

УДК 621.454.2:621.45.038.23

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЁТА ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ ЖРД С БЕЗЗАВЕСНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ ЖИДКИМ КИСЛОРОДОМ

©2009 П. П. Стриженко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королёв

В работе рассматривается расчёт охлаждения камеры перспективного ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом. Приведено обоснование выбора конструкции тракта охлаждения, выполнен анализ различных методик расчёта теплового состояния камеры, предложены рекомендации по снижению температуры огневой стенки и по испытаниям камеры.

ЖРД, охлаждение, теплообмен, кислород, испытание, термоиндикаторная краска

При разработке современных ЖРД главными задачами является повышение надёжности и снижение стоимости двигателя. Большой вклад в обеспечение надёжности двигателя вносит камера сгорания (КС), работающая при высоких уровнях давлений и температур. В существующих двигателях снижение температуры огневой стенки КС достигается за счёт применения завесного охлаждения, что приводит не только к снижению удельного импульса двигателя, но и к снижению надёжности и усложнению конструкции. В работе [1] предлагается убрать завесное охлаждение, применив в качестве охладителя кислородно-керосиновый двигателя не привычный керосин, а криогенный кислород, обладающий более высокими охлаждающими свойствами.

В данной работе рассматривался ЖРД для РБ тягой 50 кН, давление в КС принималось 8 МПа. Целью работы является расчёт теплового состояния стенок камеры ЖРД, охлаждаемого криогенным кислородом, и учёт различных факторов, влияющих на надёжность охлаждения.

Схема течения охладителя, представленная на рис. 1, выбиралась как с учётом улучшения охлаждения критического сечения (в этой области теплоёмкость кислорода должна быть максимальной), так и для организации наземных огневых испытаний камеры без сверхзвуковой части сопла. Криогенный кислород поступает в охлаждающий тракт камеры через входной коллектор, расположенный около критического сечения, и идёт к смесительной головке. Затем по перепусковому трубопроводу направляется для охлаж-

дения сверхзвуковой части сопла до стыка с насадком радиационного охлаждения, причём часть сопла охлаждается по петлевой схеме. Огневая стенка выполнена из медного сплава БрХ08 на первом участке охлаждения, остальная часть - из стали 12Х18Н10Т.

При расчете конвективного теплового потока в отечественной практике наиболее широко применяются полуэмпирические методики, основанные на решении уравнений пограничного слоя по В. М. Иевлеву [2, 3]. Был проведён анализ достоинств и недостатков различных вариантов методик, была выбрана наиболее приемлемая, обеспечивающая хорошее совпадение с экспериментальными данными (приведена в [3]). При расчёте по этой методике из-за особенностей вычисления безразмерного коэффициента теплоотдачи ζ_T расчетный тепловой поток в КС возрастает от конца цилиндрической части к форсуночной головке, причём при увеличении числа расчетных сечений этот рост усиливается (например, при числе сечений 10 тепловой поток у форсуночной головки и в начале сужающейся части отличаются в 1,64 раза, при числе сечений 100 – в 2,2 раза). Такой вид зависимости $q_k=f(x)$ правильно отражает изменение коэффициента теплоотдачи по длине цилиндра в условиях течения продуктов сгорания постоянного состава во всей расчетной области (за счёт роста пограничного слоя коэффициент теплоотдачи увеличивается и тепловой поток падает), однако не учитывает особенностей развития рабочего процесса по длине цилиндри-

ческой части. Для правильного учета влияния развития рабочего процесса на теплоотдачу от продуктов сгорания необходимо иметь данные по распределению температуры продуктов сгорания по длине и периметру цилиндрической части камеры, однако на дан-

ный момент такие данные отсутствуют. Поэтому конвективный тепловой поток на цилиндрическом участке камеры принимался постоянным и равным его значению в конце цилиндрической части.

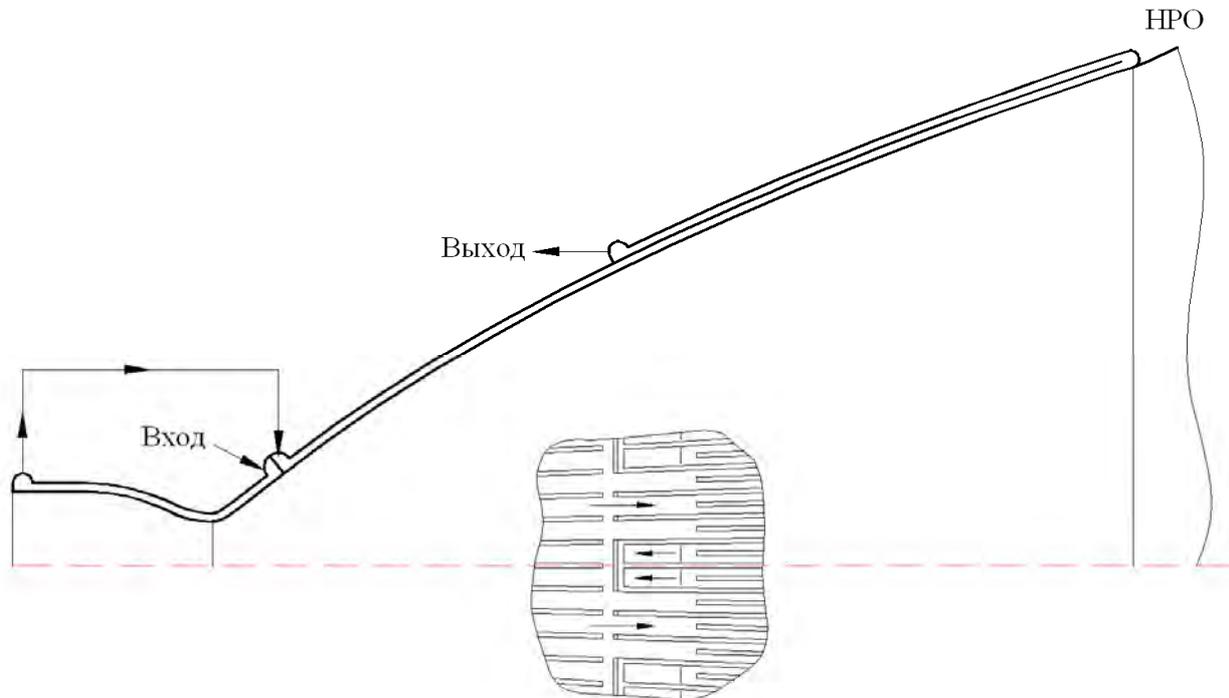


Рис. 1. Схема течения охладителя

Следующим этапом расчёта является уточнение теплофизических свойств кислорода на входе и по тракту охлаждения. Давление на входе задавалось 25 МПа, температура 90...120 К. Давление выше критического, поэтому при подогреве кислород переходит в сверхкритическое состояние, что характеризуется резким изменением его свойств, причём теплоёмкость максимальна при температуре 180...200 К. Поэтому в расчёт необходимо закладывать надёжные зависимости свойств кислорода от температуры и давления, например, из справочника ГСССД [4].

При расчёте коэффициента теплоотдачи от стенки камеры к охлаждающему криогенному кислороду рассматривались две варианта расчёта. В первом использовалась классическая формула Нуссельта-Крауссоляда без учёта влияния температурного фактора:

$$\alpha_{ж} = \varepsilon_{ин} \frac{Nu \cdot \lambda}{d_2}, \quad (1)$$

где $Nu=0.023 \cdot Re_{ж}^{0.8} \cdot Pr_{ж}^{0.4}$.

Во втором варианте вводился учёт изменения температуры или плотности поперёк пограничного слоя по методике Л.Ф. Фролова с использованием среднеинтегральных значений теплофизических свойств охладителя [3,5]:

$$\alpha_{ж} = \frac{\left(\frac{\dot{m}}{f}\right)^{0.8}}{d_r^{0.2}} \cdot B_{ж.и} \cdot \frac{\frac{4}{9} \left(1 - \left(\frac{\rho_{ж.и}}{\rho_{ж}}\right)^{3/2}\right)^2}{\left(1 - \frac{\rho_{ж.и}}{\rho_{ж}}\right)^2}, \quad (2)$$

где \dot{m} , f , d_r - расход, площадь поперечного сечения и гидравлический диаметр канала соответственно;

$B_{ж.и}$ - среднеинтегральное значение комплекса теплофизических свойств,

$$B_{ж.и} = \int_{I_1}^{I_2} B \frac{dI}{I_2 - I_1}, \quad B=0,023 \cdot (c_p/\mu)^{0.4} \cdot \lambda^{0.6};$$

$\rho_{ж.и}$ – среднеинтегральное значение плотности жидкости, $\rho_{ж.и} = \int_{I_1}^{I_2} \rho_{ж} \frac{dI}{I_2 - I_1}$;

$\rho_{жс}$ – среднемассовая плотность жидкости;

I_1, I_2 – характерные энтальпии охладителя,

$$I_1 = I_{ж.ср} + 0,25 \cdot (I_{ст} - I_{ж.ср}),$$

$$I_2 = I_{ст} - 0,25 \cdot (I_{ст} - I_{ж.ср}).$$

Здесь энтальпия $I_{ж.ср}$ соответствует среднемассовой температуре охладителя в рассматриваемом сечении, а $I_{ст}$ – энтальпии жидкости при температуре стенки.

Следует отметить, что применение формулы Нуссельта-Крауссольда для расчета теплообмена от стенки к криогенной жидкости для развитого турбулентного пограничного слоя при сверхкритическом давлении считается некорректным. Однако при применении искусственной шероховатости с оптимальным профилем, которая может применяться в каналах охлаждающего тракта, учитывается, что пристеночный слой регулярно срывается с выступов искусственной шероховатости, из-за чего развитого пограничного слоя не образуется. Это утверждение может опираться на работы Г.А. Дрейцера, Э.К. Калинина и С.А. Ярхо [6], которые рекомендовали при использовании искус-

ственной шероховатости вести расчет теплообмена по формуле, близкой к формуле Нуссельта-Крауссольда. Формула Фролова [5] для расчёта коэффициента теплоотдачи, в свою очередь, выводилась в предположении о хорошо развитом пограничном слое для тонкой трубки без интенсификаторов теплообмена. При этом указывалось, что для сверхкритического давления кислорода существенное влияние на теплообмен оказывает градиент плотности в пограничном слое.

Определить, какая из приведённых выше методик расчёта конвективных тепловых потоков и коэффициента теплоотдачи применима для камеры данного двигателя, возможно только по результатам испытаний экспериментальных камер.

В результате расчёта по реальным параметрам двигателя было получено распределение температуры и давления кислорода, температуры стенки со стороны газа и со стороны жидкости, скорости движения кислорода по тракту.

На рис. 2 приведено распределение температуры огневой стенки по длине камеры, рассчитанное по формуле Нуссельта-Крауссольда (1) и по методике Л. Ф. Фролова (2).

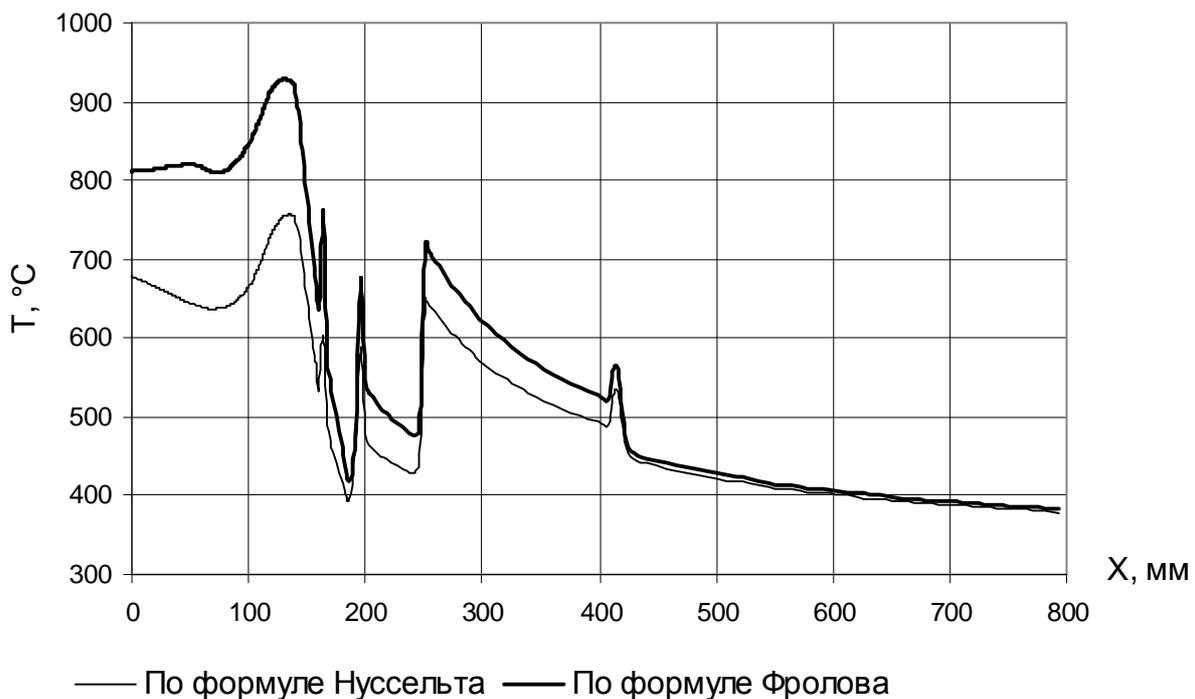


Рис. 2. Распределение температуры стенки со стороны газа

Максимальная температура стенки со стороны газа составила 450°C по формуле Нуссельта и 630°C по формуле Фролова. Температура кислорода на выходе из первого участка охлаждения составила -34°C, в конце тракта охлаждения 69,4°C. Перепад давления на первом участке охлаждения 5,07 МПа, суммарный перепад давления 6,71 МПа.

На тепловое состояние стенок КС могут оказывать влияние различные факторы, например:

- давление и температура охладителя на входе;
- перепад давления по длине канала охлаждения;
- неравномерность расхода охладителя по каналам охлаждения, возникающая из-за коллекторного подвода и технологии фрезерования;
- разная толщина стенок на различных участках камеры (в пределах допуска при фрезеровании);
- неравномерность расхода продуктов сгорания по периметру КС;
- изменение теплопроводности материала стенки в процессе пайки по сравнению с заданной.

Рассмотрим первые два фактора.

1. Давление кислорода может только снижаться, но его влияние невелико. Максимальная температура стенки и подогрев кислорода немного снижаются, суммарный перепад давления возрастает. Влияние температуры на входе более существенно. Её повышение возникает из-за подогрева криогенного кислорода на лопатках ТНА и при протекании по трубопроводам, по предварительным оценкам, на 20...25°C. Несмотря на то, что максимальная температура повышается на сравнительно малую величину (при повышении температуры на входе на 60° $T_{\text{макс}}$ возрастает на 27°), сильно повышается перепад давления из-за повышения скорости движения кислорода.

2. Расчёт перепада давления представляет собой ещё одну сложность. В работе используется формула Альтшуля:

$$\lambda_{\dot{A}} = 0.1 \left(1.46 \cdot \frac{\Delta \dot{y}}{d_{\dot{a}}} + \frac{100}{\text{Re}} \right)^{0.25},$$

где $\Delta_{\dot{y}}$ – эквивалентная равнотерная шероховатость. Все литературные источники рекомендуют определять её значение по результатам проливок эталонных труб. В данной работе предлагается для предварительного расчёта гидравлического сопротивления тракта охлаждения ЖРД использовать в качестве эквивалентной инструментальную шероховатость по Rz . Предполагается, что таким образом можно учесть наличие местных сопротивлений, однако такое допущение требует экспериментального подтверждения. Кроме этого, при течении кислорода по тракту следует учитывать гидравлическое сопротивление из-за продольного градиента температуры и плотности.

Проведённый анализ показал, что для повышения надёжности охлаждения камеры необходимо снизить максимальную температуру стенки. Для этого предлагается ввести переменный профиль высоты ребра: уменьшить в области критического сечения и повысить в цилиндрической части. Это позволит не только уменьшить температуру, но и при оптимальном профиле снизить перепад давления на первом участке охлаждения. Другой способ: ввести переменный угол наклона ребра к образующей, оптимальный как с точки зрения технологичности, так и с точки зрения охлаждения. Окончательный выбор зависит от оборудования, на котором будет обрабатываться внутренняя оболочка сопла. Следует отметить, что температура на цилиндрическом участке КС должна быть на (40...50)°C ниже максимальной температуры в критическом сечении для обеспечения равнопрочности камеры.

Для проверки надёжности охлаждения и подтверждения заданных параметров экономичности, надёжности и уровня температур огневой стенки необходимо провести огневые испытания экспериментальной камеры разрабатываемого двигателя. Испытания возможны на укороченной камере с 1-м участком охлаждения, давление на срезе сопла такой камеры составит 0,5 ата. Для того, чтобы определить правильность методики расчётов конвективного теплового потока и коэффициента теплоотдачи, предлагается провести несколько

испытаний на разных режимах: 70%, 80%, 100% по давлению в КС. Для регистрации температурного поля на огневой стенке предлагается использовать термоиндикаторную краску разработки ЦИАМ, работоспособную в диапазоне температур 300...1200°C и имеющую 17 цветовых переходов. При испытаниях ранее разработанных ЖРД с завесным охлаждением её использование было невозможно, т.к. при большом избытке горючего погрешность регистрации температуры значительно возрастает. Нанесение краски не скажется на условиях охлаждения ЖРД, т.к. наносимый слой не превышает 30 мкм. После испытания и регистрации температурного поля краску можно нанести повторно и провести следующее испытание.

В заключение я хотел бы отметить пути улучшения разработанной методики расчёта охлаждения камеры криогенным кислородом.

Расчёт конвективных тепловых потоков следует проводить методами прямого математического моделирования по современным теориям турбулентного пограничного слоя (например, с использованием четырёхпараметрической модели «е»- « τ » - « q_T » - « c_T », учитывающей пульсации плотности). Однако такие расчёты обладают рядом присущих им принципиальных недостатков, таких как отсутствие достоверной гипотезы турбулентности, проблемы с устойчивостью численных методов, трудоёмкость и длительность анализа единичного расчётного варианта даже на мощных ЭВМ.

Коэффициент интенсификации теплообмена от искусственной шероховатости следует определять по результатам натурного или численного эксперимента. Натурные испытания с определением оптимального профиля шероховатости требуют дорогостоящей материальной части и оборудования. Численный эксперимент обладает такими же проблемами, как и прямое математическое моделирование конвективных тепловых потоков, кроме того, достоверность его результатов представляется довольно низкой.

Использованные формулы расчёта коэффициента теплоотдачи от стенки в криогенный кислород, требуют эксперименталь-

ного подтверждения для данного случая. Поэтому необходимо разработать методику расчёта коэффициента теплоотдачи в криогенный кислород, находящийся в закритическом состоянии, основываясь либо на результатах специально поставленного эксперимента, либо на результатах огневых испытаний экспериментальных камер.

Гидравлическое сопротивление следует рассчитывать с учётом местных сопротивлений, ввести более корректный учёт влияния искусственной и инструментальной шероховатости. Необходимо также проведение расчётов с учётом реальной (по результатам испытаний) неравномерности расхода через форсуночную головку и неравномерности расхода по каналам охлаждения, возникающей из-за коллекторного подвода охладителя. По этим двум направлениям работы уже ведутся, создаётся двумерная модель, учитывающая и местные сопротивления, и неравномерности расхода газа и охладителя.

Библиографический список

1. Калмыков Г. П., Лебединский Е. В., Тарарышкин В. И. Анализ возможных направлений совершенствования кислороднокеросиновых ЖРД. Центр Келдыша, 2002. 14 с.
2. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей; В 2 кн. Учебник/А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов, и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Изд-во МГТУ им .Н.Э. Баумана, 1999.
3. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г. П. Калмыков, С. В. Мосолов и др; под ред. академика РАН А. С. Коротева. М.:Машиностроение, 2008. – 512с.:ил., [12] с. цв. вкл.
4. Термодинамические свойства кислорода: ГСССД. / Авт. В. В. Сычёв, А. А. Вассерман, А. Д. Козлов, Г. А. Спиридонов, В. А. Цымарный. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 304с.:ил.
5. ЖРД. Методика расчета наружного охлаждения. Расчет теплоотдачи к охлаждающей жидкости. ОСТ 92-0289-73, Москва, 1973г.;

6. Интенсификация теплообмена в каналах / Э. К. Калинин, Г. А. Дрейцер, С. А. Ярхо. – 2-е изд., перераб. и дополн. – М.: Машиностроение, 1981. – 205с.:ил.

References

1. Kalmykov G.P., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I. Analysis of possible directions of enhancement liquid oxygen/kerosene rocket engines. FSUE “Keldysh Research Center”, 2002.

2. Vasylyev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. Basis of theory and computation of liquid rocket engines. Bauman MSTU, 1999.

3. Working processes in liquid-propellant rocket engine and their simulation / E.V. Lebedinskiy, G.P. Kalmykov, S.V. Mosolov et al.; edited by Academician A.S. Koroteev. M.: Mashinostroenie, 2008.

4. Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarniy V.A. Thermodynamic properties of oxygen. Standards publishing house, 1981.

5. LRE. Metodology of computation external cooling. Computation of heat exchange with cooling liquid. OST 92-0283-73, Moscow.

6. Kalinin E.K., Dreitser G.A., Yarkho S.A. Intensification of heat exchange in canals. Mashinostroenie, 1981.

PARTICULARITY OF THERMAL CONDITION COMPUTATION OF LRE WITH COOLING BY LIQUID OXYGEN

©2009 P. P. Strizhenko

Rocket Space Corporation Energia, Korolyov

In this article considered computation of thermal condition of new LRE with cooling by liquid oxygen. Substantiation of LRE cooling channel design is considered, analysis of various procedures of computation convection heat flux and heat transfer coefficient is performed. As the result distribution of chamber wall temperature (hot gas side) and coolant pressure is presented. Recommendations on lowering wall temperature and it measuring during fire tests is proposed.

LRE, cooling, heat exchange, oxygen, fire test, thermocolor paint

Информация об авторах

Стриженко Павел Петрович, инженер Ракетно-космической корпорации «Энергия». Тел. (495) 513-68-30. E-mail: strizhenko@gmail.com. Область научных интересов: тепловое состояние и охлаждение камер жидкостных ракетных двигателей.

Strizhenko Pavel Petrovich, engineer from Rocket Space Corporation Energia. Phone: (495) 513-68-30. E-mail: strizhenko@gmail.com. Area of research: computation of thermal condition of new LRE with cooling by liquid oxygen.