

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-424-436

Для цитирования: Беляков В. А. Выбор энергетических параметров кислородно-водородного безгазогенераторного жидкостного ракетного двигателя // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 424–436. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-424-436.

For citation: Belyakov V. A. [The choice of the energy parameters of an oxygen-hydrogen propellant expander cycle rocket engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 424–436. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-424-436.

Выбор энергетических параметров кислородно-водородного безгазогенераторного жидкостного ракетного двигателя

В. А. Беляков

Опытно-конструкторское бюро «Кристалл»
Российская Федерация, 111024, г. Москва, шоссе Энтузиастов, 15
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
*E-mail: titflavii@rambler.ru

В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), выполненных по безгазогенераторной схеме, привод турбины турбонасосного агрегата (ТНА) осуществляется подогретым горючим в тракте охлаждения (ТО) камеры сгорания (КС). Отсутствие газогенератора в значительной мере повышает надежность ЖРД и дает ряд преимуществ по сравнению с другими схемами двигателя.

На данный момент существующие кислородно-водородные безгазогенераторные ЖРД не отвечают современным тактико-техническим требованиям по уровню тяг и давлений в (КС) двигателя. Поэтому необходимо изучить способы повышения энергетических параметров ЖРД и выявить перспективные схемы двигателя.

В данной статье предлагаются схемные решения кислородно-водородного ЖРД, приводится анализ влияния различных факторов на энергетические параметры двигателя, а также рекомендации по проектированию безгазогенераторных ЖРД.

Разработана математическая модель расчета основных энергетических и геометрических параметров двигателя. Предложены перспективные пневмогидравлические схемы (ПГС) кислородно-водородного безгазогенераторного ЖРД в зависимости от тактико-технических требований.

Ключевые слова: безгазогенераторный ЖРД, кислород, водород, турбонасосный агрегат, камера сгорания, удельный импульс тяги двигателя, интенсификация теплообмена.

The choice of the energy parameters of an oxygen-hydrogen propellant expander cycle rocket engine

V. A. Belyakov

“Kristall” Experimental Design Bureau
13, Volokolamskoe highway, Moscow, 129301, Russian Federation
Moscow Aviation Institute (National research university)
4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation
*E-mail: titflavii@rambler.ru

In liquid-propellant rocket engines (LRE), made according to an expander cycle scheme, the turbine of the turbopump unit is driven by heated fuel in the cooling path of the combustion chamber (CC). The

absence of a gas generator greatly increases the reliability of the rocket engine and provides a number of advantages compared to other engine schemes.

At the moment, the existing oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines by expander cycle scheme do not suit modern tactical and technical requirements for the level of thrust and pressure in the CC of the engine. Therefore, it is necessary to study ways to increase the energy parameters of a liquid-propellant rocket engine and identify promising engine schemes.

This article proposes schematic solutions for an oxygen-hydrogen gasless LRE, analyzes the influence of various factors on the specific parameters of the engine, as well as recommendations for designing expander cycle LRE.

A mathematical model for calculating the main energy and geometric parameters of the engine has been developed. Prospective pneumohydraulic schemes of an oxygen-hydrogen liquid-propellant expander cycle rocket engine are proposed, depending on the tactical and technical requirements.

Keywords: liquid-propellant rocket engine by expander cycle scheme, oxygen, hydrogen, turbopump unit, combustion chamber, specific thrust impulse of the engine, heat exchange intensification.

Введение

В настоящее время актуальной задачей является повышение энергетических параметров жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в составе межорбитального транспортного аппарата (МТА), служащего для доставки полезного груза на геосинхронную орбиту с возможностью возвращения на низкую околоземную орбиту, а также для выведения космических кораблей на межпланетные орбиты.

Наибольший интерес представляют кислородно-водородные ЖРД, выполненные по безгазогенераторной схеме. В двигателях такой схемы используется только регенеративное проточное охлаждение горючим КС. После охлаждения корпуса КС компонент подается на привод турбин ТНА окислителя (ТНАО) и горючего (ТНАГ). За счет такой схемы подачи водорода, а также его эффективной работоспособности, возможно реализовать высокие значения адиабатной работы турбины, а, следовательно, и ее мощности.

Для обеспечения требуемого давления в КС в двигателях такой схемы применяют высоконапорные и высокооборотные (50000–130000 об/мин) насосы ТНАГ. Поэтому повышение энергетических параметров двигателя, таких как удельный импульс тяги (УИТ), давление в КС, зависит [1–5]:

- от схемы двигателя;
- теплового состояния КС и подогрева компонента топлива в ТО;
- энергетических параметров ТНА.

Для решения задач по выведению космического аппарата (КА) на различные орбиты Земли и других планет солнечной системы необходимо:

- разработать агрегаты МТА с минимальной сухой массой;
- предусмотреть возможность многократного использования МТА;
- осуществление плавного вывода на геосинхронную орбиту крупногабаритных космических объектов.

Достижение этих требований возможно за счет использования безгазогенераторной жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ), которая имеет ряд преимуществ по сравнению с другими существующими схемами питания двигателя [6; 7], а именно:

- повышенная надежность, упрощенная конструкция и минимальная сухая масса агрегатов и систем МТА;
- высокая экономичность, обусловленная использованием предкамерных турбин для привода насосов ТНА;
- отсутствие потерь УИТ на завесное охлаждение за счет использования только регенеративного проточного охлаждения.

Анализируя существующие проекты безгазогенераторных ЖРД, разрабатываемые в США, ЕС, России и Японии (RL-10 и его модификации, RL-50, RL-60, Vinci, РД-0146 и его модифи-

кации, Нирех, АЕСЕ, МВ-35, МВ-60, LE-5 и его модификации), можно сделать вывод о эффективности применения безгазогенераторной схемы ЖРД в составе МТА. На рис. 1 и 2 представлена зависимость тяги двигателя от давления в КС кислородно-водородных ЖРД для верхних и нижних ступеней ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ). На рис. 3 приведена зависимость УИТ двигателя от давления в КС кислородно-водородных ЖРД для РБ.

Как видно, безгазогенераторная схема применяется для верхних ступеней РН и РБ. Это объясняется:

- возможностью обеспечения до 15 тс тяги двигателя;
- высоким УИТ двигателя;
- применением ЖРД давлением в КС до 15 МПа.

Существующие ЖРД безгазогенераторной схемы обладают УИТ двигателя $I_{уд} = 465...475$ с.

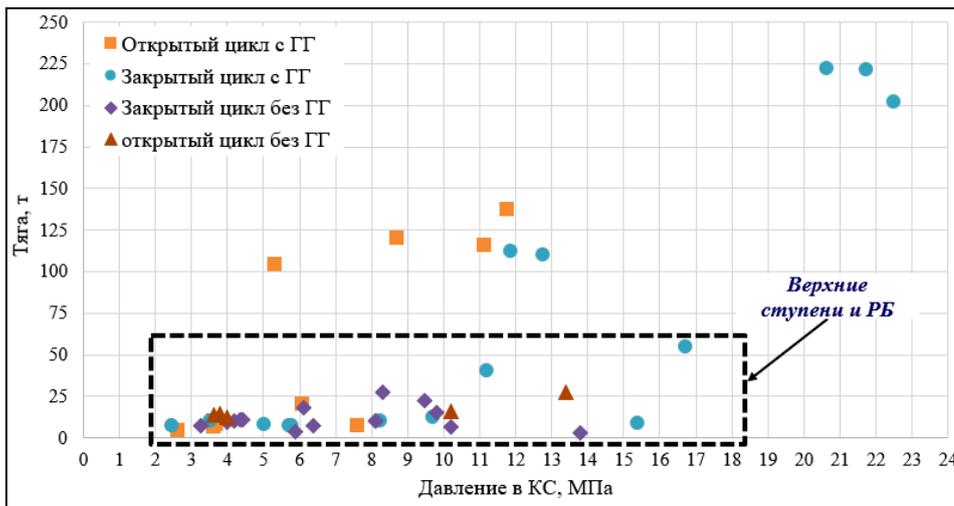


Рис. 1. Зависимость тяги двигателя от давления в КС кислородно-водородных ЖРД для нижних и верхних ступеней РН и РБ

Fig. 1. Dependence of engine thrust on the pressure in the CC of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines for the lower and upper stages of launch vehicles and upper stages

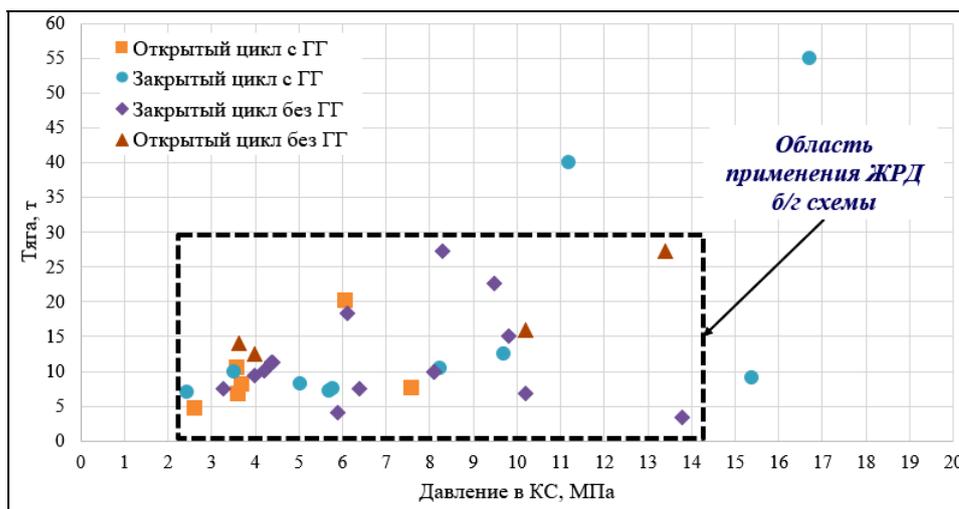


Рис. 2. Зависимость тяги двигателя от давления в КС кислородно-водородных ЖРД для РБ

Fig. 2. Dependence of engine thrust on the pressure in the CC of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines for the lower and upper stages of upper stages

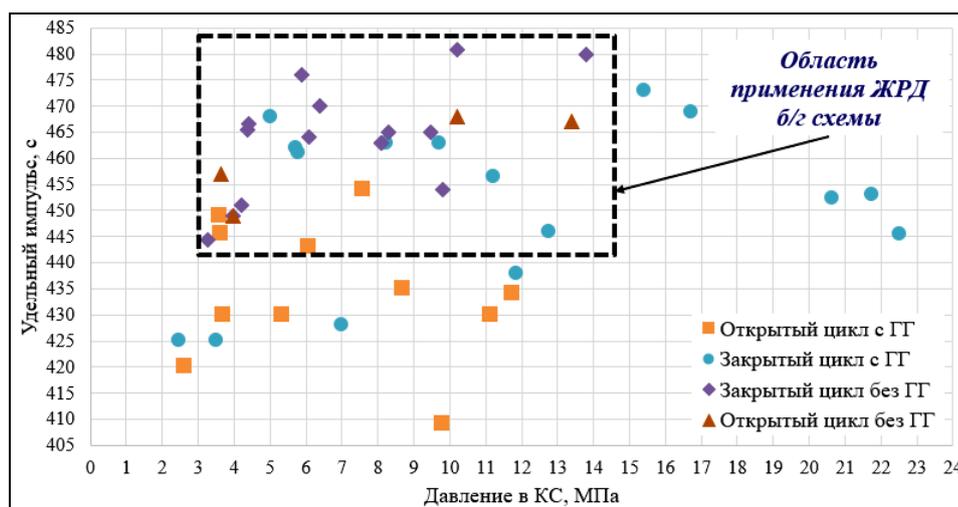


Рис. 3. Зависимость УИТ двигателя от давления в КС кислородно-водородных ЖРД для РБ

Fig. 3. Dependence of the specific thrust impulse of the engine on the pressure in the CC of oxygen-hydrogen LRE for upper stages

Такие значения УИТ достигаются:

- за счет использования высокоэнтальпийного топлива (жидкий кислород + жидкий водород);
- применением более длинных сопел с большой степенью расширения ε_a (применение неохлаждаемых сопловых насадков);
- увеличением давления в КС за счет интенсификации теплообмена в ТО.

Увеличение количества теплоты, передаваемой горючему в ТО, позволяет повысить энергетические параметры двигателя. Существуют способы эффективного нагрева компонента, имеющие достоинства и недостатки. При этом основной задачей является получение максимального подогрева компонента топлива при минимальных гидравлических потерях.

Методы увеличения подогрева горючего в безгазогенераторном ЖРД

Высокие энергетические параметры ЖРД достигаются не только путем интенсификации теплообмена в ТО, но и за счет подвода дополнительного тепла к горючему с помощью:

- применения теплообменного аппарата, установленного перед входом хладагента в ТО (например, как это реализовано в двигателе АЕСЕ);
- установки в КС трубки Фильда, в которой хладагент после ТО дополнительно прогревается и после подается на привод турбины ТНАО (например, как в двигателе НРЕРХ);
- использования восстановительного ГГ (не участвующего в схеме питания двигателя), служащего для дополнительного подогрева горючего в теплообменном аппарате, установленном внутри ГГ.

Требуемый подогрев горючего достигается также за счет оптимизации конструкции ТО:

- варьирование геометрических параметров ребер и стенок;
- изменение густоты ребер;
- удлинение цилиндрической части КС [3; 4];
- применение винтовых каналов;
- нанесение дополнительных ребер со стороны огневой стенки КС в целях увеличения площади теплообмена [7–10].

Необходимо отметить, что такие решения по интенсификации теплообмена в ТО могут и негативно повлиять на энергетические параметры двигателя. Это объясняется ростом гидравлических потерь в ТО не только из-за конструктивных изменений в системе охлаждения двигателя (потери на трение и преодоление сил местных сопротивлений), но и из-за уменьшения плотности горючего за счет его нагрева в ТО. [11–13].

Гидравлические потери давления горючего в ТО могут компенсироваться необходимым напором высокооборотного насоса ТНАГ [14–18]. Поэтому высокие энергетические параметры безгазогенераторного ЖРД обеспечиваются за счет максимального подогрева (ограничивающегося по температуре плавления материала в ТО) компонента в ТО, требуемого напора насоса ТНАГ (ограничивающегося допустимыми оборотами ротора из-за работоспособности подшипников) или минимальных гидравлических потерь в ТО [4; 6].

Необходимо также учесть, что с ростом давления в КС при фиксированной тяге двигателя:

- увеличивается тепловой поток в огневую стенку КС [10; 19];
- уменьшаются габариты двигателя (диаметр камеры, критического и выходного сечений) и суммарный расход топлива в КС [2; 3; 6].

При этом влияние на подогрев горючего в ТО оказывает в большей степени изменение суммарной площади теплообмена и теплового потока в КС.

Энергетические параметры двигателя также зависят от свойств топлива, приходящего в КС [1; 8; 20]. Учет изменения энтальпии топлива по условиям подачи его в смешительную головку влияет на температуру продуктов сгорания и теплофизические свойства смеси в КС. Для кислородно-водородного безгазогенераторного ЖРД пересчет энтальпии топлива необходим исходя из следующих особенностей:

- поступление газообразного водорода после привода турбин ТНАО и ТНАГ в смешительную головку КС;
- сжимаемость водорода;
- изменение свойств водорода и кислорода по температуре и давлению (изменении энергии в насосах и турбинах ТНА и БТНА, в магистралях, агрегатах управления и т. д.).

Пневмогидравлическая схема безгазогенераторного кислородно-водородного ЖРД

На рис. 4 приведена ПГС рассматриваемого ЖРД. Отличительной особенностью данной схемы двигателя от других безгазогенераторных схем является наличие отдельных ТНА окислителя (ТНАО) и горючего (ТНАГ) с контуром отбора турбогаза со входа в ТНАО на вход в смешительную головку КС. Этот контур предназначен для регулирования тяги двигателя.

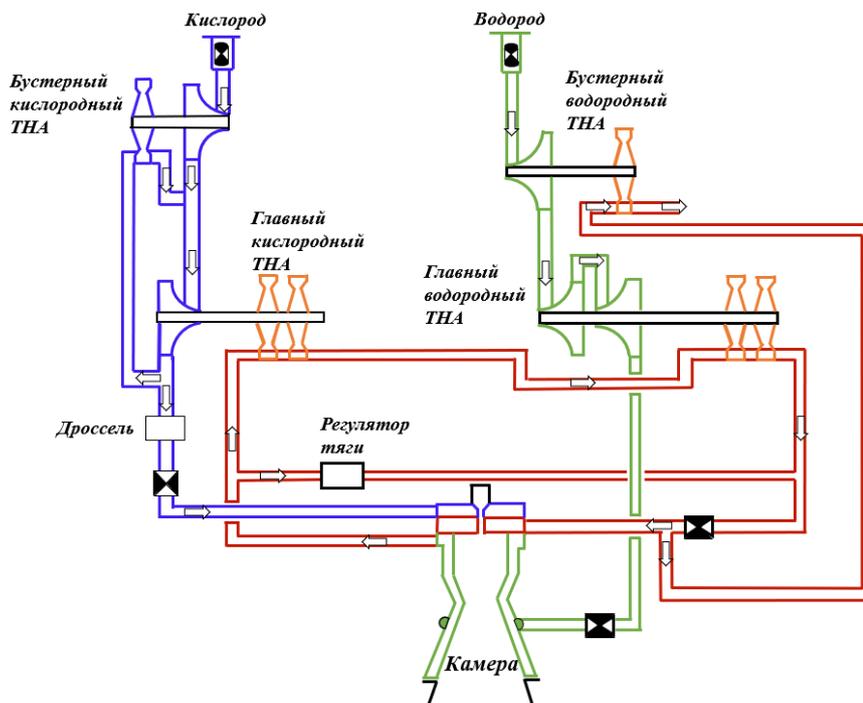


Рис. 4. Пневмогидравлическая схема безгазогенераторного ЖРД

Fig. 4. Pneumohydraulic scheme of the expander cycle liquid-propellant rocket engine

Бескавитационная работа основных насосов ТНАГ и ТНАО обеспечивается бустерными турбонасосными агрегатами (БТНА), установленными на линии «О» и «Г». Привод бустерного турбонасосного агрегата окислителя (БТНАО) осуществляется частью расхода кислорода, отбираемого от выхода основного насоса ТНАО.

Турбины ТНАО и ТНАГ питает подогретый в ТО газообразный водород, часть которого перед поступлением в смесительную головку КС направляется на привод турбины бустерного турбонасосного агрегата горючего (БТНАГ). После турбины БТНАГ отработанный газ сбрасывается за борт или поступает на наддув бака «Г».

Постановка задачи расчета УИТ кислородно-водородного безгазогенераторного ЖРД

В данной работе рассматриваются способы повышения УИТ двигателя за счет увеличения давления в КС (при фиксированной тяге двигателя и соотношении компонентов топлива), а, следовательно, и температуры в КС, путем интенсификации теплообмена в ТО. Это необходимо для большего нагрева водорода в целях увеличения мощности турбин ТНАО и ТНАГ.

На основании схемы на рис. 4, разработана математическая модель, описывающая рабочие процессы двигателя. При помощи математической модели получены параметры безгазогенераторного ЖРД тягой $P_{дв} = 10$ тс и соотношением компонентов топлива $k_m = 6,08$. При этом давление в КС принималось в диапазоне $p_{кс} = 6...15$ МПа. В качестве первого приближения УИТ двигателя принимался равным $I_{уд} = 463$ с.

На основании результатов расчета выявлены перспективные схемные решения, обеспечивающие высокие энергетические параметры безгазогенераторного ЖРД.

Математическая модель

На рис. 5 приведена структурно-функциональная блок-схема квазистатической модели безгазогенераторного ЖРД. В основу модели положены уравнения гидравлики, газовой динамики, тепломассообмена, теплозащиты и охлаждения корпуса камеры ЖРД, расчета агрегатов ТНА и БТНА и их характеристик.



Рис. 5. Структурно-функциональная блок-схема квазистатической модели

Fig. 5. Structural-functional block diagram of the mathematical model

Разработанная математическая модель реализована на языке программирования Python. Она включает в себя следующие основные программные модули:

– модуль расчета базовой схемы двигателя для получения исходных данных и поиска оптимальной схемы безгазогенераторного ЖРД;

- расчета параметров двигателя в диапазоне тяг и давлений в КС;
- а также вспомогательные:
 - модуль гидравлического расчета агрегатов ТНА и БТНА и получения их приведенных характеристик;
 - расчета газодинамических, теплофизических и термодинамических параметров.

Результаты расчетов безгазогенераторного кислородно-водородного ЖРД

Для достижения энергетического баланса рассматриваемой схемы ЖРД в диапазоне давления в КС необходимо найти требуемый массовый расход рабочего тела на турбине ТНАГ с учетом расчета теплового состояния КС. На рис. 6 приведена зависимость массового секундного расхода рабочего тела на турбине ТНАГ от температуры водорода после ТО в диапазоне давления в КС и оборотах ротора ТНАГ $n_{\text{тнаг}} = 125000$ об/мин.

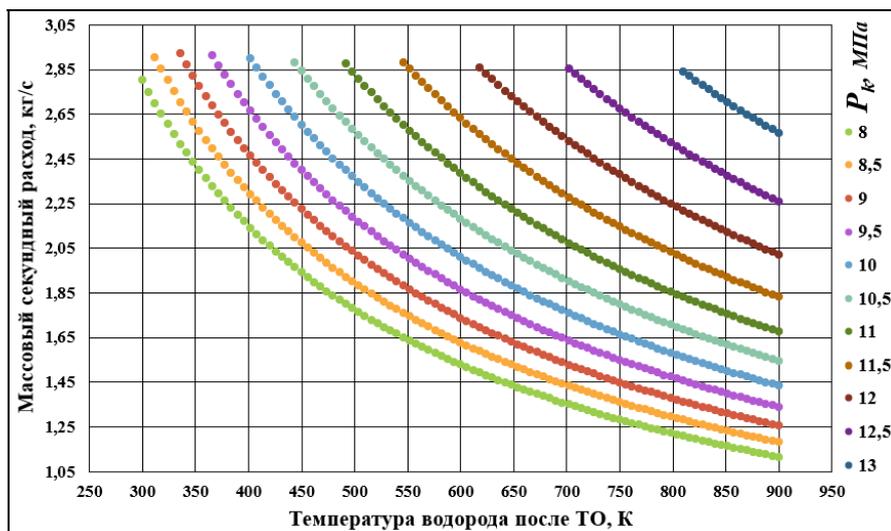


Рис. 6. Зависимость массового секундного расхода на турбине ТНАГ от температуры водорода после ТО при различном давлении в КС

Fig. 6. Dependence of the mass flow rate on the TPAF turbine on the temperature of hydrogen after the cooling jacket at different pressures in the combustion chamber

Из зависимости на рис. 6 видно, что для каждого значения подогрева водорода в ТО, при определенном давлении в КС, существует такой массовый секундный расход, при котором схема двигателя энергетически увязана. При этом необходимо иметь в виду, что при варьировании давления в КС изменяются следующие параметры двигателя и его агрегатов [3; 6; 8; 15]:

- геометрические и энергетические параметры КС;
- гидравлические потери по линиям окислителя и горючего (потери в магистралях, агрегатах управления, в ТО и т. д.);
- потребный расход рабочего тела для привода турбин БТНА;
- полный КПД агрегатов ТНА и БТНА;
- обороты ротора ТНА.

Для достижения высокого УИТ двигателя путем интенсификации теплообмена в ТО, необходимо также учитывать теплонапряженность КС. Она ограничивается температурой плавления применяемого материала для огневой стенки камеры [11; 12; 21].

Перенесем полученные точки на рис. 6, соответствующие минимальной температуры подогрева водорода, на рис. 7. Как указывалось ранее, давление в КС зависит также от напора насоса ТНАГ. Поэтому на рис. 7 представлены результаты расчетов при различном числе оборотов ротора ТНАГ.

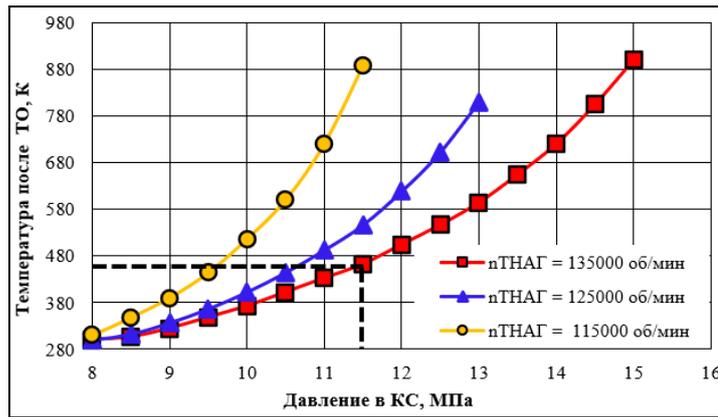


Рис. 7. Зависимость температуры водорода после РО от давления в КС при различном числе оборотов ротора ТНАГ

Fig. 7. Dependence of the hydrogen temperature after the cooling jacket on the pressure in the combustor at different speeds of the TPAF rotor

На рис. 7 пунктирной линией обозначена граница по максимально возможному подогреву водороду в ТО в зависимости от давления в КС и числа оборотов ротора ТНАГ. Необходимо отметить, что при увеличении давления в КС (от 8 МПа и более) ограничение по подогреву водорода в ТО незначительно смещается (на 10–15 К) и для обобщения полученных данных кривые по температуре на рис. 7 объединены одной линией.

Схемные решения

На основании полученных зависимостей, приведенных на рис. 6 и 7, выявлены рекомендации по схемным решениям рассматриваемого безгазогенераторного ЖРД при фиксированной тяге двигателя $P_{дв} = 10$ тс и соотношении компонентов топлива $k_m = 6,08$.

Для давления в КС $p_k \leq 8$ МПа и оборотов ротора ТНАГ $n_{\text{ТНАГ}} \leq 115000$ об/мин штатная схема двигателя, приведенная на рис. 4, удовлетворяет требованиям по обеспечению необходимого УИТ $I_{уд} =$ до 463 с.

Увеличение оборотов ротора ТНАГ до $n_{\text{ТНАГ}} = 125000$ позволяет использовать более выгодную схему (рис. 8) с дополнительным перепуском водорода за турбину ТНАГ. Данная схема обеспечивает УИТ двигателя $I_{уд} =$ до 467с при давлении в КС $p_k \leq 8,5$ МПа. Наличие дополнительного перепуска турбогаза со входа в ТНАГ на вход в смесительную головку КС объясняется избыточной мощностью турбины. Поэтому схема, представленная на рис. 8, согласно зависимостям на рис. 7, более выгодна, если:

- температура водорода после ТО менее $T_{\text{вых.то}} < 350$ К при оборотах ротора ТНАГ $n_{\text{ТНАГ}} \leq 115000$ об/мин;
- температура водорода после ТО менее $T_{\text{вых.то}} < 315$ К при оборотах ротора ТНАГ 115000 об/мин $< n_{\text{ТНАГ}} \leq 125000$ об/мин.

Достижение более высокого давления в КС $p_k > 8,5$ МПа реализуется схемой, приведенной на рис. 9. В зависимости от числа оборотов ротора ТНАГ, давления в КС и температуры рабочего тела турбины, водород после ТНАО отбирается со входа в ТНАГ на вход в смесительную головку КС либо отбирается после ТО на вход в ТНАГ.

При оборотах ротора $n_{\text{ТНАГ}} > 125000$ об/мин и давлении в КС $8,5$ МПа $< p_k \leq 10,5$ МПа мощность турбины ТНАГ может оказаться избыточной в связи с лишним подогревом водорода в ТО $T_{\text{вых.то}} = 300 \dots 400$ К. Но при дальнейшем увеличении давления в КС $p_k > 10,5$ МПа достижение энергетического баланса агрегатов ТНАГ осуществляется путем добавления небольшого количества водорода через перепускную магистраль, установленную между выходом из ТО и турбины ТНАО, как указано на рис. 9.

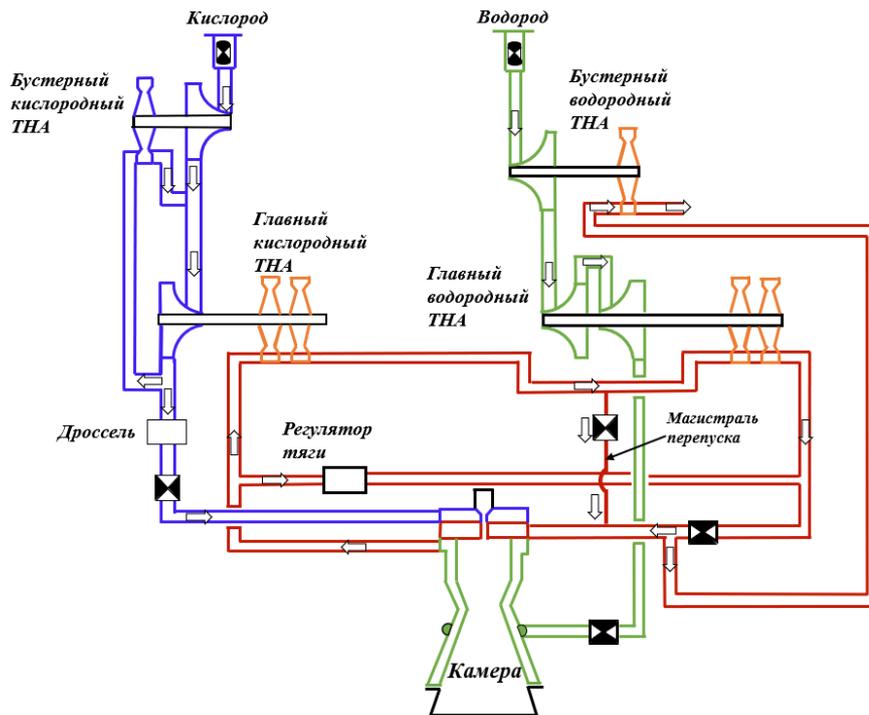


Рис. 8. Схема безгазогенераторного ЖРД с дополнительным отбором турбогаза со входа в ТПАГ на вход в смешивательную головку КС

Fig. 8. Scheme of an expander cycle liquid-propellant rocket engine with additional turbogas extraction from the TPAF inlet to the CC mixing head inlet

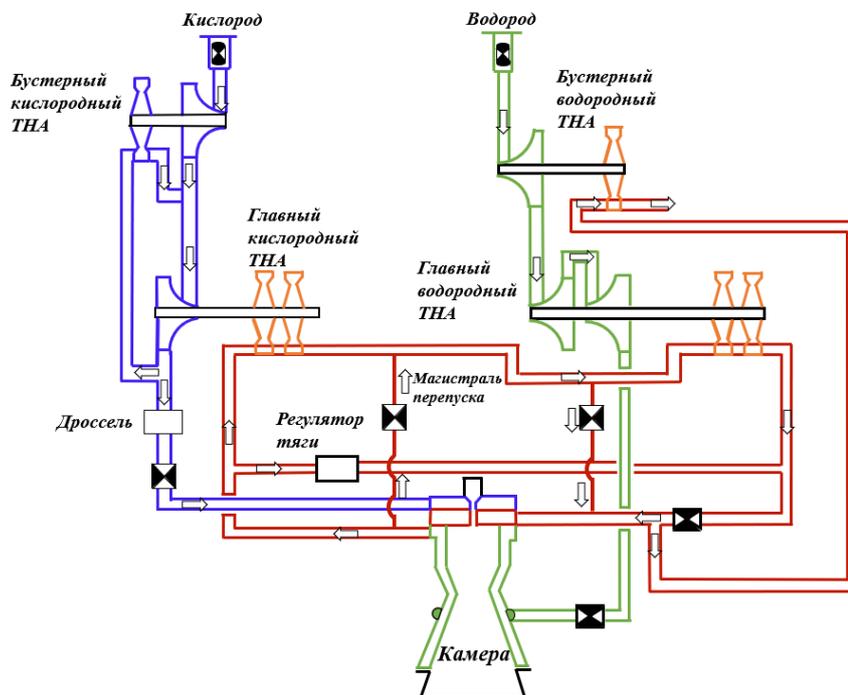


Рис. 9. Схема безгазогенераторного ЖРД с дополнительным отбором турбогаза с выхода из тракта охлаждения (или со входа в ТПАГ) на вход в ТПАГ (или на вход в смешивательную головку КС)

Fig. 9. Scheme of an expander cycle liquid-propellant rocket engine with additional turbogas extraction from the exit from the cooling path (or into the TPAF) to the inlet to the TPAF (or to the inlet to the mixing head of the compressor station)

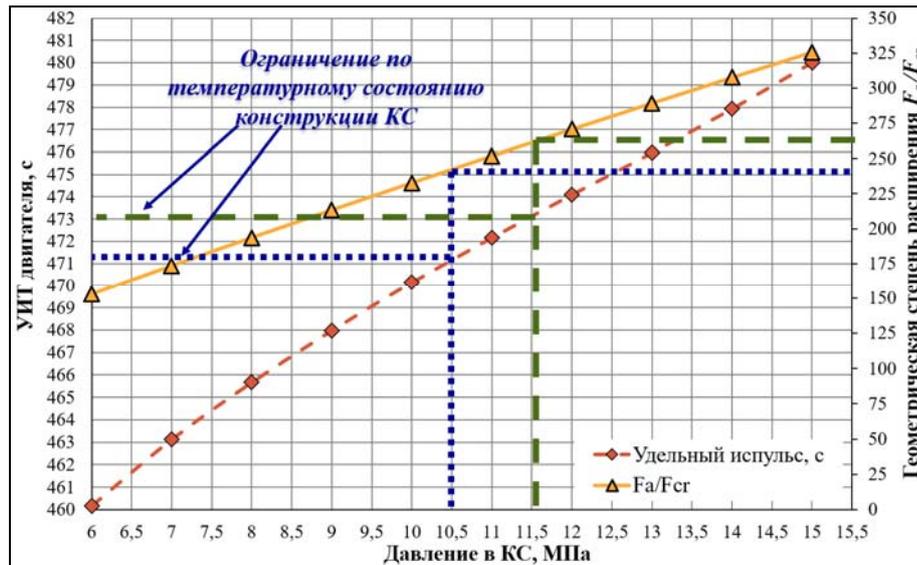


Рис. 10. Зависимость УИТ и геометрической степени расширения сопла безгазогенераторного ЖРД от давления в КС

Fig. 10. Dependence of the specific thrust impulse of the engine and the geometric degree of expansion of the nozzle of an expander cycle liquid-propellant rocket engine on the pressure in the combustion chamber

В результате оптимизации параметров двигателя выявлено, что максимальный УИТ (рис. 10) составляет $I_{уд} = 473$ с при следующих параметрах:

- давление в КС $p_k = 11,5$ МПа;
- число оборотов ротора ТНАГ $n_{\text{ТНАГ}} = 135000$ об/мин;
- геометрическая степени расширения сопла $\varepsilon_a = 260$.

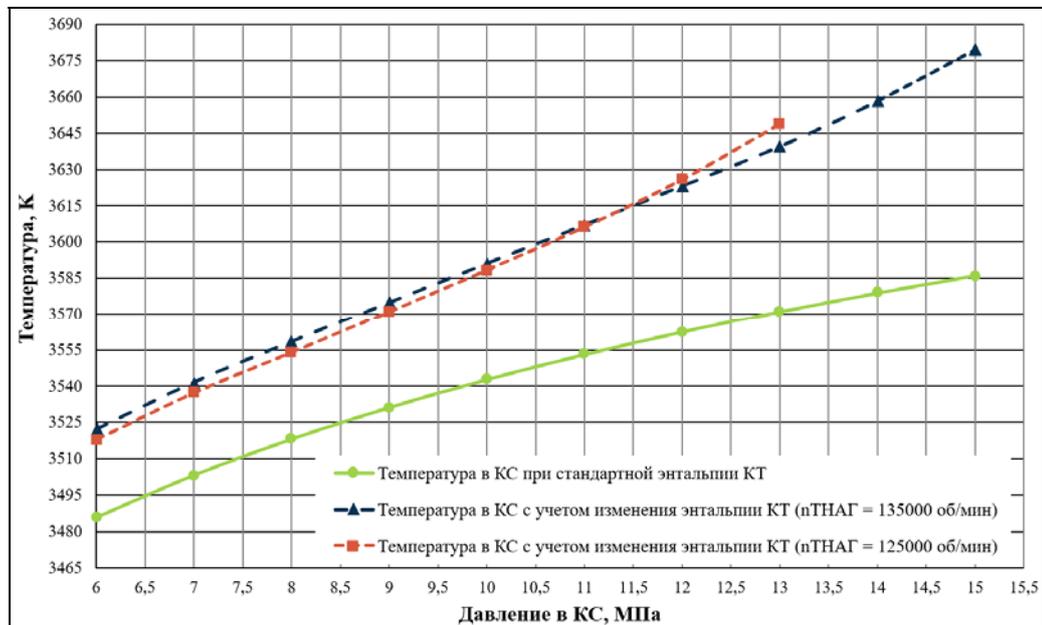


Рис. 11. Зависимость температуры продуктов сгорания в КС от давления в КС с учетом изменения энтальпии компонентов топлива

Fig. 11. Dependence of the temperature of combustion products in the combustion chamber on the pressure in the combustion chamber, taking into account the change in the enthalpy of the fuel components

При этом температура в КС, согласно зависимостям на рис. 11, составила $T_{\text{КС}} = 3615$ К, а температура подогрева водорода в ТО $T_{\text{вых.то}} = 460$ К (см. рис. 7). Ограничение по температуре подогрева водорода в ТО объясняется высокой температурой ребер, установленных на огневой стенке камеры $T_p = 950 \dots 1050$ К [9; 7; 21]. Поэтому уменьшение оборотов ротора ТНАГ сдвигает максимум по давлению в КС и УИТ в область меньших значений (см. рис. 10: пунктирные линии) за счет трудности обеспечения надежного охлаждения КС и достижения энергетического баланса схемы двигателя.

Из графика на рис. 11 видно, что изменение теплофизических свойств топлива, проходящего в смесительную головку, в значительной мере влияет на температуру продуктов сгорания в КС. Но увеличение оборотов ротора ТНАГ, т. е. увеличение напора насоса ТНАГ, при тех же подогревах водорода в ТО незначительно влияет на изменение температуры в КС ($\Delta T_{\text{КС}} = 5 \dots 7$ К).

Необходимо отметить, что результаты расчетов (см. рис. 7, 10, 11) для давления в КС более 11,5 МПа достижимы за счет подвода дополнительного тепла к горючему или за счет увеличения оборотов ротора ТНАГ более 135000 об/мин (при этом необходимо оценить реализуемость таких значений). В данной же постановке задачи можно считать, что дальнейшая интенсификация теплообмена в ТО ведет к более теплонапряженному и менее надежному двигателю.

Заключение

Можно сделать следующие выводы:

1. В результате расчета параметров ЖРД тягой 10 тс в диапазоне давления в КС от 6 МПа до 15 МПа выявлены схемные решения, обеспечивающие удельный импульс тяги двигателя 473 с.
2. Для давления в КС от 6 до 8,5 МПа удельный импульс тяги двигателя составляет 460–467 с.
3. Достижение более высокого давления в КС (более 8,5 МПа) возможно при использовании схемы с дополнительным отбором (помимо отбора на регулятор тяги) турбогаза со входа в ТНАГ на вход в смесительную головку КС (или с выхода из тракта охлаждения на вход в ТНАГ). При этом давление в КС составляет 11,5 МПа, а удельный импульс тяги двигателя равен 473 с.
4. Дальнейшее увеличение энергетических параметров безгазогенераторного ЖРД тягой 10 тс и давлением в КС более 11,5 МПа возможно за счет подвода дополнительного тепла к горючему с помощью применения теплообменного аппарата, установленного перед входом в тракт охлаждения двигателя или в составе восстановительного газогенератора, а также трубки Фильда, введенной в КС.

Библиографические ссылки

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 461 с.
2. Безгенераторный ЖРД тягой 200 т.с. на углеводородном горючем / Г. П. Калмыков, Е. В. Лебединский, В. И. Тарарышкин, И. О. Елисеев // Space Launcher Liquid Propulsion: 4th Int. Conf. on Launcher Techn. Liege (Belgium), 3–6 декабря, 2002. С. 2–9 [Электронный ресурс]. URL: <https://el.bok2.org/dl/3136783/f689d5> (дата обращения: 10.06.2019).
3. Калмыков Г. П., Лебединский Е. В., Тарарышкин В. И. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / под ред. А. С. Коротева. М. : Машиностроение, 2009. 376 с.
4. Беляков В. А., Василевский Д. О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. №5 8. С. 69–86. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.58.06.
5. Развитие концепции многофазового жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, №1. С. 121–136. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
6. Калмыков Г. Р., Лебединский Е. В., Тарарышкин В. И. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.

7. Гахун Г. Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.
8. Моделирование рабочих процессов и конструкция элементов камеры ЖРД / Р. А. Березинский, С. А. Соколов, С. Р. Гудкова и др. Воронеж : ВГТУ, 2002. 169 с.
9. Атлас конструкций ЖРД. Ч. 1 / Г. Г. Гахун, И. Г. Алексеев, Е. Л. Березанская и др. М. : МАИ, 1969. 286 с.
10. Naraghi M. H., Dunn S., Coats D. Dual regenerative cooling circuits for liquid rocket engines (Preprint) // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, 9 July – 12 July 2006, Sacramento, California. AIAA 2006-4367. 2006. P. 1–18.
11. Иевлев В. М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М. : Наука, 1975. 255 с.
12. 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).
13. Проектирование системы охлаждения многофазового 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.
14. Хорлокк Дж. Х. Осевые турбины (газовая динамика и термодинамика). М. : Машиностроение, 1972. 211 с.
15. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1986. 375 с.
16. Korpela S. A. Principles of turbomachinery. Hoboken, New Jersey, 2011. 467 p.
17. Oskar J. Haidn. Advanced rocket Engines. Germany: German Aerospace Center (DLR), 2008. 40 p.
18. Oskar J. Haidn. On the effect of axial turbine rotor blade design on efficiency: a parametric study of the Baljé-diagram. Germany: German Aerospace Center (DLR), 2017. 15 p.
19. Хоблер Т. Теплопередача и теплообменники. Л. : Госхимиздат, 1961. 821 с.
20. Кудрявцев В. М., Васильев А. П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М. : Высшая школа, 1975. 656 с.
21. Александренков В. П. Расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД. М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 74 с.

References

1. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines, Fundamentals of design]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2016, 461 p.
2. Kalmykov G. P., Lebedinskiy E. V., Tararyshkin V. I., Eliseyev I. O. *Bezgeneratornyy ZHRD tyagoy 200 t.s. na uglevodorodnom goryuchem* [Generatorless rocket engine thrust 200 t.s. on hydrocarbon fuel]. Proceedings of 4th International Conference on Launcher Technology “Space Launcher Liquid Propulsion”, Liege (Belgium), 3-6 december, 2002, pp. 2–9. URL: <https://el.b-ok2.org/dl/3136783/f689d5> (date of the application: 10.06.2019).
3. Kalmykov G. P., Lebedinskiy E. V., Tararyshkin V. I. *Kompyuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Computer models of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2009, 376 p.
4. 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. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06.
5. Belyakov V. A., Vasilevskiy D. O., Ermashkevich A. A., Kolomencev A. I., Farizanov I. R. Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.

6. 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.
7. Gakhun G. G. *Konstruktsiya i proyektirovaniye zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Design and engineering of liquid rocket engines]. Moscow, Engineering Publ., 1989, 424 p.
8. Berezhinsky R. A., Sokolov S. A., Gudkova S. R. et al. *Modelirovanie rabochnykh processov i konstruktsiya elementov kamery ZHRD* [Modeling of working processes and construction of elements of the LPRE chamber]. Voronezh, VGTU Publ., 2002, 169 p.
9. 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.
10. Naraghi M. H., Dunn S., Coats D. Dual regenerative cooling circuits for liquid rocket engines (Preprint). *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit*. 9 July – 12 July 2006, Sacramento, California. AIAA 2006-4367. 2006. P. 1–18.
11. Ievlev V. M. *Turbulenthoye dvizheniye vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 255 p.
12. 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).
13. Belyakov V. A., Vasilevskiy D. O., Ermashkevich A. A., Kolomencev A. I., Farizanov I. R. Design of the cooling system of a reusable 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.
14. Horlock J. H. *Osevyie turbiny (gazovaya dinamika i termodinamika)* [Axial turbines (gas dynamics and thermodynamics)]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1972, 211 p.
15. Ovsyannikov B. V., Borovsky B. I. *Teoria i raschet rabochnykh agregatov pitania zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Theory and calculation of power units for liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1986, 375 p.
16. Korpela S. A. Principles of turbomachinery. Hoboken, New Jersey, 2011. 467 p.
17. Oskar J. Haidn. Advanced rocket Engines. Germany: German Aerospace Center (DLR), 2008. 40 p.
18. Oskar J. Haidn. On the effect of axial turbine rotor blade design on efficiency: a parametric study of the Baljé-diagram. Germany: German Aerospace Center (DLR), 2017. 15 p.
19. Hobler T. *Teploperedacha i teploobmenniki* [Heat transfer and heat exchangers]. Leningrad, Goskhimizdat Publ., 1961, 821 p.
20. Kudryavtsev V. M., Vasilyev A. P. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1975, 656 p.
21. Aleksandrenkov V. P. *Raschet naruzhnogo protochnogo okhlazhdeniya kamery ZHRD* [Calculation of external flow-through cooling of the LPRE chamber]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2012, 74 p.

© Беляков В. А., 2022

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

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