

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687

Для цитирования: Василевский Д. О. Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счёт увеличения теплоотдачи в камере сгорания // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 671–687. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687.

For citation: Vasilevsky D. O. [Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 671–687. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687.

Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счёт увеличения теплоотдачи в камере сгорания

Д. О. Василевский^{1, 2}

¹Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки

Российская Федерация, 129301, г. Москва, ул. Касаткина, 13

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие по безгазогенераторной схеме, применяются для верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. В двигателях такой схемы используется только криогенное топливо, обеспечивающее высокий удельный импульс тяги двигателя. Также отличительной особенностью является отсутствие газогенератора, продукты сгорания которого питают турбину основного турбонасосного агрегата. В безгазогенераторной же схеме ЖРД привод турбины осуществляется газообратным водородом, нагретым в тракте охлаждения. Поэтому высокие параметры ЖРД, такие как давление в камере сгорания, тяга двигателя и удельный импульс тяги зависят от эффективного теплоотвода с огневой стенки камеры сгорания и интенсификации теплообмена в тракте охлаждения.

Существуют ряд решений, позволяющих увеличить количество тепла, передаваемого хладагенту в межрубашечном пространстве. Поэтому поиск оптимальной схемы охлаждения и перспективных конструкторских решений по интенсификации теплообмена в тракте охлаждения двигателя позволит определить высокие параметры ЖРД.

В данной статье рассматривается влияние на тепловое состояние камеры сгорания применение газовых ребер, установленных на огневую стенку двигателя. Газовые рёбра относятся к развитым поверхностям теплообмена и увеличивают площадь боковой поверхности камеры сгорания. При помощи разработанной математической модели охлаждения камеры безгазогенераторного ЖРД выявлены экстремумы по интенсификации теплообмена в тракте охлаждения. Также получены зависимости удельного импульса тяги двигателя от давления в камере сгорания и геометрических размеров двигателя.

Ключевые слова: ЖРД безгазогенераторной схемы, теплозащита корпуса двигателя, математическая модель ЖРД, пневмогидравлическая схема (ПГС), тепломассообмен продуктов сгорания (ПС).

Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber

D. O. Vasilevsky^{1, 2}

¹A. Lyulka Experimental Design Bureau

13, Kasatkina St., Moscow, 129301, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National research university)

4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

Liquid-propellant rocket engines (LPRE), operating according to a gas-free generator scheme, are used for the upper stages of launch vehicles and upper stages. In engines of this scheme, only cryogenic fuel is used, which provides a high engine STI. Also a distinctive feature is the absence of a gas generator, the combustion generators of which feed the turbine of the main turbopump unit. In the gas-free LPRE scheme, the turbine is driven by gas-return hydrogen heated in the cooling path. Therefore, the high parameters of the LRE, such as the pressure in the CC, the thrust of the engine and the specific thrust pulse depend on the effective heat removal from the firing wall of the combustion chamber and the intensification of heat exchange in the cooling path.

There are a number of solutions that allow to increase the amount of heat transferred to the refrigerant in the inter-shirt space. Therefore, the search for an optimal cooling scheme and promising design solutions for the intensification of heat transfer in the engine cooling path will allow us to determine the high parameters of the LPRE.

This article discusses the effect on the thermal state of the combustion chamber of the gas fins installed on the firing wall of the engine. Gas fins belong to the developed heat exchange surfaces and increase the area of the side surface of the combustion chamber. With the help of the developed mathematical model of the cooling chamber of a gas-free LRE, extremes in the intensification of heat exchange in the cooling path have been identified. The dependences of the specific thrust impulse of the engine on the pressure in the combustion chamber and the geometric dimensions of the engine are also obtained.

Keywords: LPRE of the expanded cycle circuit, thermal protection of the engine body, mathematical model of LPRE, PHS, heat and mass transfer of combustion products.

Введение

В настоящее время одной из главных задач является дальнейшее освоение космического пространства, полеты и освоение Луны, реализация идеи использования энергии Солнца. Для этого требуется разработка новых космических ракетных систем и космических аппаратов с использованием высокоэффективных и надежных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), к которым предъявляются следующие требования:

- высокий удельный импульс тяги;
- большая степень расширения сопла;
- высокое давление в камере сгорания;
- большой ресурс;
- минимальная стоимость;
- малые давления наддува баков;
- минимальные габаритные размеры.

Выполнить эти требования возможно с помощью двигателей, при создании которых использовались новые схемные и конструктивные решения, позволяющие существенно улучшить характеристики и надежность работы. Необходимость обеспечения заданного ресурса и возможности многократного использования двигателей ставит перед их разработчиками сложные вопросы по выбору и конструктивному оформлению пневмогидросистем двигателей и космического блока в целом. Осуществления данных мероприятий позволяет говорить о начале качественно нового этапа в развитии ЖРД космического назначения.

Использование существующих одноразовых ракет-носителей и многоразовых транспортных космических кораблей (МТКК) [1] удовлетворяет только части требований, предъявляемых ко всей системе средств доставки полезной нагрузки. Необходима, по крайней мере, еще одна космическая система (межорбитальный буксир (МБ) или разгонный блок (РБ)), способная доставить полезную нагрузку с низкой околоземной орбиты к месту назначения.

В частности, МБ и РБ предназначены для решения двух основных задач:

- доставки на высокую околоземную орбиту и быстрого возвращения пилотируемых и непилотируемых спутников и космических аппаратов;
- относительно медленного перевода на геосинхронную (геостационарную) орбиту крупногабаритных космических конструкций, собирающихся или разворачивающихся на низкой околоземной орбите.

В связи с высокими материальными затратами на выведение космических аппаратов актуальной проблемой является рассмотрение вопроса реализуемости многоразового использования (МИ) [2] МБ.

Для осуществления данной возможности МИ наиболее оптимальным вариантом является использование ЖРДУ безгенераторной схемы.

Данный тип схемы, по сравнению со схемой с ДЖГГ, имеет следующие преимущества:

- простота конструкции;
- высокие энергетические характеристики;
- большой ресурс работы;
- высокая надёжность ввиду использования одного огневого агрегата в составе двигателя;
- сокращение времени экспериментальной отработки, доводки и производства;
- высокая экономичность за счёт отсутствия потерь удельного импульса тяги (УИТ) на внутреннее охлаждение огневой стенки камеры.

На данный момент существующие в России и других странах разработки безгазогенераторных ЖРД показывают, что использование безгазогенераторных схем является весьма перспективным для их использования в качестве ракетных двигателей для МБ [3].

Отличительной особенностью безгазогенераторных ЖРД является то, что они работают исключительно на криогенных компонентах топлива (КТ) (кислород, водород, метан) и имеют высокий удельный импульс. Важной особенностью криогенных компонентов топлив является их экологичность и высокие энергетические и термодинамические параметры.

В безгазогенераторных двигателях, за счёт высоких охлаждающих способностей применяемых охладителей, возможно интенсивное охлаждение камеры ЖРД при умеренном тепловом состоянии (ТС) конструкции. За счёт высокой удельной газовой постоянной криогенного КТ и высокого подогрева охладителя в тракте охлаждения камеры сгорания (КС), т. е. работоспособности газа (комплекса zRT), идущего затем на привод турбины, возможно значительно повысить адиабатную работу турбины турбонасосного агрегата (ТНА).

В зависимости от предполагаемой траектории полёта и основных технических требований, предъявляемых к МБ, применение безгазогенераторной схемы ЖРД в составе МБ позволяет осуществить выведение полезных грузов с орбит благодаря возможности работы двигателя в широком диапазоне давлений и тяг.

Форсирование параметров базового двигателя прототипа или увеличение экономичности двигателя, т. е. увеличение УИТ и тяги, рост давления в КС в безгазогенераторной схеме ЖРД возможен за счёт максимальной величины разогрева хладагента в тракте охлаждения [3]. В отличие от схемы с дожиганием окислительного генераторного газа и восстановительного генераторного газа, где рост давления в камере реализуется за счёт увеличения давления в газогенераторе (ГГ), что усложняет конструкцию ГГ и предъявляет требования по осуществлению надёжного и достаточного охлаждения ГГ при малых расходах охлаждающего компонента, в случае дросселирования двигателя относительно проектного режима снижение давления может неблагоприятно сказаться на ТС корпуса ГГ, особенно при относительно небольших расходах.

Преимуществом восстановительного генераторного газа (ВГГ) и окислительного генераторного газа (ОГГ) на кислород-водородных КТ является химическая кинетика самого топлива, позволяющая приводить турбины при достаточно небольших (ВГГ) или больших коэффициентах избытка окислителя (КИО) (ОГГ). В данном случае, так как химическое соединение при брутто реакции горения выделяется только одномольный кислород O и водород H , водяные пары H_2O и прочие кислородосодержащие соединения, при относительно небольшом времени пребывания в ГГ, с учётом неравновесных процессов в ГГ, дают приближенные термодинамические параметры и высокую работоспособность, а также достаточную сходимость экспериментальных данных с термодинамическими расчётами.

Для осуществления мероприятий по увеличению давления в КС существуют следующие механизмы и факторы влияния на подогрев в тракте охлаждения (ТО):

- схема охлаждения корпуса КС (выбор вводных и выводных коллекторов, наличие перепускных каналов, прямоточная и противоточная схема);
- корректировки конструкции ТО корпуса КС;
- тип и конструкция каналов и рёбер ТО (оребрение, гофры, трубки, щелевые, спиральные (винтовые), компланарные);
- выбор материалов с высокой степенью жаропрочности и жаростойкости;
- увеличение внутренней и внешней поверхности теплообмена;
- использование турбулизаторов потока в каналах ТО;
- применение искусственной шероховатости;
- интенсификации теплоносителя за счёт профилирования геометрии каналов (выступ-канавка, спирали, елочные и гофрированные вставки, конфузorno-диффузные каналы и т. д.);
- применение траспирационного пористого охлаждения (охлаждение теплоносителя вдоль пористой структуры с межканальной транспирацией, полной транспирацией в канале или полностью пористой стенке с трактом охлаждения).

В качестве хладагента наиболее рационально использовать водород, который способен обеспечить максимальный теплосъём от огневой стенки корпуса КС и сопла. Водород применяется так же, как высокоэффективный хладагент в ядерных ракетных двигателях [4; 5] и ядерных реакторах [6], характеризующихся высокими тепловыделениями и интенсивно высокими тепловыми потоками.

Водород активно применяется в качестве рабочего тела и хладагента в химической, нефтяной, нефте-химической, криогенной, атомной, авиационной, судовой, медицинской и других отраслях промышленности [7–11].

Именно эффективная работоспособность подогретого водорода в ТО в значительной степени повышает мощность турбины, что позволяет достичь высоких уровней давлений в КС и улучшить прирост удельного импульса двигателя.

Общие сведения и назначение безгазогенераторного ЖРД

В настоящее время в развитии космических транспортных средств и аппаратов сложилась ситуация, при которой возможности по совершенствованию закрытых схем ЖРД с дожиганием и без дожигания генераторного газа (открытые схемы) практически полностью исчерпаны или ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик, достигаемых, зачастую, в ущерб надежности, безопасности, экологичности или стоимости. Исключение составляет безгенераторные схемы ЖРД, в которых возможны мероприятия по увеличению УИТ.

Безгазогенераторные схемы двигателей используются в качестве маршевых двигателей разгонных блоков [12] и 3-х ступеней ракет. Двигатели такого типа работают исключительно на криогенных компонентах топлива и имеют высокий удельный импульс тяги. В зависимости от применяемых КТ УИТ варьируется от 3500 до 3700 м/с для топливной пары H_2 - CH_4 и от 4400 до 4700 м/с для КТ H_2 – O_2 [13; 14].

Сравнивая применение в качестве горючего водорода и метана по энергетическим параметрам, можно прийти к выводу, что при сравнении двух топливных пар кислород+метан

и кислород+водород, применение метана в качестве КТ обусловлено рядом проблем, одной из которых является существенное снижение энергетических параметров двигателя. Так как газовая постоянная в основном у него меньше, в ТО метан поступает с достаточно большой температурой. Метан является углеродсодержащим КТ, следовательно, как и керосин любых марок и сортов, осаждает сажу на любых поверхностях, к которым подводится теплоприток.

Сравнивая УИТ кислород-водород и кислород-метан (СПГ), кислород-водород имеет большие параметры по УИТ.

В открытых источниках для ЖРД не найдено массового применения двигателей, работающих на КТ кислород-метан, исключение составляют двигатели РД0110МД, РД0146М, РД0162, SpaceX Raptor [15]. В основном данный КТ применяется либо в модельных двигателях для изучения рабочего процесса, либо в ЖРДМТ [16].

При анализе источников по безгенераторным двигателям в открытой печати был сделан вывод, что данные схемы работают при относительно низком давлении в КС по сравнению с двигателями с ДЖГГ.

Отличительной особенностью безгазогенераторных схем двигателей является использование подогретого охладителя после тракта охлаждения, осуществляющего привод турбин основных насосов окислителя (О) и горючего (Г). В настоящее время существуют следующие варианты работы безгазогенераторных схем ЖРД:

- открытая (сброс парагаза в закритическую часть сопла);
- закрытая (сброс парагаза в КС);
- комбинированного охлаждения.

Такой тип схемы так же в зарубежных источниках называется ЖРД с циклом фазового перехода. Данное название схема приобрела за счёт физического принципа резкого фазового перехода с жидкого состояния, поступающего из баков, в газообразное или сверхкритическое (в зависимости от давления подачи). Переход возможен как при подогреве в НГ или при относительно небольшом подогреве в ТО.

Безгенераторная схема ЖРД представляет собой закрытую схему ЖРД с насосной подачей КТ и подогревом от ТО хладагента, идущего затем на привод турбины. В частности, получается, что в безгенераторном двигателе ТО предназначен для решения следующих задач:

- передача отведенного тепла от ПС для привода турбины ТНА (т. е. служит в роли регенеративного теплообменного аппарата);
- СО корпуса камеры двигателя и сопла;
- осуществление прочности соединения с наружной стенки корпуса камеры с учётом малоциклового усталости материала.

В отличие от схем двигателей на высококипящих КТ, в основном использующих радикальные меры по уменьшению тепловых потоков, эти меры связаны с потерей УИТ и организацией внутренних течений. Основным существенный недостаток высококипящих КТ по теплофизическим параметрам является небольшой температурный градиент, в результате которого жидкость приближается к температуре кипения или разложения (в зависимости от текущего давления в ТО), следовательно, применимость в безгазогенераторных ЖРД для привода в качестве хладагента ограничена теплофизическими параметрами самого хладагента ввиду изменения агрегатного состояния и образования нескольких режимов кипения (пузырьковый, развитый и т. д.), приводящих к такому явлению, как кризис теплообмена [17].

В двигателях безгенераторной схемы ввиду высокой напорности насосов О и Г предусматриваются бустерные насосные агрегаты, так как при малых давлениях подачи компонентов и высоких частотах вращения ротора турбонасосного агрегата горючего (до 130000 об/мин), возможно возникновения кавитации. Для реализации бескавитационной работы насоса горючего перед основными насосами подачи КТ ставятся бустерный турбонасосный агрегат горючего (БТНАГ) или бустерный турбонасосный агрегат окислителя (БТНАО).

Турбины в безгазогенераторной схеме ЖРД, как правило, применяются активные предкамерные с одной или двумя ступенями. Данный тип турбин может осуществлять необходимый перепад давления в КС.

Расход в баках в безгенераторных криогенных ЖРД распределяется на так называемое использованное и неиспользованное топливо.

Используемое топливо предназначено для основного маршевого режима работы и переходных режимов, т. е. для осуществления запуска и останова двигателя. К нему, как правило, в целях безопасности добавляется гарантированный запас топлива, составляющий 2–2,5 % от расхода, заложенного на используемое топливо.

Неиспользованное топливо не играет роль в рабочем процессе при запуске и предназначено для дополнительных операций, таких как:

- осуществление захолаживания двигателя и его расходных магистралей перед запуском двигателя;
- невыробатываемые остатки топлива в баках КТ;
- топливо для работы вспомогательных систем РБ и МБ, к примеру, для наддува баков.

Наддув баков осуществляется рабочим телом с малым молекулярным весом, либо гелием, который держится в виде отдельного баллона, либо водородом.

Регулирование тяги в безгазогенераторных ЖРД осуществляется с использованием регулятора горючего КТ. В частности, это реализуется за счёт перепуска подогретого криогенного компонента, выступающего в роли хладагента после ТО между турбонасосным агрегатом окислителя (ТНАО) и турбонасосным агрегатом горючего (ТНАГ). За счёт данных мероприятий осуществляется регулирование мощности турбин О и Г и напоров бустерных и основных насосов.

Поддержание и изменение коэффициента соотношения КТ в КС двигателя реализуется с помощью использования дросселя, установленного на линии О.

Так как водород [18] имеет малую плотность при входе в камеру двигателя, необходимо отразить основные устройства распыливания, применяющиеся в двигателях на криогенных КТ.

Форсунки в кислородно-водородных двигателях применяются в основном коаксальные газожидкостные сооснотруйные.

В основном они имеют схожую конструкцию. Сооснотруйная форсунка представляет из себя цилиндрический трубчатый наконечник с входным центральным осевым каналом для жидкого компонента (кислорода) и кольцевым каналом для газового или сверхкритического КТ. В кольцевой канал горючее подводится через отверстия, равномерно расположенные по окружности.

Пневмогидравлическая схема безгазогенераторного кислородно-водородного ЖРД

В качестве объекта исследования был взят прототип отечественного двигателя РД 0146, работающий на кислород-водородном топливе. На рис. 1 приведена пневмогидравлическая схема (ПГС) рассматриваемого ЖРД.

Кислород после баков подаётся в бустерный насос окислителя, затем направляется в основной насос окислителя, после которого часть расхода окислителя идёт на привод бустерной турбины окислителя, а оставшая часть расхода – в смесительную головку (СГ).

Горючий компонент после баков направляется в бустерный насос горючего, а затем на – двухступенчатый насос горючего, после насоса горючее подаётся в ТО, где нагревается, небольшая часть расхода отбирается на регулятор тяги, т. е. на регулирование тяги двигателя, а оставшая часть идёт на привод основной двухступенчатой турбины окислителя и горючего. После турбин небольшая часть расхода идёт на привод бустерной турбины горючего, а основная часть идёт в СГ.

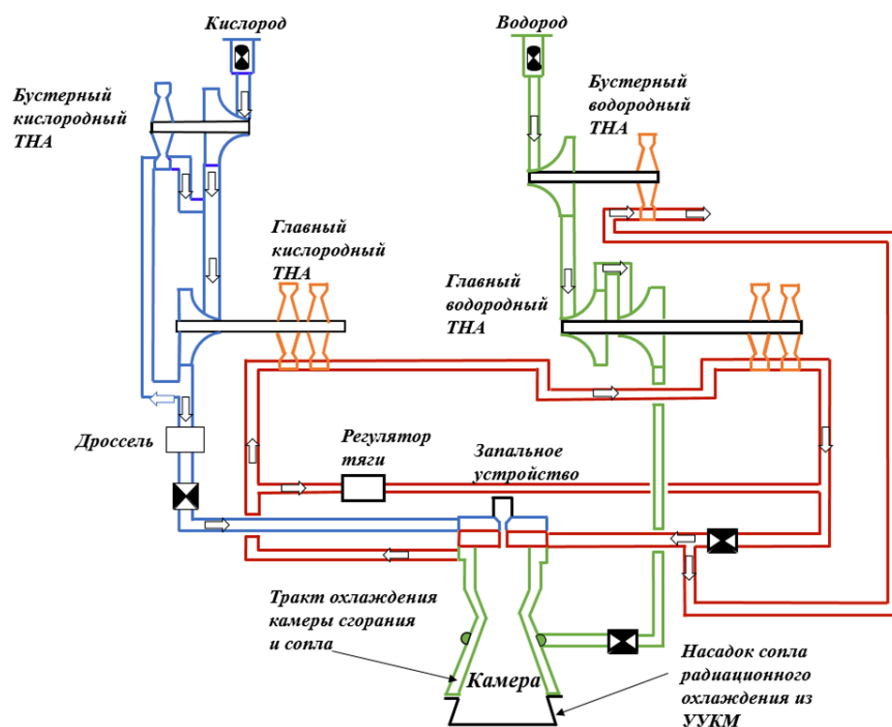


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя РД-0146 безгазогенераторной схемы

Fig. 1. Pneumohydraulic engine diagram RD-0146 of a expanded cycle circuit

Расчётное исследование повышение удельного импульса тяги при различном уровне давления в камере сгорания ЖРД

Для данного исследования была написана математическая модель ЖРД, позволяющая оценить геометрические и энергетические параметры двигателя для ряда варьируемых исходных данных. Исследование проводилось при разном давлении в КС, от номинального давления 8 до 15,5 МПа с шагом по давлению 0,5 МПа.

Термодинамические параметры в математической модели в широком диапазоне давлений и коэффициентов избытка окислителя рассчитаны с помощью программы термодинамического расчёта продуктов сгорания и индивидуальных рабочих тел Astra-M. Все полученные результаты сведены в базу данных математической модели и используются для расчёта геометрических и энергетических параметров двигателя, а также проточной части газодинамического тракта двигателя.

Расчёт энергетических и геометрических параметров двигателя проведён согласно методике [19].

В зависимости от необходимой задачи, возможно увеличить УИТ с помощью следующих мероприятий:

1. Изменение выходного давления в сопле ЖРД (увеличение степени расширения).
2. Корректировка КИО в камере ЖРД.
3. Увеличение давления в КС.

Первый способ увеличивает габаритные размеры и массу самого двигателя. К тому же сопла при высоких степенях расширения сложны в отработке при наземных испытаниях двигателя (необходим более производительный эжектор при малых давлениях на срезе сопла).

Второй способ реализуется при уменьшении КИО, что увеличивает массовый расход горючего и, следовательно, увеличивает массу баков в системе подачи двигателя. Также при этом снижается температура газа в камере, а значит, и уменьшается подогрев горючего и мощность турбин. При увеличении КИО УИТ снижается.

Третий способ наиболее предпочтителен, потому что, при увеличении подогрева горючего и неизменной тяге, имеется возможность поднять мощность турбины и давление подачи компонентов в КС, при этом снижаются габаритные размеры, массовый расход и масса самого ЖРД.

Ниже приведены расчётно-теоретические зависимости параметров и геометрии двигателя от изменения давления в КС.

На рис. 2 изображена зависимость суммарного массового расхода в двигатель и УИТ от давления в КС. Как видно из рис. 2, УИТ возрастает с ростом давления в КС с 463 до 474,5 с, а суммарный массовый расход топлива падает с 21,6 до 21,08 кг/с.

В математической модели учтено изменение температуры ПС от КИО и давления в камере сгорания. На рис. 3. представлена зависимость температуры ПС от давления в КС. Температура увеличивается с 3516 (для давления в КС 8 МПа) до 3587 К (для давления в КС 15,5 МПа).

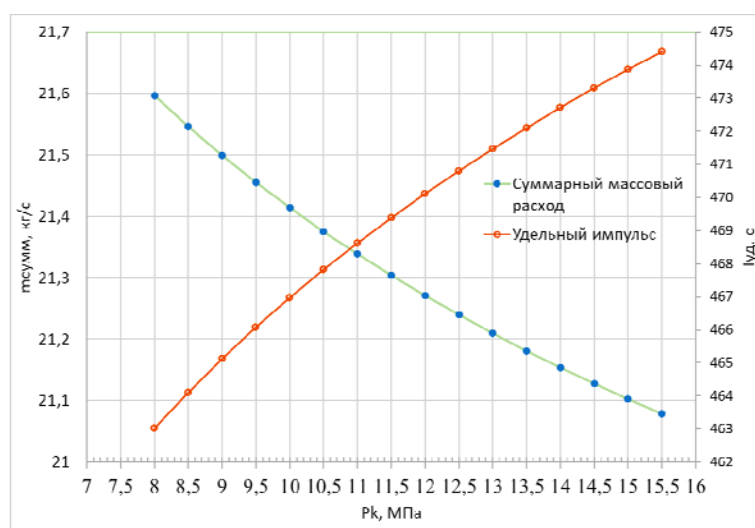


Рис. 2. Зависимость суммарного массового расхода в двигатель и УИТ от давления в КС

Fig. 2. Dependence of the total mass flow rate into the engine and UIT on the pressure in the CC

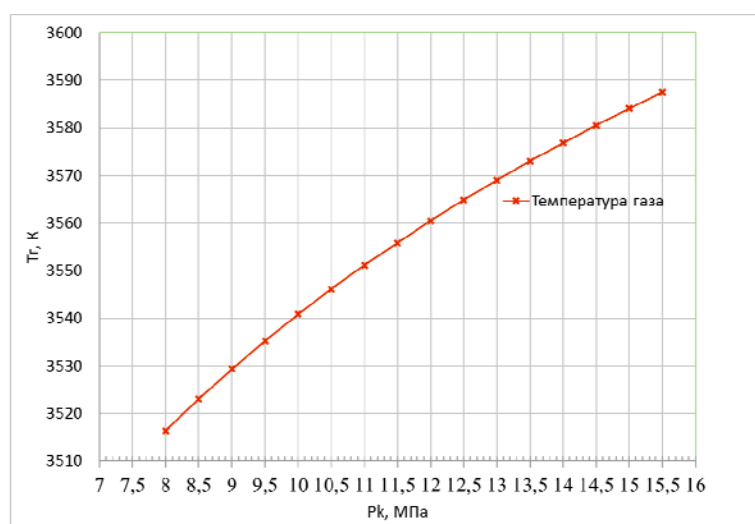


Рис. 3. Зависимость температуры продуктов сгорания от давления в КС

Fig. 3. Dependence of the temperature of combustion products on the pressure in CC

На рис. 4. представлена зависимость скорости истечения на срезе сопла от давления в КС. Согласно проведённым расчётам, скорость истечения на срезе сопла увеличивается от 4262 до 4383 м/с.

Далее будут рассмотрены геометрические параметры двигателя в зависимости от изменения давления в КС.

На рис. 5–8 представлены изменения диаметра камеры, критики и среза сопла, а также длины газодинамического профиля (ГДП) двигателя в зависимости от давления в КС.

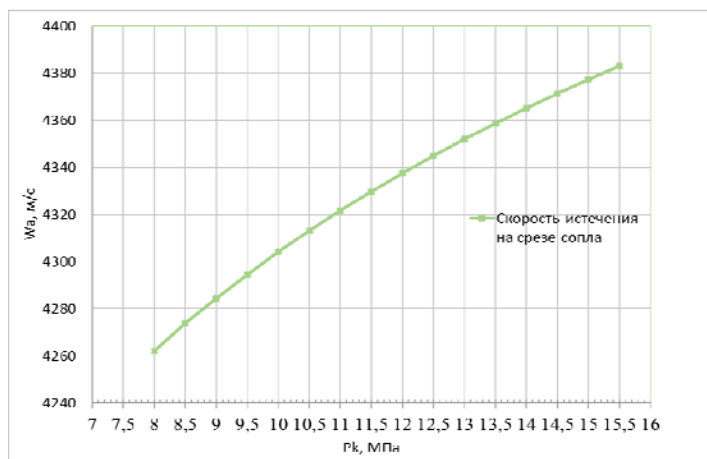


Рис. 4. Зависимость скорости истечения на срезе сопла от давления в КС

Fig. 4. Dependence of the flow rate at the nozzle section on the pressure in CC

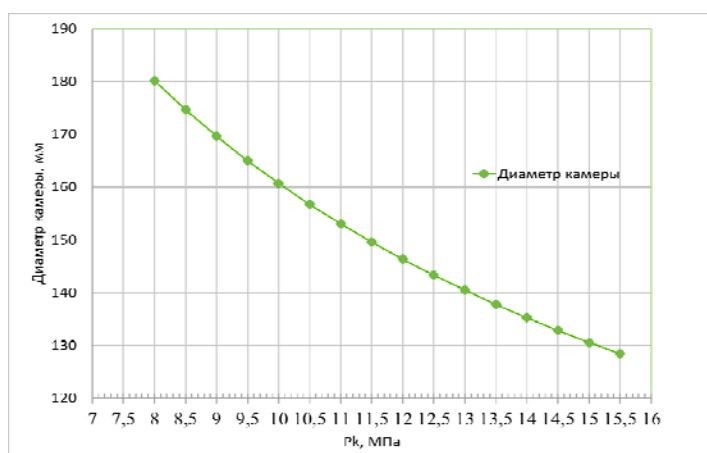


Рис. 5. Зависимость диаметра камеры сгорания от давления в КС

Fig. 5. Dependence of the diameter of the combustion chamber on the pressure in CC

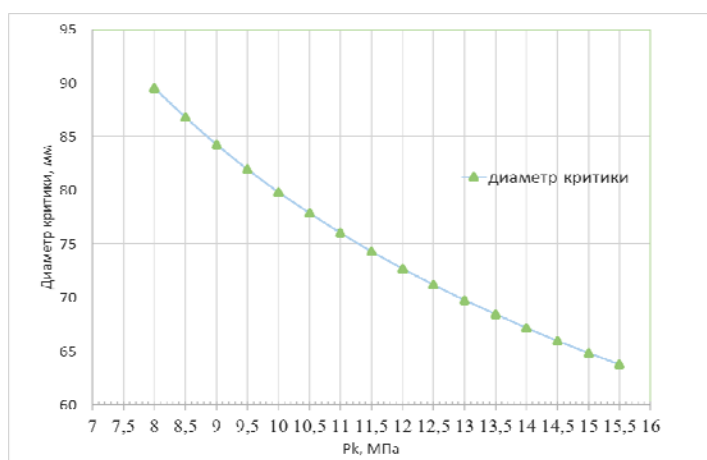


Рис. 6. Зависимость диаметра критики от давления в КС

Fig. 6. Dependence of the diameter of the critique on the pressure in the CC

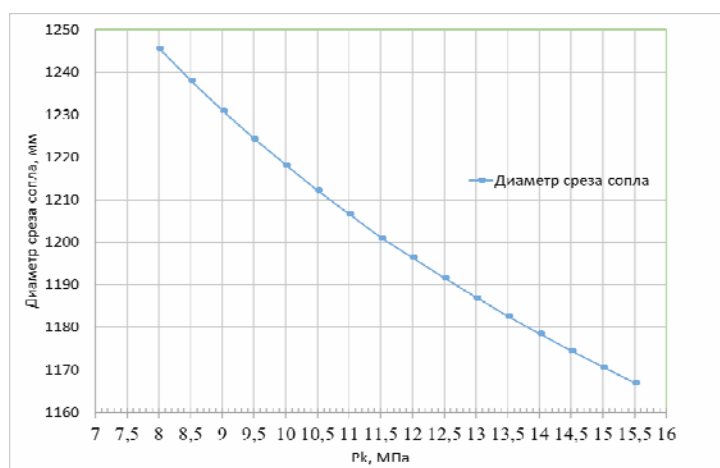


Рис. 7. Зависимость диаметра среза сопла от давления в КС

Fig. 7. Dependence of the nozzle cut-off diameter on the pressure in CC

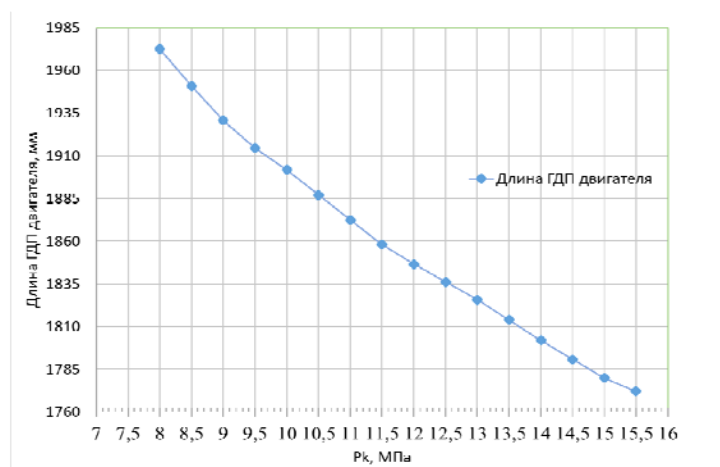


Рис. 8. Зависимость длины ГДП двигателя от давления в КС

Fig. 8. The dependence of the length of the GDP engine on the pressure in the CC

Согласно приведённым зависимостям, можно наблюдать тенденцию изменения геометрии ГДП двигателя. Диаметр камеры уменьшается с 180 до 128,3 мм. Диаметр критики уменьшается с 89,5 до 63,7 мм. Диаметр среза сопла уменьшается с 1244,6 до 1166,9 мм. Длина ГДП двигателя уменьшается с 1972,5 до 1772 мм.

В соответствии с приведёнными зависимостями, можно сделать вывод, что габаритные размеры двигателя с увеличением давления в КС уменьшаются, следовательно, масса двигателя тоже уменьшается.

Расчёт охлаждения двигателя с давлением в КС 8 МПа с внутренним камерным оребрением

Согласно расчёту энергетической увязки двигателя, были получены параметры на входе в ТО. Эти значения были зафиксированы и назначены в виде граничных условий.

Для повышения давление в КС необходимо увеличить подогрев хладагента в ТО при умеренном тепловом состоянии (ТС) конструкции корпуса камеры и сопла. Увеличение подогрева хладагента возможно за счёт размещения дополнительных рёбер внутри КС. Внутренние рёбра выполняют роль интенсификаторов теплообмена и увеличивают площадь боковой поверхности со стороны газа, которая влияет на подогрев.

Основной задачей расчёта охлаждения в безгенераторной схеме двигателя является анализ предельного возможного подогрева горючего при умеренном ТС конструкции корпуса ЖРД.

В двигателе используется два метода теплозащиты корпуса – проточное охлаждение горючим с регенерацией (возвращением) тепла обратно в корпус двигателя и радиационное охлаждение с применением соплового насадка, изготовленного из углерод-углеродного композиционного материала.

Полный ГДП ЖРД с сопловым насадком представлен на рис. 9.

Далее в расчётах охлаждения сопловой углеродный насадок не учитывается и рассматривается только сегмент двигателя с организацией регенеративно-проточного охлаждения.

Схема охлаждения охлаждаемой части ЖРД без соплового насадка с основными параметрами на входе в ТО представлена на рис. 10.

Для дополнительного охлаждения внутренних продольных рёбер ещё холодным водородом была предложена и рассчитана прямоточная схема охлаждения, в которой хладагент подаётся в КС и выходит в районе сечения среза с координатой 1240,7 мм и диаметром 960,59 мм.

Поперечный разрез камеры сгорания с внутренним оребрением представлен на рис. 11, где 1 – внутренняя оболочка, 2 – основные рёбра ТО, 3 – канал ТО, 4 – скруглённые по радиусу углы, образующие канал ТО, 5 – дополнительные внутренние профилированные рёбра, 6 – наружная профилированная оболочка.

Высота внутреннего ребра, используемая в расчёте, 2,8 мм. Толщина ребра равняется 1,2 мм. Количество рёбер 200 штук. Шаг по основанию ребра 2,83 мм. Шаг по торцу ребра 2,91 мм.

На рис. 12 и 13 приведён подогрев и гидравлические потери охладителя, на рис. 14 и 15 – ТС внутренней стенки камеры и ТС торца внутренних рёбер.

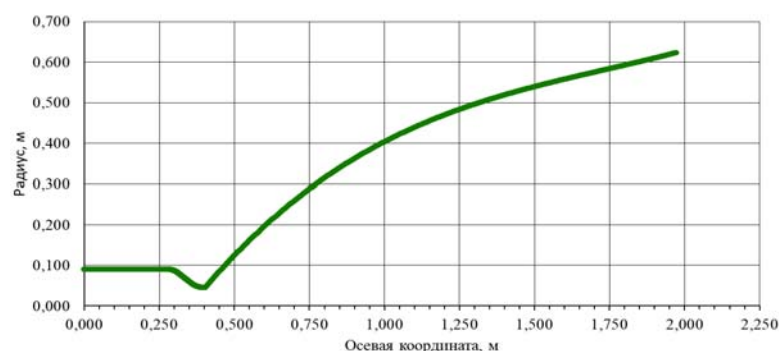


Рис. 9. Полный ГДП двигателя РД-0146

Fig. 9. Full GDP engine RD-0146

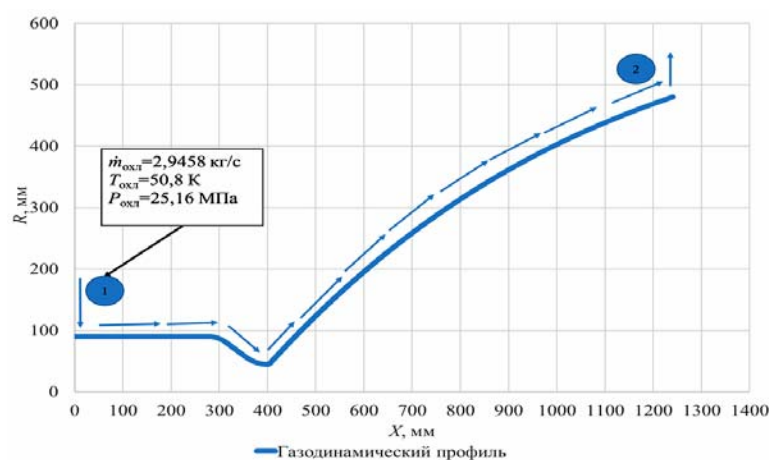


Рис. 10. Предложенная схема охлаждения двигателя РД 0146

Fig. 10. The proposed cooling scheme of the RD 0146 engine

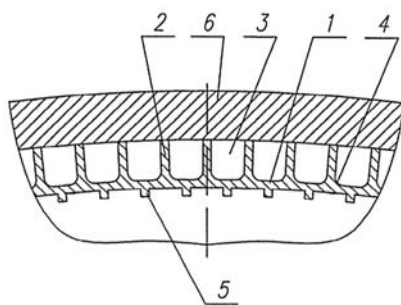


Рис. 11. ТО с продольными дополнительными газовыми рёбрами

Fig. 11. CP with longitudinal additional gas fins

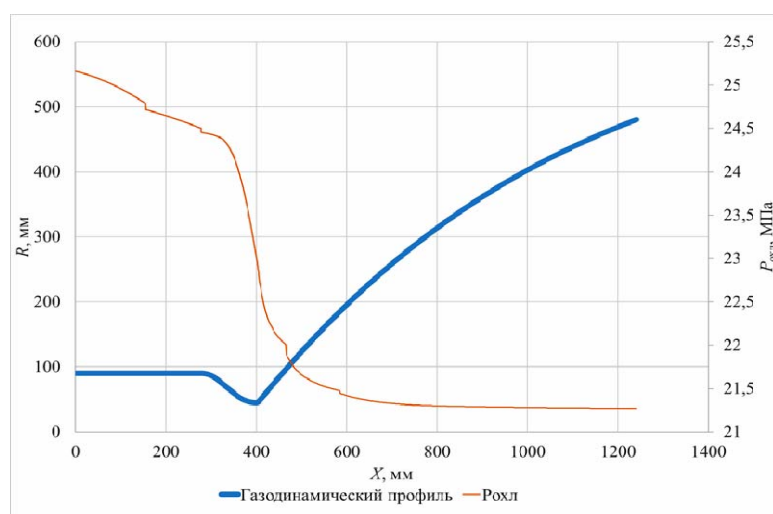


Рис. 12. Изменение давления охладителя по длине ГДП

Fig. 12. Change of the cooler pressure along the length of the GDP

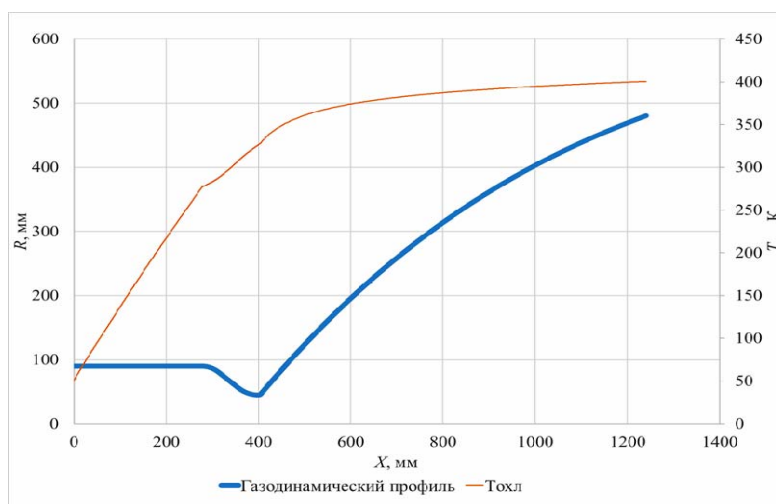


Рис. 13. Изменение температуры охладителя по длине ГДП

Fig. 13. The change in the temperature of the cooler along the length of the GDP

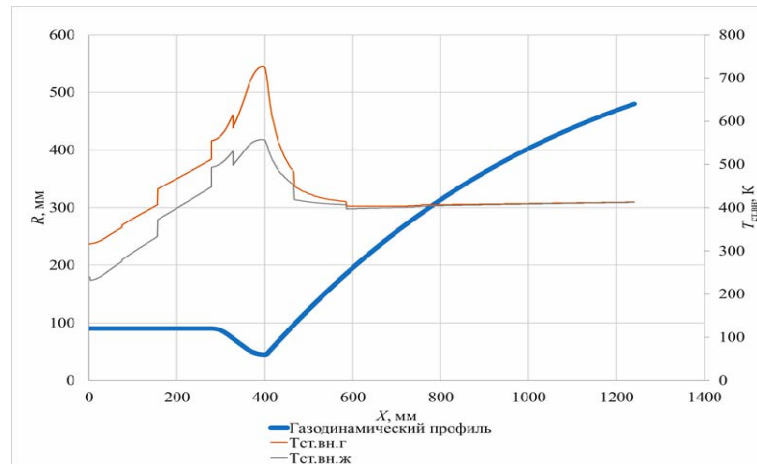


Рис. 14. ТС внутренней стенки со стороны газа и жидкости по длине ГДП

Fig. 14. TS of the inner wall from the gas and liquid side along the length of the GDP

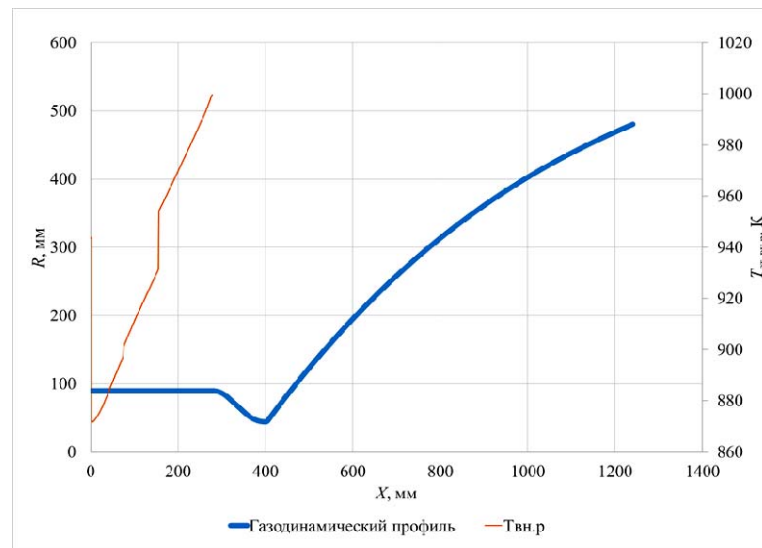


Рис. 15. ТС внутренних рёбер по длине ГДП

Fig. 15. TS of internal gas fins along the length of the GDP

В результате расчёта были получены следующие результаты:

- температура охладителя на выходе из ТО составила 400,74 К;
- давление охладителя на выходе – 21,27 МПа;
- максимальная температура стенки со стороны газа – 726,63 К;
- максимальная температура стенки со стороны жидкости – 557,18 К;
- максимальная температура внутренних рёбер – 999 К.

Согласно результатам энергетической увязки, нагрев водорода до 400 К обеспечивает давление в КС до 10,5 МПа, при этом УИТ, согласно расчётам в математической модели и рис. 2, возрастает на 5 с.

Далее будет пересчитан ГДП профиль для давления в КС 10,5 МПа и выполнен поверочный расчёт охлаждения с определением теплогидравлических параметров СО двигателя.

Расчёт охлаждения двигателя с давлением в КС 10,5 МПа и внутренним камерным оребрением

Графики подогрева и гидравлического сопротивления не приводятся, приводятся только численные суммарные значения на выходе из ТО.

На рис. 16 и 17 приведено ТС внутренней стенки камеры и торца внутренних рёбер [20].

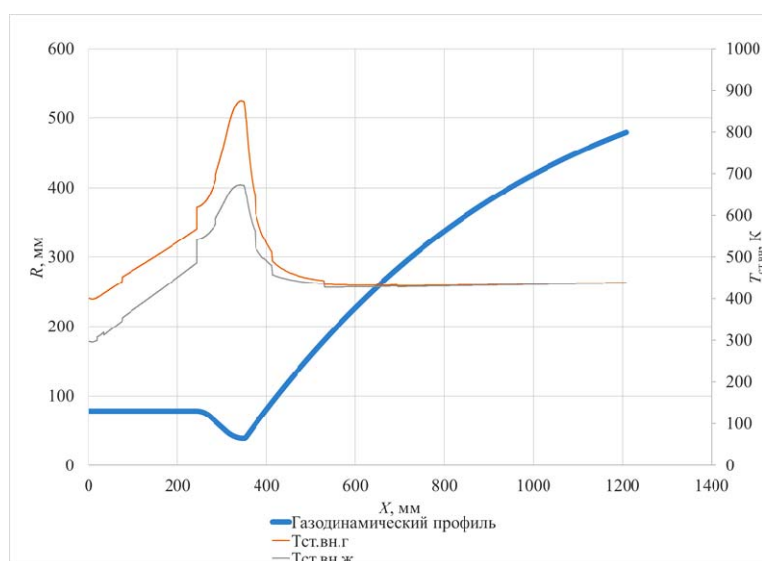


Рис. 16. ТС внутренней стенки со стороны газа и жидкости по длине ГДП

Fig. 16. TS of the inner wall from the gas and liquid side along the length of the GDP

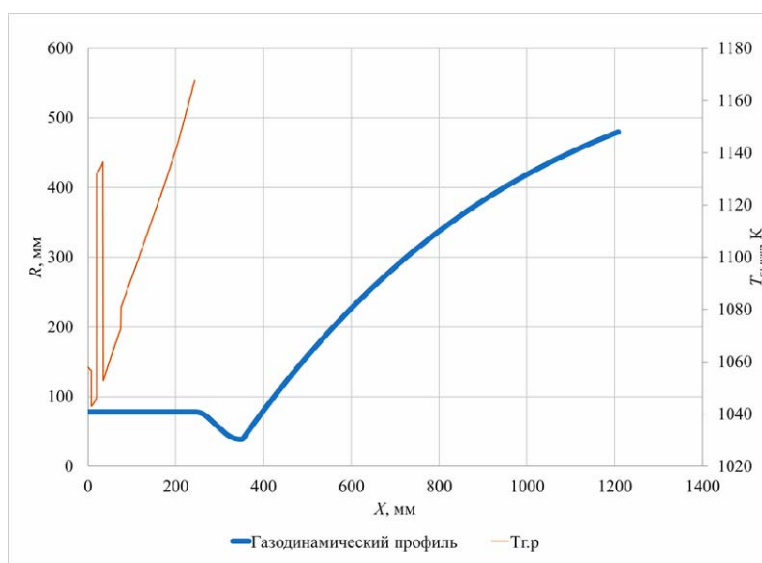


Рис. 17. ТС внутренних рёбер по длине ГДП

Fig. 17. TS of internal gas fins along the length of the GDP

В результате расчёта были получены следующие результаты:

- температура охладителя на выходе из ТО составила 426,46 К;
- давление охладителя на выходе – 21,91 МПа;
- максимальная температура стенки со стороны газа – 875,39 К;
- максимальная температура стенки со стороны жидкости – 673,42 К;
- максимальная температура внутренних рёбер – 1167 К.

Заключение

Разработана математическая модель расчета камеры безгазогенераторного ЖРД, позволяющая определить оптимальную схему охлаждения двигателя в зависимости от технических требований.

При давлении в КС 8 и 10,5 МПа предлагается схема охлаждения двигателя с прямым током.

Согласно результатам расчетов, возможно увеличить давление в КС с 8 до 10,5 МПа за счёт размещения внутри камеры продольных рёбер высотой 2,8 мм и толщиной 1,2 мм. За счёт увеличения поверхности теплообмена водород возможно нагреть до 424 К, что на 124 К больше, чем в двигателе-прототипе РД 0146, при этом удельный импульс увеличивается на 468 с, что на 5 с выше, чем у двигателя-прототипа.

При увеличении давления в камере сгорания на величину 10,5 МПа уменьшаются габаритные размеры двигателя и длина самого двигателя.

Дальнейшее повышение удельного импульса двигателя возможно с помощью изменения выходного давления на срезе сопла (увеличение степени расширения сопла), при этом увеличивается длина двигателя и диаметр среза сопла, например, как в ЖРД РД-0146Д или ЖРД АЕСЕ (Advanced Expander Cycle Engine)), это даст прибавку до 5 с по удельному импульсу тяги (увеличение габаритов и массы двигателя). Также возможен вариант повышения удельного импульса с помощью изменения КИО в камере сгорания.

Библиографические ссылки

1. Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И. Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. 2013. Т. 20, № 5. С. 77–85.
2. Шляхов В. И. Пневмогидросистемы криогенных двигательных установок межорбитальных буксиров. М. : Изд-во МАИ, 1991. 61 с.
3. Затонский А. В. Численное моделирование и расчет течения и теплообмена в системе с межканальной транспирацией теплоносителя : дис. ... канд. техн. наук. М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 106 с.
4. Бессард Р., Делауэр Р. Ядерные двигатели для самолётов и ракет. М. : Военное издательство министерства обороны СССР, 1967. 398 с.
5. Демянко Ю. Г., Конюхов Г. В., Коротеев А. С. Ядерные ракетные двигатели. М. : Норма-Информ, 2001. 415 с.
6. Долгополов С. Ю., Ломов И. В., Шаманин И. В. Введение в ядерно-водородную энергетику. Томск : Томский политехн. ун-т, 2008. 168 с.
7. Кирдюшкин Ю. С. Потенциал водородного топлива гражданской авиации будущего // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 194. С. 110–113. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
8. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Технология получения водорода с использованием малогабаритных транспортабельных установок на основе высокотемпературных газогенераторов синтез-газа // Вопросы материаловедения. 2017. № 2. С. 92–109.
9. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Основы проектирования трехкомпонентных газогенераторов синтез-газа // Нефтегазохимия. 2017. № 4. С. 9–16.
10. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Опытные установки на основе высокотемпературных реакторов для решения задач газохимии, нефтехимии и экологии // Проблемы геологии, разработки и эксплуатации месторождений и транспорта трудно извлекаемых запасов углеводородов. 2018. С. 229–234.
11. Поляков Т. В. Состояние и перспективы водородной энергетики в России и мире [Электронный ресурс]. URL: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (дата обращения: 10.4.2022).
12. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно – водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методов оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. Т. 24, № 3. С. 23–33.
13. Yoshihiro Naruo., Nobuhiro Tanatsugu., Koichi Suzuki. Development study of LOX/LH2 High Pressure Expander Cycle Engine // JSTS. Vol. 4, No. 1. P. 11–20.

14. Pascal Pempie., Luca Boccaletto. LOX/CH₄ EXPANDER UPPER STAGE ENGINE. 55 th International Astronautical Congress. October 2004, Vancouver, British Columbia.
15. Бреговдзе Д. Т., Габидулин О. В. Применение топлива кислород + метан в жидкостных ракетных двигателях. Политехнический молодежный журнал. 2017. № 12. С. 1–13. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
16. Чудина Ю. С. Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан : дис. ... канд. техн. наук. М. : МАИ, 2014. 167 с.
17. Беляков В. А., Василевский Д. О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 58. С. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06.
18. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения. М. : МГТУ им. Баумана, 2014. 398 с.
19. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 461 с.
20. Васильев Е. Н. Расчёт характеристик теплообмена оребренной стенки // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 2. С. 226–232

References

1. Nesterov V. E., Rudakov V. B., Makarov V. I. [Analysis of the main tasks of experimental testing of a reusable rocket and space system]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 5, P. 77–85 (In Russ.).
2. Shlyahov V. I. *Pnevmogidrosistemy kriogennykh dvigatelnykh ustanovok mezhorbital'nykh buksirov* [Pneumohydrosystems of cryogenic propulsion systems of interorbital tugs]. Moscow, MAI Publ., 1991, 61 p.
3. Zatonskij A. V. *Chislennoe modelirovanie i raschet techeniya i teploobmena v sisteme s mezhkanalnoy transpiraciey teplonositelya. Kand. Dis.* [Numerical modeling and calculation of flow and heat transfer in a system with interchannel transpiration of a coolant. Cand. Diss.]. Moscow, MGTU Publ., 1996, 106 p.
4. Bessard R., Delauer R. *Yadernye dvigateli dlya samoletov i raket* [Nuclear engines for aircraft and rocket]. Moscow, Military Publishing House Ministry of Defense of the USSR Publ., 1967, 398 p.
5. Demyanko Yu. G., Konyuhov G. V., Koroteev A. S. *Yadernye raketnye dvigateli* [Nuclear rocket engines]. Moscow, Norma-inform Publ., 2001, 415 p.
6. Dolgopолов С. Ю., Ломов И. В., Шаманин И. В. *Vvedenie v yaderno-vodorodnuyu energetiku* [Introduction to nuclear and hydrogen energy]. Tomsk, TPU Publ., 2008, 168 p.
7. Kirdeyushkin Yu. S. [The potential of hydrogen fuel for civil aviation of the future]. *Scientific bulletin of MGTU GA*. 2013, Vol. 194, P. 110–113 (In Russ.). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
8. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Technology of hydrogen production using small-sized transportable installations based on high-temperature synthesis gas generators]. *Questions of materials science*. 2017, No. 2, P. 92–109 (In Russ.).
9. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Fundamentals of designing three-component synthesis gas generators]. *Oil and gas chemistry*. 2017, No. 4, P. 9–16 (In Russ.).
10. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Experimental installations based on high-temperature reactors for solving problems of gas chemistry, petrochemistry and ecology]. *Problems of geology, development and operation of deposits and transportation of hard-to-recover hydrocarbon reserves*. 2018, P. 229–234 (In Russ.).
11. Polyakov T. V. *Sostoyaniye i perspektivy vodorodnoy energetiki v Rossii i mire* [The state and prospects of hydrogen energy in Russia and the world]. Available at: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (accessed 10.4.2022).
12. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines of upper stages of methods for optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33 (In Russ.).

13. Yoshihiro Naruo., Nobuhiro Tanatsugu., Koichi Suzuki. Development study of LOX/LH2 High Pressure Expander Cycle Engine. *JSTS*. Vol. 4, No.1, P. 11–20.
14. Pascal Pempie., Luca Boccaletto. LOX/CH4 EXPANDER UPPER STAGE ENGINE. 55 th International Astronautical Congress. October 2004, Vancouver, British Columbia.
15. Bregvadze D. T., Gabidulin O. V. [Application of oxygen + methane fuel in liquid rocket engines]. *Polytechnic Youth Magazine*. 2017, No. 12, P. 1–13 (In Russ.). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
16. Chudina Yu. S. *Rabochie processy v raketnom dvigatele maloj tyagi na gazoobraznyh komponentah topliva kislorod i metan*. Kand. Dis. [Working processes in a low-thrust rocket engine on gaseous fuel components oxygen and methane. Cand. Diss.]. Moscow, MAI Publ., 2014, 167 p.
17. Belyakov V. A., Vasilevskiy D. O. [Perspective circuit solutions of liquid rocket engine by expanded cycle]. *Vestnik PNIPU. Aerospace science*. 2019, Vol. 58, P. 69–86 (In Russ.). Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06.
18. Kovalev B. K. *Razvitie raketno-kosmicheskikh sistem vyvedeniya* [Development of rocket and space launch systems]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2014, 398 p.
19. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli, Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines, Fundamentals of design]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2016, 461 p.
20. Vasil'ev E. N. [Calculation of heat transfer characteristics of the finned wall]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 2, P. 226–232 (In Russ.).

© Василевский Д. О., 2022

Василевский Дмитрий Олегович – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер-конструктор 2 категории, Опытное конструкторское бюро имени А. Люльки. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Vasilevsky Dmitry Olegovich – postgraduate student, engineer of the Department 202 «Rocket Engines»; Moscow Aviation Institute (National Research University); design engineer of the 2nd category, Experimental Design Bureau named after A. Lyulka. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.
