023 |
| NH3 | 0.5564e-5 | k*C | 0.232286 | CO | 0.251503 |
| CO2 | 0.000022 | CH3 | 0.0001792 | CH4 | 0.0458107 |
| C2H2 | 0.0015929 | C2H3 | 0.4562e-5 | C2H4 | 0.0004404 |
| C2H5 | 0.5323e-6 | C2H6 | 0.8745e-5 | C3H | 0.1401e-6 |
| C4H2 | 0.5919e-5 | CHO | 0.5988e-6 | CH2O | 0.3138e-5 |
| CH3Cl | 0.3239e-5 | C2H3Cl | 0.1297e-6 | HCN | 0.000115 |

Приложение 3

Исходные данные

```
<insi<prsi<prm>
i=0,
p=10,
pa=kp,0.17,0.1,
(100%c6.148h36.049o26.532n6.284c16.133a15.94[-2229]);
```

Брутто-формула раб.тела: С 6.14557 Н 36.0348 О 26.5215 N 6.28152
CL 6.13058 AL 5.93765

| | | | | | |
|----------------------------------|-------------|--------------|--------------|--------------|-----------|
| Характеристики равновесия - СИ | | | | | |
| P=10 | T=3663.78 | V=0.0976804 | S=9.13251 | I=-2229 | |
| U=-3205.8 | M=34.8939 | Ср=1.88245 | k=1.165 | Ср''=4.18482 | |
| k''=1.15588 | A=1047.81 | Mu=0.0001024 | Lt=0.368659 | Lt''=1.30684 | |
| MM=28.6583 | Ср.г=1.9979 | k.г=1.23083 | MM.г=22.1909 | R.г=374.687 | |
| Z=0.288453 | Пл=0 | Bm=0.137989 | | | |
| Содержание компонентов - моль/кг | | | | | |
| O | 0.117832 | O2 | 0.0808951 | H | 1.0774 |
| H2 | 5.09321 | OH | 0.970873 | HO2 | 0.0007712 |
| H2O | 9.24444 | H2O2 | 0.0001862 | Cl | 0.710472 |
| Cl2 | 0.0026699 | ClO | 0.0026702 | HCl | 5.13867 |
| HOCl | 0.0017834 | N | 0.0004629 | N2 | 3.08306 |
| NO | 0.113208 | NO2 | 0.0000501 | N2O | 0.0000236 |
| NH | 0.0006589 | NH2 | 0.000292 | NH3 | 0.0003001 |
| HNO | 0.0002408 | HNO2 | 0.0000156 | ClNO | 0.0000338 |
| CO | 5.06974 | CO2 | 1.07454 | CHO | 0.0007409 |
| CHO2 | 0.0002449 | CH2O | 0.0000344 | CH2O2 | 0.0000509 |
| ClCO | 0.0001317 | HClCO | 0.6306e-5 | CN | 0.2342e-5 |
| NCO | 0.1632e-5 | HCN | 0.0000711 | Al | 0.0012927 |
| AlO2 | 0.0002798 | Al2O | 0.0005341 | Al2O2 | 0.0001154 |
| k*Al2O3 | 2.82904 | Al2O3 | 0.4851e-5 | AlH | 0.0002857 |
| AlH2 | 0.5669e-5 | AlOH | 0.0397765 | HALO | 0.0000175 |
| HALO2 | 0.0018054 | AlO2H2 | 0.0187234 | AlO3H3 | 0.00071 |
| AlCl | 0.0622083 | AlCl2 | 0.0387355 | AlCl3 | 0.0043668 |
| AlOC1 | 0.0213318 | AlOC12 | 0.0014312 | AlHCl | 0.0009193 |
| AlH2Cl | 0.2187e-5 | AlHCl2 | 0.0002233 | AlOHCl | 0.0555884 |
| AlO2H2Cl | 0.0060193 | AlOHCl2 | 0.0156976 | AlN | 0.2782e-5 |

| | | | | | |
|----------------------------------|--------------|---------------|---------------|--------------|-----------|
| +1*H3O | 0.1320e-5 | -1*Cl | 0.0001248 | +1*Al | 0.0001274 |
| -1*AlO | 0.1551e-5 | AlO | 0.0087136 | эл.газ | 0.1759e-5 |
| Характеристики равновесия - СИ | | | (кр.сечение) | | |
| P=5.79539 | T=3479.75 | V=0.158681 | S=9.13251 | I=-2746.11 | |
| U=-3665.73 | M=34.6644 | Cp=1.87609 | k=1.16396 | Cp''=3.93549 | |
| k''=1.15129 | A=1016.97 | Mu=0.0000991 | Lt=0.35323 | Lt''=1.22132 | |
| MM=28.8481 | Cp.r=1.99183 | k.r=1.23128 | MM.r=22.2236 | R.r=374.136 | |
| Z=0.293634 | Пл=0 | Bm=0.137732 | n=1.12434 | W=1016.97 | |
| W/A=1 | F/F*=1 | F''=0.000156 | Iудп=195.928 | B=159.136 | |
| Содержание компонентов - моль/кг | | | | | |
| O | 0.0854999 | O2 | 0.0608121 | H | 0.939655 |
| H2 | 5.04998 | OH | 0.789092 | HO2 | 0.0004366 |
| H2O | 9.40492 | H2O2 | 0.0001031 | Cl | 0.649157 |
| Cl2 | 0.0020355 | ClO | 0.0016906 | HCl | 5.29324 |
| HOCl | 0.0011909 | N | 0.0002619 | N2 | 3.09808 |
| NO | 0.084134 | NO2 | 0.0000269 | N2O | 0.0000132 |
| NH | 0.000364 | NH2 | 0.0001594 | NH3 | 0.000189 |
| HNO | 0.0001306 | HNO2 | 0.7713e-5 | ClNO | 0.0000175 |
| CO | 5.01801 | CO2 | 1.12682 | CHO | 0.0004281 |
| CHO2 | 0.0001436 | CH2O | 0.0000195 | CH2O2 | 0.0000296 |
| ClCO | 0.0000734 | HClCO | 0.3425e-5 | CN | 0.1011e-5 |
| HCN | 0.0000396 | Al | 0.0006722 | AlO2 | 0.0001305 |
| Al2O | 0.000225 | Al2O2 | 0.0000504 | k*Al2O3 | 2.87986 |
| Al2O3 | 0.1754e-5 | AlH | 0.00013 | AlH2 | 0.1984e-5 |
| AlOH | 0.0235649 | HALO | 0.7170e-5 | HALO2 | 0.001029 |
| AlO2H2 | 0.010345 | AlO3H3 | 0.000382 | AlCl | 0.0422906 |
| AlCl2 | 0.0266814 | AlCl3 | 0.0032482 | AlOCl | 0.0145306 |
| AlOCl2 | 0.0008389 | AlHCl | 0.0004516 | AlHCl2 | 0.0001197 |
| AlOHCl | 0.0340591 | AlO2H2Cl | 0.0036451 | AlOHCl2 | 0.010528 |
| -1*Cl | 0.0000711 | +1*Al | 0.0000719 | AlO | 0.0046537 |
| Характеристики равновесия - СИ | | | (вых.сечение) | | |
| P=0.17 | T=2399.89 | V=3.58458 | S=9.13251 | I=-5418.94 | |
| U=-6028.33 | M=33.5067 | Cp=1.80453 | k=1.16376 | Cp''=2.22917 | |
| k''=1.14853 | A=835.409 | Mu=0.0000765 | Lt=0.253865 | Lt''=0.44538 | |
| MM=29.8448 | Cp.r=1.89428 | k.r=1.23794 | MM.r=22.837 | R.r=364.088 | |
| Z=0.302581 | Пл=0 | Bm=0.13775 | n=1.13097 | W=2525.84 | |
| W/A=3.02347 | F/F*=9.09525 | F''=0.0014192 | Iудп=282.17 | | |
| Содержание компонентов - моль/кг | | | | | |
| O | 0.0010887 | O2 | 0.000879 | H | 0.151377 |
| H2 | 5.0305 | OH | 0.0541962 | HO2 | 0.1001e-5 |
| H2O | 9.88439 | Cl | 0.128072 | Cl2 | 0.0001309 |
| ClO | 0.0000102 | HCl | 5.99839 | HOCl | 0.0000229 |
| N2 | 3.13951 | NO | 0.0024737 | NH | 0.1856e-5 |
| NH2 | 0.1509e-5 | NH3 | 0.000013 | CO | 4.61747 |
| CO2 | 1.52809 | CHO | 0.6445e-5 | CHO2 | 0.2118e-5 |
| HCN | 0.1050e-5 | k*Al2O3 | 2.9676 | AlOH | 0.0000923 |
| HALO2 | 0.2392e-5 | AlO2H2 | 0.0000386 | AlO3H3 | 0.2080e-5 |
| AlCl | 0.0005436 | AlCl2 | 0.0006268 | AlCl3 | 0.0002603 |
| AlOCl | 0.0001625 | AlOCl2 | 0.4040e-5 | AlOHCl | 0.0002979 |
| AlO2H2Cl | 0.0000533 | AlOHCl2 | 0.0003572 | AlO | 0.3815e-5 |