УДК 629.7.036.54
Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327

Для цитирования: Проектирование системы охлаждения многоразового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 316–327. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327.

For citation: Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Design of the cooling system of a reasuble liquid rocket engine with three-component fuel. *Siberian Aerospace Journal.* 2021, Vol. 22, No. 2, P. 316–327. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327.

Проектирование системы охлаждения многоразового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе

В. А. Беляков[2], Д. О. Василевский[1, 2*], А. А. Ермашкевич[2],
А. И. Коломенцев[2], И. Р. Фаризанов[3]

[1]Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»
Российская Федерация, 141320, Московская область, г. Пересвет, ул. Бабушкина, 9
[2]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
[3]АО «Уральский завод гражданской авиации»
Российская Федерация, 123308, г. Москва, просп. Маршала Жукова, 1, стр. 1
[*]E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

В настоящее время в области двигателестроения весьма перспективной задачей является разработка трехкомпонентных двигательных установок (ДУ). Особый интерес представляют жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие на начальном участке выведения ракеты-носителя (РН) на паре топлива жидкий кислород + керосин и на высотных участках выведения с использованием криогенного топлива (жидкий кислород + жидкий водород).

ЖРД, использующие трехкомпонентное топливо, имеют высокий уровень давлений в камере сгорания (КС) (до 30 МПа) и температур (до 4000 К). В связи с этим возникают вопросы, связанные с надежным охлаждением таких двигателей, а также обеспечение минимальных гидравлических потерь жидкости в тракте охлаждения в целях дальнейшего использования хладагента в качестве рабочего тела для привода турбины бустерного турбонасосного агрегата (БТНА).

Объектом исследования является двухрежимный однокамерный трехкомпонентный ЖРД, выполненный по закрытой схеме с дожиганием генераторного газа. Окислитель – жидкий кислород, горючее – керосин марки РГ-1 и жидкий водород. Охлаждение камеры – комбинированное, состоит из регенеративного проточного и внутреннего. Тракт регенеративного охлаждения образован с помощью продольных фрезерованных ребер. В качестве охладителя двигателя используется сверхкритический водород. Внутреннее охлаждение включает в себя танталовое покрытие, нанесенное на огневую стенку камеры в районе критического сечения.

В данной статье исследуются проблемы организации системы охлаждения (СО) и реализация эффективного теплосъема с огневой стенки трехкомпонентного ЖРД. На основании существующих систем охлаждения ЖРД в работе предложены оптимальные схемные решения и мероприятия, позволяющие снять тепловую нагрузку в наиболее напряженных местах.

Разработана математическая модель для расчета СО трехкомпонентного ЖРД. Приведены результаты проектного расчета охлаждения по нескольким расчетным методикам.

Ключевые слова: ЖРД на трёхкомпонентном топливе, теплозащита корпуса двигателя, математическая модель ЖРД, тепломассообмен трехкомпонентных продуктов сгорания (ПС), система охлаждения.

Design of the cooling system of a reasuble liquid rocket engine with three-component fuel

V. A. Belyakov[2], D. O. Vasilevsky[1, 2*], A. A. Ermashkevich[2],
A. I. Kolomentsev[2], I. R. Farizanov[3]

[1]Federal State Enterprise "Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry"
9, Babushkina St., Peresvet, 141320, Russian Federation
[2]Moscow Aviation Institute (National research university)
4, Volokolamskoe Higway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation
[3]AO "Ural Civil Aviation Plant"
1, p. 1, Marshal Zhukov Av., Moscow, 123308, Russian Federation
[*]E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Currently, in the field of engine building, the development of three-component propulsion systems (PS) is a very promising task. Liquid-propellant rocket engines (LPRE) operating at the initial stage of launching a launch vehicle (LV) on a vapor of liquid oxygen + kerosene fuel and at high-altitude launch sites using cryogenic fuel (liquid oxygen + liquid hydrogen) are in particular interest.

LPRE that use three-component fuel have a high pressure level in the combustion chamber (CC) (up to 30 MPa) and temperatures (up to 4000 K). In this regard, arise questions related to reliable cooling of such engines, as well as ensuring minimal hydraulic fluid losses in the cooling path in order to further use the refrigerant as a working fluid for driving the turbine of a booster turbo pump unit (BTP).

The object of research is a two-mode single-chamber three-component liquid-propellant rocket engine, made in a closed circuit with generator gas afterburning. Oxidizing agent – liquid oxygen, fuel – RG-1 kerosene and liquid hydrogen. Cooling of the chamber – combined: it consists of regenerative and internal. The regenerative cooling path is formed by longitudinal milled fins. Supercritical hydrogen is used as the engine coolant. Internal cooling includes a tantalum coating applied to the fire wall of the chamber in the critical section.

The article examines the problems of organizing the cooling system (CO) and the implementation of effective heat removal from the firing wall of a three-component rocket engine. Basing on the existing liquid-propellant engine cooling systems, optimal circuit solutions and measures are proposed in the RESEARCH to remove the thermal load in the most stressed places.

A mathematical model has been developed for calculating the CO of a three-component LPRE. The results of the design calculation of cooling using several calculation methods are presented.

Keywords: LPRE on three-component fuel, thermal protection of the engine body, mathematical model of LPRE, heat and mass transfer of three-component combustion products.

Введение

В ходе проектирования ЖРД особое внимание уделяется разработке СО двигателя. Существующие ЖРД, использующие высококипящие топливо в качестве охладителя КС, ограничены по температуре кипения хладагента в межрубашечном пространстве. Интенсификация теплообмена в рубашке охлаждения (РО) влечет за собой большие гидравлические потери жидкости в тракте, особенно это характерно для маршевых ЖРД.

Для достижения наибольшей экономичности и эффективности ЖРД предлагается применение дополнительного компонента топлива в качестве горючего. Работа ЖРД такой схемы

возможна при использовании пары топлива жидкий кислород + углеводородное горючее на первом участке выведения ракеты-носителя, на втором участке − жидкий кислород + жидкий водород. Стоит отметить, что на этапе всего полета охлаждение двигателя происходит сверхкритическим водородом, подаваемым в РО отдельным насосом турбонасосного агрегата. Данное мероприятие по организации СО трехкомпонентного ЖРД позволяет избежать прогар стенок КС во время работы двигателя за счет эффективного теплосъема сверхкритического водорода, а также снизить избыточную напорность углеводородного насоса на первом участке выведения ракеты-носителя.

Однако при определенных *Km* (соотношение компонентов топлива в КС) и *Pk* (давление в КС), количества жидкого водорода, подаваемого в РО, не хватает для обеспечения надежного охлаждения двигателя. В связи с чем, авторами работы было рассмотрено применение теплозащитного покрытия огневой стенки камеры в районе критического сечения из тантала.

Система охлаждения ЖРД на трёхкомпонентном топливе

Предложенная концепция ЖРД на трёхкомпонентном топливе за счёт высокого давления в КС имеет сложную и интенсивную СО.

Под СО понимается совокупность вводных и выводных коллекторов, тракта охлаждения, осуществляющих надежное и достаточное охлаждение за счет оптимальных геометрических параметров проточного тракта охлаждения (ТО) (оребрения, толщин внутренней и наружной стенок и т. д.), системы вводных и выводных отверстий, системы разноконтурных перепусков.

Газодинамический профиль (ГДП) двигателя, приведенный на рис. 1, был разбит на 1200 расчетных сечений. В качестве исходных данных для проектирования СО были приняты параметры, полученные в результате энергетической увязки двигателя, а именно: массовый секундный расход, температура и давление на входе в тракт охлаждения.

Рис. 1. Газодинамический профиль двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 1. The gas-dynamic profile of the engine operating on three-component fuel

Схема охлаждения [1] ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, представлена на рис. 2.

СО трехкомпонентного ЖРД состоит из 3-х секций с различным числом продольных фрезерованных ребер и 3-х коллекторов (одним вводным и двумя выводными); в каждом подводном коллекторе [2] предусмотрен ряд отверстий для подачи и отвода хладагента из каналов СО.

Внутренняя стенка регенеративно-проточной части двигателя имеет толщину 0,8 мм по всей длине двигателя и целиком состоит из медного сплава БрХ-0,8, наружная стенка – из нержавеющей стали 12Х18Н10Т. Толщина силовой стенки выбрана по условиям прочности и составляет 3 мм.

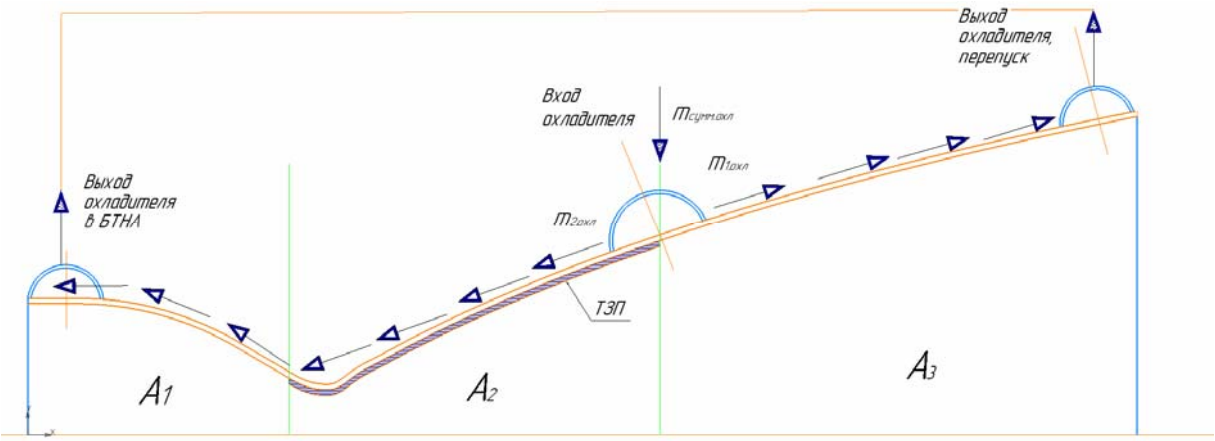

Рис. 2. Схема охлаждения трехкомпонентного ЖРД

Fig. 2. The cooling system of three-component LPRE

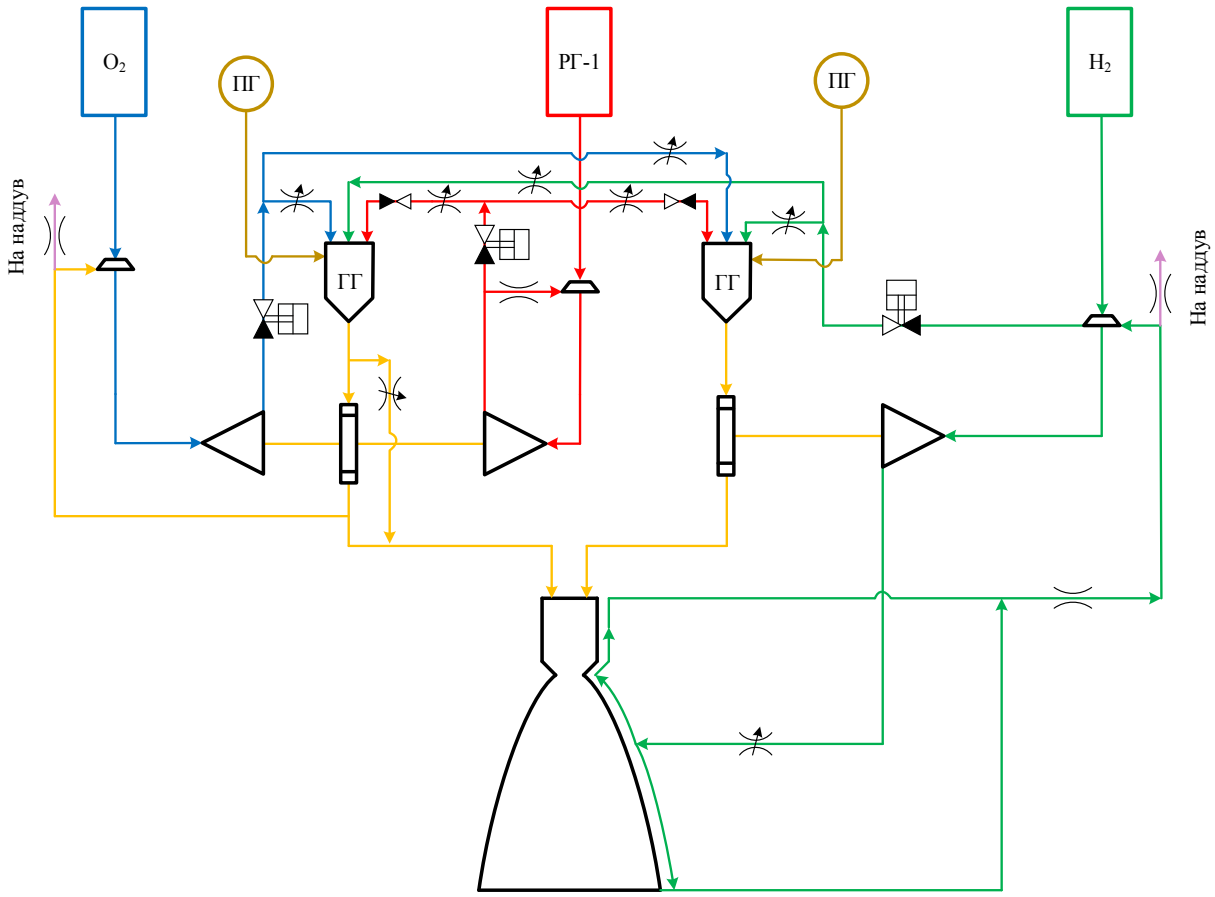

Рис. 3. Предлагаемая ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 3. The proposed PHS for rocket engine operating on three-component fuel

В сегменте A_2 на внутреннюю огневую стенку нанесено танталовое (Та) теплозащитное покрытие [3] (ТЗП) толщиной 0,6 мм. Данное покрытие имеет высокую температуру плавления (3290 К) и хорошую адгезию (сцепляемость) с поверхностью огневой стенки.

СО рассматриваемого ЖРД работает следующим образом.

Суммарный расход охладителя, равный 9,6 кг/с, подаётся в вводной коллектор, расположенный в осевой продольной координате 1150 мм, через два ряда отверстий, расположенных в каждом канале, поступает в контур ТО. Давление и температура охладителя на входе в вводной коллектор составляет 58,58 МПа и 43 К. ТО состоит из 2-х раздельных контуров, не зависимых между собой, в которые попадает разный расход хладагента.

В сегмент A_3 (соответствующей второму контуру двухконтурной системы охлаждения) на охлаждение среза сопла попадает расход охладителя $m_{1охл}$ равный 1,6 кг/с, охладитель движется прямотоком до выводного коллектора и затем по перепускному трубопроводу на привод турбины бустерного турбонасосного агрегата горючего (БТНАГ) жидкого водорода, а затем направляется в газогенератор (ГГ) (см. рис. 3).

В сегменты A_1 и A_2 (соответствующие первому контуру двухконтурной системы охлаждения) попадает расход охладителя $m_{2охл}$ равный 8,0 кг/с; охладитель движется обратным током, охлаждает сверхзвуковую, дозвуковую и цилиндрическую части сопла, а также критическое сечение. Далее хладагент направляется в выводной коллектор и в трубопровод, где происходит его перемешивание с расходом из сегмента A_3, и движется по перепускному трубопроводу на привод турбины БТНАГ с последующей подачей в ГГ.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике В. М. Иевлева и Д. Р. Бартца

Расчёт охлаждения проводился с применением аналитической программы Rocket Propulsion Analysis (RPA). Программа RPA представляет собой многоплатформенный аналитический инструмент для концептуального и предварительного проектирования химических ракетных двигателей разных концепций (воздушно-реактивных двигателей (ВРД), ЖРД, жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ), газовых ракетных двигателей малой тяг (ГРДМТ), гидрореактивных двигателей (ГРД), ракетных двигателей твёрдого топлива (РДТТ), комбинированных ракетных двигателей (КРД) и других).

В программе RPA имеется собственный расчётный модуль для определения предварительного облика конструкции ТО на ранних этапах проектирования и анализа охлаждения и теплового состояния ЖРД. Математическая модель, применяемая в программе RPA, включает в себя стандартные тепломассобменные (соблюдение теплового баланса, направление теплового потока, внутренний или внешний подвод теплоты, теплосъём, теплопроводность однослойной и многослойных стенок, внутреннее «блокирование» теплового потока путём вдува в пристеночный или пограничный слой (влияния на пристенные течения путём активного вдува газа или жидкости с пониженной температурой), унос материала с блокированием тепла и т. д.), теплозащита и охлаждения (внутреннее завесное охлаждение (заградительное, плёночное), применение различных теплозащитных покрытий, внешнее радиационное, регенеративно-проточное или автономное), теплотехнические расчетные формулы для выбранной конструкции и развитой поверхности ТО (продольные и винтовые (спиральные) рёбра, гофры, щелевые каналы, трубки и т. д.), теплообменные критериальные соотношения Нуссельта (Nu) для различных хладагентов и гидрогазодинамические одномерные и двумерные модели, описывающие движение газов и жидкостей в газовом тракте ГДП и кольцевом канале ТО.

Для теплозащиты и охлаждения стенок от влияния высокоэнтальпийных сред в ЖРД с разным типом сопел Лаваля (профилированное, коническое, сферическое, с центральным телом,

грушевидное и т. д.) наибольшее распространение получило применение регенеративно-проточных или автомных систем охлаждение с различными теплопередающими поверхностями с целью интенсификации теплообмена и снятия дополнительного теплосъёма (для криогенных теплоносителей и хладагентов). Поэтому процесс охлаждения ЖРД представляет собой тепломассообмен [4] горячего газа (продуктов сгорания топлива) и хладагента путём теплопроводности, а также вынужденной и свободной конвекции с учетом регенеративного теплообмена.

Крайне интересным и редким направлением по расчету СО и теплообмену в паровом канале короткой линейной тепловой трубы, которая геометрически похожа на сопло Лаваля, занимается компания ООО «Рудетранссервис», находящаяся в г. Великий Новгород [5].

В программном комплексе (ПК) RPA [6] спроектирована СО. Программа позволяет оценивать величину плотности теплового потока в стационарной поставке, предварительную конструкцию СО, ТС и охлаждение двигателя по стандартизованной в отечественном двигателестроении методике В. М. Иевлева и зарубежной методике Д. Р. Бартца. Причём отечественная методика В. М. Иевлева применяется как основная инженерная расчётная методика, хорошо согласующаяся с экспериментальными данными [7; 8]. После расчёта проводилась оценка сходимости обоих методик.

Полуэмпирическая методика В. М. Иевлева основана на модели теплопереноса импульсов и энергии, а также интегральном приближенном решении пограничного слоя (ПГРС) с использованием эмпирических законов трения и теплообмена, учитывающих переменность теплофизических свойств высокотемпературных сред в ПГРС и в ядре потока. Более подробное описание методики приведено в [9; 10].

Методика конвективного теплообмена в осесимметричных соплах Лаваля Д. Р. Бартца учитывает толщину ПГРС, поверхностное трение и плотность теплового потока. Метод основан на интегральном решении уравнений количества движения и энергии для тонкого осевого симметричного пограничного слоя с пересчётом теплофизических и термодинамических параметров «эталонного сопла» на расчетное исследуемое сопло, причем методика содержит увязанный и доступный программный алгоритм для быстрого применения на электронно-вычислительной машине (ЭВМ) – International Business Machines 7090 (IBM 7090). Более подробное описание методики Д. Р. Бартца приведено в [11; 12].

На рис. 4–7 при расчётах охлаждения по двум методикам приняты следующие обозначения: Тст.г.п – температура теплозащитного покрытия со стороны газа; Тст.г – температура стенки со стороны газа или покрытия; Тст.охл – температура стенки со стороны жидкости; Рохл – давление охладителя; Тохл – температура охладителя.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике В. М. Иевлева

В соответствии с выбранной системой охлаждения проведен расчет охлаждения по методике Иевлева. Тепловое состояние (ТС) корпуса камеры приведено на рис. 4. Гидравлические потери и расчетный подогрев охладителя представлены на рис. 5.

При расчете по методике Иевлева получена полная и качественная картина ТС корпуса камеры, температурного состояния стенок и ТЗП.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике Д. Р. Бартца

В соответствии с выбранной системой охлаждения проведен расчет охлаждения по методике Бартца. ТС корпуса камеры приведено на рис. 6. Гидравлические потери охладителя [13; 14] и расчётный подогрев охладителя представлен на рис. 7.

При расчете по методике Бартца получено неполное соответствие с методикой Иевлева.

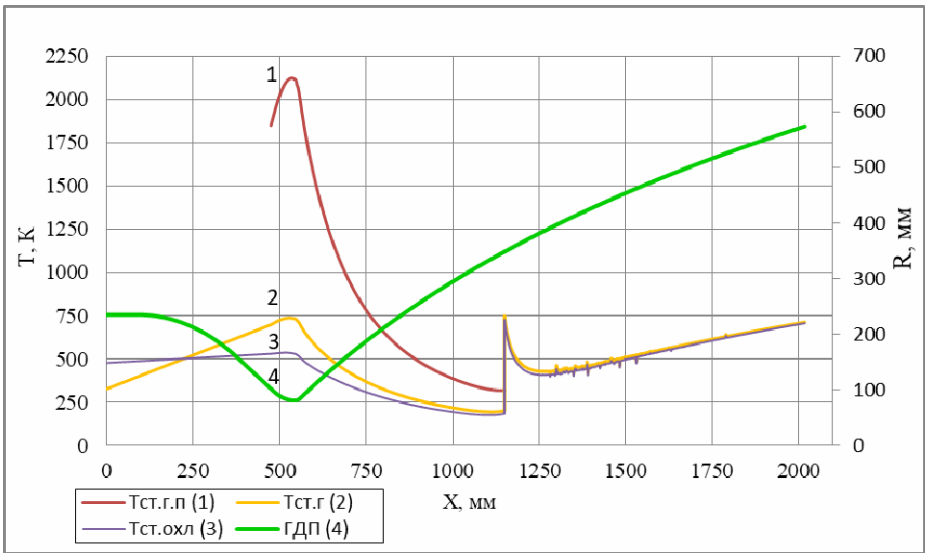

Рис. 4. ТС ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 4. TS of an LPRE running on three-component fuel

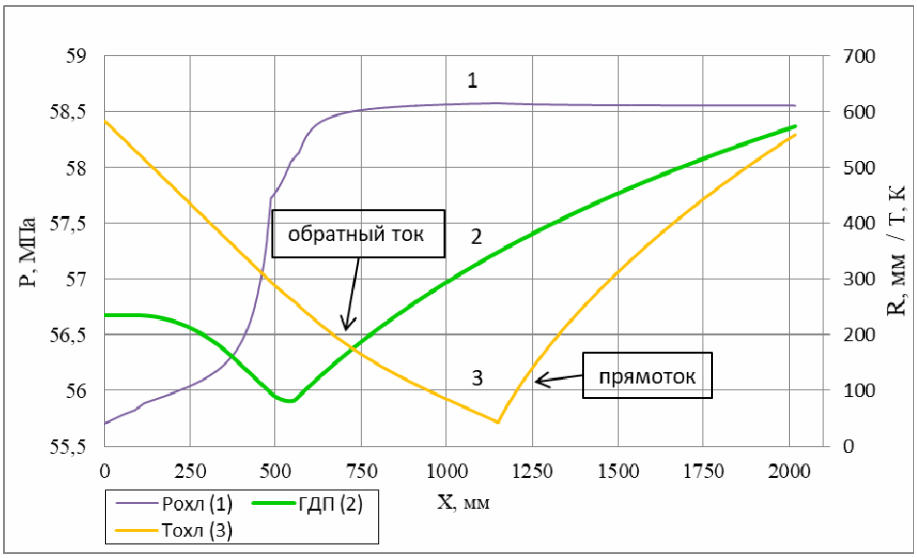

Рис. 5. Гидравлические потери и подогрев охладителя в разных контурах ТО ЖРД

Fig. 5. Hydraulic losses and heating of the cooler at different contours of CJ LPRE

Сравнение невязок расчетов охлаждения по методикам Д. Р. Бартца и В. М. Иевлива

В результате расчета охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методикам Бартца и Иевлива был проведен анализ полученных параметров по формуле невязок на предмет отклонения расчетных методик. На рис. 8 и 9 приведены отклонения результатов расчетов, полученных по методике Иевлева и Бартца.

Отклонения в расчетах по методике Бартца от методики Иевлева по ТС корпуса составляет не более 40 % по модулю, погрешность расчета подогрева охладителя не более 36 % по модулю, тогда как погрешность расчета гидравлических потерь невелика (менее 1 %). Колебательный характер значений температур стенок со стороны газа и жидкости в области от 1250 до 1815 мм связан со сходимостью результатов вычислений по методике Иевлева при большем количестве расчётных точек.

Следовательно, можно сделать вывод, что оценка гидравлических потерь, с небольшим отклонением по точности, корректно проводить и оценивать по обоим методикам. ТС корпуса камеры и подогрева охладителя более точно оценивать по методике Иевлева как доступной инженерной методике, хорошо коррелирующейся с литературными экспериментальными данными и результатами испытаний огневых агрегатов ЖРД, ГГ, ядерных ракетных двигателей (ЯРД), запальных устройств, горелок, парогазогенераторов, испарителей, эжекторов и газодинамических труб (ГДТ) [15] и прочих высокотемпературных энергетических установок с распыливанием, химическим преобразованием и горением топлива с высокой температурой в камере сгорания (более чем 900 К) [16].

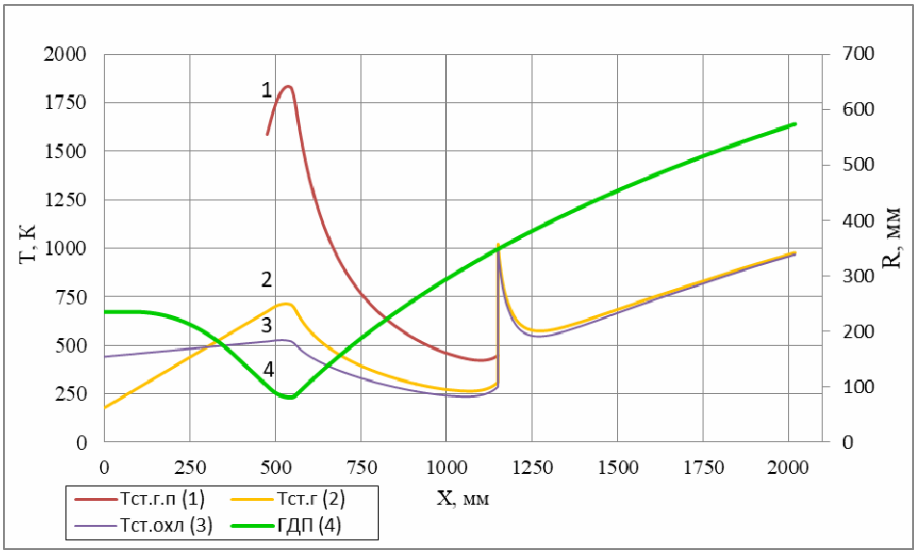

Рис. 6. ТС ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 6. TS of an LPRE running on three-component fuel

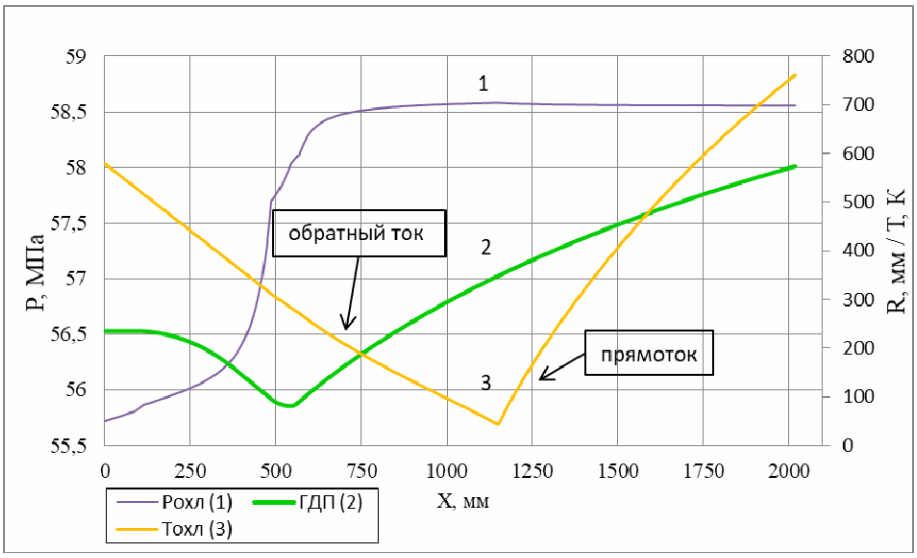

Рис. 7. Гидравлические потери и подогрев охладителя в разных контурах ТО ЖРД

Fig. 7. Hydraulic losses and heating of the cooler at different contours of CJ LPRE

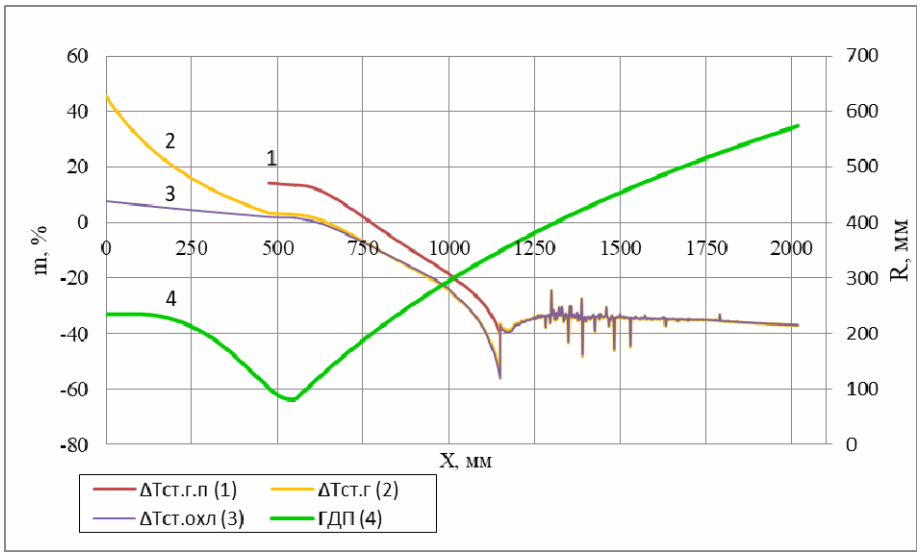

Рис. 8. Невязка теплового состояния ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig.8. The discrepancy of the thermal state of LPRE operating on three-component fuel

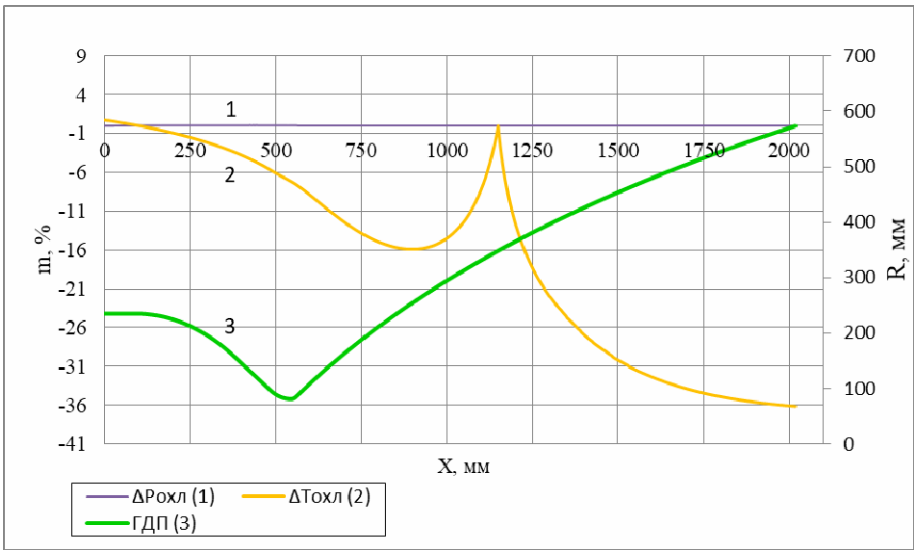

Рис. 9. Невязка гидравлических потерь и подогрева охладителя
в разных контурах ТО ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 9. Residual hydraulic losses and heating of the refrigerant
in the different circuits of CJ LPRE operating on three-component fuel

Заключение

Проведен расчет системы охлаждения трехкомпонентного ЖРД. Рассмотрены методики расчета охлаждения Бартца и Иевлева. По результатам расчётов были получены погрешности двух методик. По ТС корпуса погрешность составила не более 40 % по модулю, погрешность расчёта подогрева охладителя не более 36 % по модулю, погрешность по расчёту гидравлических потерь оказалась менее 1 %. На основании сходимости экспериментальных и расчётных данных в качестве основной методики была выбрана методика Иевлева. В результате расчёта температура и давление хладагента на выходе из первого контура составляет 583,6 К и 55,73 МПа, из второго контура – 558,85 К и 58,55 Мпа. Максимальная расчётная температура огневой

стенки 745,7 К, что ниже температуры плавления материала БРХ-08. Наибольшая температура танталового покрытия ниже температуры плавления материала покрытия и составляет 2122,48 К.

В результате расчетов выявлено, что при заданных параметрах при применении именно двухконтурной регенеративно проточной СО с ТЗП нанесенным на огневую стенку в сегменте А2 реализуется полная экономичность двигателя. За счёт этих мероприятий ТС конструкции корпуса камеры и покрытия находится на умеренном и допустимом уровне, следовательно, двигатель имеет надёжное охлаждение.

Библиографические ссылки

1. Атлас конструкций ЖРД. Ч. 1 / Г. Г. Гахун, И. Г. Алексеев, Е. Л. Березанская и др. М. : МАИ, 1969. 286 с.

2. Моделирование рабочих процессов и конструкция элементов камеры ЖРД / Р. А. Бережинский, С.А. Соколов, С. Р. Гудкова и др. Воронеж : ВГТУ, 2002. 169 с.

3. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели, Основы проектирования. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 461 с.

4. Расчет комплексной теплопередачи в жидкостном контуре системы терморегулирования космического аппарата по реальной топологии и теплофизическим свойствам / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 375–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-375-382.

5. Серяков А. В. Исследование течений в паровом канале коротких линейных тепловых труб // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 592–603.

6. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis [Электронный ресурс]. URL: http://propulsion-analysis.com (дата обращения: 10.10.2020).

7. Иевлев В. М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М. : Наука, 1975. 255 с.

8. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis, Thermal Analysis of Thrust Chambers [Электронный ресурс]. URL: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (дата обращения: 10.10.2020).

9. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей / В. М. Кудрявцев, А. П. Васильев и др. М. : Высш. шк., 1975. 656 с.

10. Салахутдинов Г. М. Развитие методов теплозащиты в жидкостных ракетных двигателях. М. : Наука, 1984. 256 с.

11. Elliot D. G., Bartz D. R., Silver S. Culculation of turbulent boundary-layer grouth and heat transfer in axi-symmetric nozzles // Tech. Rep. JPL. 1963. No. 32-387. 45 p.

12. Dewey M. S. A comparison of experimental heat-transfer coefficients in a nozzle with analytical predictions from Bartz's methods for various combustion chamber pressures in a solid propellant rocket motor // A thesis submitted to the Graduate Faculty of North Carolina State University Raleigh in partial fulfillment of the requirements for the Degree DEPARTMENT OF Master of Science: Department of mechanical and aerospace engineering. Releigh, 1970. 99 p.

13. Хоблер Т. Теплопередача и теплообменники. Л. : Госхимиздат, 1961. 821 с.

14. Определяющие тепловые сопротивления в модели жидкостного контура системы терморегулирования космического аппарата / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 366–374. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-366-374.

15. Зимин А. Ю. Разработка стенда огневых испытаний жидкостного ракетного двигателя на топливе жидкий кислород и жидкий водород тягой 100 кН : диплом специалиста. М. : МАИ, 2017. 106 с.

16. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е. В. Лебединский и др. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.

References

1. Gakhun G. G., Alekseev I. G., Berezanskaya E. L. et al. *Atlas konstruktsiy ZHRD* [ATLAS of LPRE design, Part 1]. Moscow, MAI Publ., 1969, 286 p.

2. Berezhinsky R. A., Sokolov S. A., Gudkova S. R. et al. *Modelirovanie rabochih processov i konstruktsiya elementov kamerj ZHRD* [Modeling of working processes and construction of elements of the LPRE chamber]. Voronezh, VGTU Publ., 2002, 169 p.

3. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli, Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines, Fundamentals of design]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2016, 461 p.

4. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V. et al. [Calculation of complex heat transfer in the liquid circuit of the spacecraft thermal control system based on real topology and thermal properties]. *Siberian journal of science and technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 375–382 (In Russ.). Doi: 10.31772 / 2587-6066-2019-20-3-375-382.

5. Seryakov A.V. [Investigation of flows in the steam channel of short linear heat pipes]. *Siberian journal of science and technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 592–603. (In Russ.)

6. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis. Available at: http://propulsion-analysis.com (accessed: 10.10.2020).

7. Ievlev V. M. *Turbulenthoye dvizheniye vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 255 p.

8. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis, Thermal Analysis of Thrust Chambers. Available at: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (accessed: 10.10.2020).

9. Kudryavtsev V. M., Vasiliev A. P. et al. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostyh raketnyh dvigatelej* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Higher school Publ., 1975, 656 p.

10. Salakhutdinov G. M. *Razvitie metodov teplozashity v zhidkosntnyh rakentyh dvigatelyah* [Development of methods of thermal protection in liquid rocket engines]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 256 p.

11. Elliot D. G., Bartz, D. R., Silver S. Culculation of turbulent boundary-layer grouth and heat transfer in axi-symmetric nozzles. *Tech. Rep. JPL*. 1963, No. 32-387, 45 p.

12. Dewey M. S. A comparison of experimental heat-transfer coefficients in a nozzle with analytical predictions from Bartz's methods for various combustion chamber pressures in a solid propellant rocket motor. A thesis submitted to the Graduate Faculty of North Carolina State University Raleigh in partial fulfillment of the requirements for the Degree DEPARTMENT OF Master of Science: Department of mechanical and aerospace engineering. Releigh, 1970. 99 p.

13. Hobler T. *Teploperedacha i teploombenniki* [Heat transfer and heat exchangers]. Leningrad, Goskhimizdat Publ., 1961, 821 p.

14. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V. et al. [Determining thermal resistances in the model of the liquid circuit of the spacecraft thermal control system]. *Siberian journal of science*

and technology. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 366–374. (In Russ.) Doi: 10.31772 / 2587-6066-2019-20-3-366-374.

15. Zimin A. Yu. *Razrabotka stenda ognevyh ispytanij zhidkostnogo raketnogo dvigatelya na toplive zhidkij kislorod I zhidkiy vodorod tyagoj 100 kN . Diplom specialista.* [Development of a stand for fire tests of a liquid rocket engine powered by liquid oxygen and liquid hydrogen with 100kn thrust. Diploma of a specialist]. Moscow, MAI Publ., 2017, 106 p.

16. Lebedinsky E. V. et al. *Rabochie processy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ih modelirovanie* [Working processes in a liquid rocket engine and their modeling]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p.

© Беляков В. А., Василевский Д. О., Ермашкевич А. А.,
Коломенцев А. И., Фаризанов И. Р., 2021

Беляков Владислав Альбертович – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: titflavii@rambler.ru.

Василевский Дмитрий Олегович – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер 1 категории, Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности». E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Ермашкевич Алексей Александрович – аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: alex.ermashkevich@yandex.ru.

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры 202 «Ракетные двигатели», Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Фаризанов Ильнур Равинатович – инженер-конструктор 1 категории; АО «Уральский завод гражданской авиации». E-mail: chelsea.physic@gmail.com.

Belyakov Vladislav Albertovich – post-graduate student, engineer of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: titflavii@rambler.ru.

Vasilevsky Dmitry Olegovich – post-graduate student, engineer of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University); engineer of the 1st category, Federal state enterprise “Research and testing center of the rocket and space industry”. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Ermashkevich Alexey Aleksadrovich – post-graduate student of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: alex.ermashkevich@yandex.ru.

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Cand. Sc., Professor, Professor of Department 202 “Rocket Engines”; Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Farizanov Ilnur Ravinatovich – design engineer 1 categories, JSC “Ural works of civil aviation”. E-mail: chelsea.physic@gmail.com.