

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический
университет»

Кафедра «Ракетные двигатели»

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ по
дисциплине «Конструирование камер жидкостных ракетных
двигателей» для студентов специальности 160700.65, 24.05.02
«Проектирование авиационных и ракетных двигателей»
очной формы обучения

Воронеж 2015

Составители: д-р техн. наук Г.И. Скоморохов
канд. техн. наук А.А. Гуртовой

УДК 621.454

Методические указания к выполнению практических и самостоятельных работ по дисциплине «Конструирование камер жидкостных ракетных двигателей» специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения / ФГБОУ ВПО "Воронежский государственный технический университет"; сост. Г.И. Скоморохов, А.А. Гуртовой. Воронеж, 2015. 19 с.

В методических указаниях собраны задачи, которые соответствуют основным разделам дисциплины «Конструирование камер жидкостных ракетных двигателей». Приводятся примеры решения задач.

Рецензент: д-р техн. наук А.Ф. Ефимочкин
Ответственный за выпуск зав. кафедрой д-р техн. наук
проф. В.С. Рачук

Издается по решению редакционно-издательского совета Воронежского государственного технического университета.

© ФГБОУ ВПО "Воронежский
государственный технический
университет", 2015

МЕТОДЫ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ И СИСТЕМ НЕЛИНЕЙНЫХ УРАВНЕНИЙ

1.1. Описание системы охлаждения

В ЖРД широко используют конвективное охлаждение стенки камеры (последнюю образуют камера сгорания и сопло Лавалья). Здесь охлаждение обеспечивают прокачкой жидкости (горючего) по зазору между наружной поверхностью стенки и охватывающей ее «рубашкой». Если расход охладителя и условия теплообмена достаточны для отвода от стенки всей теплоты, которая поступает от высокотемпературного потока газообразных продуктов сгорания, то обеспечен стационарный тепловой режим работы стенки. Чтобы уменьшить отвод теплоты в стенку и снизить ее температуру, на внутреннюю по верхность стенки наносят слой защитного покрытия из жаростойкого материала с малой теплопроводностью (например Al_2O_3 , $ZrSi$).

1.2. Исходные данные

Заданы: массовый расход 111 г и состав продуктов сгорания; их полные температура T_r° и давление p° ; материал и толщина δ_n защитного покрытия; материал и толщина δ_w стенки; толщина δ_3 зазора между стенкой и рубашкой; вид охлаждающей жидкости и ее начальная температура $T_{ж}$. Часть исходных данных приведена в табл. 1.1, состав газа - см. табл. 1.1, значения T_j^0 и p^∞ равны величинам $T_{см}$ и $p_{см}$ в табл. 1.2; режим работы ЖРД - расчетный при наземном старте.

№ п/п	Состав газа	\dot{m}_{Γ} , кг/с	Материал покрытия	$\delta_{\text{п}}$, мм	Материал стенки	$\delta_{\text{в}}$, мм	$\delta_{\text{з}}$, мм	$T_{\text{жн}}$, °С
1	А	32,5	ZrSi	0,38	ст. 08	3,4	1,0	39
2	Б	13,6	Al ₂ O ₃	0,26	ст. 10	2,8	1,2	28
3	В	30,5	ZrO ₂	0,28	ст. 15	1,9	1,4	40
4	Г	21	Al ₂ O ₃	0,19	ст. 10	2,6	1,6	36
5	Д	26,4	ZrO ₂	0,18	ст. 15	3,2	1,8	27
6	А	66	Al ₂ O ₃	0,38	ст. 08	2,2	2,0	50
7	Б	16	Al ₂ O ₃	0,36	ст. 08	4,6	2,2	41
8	В	13	ZrO ₂	0,16	ст. 10	5,2	2,4	27
9	Г	26,5	ZrSi	0,29	1Х18Н9Т	2,8	1,0	40
10	Д	13	Al ₂ O ₃	0,42	никель	2,9	1,2	30
11	А	22,8	ZrO ₂	0,36	титан	1,85	1,4	22
12	Б	14	Al ₂ O ₃	0,28	1Х18Н9Т	1,56	1,6	41
13	В	26,0	ZrO ₂	0,15	никель	5,2	1,8	28
14	Г	21	ZrO ₂	1,90	титан	5,1	2,0	42
15	Д	11,3	Al ₂ O ₃	0,36	1Х18Н9Т	4,2	2,2	31
16	А	19	ZrO ₂	0,18	никель	4,9	2,4	32
17	Б	82,2	Al ₂ O ₃	1,50	1Х18Н9Т	2,6	1,0	20
18	В	2,55	ZrO ₂	1,40	ст. 08	3,2	1,2	19
19	Г	33,8	Al ₂ O ₃	0,85	ст. 10	2,1	1,4	21
20	Д	13,5	ZrSi	0,75	ст. 15	1,75	1,6	40
21	А	41,5	ZrO ₂	0,55	никель	2,9	1,8	30
22	Б	70	ZrO ₂	2,70	титан	3,8	2,0	41

Геометрия поверхности камеры сгорания и сопла осесимметричная с известной зависимостью внутреннего радиуса Γ_r по слоюпокрытия от длины X на всех участках камеры. Контур камеры сгорания - цилиндрический, контур сужающейся и расширяющейся частей сопла Лавалья - конический. Углы раскрытия этих двух частей сопла 40...60 и 16...24 град соответственно. Сужающаяся и расширяющаяся части состыкованы по критическому сечению (его радиус Γ_r) со скруглением стыка дугой окружности радиусом $0,4 \Gamma_r$.

1.3. Расчетное задание

Определить расход охладителя $111_{\text{ж}}$, обеспечивающий стационарный режим работы системы, и найти температуру поверхностей стенки со стороны газа T_w и жидкости T_w .

1.4. Постановка задачи и последовательность расчетов

Анализ процессов, происходящих в системе охлаждения (радиационно-конвективный теплоподвод от газа к стенке, передача теплоты теплопроводностью в покрытие и стенке, конвективный теплоотвод от стенки к жидкости), показывает, что мы имеем дело с теплопередачей от газа к жидкости через разделяющую их составную стенку. Поскольку в исходных данных ничего не сказано о наличии ребер на обращенной к жидкости стороне стенки, последнюю считаем гладкой. Не оговорены также вид и число элементов, дистанцирующих рубашку от стенки, поэтому зазор принимаем обычным цилиндрическим с неизменной по длине толщиной δ_3 (контур рубашки повторяет контур стенки).

Следует обратить внимание на то, что температура стенки переменна не только по толщине y ($y_{\max} = \delta_{\text{п}} + \delta_{\text{w}}$), но и по длине X . Действительно, температура газа $T_{\text{г}}$ и скорость его течения $W_{\text{г}}$ (а следовательно, коэффициент теплоотдачи со стороны газа $\alpha_{\text{г}}$) изменяются вдоль камеры (по крайней мере, в пределах сопла). Так же ведет себя температура жидкости из-за ее прогрева по мере движения по зазору. Кроме того, течение жидкости на части зазора, соответствующей соплу, изменяется вследствие переменности поперечного сечения зазора (здесь не сохраняется постоянным его средний радиус). Поэтому задача теплопередачи является двумерной осесимметричной; аналитическое или численное решение ее выходит за рамки материала, предусмотренного рабочей программой дисциплины «Термодинамика и теплообмен».

По этой причине приходится перейти к упрощенной одномерной постановке задачи, используя следующий прием. Камеру по координате x делят на большое количество коротких участков длиной Δx . Для каждого из таких участков задачу теплопередачи рассматривают как одномерную (теплопередача через цилиндрическую составную стенку с неизменными по длине значениями $T_{\text{г}}$, $T_{\text{ж}}$, $\alpha_{\text{г}}$, $\alpha_{\text{ж}}$, X_{w} , X_{n}). В

такой постановке не учитывается продольный переток теплоты между участками, что может давать существенную погрешность для участков сопла, примыкающих к «горлу» (критическому сечению). Для камеры сгорания и частей сопла, достаточно удаленных от горла, следует ожидать небольшого влияния продольного перетока теплоты, поскольку изменение по X параметров газа здесь невелико. Впрочем, погрешность, связанная с заменой двумерной задачи на одномерную, будет минимизирована и в области горла, если брать очень малые значения Δx .

Совокупность решений таких одномерных задач позволит получить функции $T_{w_r} = T_{w_r}(x)$, $T_{w_{ж}} = T_{w_{ж}}(x)$, $T_{ж} = T_{ж}(x)$ и составить представление о тепловом режиме всей стенки камеры ЖРД. Однако один студент не сможет выполнить этот набор решений за время, отведенное для выполнения расчетной работы программой дисциплины «Термодинамика и теплообмен». Поэтому каждый из студентов решает соответствующую задачу только для одного участка, что вынуждает заранее принимать (по указанию преподавателя) ориентировочное значение температуры жидкости T на входе в рассматриваемый участок Δx зазора. Обычно расчет ведут для участков, отвечающих соплу Лавала.

Уравнение теплопередачи через стенку камеры в описанном случае

$$T_r - T_{ж} = q_l \left(\frac{1}{2\pi r_r \alpha_r} + \frac{1}{2\pi \lambda_{п}} \ln \frac{r_{п}}{r_r} + \frac{1}{2\pi \lambda_w} \ln \frac{r_w}{r_{п}} + \frac{1}{2\pi r_w \alpha_{ж}} \right),$$

где $q_l = Q \Delta x / \Delta x$ - линейная плотность теплового потока на участке Δx цилиндрической стенки, а выражение в

скобках - линейное термическое сопротивление теплопередачи. Для вычисления его значения необходимы величины коэффициентов теплоотдачи со стороны имеет вид газа a_g и жидкости $a_{ж}$, коэффициентов теплопроводности материалов покрытия X_n и стенки X_w , а также радиусы Γ_g (поверхности камеры со стороны газа), $\Gamma_n = \Gamma_g + 8n$ (поверхности покрытия, примыкающей к стенке), $\Gamma_w = \Gamma_n + 8w$ (поверхности стенки, обращенной к жидкости). Записанное уравнение теплопередачи предполагает, что тепловой контакт между стенкой и покрытием идеален.

В «стандартных» задачах теплопередачи уравнения приведенного типа позволяют найти q_i , поскольку значения температуры текучих сред по обе стороны стенки известны, а составляющие теплового сопротивления могут быть найдены без информации о температуре поверхностей стенки (если второе условие не выполняется, применяют метод последовательных приближений). Однако в нашем случае величину $a_{ж}$ нельзя установить вообще, поскольку неизвестен массовый расход охладителя $l_{ж}$, определение которого и является целью расчета. Поэтому здесь искомой является именно величина $a_{ж}$, а значение q_i должно быть вычислено независимо от уравнения теплопередачи.

Величину q_i можно найти, рассматривая процессы теплообмена стенки (точнее, покрытия) с газом. Далее целесообразно шаг за шагом определять перепады температур (температурные напоры), соответствующие поочередно вычисляемым составляющим термического сопротивления. Такая последовательность выполнения расчетов позволит учесть зависимость от температуры коэффициентов, входящих в эти составляющие. Например, перед нахождением третьего слагаемого в скобках записанного выше уравнения уже будет рассчитана температура поверхности покрытия радиусом Γ_n , что позволит взять по справочнику коэффициент теплопроводности материала стенки X_w с учетом влияния на него температуры. Зная величины T_g , $T_{ж}$, q_i и вычислив значения трех составляющих термического сопротивления,

находят комплекс $1/(2\pi r w a ж)$ из уравнения теплопередачи. Это позволяет рассчитать коэффициент теплоотдачи со стороны жидкости аж и подобрать массовый расход охладителя $111 ж$, обеспечивающий найденную величину а ж при известной геометрии зазора.

1.5. Вычисление линейной плотности теплового потока

Величина q_i связана с «обычной» плотностью теплового потока соотношением $q_i = 2\pi r q$, где q соответствует единичной площади поверхности кругового цилиндра радиусом r (в дальнейшем будем иметь дело с величиной q).

Для контроля достоверности порядка значений q , получаемых в расчетах, укажем, что в ракетных двигателях плотность теплового потока от газа к стенке камеры достигает величин $q_g = 1 \cdot 10^3 - 10^4$ Вт/м², причем ввиду высокой температуры газового потока ($T_g \sim 3000$ К) до 30% теплоты здесь передается радиацией (излучением).

Радиационно-конвективный теплообмен представляет собой крайне сложное явление, однако в учебных расчетах используют его упрощенную модель, сутью которой является применение принципа аддитивности. Здесь принимают, что

$$q_g = q_k + q_l,$$

причем конвективная q_k и лучистая q_l составляющие плотности теплового потока могут быть вычислены по зависимостям, отвечающим только конвекции и только радиации (т.е. без учета взаимного влияния этих видов теплообмена).

1.6. Расчет конвективного теплового потока от газа к стенке

Конвективный теплообмен в соплах ракетных двигателей происходит в специфических условиях.

Вследствие высокой температуры и значительных градиентов ее здесь наблюдаются процессы диссоциации и рекомбинации; во многих случаях в пределах сопла продолжается реакция горения. Это приводит к изменению химического состава газа, что сопровождается поглощением или выделением теплоты и появлением диффузионной составляющей ее переноса. Указанные процессы влекут за собой также изменение свойств газа в дополнение к тому их изменению, которое обусловлено градиентами температуры газа из-за его ускорения в ядре потока и торможения в пограничном слое. В итоге точное определение конвективного теплового потока от газа к стенке затруднено.

В расчетах первого приближения допускают, что все указанные эффекты, кроме кинетического нагрева потока в погранслое, отсутствуют. Иначе говоря, продукты сгорания считают термодинамически равновесной, химически не реагирующей смесью идеальных газов с «замороженным» составом.

Кинетический нагрев учитывают прежде всего в законе Ньютона – Рихмана, вводя характерное значение температуры T_g газа в пограничном слое:

$$q_k = \alpha_k (T_g - T_{wg}).$$

Что касается учета этого нагрева при расчете конвективного коэффициента теплоотдачи α_k в рассматриваемых условиях, то следует отметить ряд обстоятельств. Во-первых, нет достаточно надежных данных по исследованию конвективного теплопереноса в каналах переменного сечения. Поэтому при расчете используют критериальные уравнения теплообмена для цилиндрических каналов (такой подход отчасти оправдан принятым ранее приемом «разбивки» сопла на короткие «кольца» длиной Δx). Во-вторых, при большом диаметре проходного сечения (удаленные от «горла» участки сопла) можно использовать критериальные уравнения, соответствующие продольному обтеканию пластин. И, наконец, критерии Маха M и Пуассона

$P_0 \equiv k$, характеризующие проявление сжимаемости газа (которая и приводит к его нагреву в пограничном слое), можно учитывать не прямо, а косвенно (при вычислении определяющей температуры).

В частности, сравнительные расчеты α_k для сопла Лаваля, выполненные по различным критериальным уравнениям [22], показали, что среднее значение α_k дает простая зависимость

$$Nu = 0,026Re^{0,8} Pr^{0,4},$$

рекомендованная в [2] для вычисления α_k в газовом тракте камеры ракетного двигателя как в области горла, так и вдали от него. В первом случае определяющим размером является диаметр критического сечения, во втором – расстояние от последнего до рассматриваемого участка сопла. В качестве определяющей температуры берут величину $T = 0,5 (T_r + T_{wg})$ при $M = 0,3...1,6$, а в диапазоне чисел Маха $M > 1,6$ используют «эффективную» температуру $T_{\text{э}} = 0,5 (T_r + T_{wg}) + 0,22 (T_r - T_g)$. В обе формулы, как и в зависимость входит температура восстановления

$$T_r = T_g \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right) = T_g \left(1 + \frac{r}{\frac{k+1}{k-1} \frac{1}{\Lambda^2} - 1} \right)$$

где T_g – температура газа в ядре потока; r – коэффициент восстановления; $\Lambda = w/a^*$ – отношение скорости потока в ядре и критической скорости газа.

С учетом изложенного вычисление плотности ρ_k конвективного теплового потока необходимо предварить определением параметров газа и геометрии рассматриваемого участка сопла. Взяв из табл. 1.1 значения R и k для заданных продуктов сгорания, по уравнению Христиановича находим площади A входного, критического и выходного сечений сопла, зная соответствующие им величины Λ (на входе в сопло $\Lambda_{\text{вх}} = 0,1$, а в сечении выхода $\Lambda_{\text{вых}}$ соответствует

расчетному истечению на высоте $H = 0$ км). Далее строят контур сопла, используя заданный его тип, и по уравнению контура $r = r(x)$ определяют радиус r поверхности газового тракта (расстояние рассматриваемого участка от критического сечения задает преподаватель). Это позволяет найти отвечающую участку площадь A тракта и по уравнению Христиановича вычислить газодинамическую функцию расхода $j(\Lambda)$. По формуле этой функции рассчитывают величину Λ , что дает возможность определить газодинамические функции температуры $\tau(\Lambda)$, давления $\pi(\Lambda)$, плотности $\varepsilon(\Lambda)$; далее находят сами эти параметры, а также скорость $wr = \Lambda a^*$.

Собственно расчет плотности конвективного теплового потока начинают с вычисления соответствующего коэффициента теплоотдачи α_k . В зависимости от расположения рассматриваемого участка Δx сопла применяют один из упомянутых выше вариантов записи критериального уравнения конвективного теплообмена между газом и стенкой.

Для расчета величин r , Re , Pr и определения коэффициента теплоотдачи α_k по найденному из критериального уравнения значению критерия Нуссельта понадобятся еще свойства газа: изобарная теплоемкость c_p , теплопроводность λ , динамическая вязкость μ . В соответствии с принятой термодинамической моделью продуктов сгорания

$$\left. \begin{aligned} c_{pr} &= \frac{1}{m_r} \sum r_j (c_{pm})_j; & \lambda_r &= \frac{1}{m_r} \sum r_j m_j \lambda_j; \\ \mu_r &= m_r / \sum (r_j m_j / \mu_j). \end{aligned} \right\}$$

эти свойства вычисляют по следующим соотношениям [22]:
Здесь условная молекулярная масса продуктов сгорания $m_r = \sum r_j m_j$; r_j и m_j – объемные доли и молекулярные массы компонентов; c_{pm} , λ и μ – соответствующие свойства компонентов ($c_{pm} = m c_p$ – мольная изобарная теплоемкость).

Значения $(\)_{срт j}$, λ_j , μ_j берут по справочникам при определяющей температуре.

Поскольку в нее входит величина T_g , зависящая от коэффициента восстановления r , который сам зависит от свойств газа, приходится использовать метод последовательных приближений. В первом приближении берут $r = 0,85 \dots 0,88$ и далее уточняют это значение, используя связь $r = Pr^{0,33}$ (она записана для турбулентного режима, который здесь реализуется чаще всего).

Впрочем, первый вариант расчета может оказаться неудачным, что выяснится лишь по его завершении (например, получилась слишком высокая или низкая температура стенки со стороны охладителя $T_{wж}$, либо найденный его расход $m_{ж}$ & неприемлем по гидравлическим соображениям). Поэтому указанные приближения (уточнение r , а следовательно, и T_g) целесообразны только в окончательном варианте расчета.

Такой подход правомочен и потому, что в определяющую температуру входит температура поверхности стенки (покрытия) со стороны газа T_{wg} , которая в начале расчета неизвестна. Ее приходится задавать, опираясь на имеющийся опыт теплофизического проектирования ракетных двигателей. При отсутствии такового принимают значение T_{wg} несколько меньшим предельных величин, допускаемых свойствами материала покрытия. Так, предельной считают температуру 2400 К для ZrO_2 , 1900 К для Al_2O_3 , 1600 К для $ZrSi$ [22].

Чтобы сократить объем работы по вычислению α_k при варьировании T_{wg} в предварительных расчетах, можно использовать прием, обоснованный в работе [22]. Исходя из вида уравнения конвективного теплообмена и входящих в него критериев подобия (Nu , Re , Pr), установлено, что зависимость коэффициента теплоотдачи от определяющей температуры выражается пропорциональностью величины α_k комплексу $\lambda^{0,6}$ ($ср / \mu$ 0,4). Поэтому отношение значений α'_k и α''_k , вычисленных по определяющим температурам T' и T'' ,

будет равно отношению упомянутых комплексов при этих температурах.

Для тех продуктов сгорания ракетных топлив, которые в значительных количествах содержат водяной пар, величины $\lambda_{\text{г}}$, $\sigma_{\text{г}}$, $\mu_{\text{г}}$ во многом определяются соответствующими свойствами водяного пара. Расчеты показывают, что отношения комплексов $(\lambda_{\text{г}} / \lambda_{\text{ж}}) \approx 0,6$, $(\sigma_{\text{г}} / \sigma_{\text{ж}}) \approx 0,6$ при двух температурах, найденные для всего состава продуктов сгорания и только для водяного пара, примерно одинаковы. Поэтому величина $\alpha'_{\text{к}} / \alpha'_{\text{к}'}$ может быть взята такой же, как отношение упомянутых комплексов, вычисленных для водяного пара при температурах T' и T'' . Эти отношения даны в [22] в виде кривой для диапазона температур 1000...3600 К.

После определения конвективного коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{к}}$ вычисляют плотность $q_{\text{к}}$ соответствующего теплового потока по закону Ньютона – Рихмана.

1.7. Расчет лучистого теплового потока

Радиационный теплообмен между высокотемпературным потоком продуктов сгорания и стенкой сопла ракетного двигателя представляет собой очень сложный вариант теплопереноса излучением в системе «газ–оболочка» [1]. Течение газа сопровождается процессами горения, диссоциации и рекомбинации; существуют значительные градиенты температуры газа; температура стенки также меняется вдоль сопла. В этих условиях лучистый тепловой поток создается комплексом излучений и поглощений большого числа неоднородностей, отличающихся составом и значением температуры. В частности, по радиусу газового тракта можно выделить минимум три таких неоднородности – ядро потока, пристеночный слой газа и находящуюся между ними область. Непосредственно облучает стенку только прилегающий к ней слой, а излучение промежуточной области и ядра потока частично поглощается этим слоем (следует также учесть частичное поглощение излучения ядра

самой промежуточной областью). В итоге точное определение радиационного теплопереноса в такой системе затруднено.

В расчетах «первого уровня» используют упрощенную модель неизменного по составу газа при постоянных температурах газа и стенки. Возможность такого подхода в рассматриваемом задании оправдана тем, что здесь теплообмен рассчитывают на сравнительно коротких участках сопла длиной Δx , хотя проблема изменения температуры и состава по радиусу газового тракта остается.

Упомянутая модель позволяет применить для расчета плотности q_l лучистого теплового потока от газа к стенке ряд простых зависимостей, приведенных в [1]:

$$\left. \begin{aligned} q_{л} &= \varepsilon'_{w_r} \sigma_0 (\varepsilon_r T_r^4 - A_{rw} T_{w_r}^4); \\ \varepsilon'_{w_r} &= \varepsilon_{w_r} [1 + (1 - \varepsilon_{w_r})(1 - \varepsilon_r)]; \\ \varepsilon_r &= \varepsilon_{CO_2} + \varepsilon_{H_2O} - \varepsilon_{CO_2} \varepsilon_{H_2O}. \end{aligned} \right\}$$

Формула для вычисления степени черноты газа ε_g записана с учетом того, что в составах продуктов сгорания, рассматриваемых в задании, существенно лишь излучение углекислого газа и водяного пара. Их степени черноты ε_j определяют по номограммам, имеющимся в справочниках, монографиях и учебниках, например в [2]. Там же даны пояснения к «технологии» пользования номограммами и вспомогательные зависимости, необходимые, в частности, для расчета ε_{H_2O} . Перед обращением к номограммам следует вычислить парциальные давления p_j компонентов (см. задание № 1) и среднюю длину l теплового луча ($l = 3,6V/F$, где V – величина рассматриваемого объема газа; F – площадь поверхности отвечающей ему оболочки).

Что касается величины A_{rw} (коэффициента поглощения газовым объемом эффективного излучения стенок), то ее рекомендуется принять равной степени черноты газа ε_g ,

подсчитанной при температуре стенки $T_{w\Gamma}$. Приведенная же степень черноты стенки $\varepsilon_{w\Gamma}'$ зависит от степеней черноты газа ε_{Γ} и стенки $\varepsilon_{w\Gamma}$. Последнюю находят по справочникам, исходя из $T_{w\Gamma}$, вида покрытия стенки и условий его работы (наличие окислов, сажи и др.). В первом приближении можно принять $\varepsilon_{w\Gamma} = 0,9$.

1.8. Расчет сопротивления теплоотдачи со стороны газа

Согласно уравнению теплопередачи (14.1) линейное термическое сопротивление теплоотдачи со стороны газа представлено выражением

$$R_{/\alpha_{\Gamma}} = 1/(2\pi r_{\Gamma} \alpha_{\Gamma}).$$

Здесь коэффициент теплоотдачи α_{Γ} между газом и стенкой является условной величиной, определяемой суммарным тепловым потоком $q_{\Gamma} = q_K + q_L$ и зависящей от того, какая температура газа присутствует в уравнении теплопередачи.

В формуле (14.1) таковой есть температура T_{Γ} ядра потока (этот выбор согласуется с обычной тенденцией использования в уравнении теплопередачи тех температур текучих сред, которые известны по условиям однозначности). Кроме того, температура T_{Γ} участвует в «генерации» обеих составляющих теплового потока q_{Γ} .

При таком выборе характерной температуры газа в уравнении теплопередачи имеем

$$\alpha_{\Gamma} = (q_K + q_L)/(T_{\Gamma} - T_{w\Gamma}),$$

т.е. термическому сопротивлению R_{i_a} при линейной плотности теплового потока $qi = 2\pi r_{\Gamma} q_{\Gamma}$ отвечает следующий температурный напор между стенкой и газом:

$$\Delta T_{\Gamma w} = T_{\Gamma} - T_{w\Gamma}.$$

На этом этапе расчета целесообразно проверить соответствие найденной плотности суммарного теплового потока q_r указанному в подразд. 14.5 ориентировочному диапазону этой величины для сопел ракетных двигателей.

1.9. Расчет сопротивления теплопроводности

Величина линейного термического сопротивления R_{λ} складывается из соответствующих сопротивлений покрытия и

$$R_{\lambda_{\Pi}} = \frac{1}{2\pi\lambda_{\Pi}} \ln \frac{r_{\Pi}}{r_r}.$$

собственно стенки. Для защитного покрытия

Это сопротивление вызывает перепад температуры

$$\Delta T_{\Pi} = q_r R_{\lambda_{\Pi}}.$$

Здесь коэффициент теплопроводности материала покрытия λ_{Π} находят по справочнику, ориентируясь на температуру T_{w_r} .

Заметим, что перепад температуры ΔT_{Π} не должен превышать значений, опасных с точки зрения разрушения покрытий из-за температурных деформаций. Например, для Al_2O_3 такое значение составляет лишь 180...240 К, а для материалов типа BeO , BN , Si_3N_4 оно достигает уровня 1300...1500 К.

Определив ΔT_{Π} , вычисляют температуру $T_{w_{\Pi}}$ собственно стенки на поверхности ее соприкосновения с защитным покрытием:

$$T_{w_{\Pi}} = T_{w_r} - \Delta T_{\Pi}.$$

Ее необходимо сопоставить с температурным пределом работоспособности материала стенки. Так, для стали 1Х18Н9Т считают допустимой работу при 1250 К.

$$R_{\lambda_w} = \frac{1}{2\pi\lambda_w} \ln \frac{r_w}{r_{\Pi}},$$

Для самой стенки ($\delta_w = r_w - r_{\Pi}$) линейное термическое сопротивление, а падение температуры

$$\Delta T_w = q_l R_{\lambda_w}.$$

Коэффициент теплопроводности материала стенки λ_w ищут по справочникам, при этом в предварительных расчетах опираются на температуру $T_{w\Pi}$ поверхности стенки, примыкающей к покрытию. В окончательном варианте расчета необходимо более точно учесть зависимость λ_w от температуры. Здесь рекомендуют «разбить» стенку на несколько i -х слоев и последовательно вычислять для них значения (R_{λ_w}) и $(\Delta T_w)_i$. На каждом из таких слоев сначала берут

λ_w при температуре T_w «внутренней» поверхности, а затем после вычисления (ΔT_w) уточняют λ_w , взяв его при средней температуре слоя $T_{cp_i} = (T_w + T_{w_{i+1}}) / 2$. Это дает возможность получить новые значения (λ_w) и $(\Delta T_w)_i$.

Температуру T_w поверхности стенки, примыкающей к охладителю, определяют как

$$T_{w_{ж}} = T_{w\Pi} - \Delta T_w$$

в предварительных расчетах и по формуле

$$T_{w_{ж}} = T_{w\Pi} - \sum (\Delta T_w)_i$$

в окончательном варианте. Здесь $\sum (\Delta T_w)_i$ – сумма уточненных (при λ_w по T_{cp}) значений перепадов температуры (ΔT_w) на всех слоях стенки.

Значение T_w не должно превышать «порога», при котором охлаждающая жидкость будет кипеть или разлагаться (подразумевается образование областей с устойчивым протеканием этих процессов). Обычно ориентируются на процесс кипения и допускают превышение T_w над температурой насыщения T_s жидкости порядка 20...50 К там, где отводится максимальный тепловой поток. При указанном перегреве $T_w - T_s$ стенки на ней возможно лишь поверхностное кипение с последующей конденсацией пара в ядре потока. Температура насыщения жидкости зависит от давления в тракте охлаждения камеры ракетного двигателя (для керосина, азотной кислоты, этилового спирта здесь берут $T_s = 470...520$ К).

Если T_w оказалась больше порогового значения, то необходим перерасчет всей «цепи» передачи теплоты с варьированием величин T_w и $\delta_{п}$, а возможно, и с заменой материала стенки и ее толщины.

1.10. Расчет характеристик системы теплоотвода

К этим характеристикам относятся: линейное термическое сопротивление теплоотдачи со стороны жидкости R_{i_a} ; соответствующие температурный напор $\Delta T_{w_{жк}}$ и коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$; массовый расход охладителя $m_{ж}$ (его определение является конечной целью расчета).

Первую характеристику находят из уравнения теплопередачи

$$R_{i_{\alpha_{ж}}} = \frac{T_{\Gamma} - T_{ж}}{q_l} - (R_{i_{\alpha_{\Gamma}}} + R_{i_{\lambda_{п}}} + R_{i_{\lambda_{w}}})$$

$$R_{i_{\alpha_{ж}}} = \Delta T_{w_{жк}} / q_l .$$

или по температурному напору $\Delta T_{w_{жк}} = T_w - T_{к}$

Здесь $T_{ж}$ - характерная температура охладителя на рассматриваемом участке теплообмена. В предварительных расчетах ее берут равной сток $T_{ж}$, а в окончательном варианте уточняют следующим образом:

$$T_{ж} = T_{ж\text{вх}} + \frac{q_l \Delta x}{c_{ж} \dot{m}_{ж}}$$

Здесь Δx - длина рассматриваемого участка; $c_{ж}$ - удельная теплоемкость жидкости (ее можно взять при температуре $T_{ж}$). Если такое уточнение необходимо, применяют метод последовательных приближений, ибо к моменту вычисления $T_{ж}$ точное значение $\dot{m}_{ж}$ еще не определено.

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$ от стенки к жидкости, который бы обеспечил найденное значение термического сопротивления Ri_a , вычисляют по формуле

$$\alpha_{ж} = 1 / (2 \pi r_w R_{l\alpha_{ж}}),$$

где r_w - радиус поверхности стенки со стороны жидкости.

Чтобы в системе охлаждения с заданной геометрией жидкостного тракта было достигнуто такое значение коэффициента теплоотдачи, необходим определенный расход охладителя $\dot{m}_{ж}$. Связь $\alpha_{ж}$ с $\dot{m}_{ж}$ в безразмерном виде выражает критериальное уравнение теплоотдачи. С учетом необходимости наилучшего использования «охлаждающей способности» жидкости целесообразен турбулентный режим течения, так что критериальное уравнение следует брать для этого режима.

Для кольцевого канала, которым является зазор между стенкой камеры ЖРД и ее рубашкой, можно использовать универсальное уравнение Михеева (см. подразд. 6.3.3 конспекта лекций [1]) или рекомендуемое в [3] уравнение теплоотдачи с внутренней поверхности такого канала

$$Nu_{ж} = 0,017 Re_{ж}^{0,8} Pr_{ж}^{0,4} (Pr_{ж}/Pr_{w_{ж}})^{0,25} (1 + \delta_3/r_w)^{0,18}$$

Здесь определяющим размером является гидравлический диаметр канала $d_{г}$, равный удвоенной толщине зазора δ_3 . В качестве определяющей температуры взята упомянутая выше средняя температура $T_{ж}$ жидкости на рассматриваемом участке зазора.

Подставив критерий Нуссельта $Nu_{ж} = a_{ж}d_{г}/X_{ж}$ в уравнение Рейнольдса $Re_{ж}$ и далее - величину расхода жидкости $m_{ж}$ с учетом связи

$$Re_{ж} = \frac{\rho_{ж} w_{ж} d_{г}}{\mu_{ж}} = \frac{\dot{m}_{ж}}{\mu_{ж} \pi (r_w + \delta_3/2)}$$

По найденному расходу $m_{ж}$ определяют скорость течения жидкости в минимальном сечении кольцевого канала (оно охватывает горло сопла Лаваля):

$$w_{ж} = \frac{\dot{m}_{ж}}{2\pi (r_{г}^* + \delta_{п} + \delta_w + \delta_3/2) \delta_3 \rho_{ж}}$$

где $r_{г}$ - радиус критического сечения газового тракта сопла. Эта скорость не должна превышать 50...60 м/с, иначе затраты мощности на прокачку жидкости в системе охлаждения будут чрезмерными. Понятно также, что в ЖРД величина $m_{ж}$ не может быть большей заданного расхода горючего.

Если эти условия не удовлетворены, следует изменить толщину зазора и пересчитать зависящие от характеристики системы теплоотвода, которые вычисляются в подразд. 14.10. В случае недостаточности такой меры необходимо выполнить весь расчет, взяв другие значения тех величин, которые могут быть изменены.

СОДЕРЖАНИЕ

1.1. Описание системы охлаждения.....	1
1.2. Исходные данные.....	1
1.3. Расчетное задание.....	2
1.4. Постановка задачи и последовательность расчетов.....	3
1.5. Вычисление линейной плотности теплового потока.....	6
1.6. Расчет конвективного теплового потока от газа к стенке..	6
1.7. Расчет лучистого теплового потока.....	11
1.8. Расчет сопротивления теплоотдачи со стороны газа.....	13
1.9. Расчет сопротивления теплопроводности.....	14
1.10. Расчет характеристик системы теплоотвода.....	16

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению практических и самостоятельных работ по дисциплине «Конструирование камер жидкостных ракетных двигателей» для студентов специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения

Составители: Геннадий Иванович Скоморохов
Андрей Александрович Гуртовой

В авторской редакции

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный
технический университет»
394026 Воронеж, Московский просп., 14