

DOI: 10.15593/2224-9982/2019.58.06

УДК 62-9

В.А. Беляков, Д.О. Василевский

Московский авиационный институт,
институт № 2 «Двигатели летательных аппаратов», Москва, Россия

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СХЕМНЫЕ РЕШЕНИЯ БЕЗГАЗОГЕНЕРАТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Актуальность работы обусловлена перспективой применения кислородно-водородных ЖРД безгазогенераторной схемы для решения различных космических задач. Работа может быть полезна инженерам и студентам, специализирующимся в области систем охлаждения ракетного двигателестроения, теплообмена и теплозащиты реактивных двигателей.

Безгенераторные схемы используются в качестве маршевых двигателей разгонных блоков и трех ступеней ракет. Среди разработчиков следует выделить КБХА (РН Ангара ЖРД 0146), Pratt & Whitney (РН AtlasCentaur-SaturnRL 10), SEP (РН Ариан 5 (Vulcain, Vulcain2, Vinci)). Существуют три типа безгенераторных схем: открытая (сброс парагаза в за-критическую часть сопла), закрытая (сброс парагаза в КС) и смешанная, из чего вытекает ряд схем с разными особенностями подачи компонентов. Безгенераторные схемы особенно эффективны при применении криогенных компонентов топлива (кислород, водород, метан и др.). Крайне актуальной задачей в безгенераторных схемах является существенный подогрев горючего компонента для увеличения энергетических параметров двигателя.

На данный момент весьма перспективной задачей для безгенераторных двигателей является использование данных двигателей в качестве межорбитальных буксиров. Межорбитальный буксир предназначен для доставки полезного груза на геосинхронную орбиту с последующим возвращением на низкую околоземную орбиту, а также для выведения космических кораблей на межпланетные орбиты. Несмотря на относительную простоту, надежность, низкую стоимость межорбитальных буксиров с РДТТ, более перспективным считается корабль с ЖРД благодаря высоким энергетическим характеристикам и возможности осуществления многократного запуска, останова и регулирования уровня тяги в процессе работы двигателей.

Ключевые слова: регенеративное проточное охлаждение, безгазогенераторные схемы, ТНА, теплообмен, теплозащита корпуса двигателя, ЖРД, рубашка охлаждения, криогенные компоненты топлива, математическая модель ЖРД, ПГС, хладагент.

V.A. Belyakov, D.O. Vasilevskiy

Moscow Aviation Institute, Institute no. 2 "Aircraft Engines", Moscow, Russian Federation

PERSPECTIVE CIRCUIT SOLUTIONS OF LIQUID ROCKET ENGINE BY EXPANDED CYCLE

The relevance of the work is due to the prospect of using oxygen-hydrogen LPRE scheme by expanded cycle for solving different space problems. The work can be useful for engineers and students specializing in the field of cooling system, rocket engine design, heat and mass transfer and thermal protection of jet engines.

Scheme by expanded cycle are used as main engines of upper stages and 3-stage rockets. Among the data producers should be allocated Kbhа (Angara 0146 LPRE), Pratt & Whitney (PH AtlasCentaur-SaturnRL 10), SEP (Ariane 5 (Vulcain, Vulcain2, Vinci)). There are three types scheme by expanded cycle: open (discharge of vapor-gas in the supercritical part of the nozzle), closed (reset vapor-gas in CC) and mixed, this implies that the number of schemes with different characteristics of the feed components. Scheme by expanded cycle are especially effective when using cryogenic fuel components (oxygen, hydrogen, methane, etc.). An extremely urgent task scheme by expanded cycle schemes is a significant heating of the fuel component to increase the energy parameters of the engine.

Also at the moment a very promising task for non-generator engines is the use of these engines as interorbital tugs. The interorbital tug is designed to deliver a payload into geosynchronous orbit with subsequent return to low earth orbit, as well as to launch spacecraft into interplanetary orbits. Despite the relative simplicity, reliability, low cost of interorbital tugs with rdtт, more promising is considered to be a ship with a rocket engine due to the high energy characteristics and the possibility of multiple start, stop and adjust the thrust level in the process of engine operation.

Keywords: regenerative flow-through cooling, expanded cycle, TPA, heat and mass transfer, engine body heat protection, LPRE, cooling jacket, cryogenic fuel components, LPRE mathematical model, PHS, refrigerant.

Введение

Безгазогенераторные ЖРД работают на криогенных компонентах топлива (водород, кислород, метан) и имеют большой удельный импульс. Отличительной особенностью криогенных топлив является высокая удельная газовая постоянная, что позволяет использовать подогретый газ после рубашки охлаждения для привода турбины. Существуют различные варианты работы безгазогенераторных схем:

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

Цели работы – рассмотреть и провести анализ безгазогенераторных закрытых схем, выявить перспективы их использования.

В рамках исследования безгазогенераторных схем двигателя авторами разработана программа по увязке энергетических параметров безгазогенераторного ЖРД с учетом подогрева охладителя в рубашке камеры сгорания и использованием зависимостей изменения теплофизических и термодинамических свойств компонентов и их продуктов сгорания от давления и температуры. Авторами разработаны также автоматизированные программные модули для расчета энергетических и геометрических параметров камеры сгорания и ее проточной части, турбонасосного агрегата и некоторых элементов агрегатов управления. Данные модули позволяют оценить эффективность и определить оптимальную схему безгазогенераторного двигателя.

Достоинства и недостатки безгазогенераторных схем ЖРД

Безгазогенераторные двигатели имеют следующие достоинства:

- высокая экономичность, обусловленная использованием предкамерных турбин и отсутствием потерь на завесное охлаждение за счет использования только регенеративного охлаждения;
- повышенная надежность, обусловленная отсутствием газогенератора, использованием в качестве рабочего тела турбин газообразного водорода, низкой температурой рабочего тела турбин (200–400 К);
- упрощенная конструкция.

Недостатки безгазогенераторных ЖРД следующие:

- высокий уровень напора основного насоса горючего;
- низкий диапазон значений реализуемой тяги;
- применимость только для криогенного горючего (водород, метан);
- низкий уровень значений давления в камере сгорания.

Объект исследования

В качестве базового варианта для сравнения схем был выбран двигатель-прототип РД-0146, работающий на компонентах топлива «жидкий кислород + жидкий водород». При расчете схем решается комплексная задача, включающая в себя определение геометрических, массогабаритных и энергетических параметров двигателя и его агрегатов.

Геометрия газодинамического профиля двигателя (ГДП), а также полноразмерная геометрия корпуса камеры двигателя представлены на рис. 1 и 2.

В двигателе используется два метода теплозащиты корпуса двигателя – проточное охлаждение горючим с регенерацией (возвращением) тепла обратно в корпус двигателя и радиационное охлаждение [1] с применением соплового насадка, изготовленного из углерод-углеродного композиционного материала. На рис. 2 поперечной линией в осевой координате 1,15 м показан участок, в котором охлаждающий тракт заканчивается и начинается неохлаждаемый углеводородный сопловой насадок.

Далее в расчетах сопловой углеводородный насадок не учитывается и рассматривается только сегмент двигателя с организацией регенеративного охлаждения.

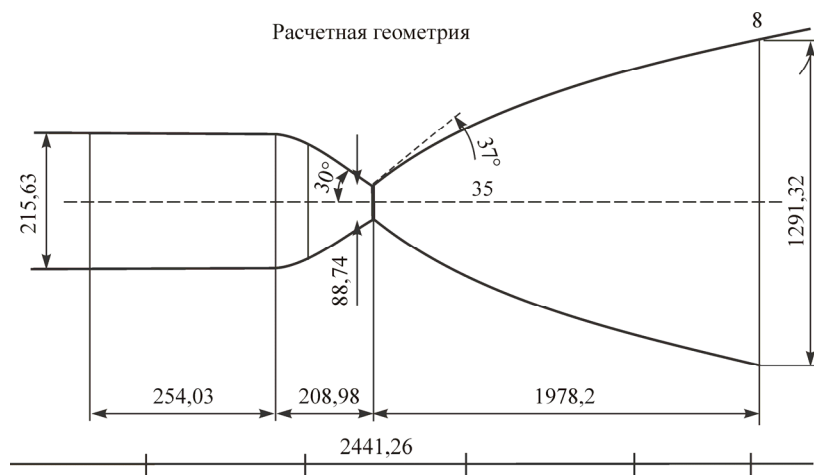


Рис. 1. Геометрия ГДП двигателя РД-0146

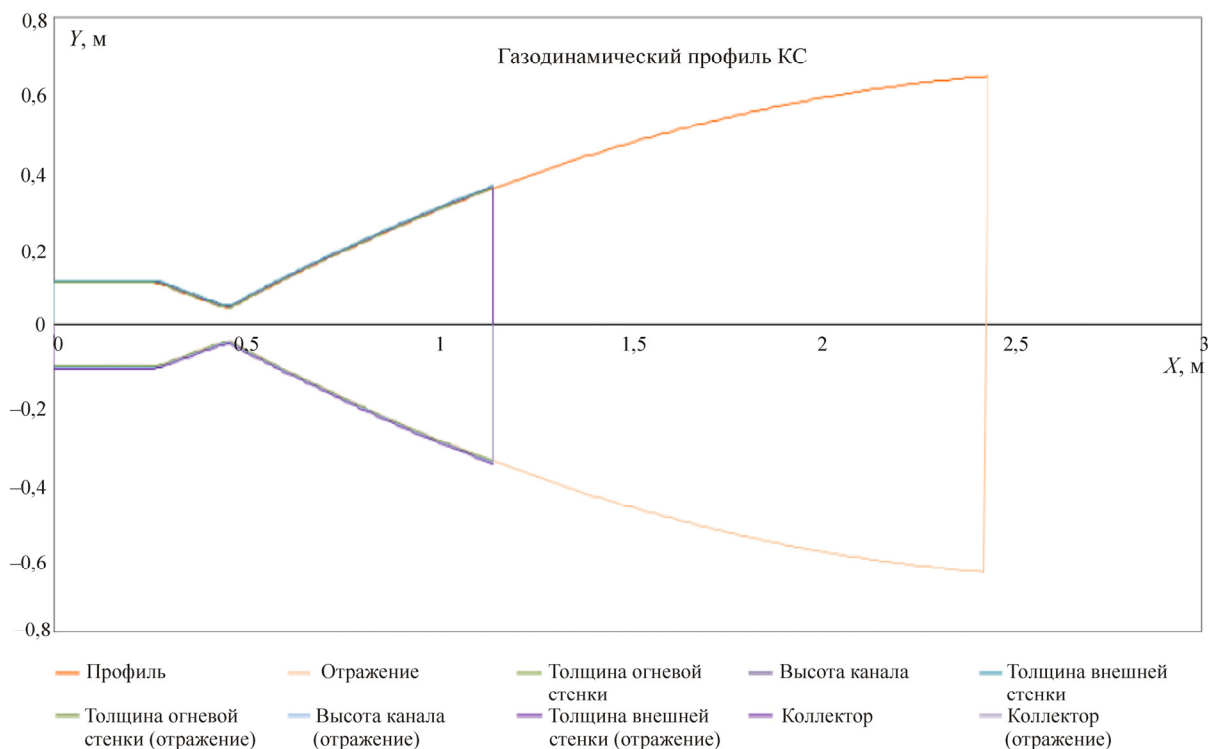


Рис. 2. Полноразмерная геометрия корпуса двигателя РД-0146

Математическая модель

В основу расчета математической модели положены уравнения теории и расчета ЖРД, теплообмена [2], теплозащиты и охлаждения корпуса камеры ЖРД [3], а также лопаточных машин [4]. Схемы алгоритмов, заложенные в математическую модель, приведены на рис. 3 и 4.

Энергетический баланс в рассматриваемом безгазогенераторном двигателе достижим при равенстве соотношения [5]

$$\dot{m}_r \eta_m \frac{k}{k-1} (RT)_r \left[1 - \frac{1}{\pi_m^{\frac{k-1}{k}}} \right] z = \frac{\dot{m}_n \Delta p_n}{\rho_{cp} \eta_n}, \quad (1)$$

где \dot{m}_T – массовый секундный расход газа на турбине, кг/с; η_m – КПД турбины; k – коэффициент адиабаты, определяемый при средней удельной теплоемкости газа; $(RT)_T$ – работоспособность газа, Дж/кг; π_m – степень понижения давления газа на турбине (отношение давления на входе к давлению на выходе из турбины); z – коэффициент сжимаемости газа; \dot{m}_H – массовый секундный расход перекачиваемого компонента насосом, кг/с; Δp_H – перепад давления на насосе, Па; ρ_{cp} – средняя рабочая плотность компонента в насосе, кг/м³; η_H – КПД насоса.

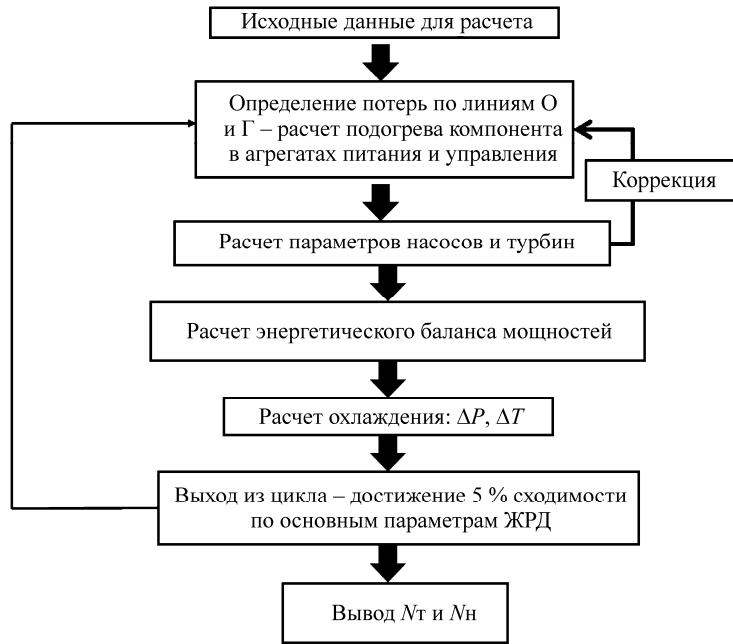


Рис. 3. Структурная схема алгоритма расчета энергетической увязки безгазогенераторной схемы двигателя

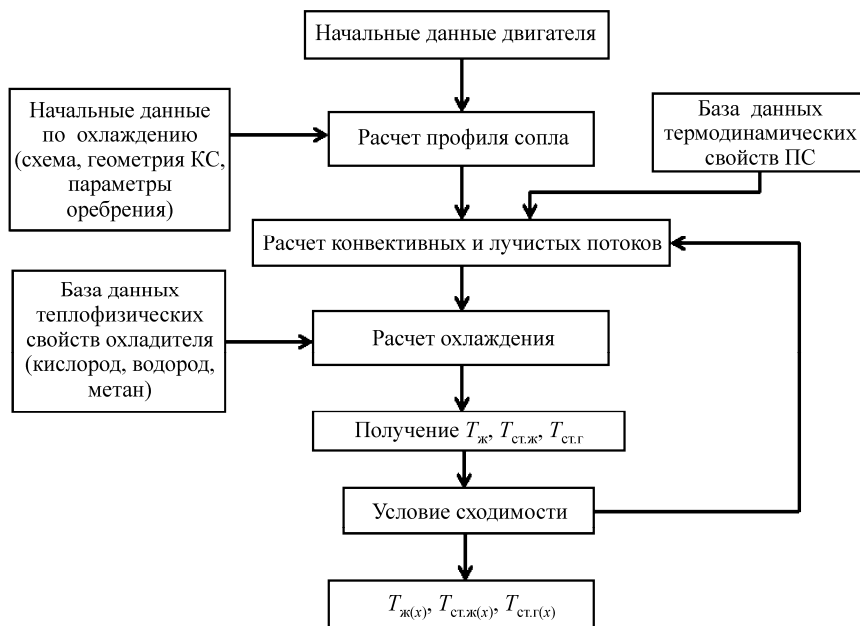


Рис. 4. Структурная схема алгоритма расчета охлаждения двигателя

Средняя плотность компонента топлива в насосе – функция изменения напора и температуры на входе в насос. Величина подогрева компонента топлива, перекачиваемого насосом, оценивается следующим уравнением:

$$\Delta T = \frac{N_n(1-\eta_n)}{C_p \dot{m}_n}, \quad (2)$$

где N_n – потребляемая насосом мощность, Вт; C_p – удельная теплоемкость компонента, Дж/(кг·К).

Для сжимаемого компонента при расчете подогрева компонента в насосе необходимо учесть поправку на сжимаемость, тогда выражение (2) примет вид

$$\Delta T = \frac{N_n(1-\eta_n)}{C_p \dot{m}_n} \cdot \left(1 + \frac{\alpha \eta_n T_1}{1-\eta_n} \right), \quad (3)$$

где α – коэффициент термического расширения, K^{-1} ; T_1 – температура на входе в насос, К.

В уравнении (1) КПД насоса оценивается эмпирической зависимостью [6]

$$\eta_n = \left[1 - \left(\frac{N_{\text{мех}}}{N_n} \right) \right] \left[\frac{1}{1 + \left(\frac{600}{n_s^2} \right)} \right] \left[\frac{1}{1 + \left(\frac{1,2}{n_s^3} \right)} \right] 1,14(1,3 - \bar{D}_1), \quad (4)$$

где $N_{\text{мех}}$ – мощность, затраченная на преодоление трения в подшипниках и уплотнениях, Вт; n_s – коэффициент быстроходности насоса; \bar{D}_1 – отношение диаметров на входе и выходе из колеса.

Коэффициент быстроходности насоса в уравнении (4) позволяет оценить геометрические и энергетические параметры насоса на предварительной стадии проектирования [4, 7]. Данный параметр вычисляется следующим образом:

$$n_s = 193,3 \frac{\omega \sqrt{\dot{V}}}{H^{\frac{3}{4}}},$$

где ω – угловая скорость вращения ротора, рад/с; \dot{V} – объемный расход компонента топлива, перекачиваемого насосом, $\text{м}^3/\text{с}$; H – напор насоса, Дж/кг.

В безгазогенераторных схемах двигателя, как правило, угловая скорость вращения ротора ТНА определяется напором бустерных насосных агрегатов и температурой компонента на входе в насос ТНА. При газовом приводе турбины БНА для достижения мощностного баланса можно использовать выражение (1). В этом случае расход газа, поступающий на привод газовой турбины БНА, отбирается после РО перепускным дросселем мимо ТНАО и ТНАГ. Необходимое количество газа на привод турбины, температура рабочего тела и степень понижения давления газа определяются из последовательного расчета увязки схемы двигателя. Однако напор насоса ТНАГ выбирается исходя из полученной температуры подогрева и потерь давлений после расчета охлаждения двигателя, так как должно соблюдаться равенство (1). Температура компонента, полученная по уравнениям (2) и (3), является входным параметром для расчета охлаждения двигателя [8].

Подогрев охладителя [9] определяется из уравнения баланса тепла на участке

$$q_{\Sigma_i} \Delta S_i = C_{\text{охл}_i} \dot{m}_{\text{охл}} (T_{\text{охл. вых}_i} - T_{\text{охл. вх}_i}), \quad (5)$$

где q_{Σ_i} – суммарный удельный тепловой поток i -го участка, Вт/м²; ΔS_i – площадь боковой поверхности стенки i -го участка, м²; $C_{\text{охл } i}$ – средняя теплоемкость охладителя на i -м участке, Дж/(кг·К); $\dot{m}_{\text{охл}}$ – массовый секундный расход охладителя, кг/с; $T_{\text{охл. вых } i}$ и $T_{\text{охл. вх } i}$ – температура охладителя на входе и выходе из РО, К.

Одним из главных параметров для определения плотности конвективного теплового потока [10] является S -функция. Данная величина является функцией термодинамических и теплофизических параметров продуктов сгорания и связана с уравнением (5) следующим приближенным соотношением:

$$q = 0,4842 \bar{\alpha} A \bar{z}^{-0,075} \frac{(1-\beta^2) \varepsilon p_k^{0,85}}{\bar{D}^{1,82} d_{\text{кр}}^{0,15}} \frac{S}{\text{Pr}^{0,58}}, \quad (6)$$

где α – слабая функция k ; \bar{z} – функция, слабо зависящая от β и относительной температуры стенки; A – эмпирическая константа в законе трения; β – газодинамическая функция, зависящая от приведенной скорости течения продуктов сгорания; ε – степень неизобаричности камеры сгорания; p_k – давление в КС, Па; Pr – число Прандтля; \bar{D} – относительный диаметр; $d_{\text{кр}}$ – диаметр критического сечения, м.

S -функция термодинамических и теплофизических параметров продуктов сгорания определяется исходя из свойств газа, его температуры и температуры поверхности внутренней огневой стенки со стороны газа [11]:

$$S = \frac{2,065 C_{p \text{ ср}} (T_{\text{ог}} - T_{\text{ст.г}}) \mu_{\text{ог}}^{0,15}}{(R_{\text{ог}} T_{\text{ог}})^{0,425} (1 + \bar{T}_{\text{ст}})^{0,595} (3 + \bar{T}_{\text{ст}})^{0,15}}, \quad (7)$$

где $\mu_{\text{ог}}$ – вязкость продуктов сгорания при температуре торможения в пристеночном слое, Па·с; $R_{\text{ог}}$ – газовая постоянная продуктов сгорания при температуре торможения в пристеночном слое, Дж/(кг·К); $T_{\text{ог}}$ – температура торможения в пристеночном слое, К; $T_{\text{ст.г}}$ – температура поверхности внутренней огневой стенки со стороны продуктов сгорания, К; $\bar{T}_{\text{ст}}$ – относительная температура стенки.

Определив по выражениям (5), (6) и (7) температуру охладителя, необходимо вычислить потери давления в РО. Снижение давления охладителя в тракте охлаждения [12] вычисляется по следующему уравнению:

$$\Delta p = \zeta \frac{\rho u^2}{2} \frac{l}{d_r}, \quad (8)$$

где ζ – коэффициент гидравлического сопротивления, ρu – массовая скорость охладителя, кг/(м²·с); l – длина канала, м; d_r – гидравлический диаметр канала, м.

Расчеты показывают, что в безгазогенераторных ЖРД потери давления в РО, определяемые соотношением (8), оказывают сильное влияние на энергетические параметры турбины. После определения параметров ТНАО и ТНАГ производится уточненный расчет бустерных турбонасосных агрегатов, выходные параметры которых являются новыми исходными данными для расчета энергетической увязки двигателя. Далее расчет схемы двигателя повторяется до достижения сходимости 5 % по основным параметрам ЖРД.

Возможности разработанной математической модели расчета охлаждения двигателя представлены на рис. 5. На рисунке приведен пример инструмента математической модели, названной корректировкой проточной части охлаждающего тракта корпуса камеры двигателя. Данный модуль в математической модели позволяет внести изменение в геометрические параметры системы охлаждения двигателя. Например, программа позволяет изменить в любом сечении геометрию рубашки охлаждения или подобрать оптимальную толщину наружной и внутренней стенок корпуса камеры двигателя, а также определить и разбить на элементарные сегменты или секции полученную геометрию в местах изменения числа ребер (каналов). В программе применяются технологические ограничения геометрии охлаждающего тракта [4].

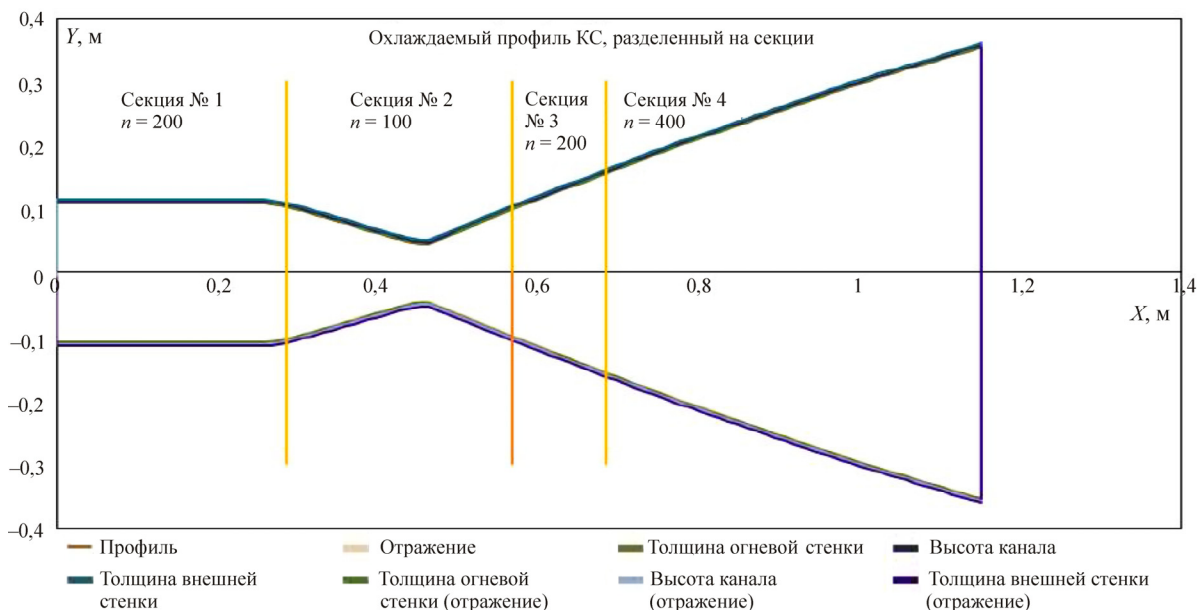


Рис. 5. Геометрия охлаждаемой части корпуса двигателя «Корректировка геометрии охлаждающего тракта»

Результаты расчета энергетической увязки схемы безгазогенераторного двигателя приведены на рис. 6. Данная модель позволяет произвести расчет схемы безгазогенераторного двигателя в широком диапазоне значений тяги и давления в КС.

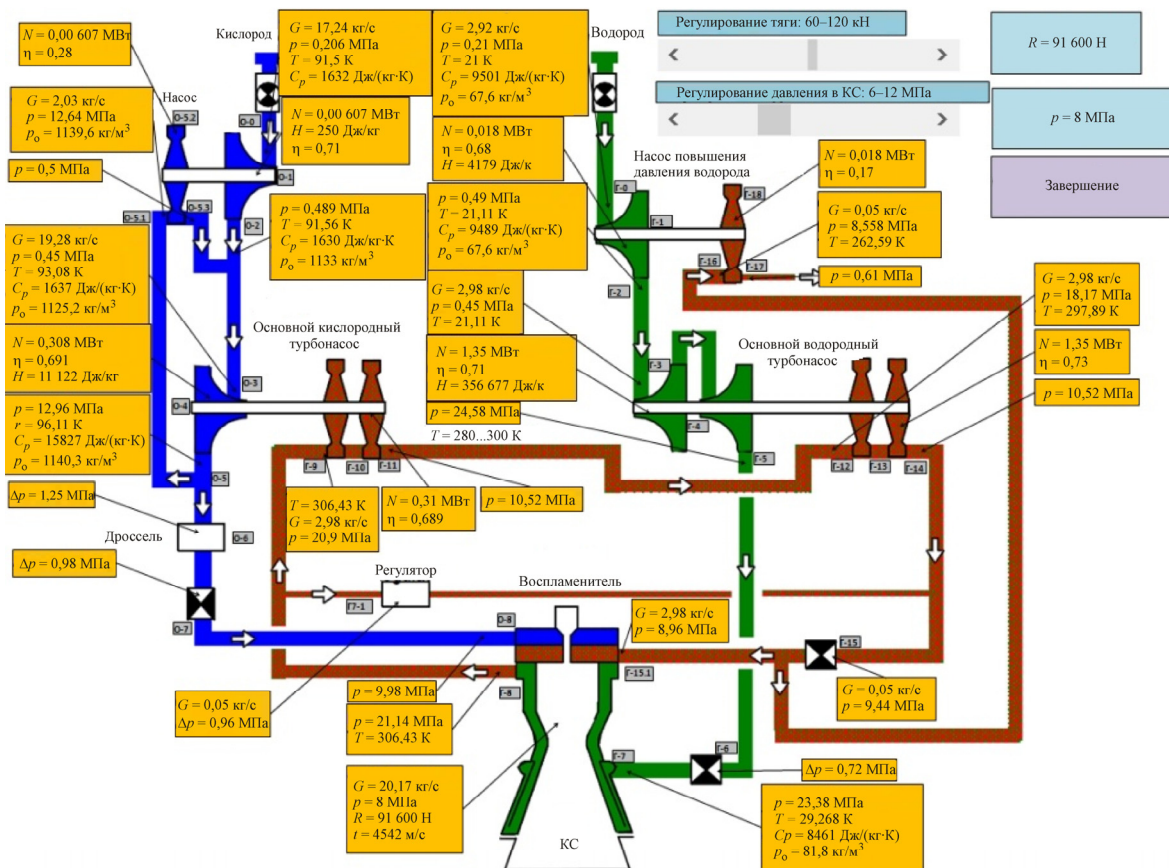


Рис. 6. ПГС схемы безгазогенераторного двигателя с параметрами энергетической увязки

Схемные решения

На рис. 7 представлена схема безгазогенераторного двигателя с регенеративным проточным охлаждением корпуса камеры. В данной схеме горючее поступает по трубопроводу после насоса ТНАГ в коллектор рубашки охлаждения в цилиндрической части камеры сгорания. Пройдя весь путь в межрубашечном канале, охладитель полностью воспринимает тепловой поток от стенки со стороны газа, которая является внутренней стенкой, и частично (5–10 %) передает его на наружную стенку корпуса двигателя. Часть теплового потока, пройдя через наружную стенку, направляется в окружающую среду. Далее нагретый компонент выходит из коллектора, расположенного вблизи форсуночного смесительного блока в сечении камеры сгорания, и направляется на привод турбины ТНАО.

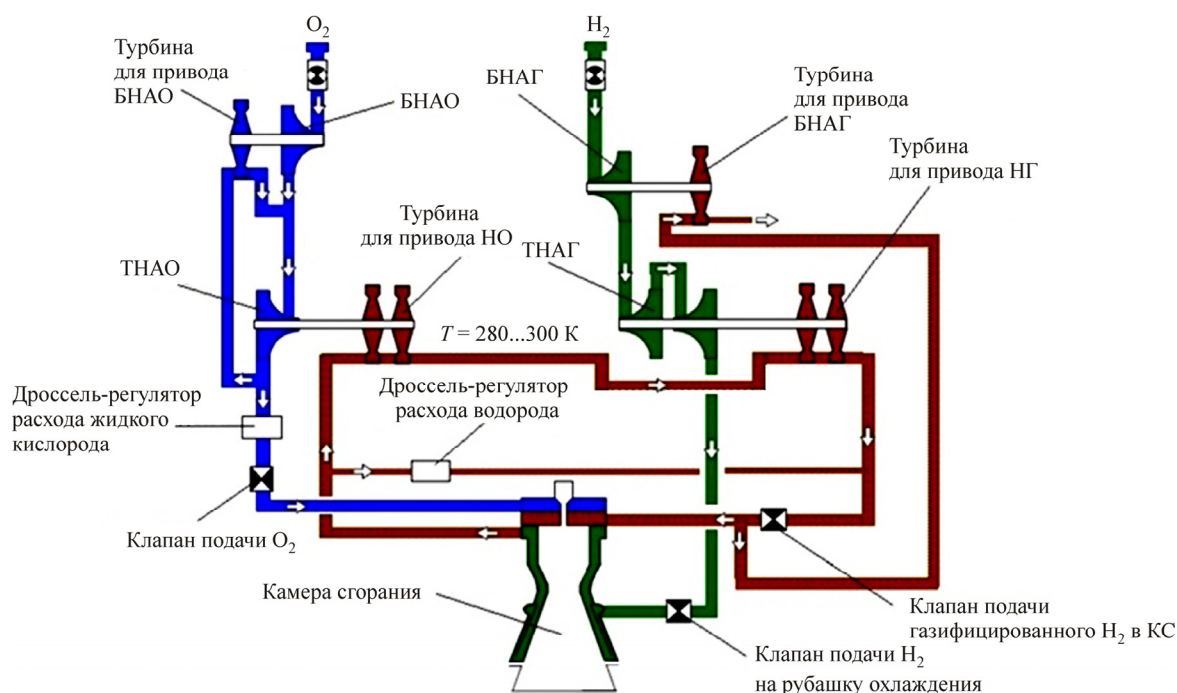


Рис. 7. Классическая схема безгазогенераторного двигателя

Отработанный газ поступает в головку камеры сгорания, где смешивается с поступающим окислителем из насоса. Регулирование турбины О и Г происходит путем изменения проходного сечения перепускного дросселя расхода. На основе математической модели был произведен расчет данной схемы, основные параметры которой приведены в табл. 1, 2.

Таблица 1

Параметры двигателя

№ п/п	Наименование параметра	Значение параметра
1	Камера	
2	Давление в КС, МПа	8
3	Тяга в пустоте, кН	98
4	Давление на срезе сопла, МПа	0,008
5	Соотношение компонентов	5,9
6	Температура в КС, К	3730
7	Внутренний диаметр цилиндрической части, мм	219,8

Окончание табл. 1

№ п/п	Наименование параметра	Значение параметра
8	Диаметр критического сечения, мм	90,7
9	Диаметр выходного сечения сопла, мм	768,8
10	Температура окислителя на входе в СГ, К	93
11	Температура горючего на входе в СГ, К	275
12	Температура горючего на входе в РО, К	39
13	Температура горючего на выходе из РО, К	314
14	Масса камеры, кг	80

Таблица 2

Параметры ТНАО и ТНАГ

№ п/п	Наименование параметра	Значение параметра	
		ТНАО	ТНАГ
Параметры насоса			
1	Давление на входе, МПа	0,47	0,44
2	Температура на входе, К	90	23
3	Массовый секундный расход, кг/с	20,8	3,5
4	Давление на выходе, МПа	13,84	22,12
5	Температура на выходе, К	92,5	39
6	КПД	0,681	0,650
7	Мощность, МВт	0,352	1,2
Параметры турбины			
8	Давление на входе, МПа	20,01	16,57
9	Температура на входе, К	314	306
10	Массовый секундный расход, кг/с	3,02	2,93
11	Давление на выходе, МПа	16,9	9,93
12	Температура на выходе, К	306	277
13	Мощность, МВт	0,352	1,2
14	КПД	0,689	0,683
Общие параметры			
15	Частота вращения ротора ТНА, об/мин	30 080	110 000
16	Масса ТНА, кг	19,7	14,9

В безгазогенераторных схемах основными проблемами являются регулирование турбины ТНАГ и обеспечение ее высокой адиабатной работы [13]. Для оценки эффективности схемы был проведен аналитический расчет схемы в широком диапазоне давления в КС. Результаты расчета приведены ниже.

Параметры двигателя в широком диапазоне значений давления в КС для регенеративно-проточной схемы охлаждения:

Давление в КС, МПа	Температура на входе в охлаждающий тракт, К	Давление на входе в охлаждающий тракт, МПа	Температура на выходе из охлаждающего тракта, К	Давление на выходе из охлаждающего тракта, МПа	Длина двигателя по ГДП, мм
6	35,3	11,29	284	10,09	2521
7	36,59	14,56	297,27	13,26	2478
8	39,0	17,60	306,0	16,57	2441
9	42,18	22,01	312,2	20,0	2441
10	44,70	24,90	317,28	22,51	2358

Существуют экстремумы по регулированию адиабатной работы турбины по тяге двигателя и предельному давлению в камере сгорания. Перспективой повышения характеристик безгазогенераторных схем является увеличение количества теплоты хладагенту за счет увеличения длины цилиндрической части КС [14–16]. Реализация дополнительного теплосъема требует минимизации гидравлических потерь в тракте охлаждения. В работе [17] А.В. Затонский рассмотрел меры по обеспечению подогрева охлаждающей жидкости в тракте охлаждения с межканальной транспирацией теплоносителя (МКТТ), позволяющей повысить подогрев хладагента в безгазогенераторной схеме до 500–700 К. Такой вид тракта охлаждения в ЖРД является перспективным и рассматривается в работе [18]. Мера по обеспечению подогрева охладителя в тракте охлаждения с МКТТ в работе не рассматривается, так как особое внимание уделяется интенсификации теплообмена [19] регенеративно-проточной системы охлаждения с продольным и винтовым оребрением.

После анализа возможностей работы данной схемы двигателя рассмотрены варианты в широком диапазоне значений тяги (см. ниже). По результатам расчетов выявлено, что при значениях тяги менее 60 кН классическая схема с охлаждением только горючим неприменима из-за уменьшения количества рабочего тела для турбины. Также было определено, что при значениях тяги более 130 кН, с учетом получаемой новой геометрии камеры сгорания, условие по обеспечению необходимой температуры газа на привод турбины не выполняется из-за увеличения количества охладителя, поступающего в рубашку охлаждения двигателя.

Параметры турбины ТНАГ в диапазоне значений тяги двигателя:

Тяга двигателя, кН	Массовый секундный расход, хладагента, кг/с	Температура на входе в турбину, К	Давление на входе, МПа	Мощность, МВт
72	2,37	315,7	15,75	0,75
78	2,57	312,2	16,02	0,86
98	2,93	306	16,57	1,20
108	3,56	298,2	17,31	1,43
128	4,22	291,1	18,29	1,80
130	4,36	290,3	18,38	1,84

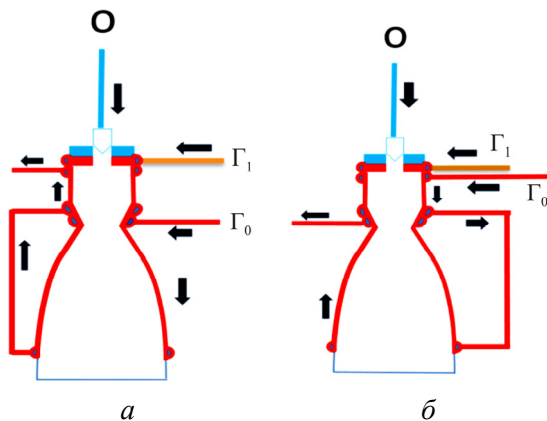


Рис. 8 Схемы охлаждения с перепуском: *а* – подача в докритическую часть сопла; *б* – подача охладителя в КС; Γ_0 – подача охладителя в РО; Γ_1 – подача подогретого охладителя в смеситель; O – подача окислителя в смеситель

Обеспечение необходимой температуры компонента, поступающего из тракта охлаждения на привод турбины в безгазогенераторных двигателях, возможно путем применения схем охлаждения с перепуском (рис. 8). Данные схемы обеспечивают значительный теплосъем с двигателя в теплонапряженных местах. Существенным недостатком в таких схемах является увеличение гидравлических потерь. Организация охлаждения происходит следующим образом. Горючее поступает во входной коллектор в докритическое сечение камеры сгорания в 1-м варианте или в КС во 2-м варианте, затем охлаждающий поток прямооток согласно движению горячих газов движется до перепускного коллектора. В расчетах принималось допущение: гидравлические потери и подогрев жидкости в перепускных участках трубопроводов не учитываются.

В 1-м варианте подогретый хладагент проходит в перепускной коллектор, расположенный на срезе сопла, затем по трубопроводу поступает в коллектор цилиндрической части КС,

где обратным током охлаждает цилиндрическую часть сопла и движется до 2-го перепускного коллектора. Далее дополнительно подогретая жидкость поступает в трубопровод и направляется в смеситель по линии Г.

Во 2-м варианте массовый расход охладителя проходит в перепускной коллектор, расположенный в цилиндрической части КС, перепускается по трубопроводу до среза сопла, где обратным током охлаждает сопло корпуса двигателя и движется до закритической части сопла. В закритической части сопла хладагент перепускается по трубопроводу в смесительную головку.

Анализ вариантов схем охлаждения с учетом перепуска компонента приведен на рис. 9 и 10. Охлаждение осуществлялось водородом, подаваемым в рубашку охлаждения с температурой 39 К и давлением 21,4 МПа.

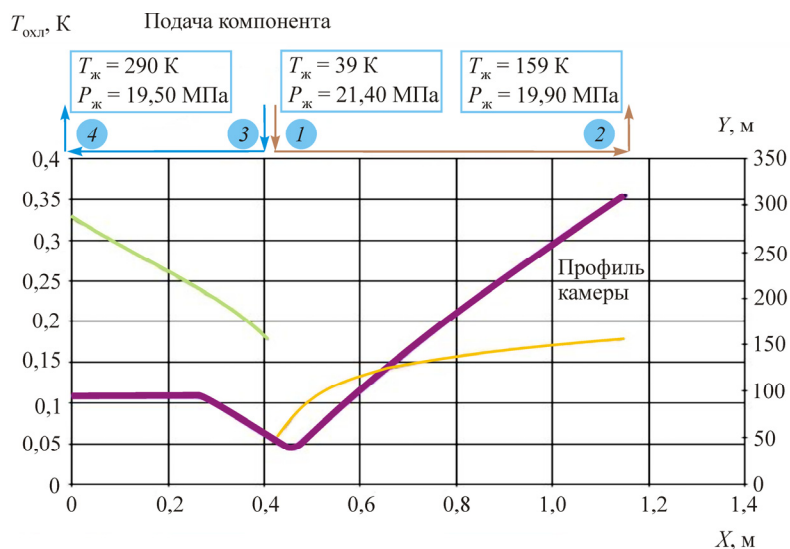


Рис. 9. Схема охлаждения с перепуском водорода, подаваемого в докритическую часть сопла

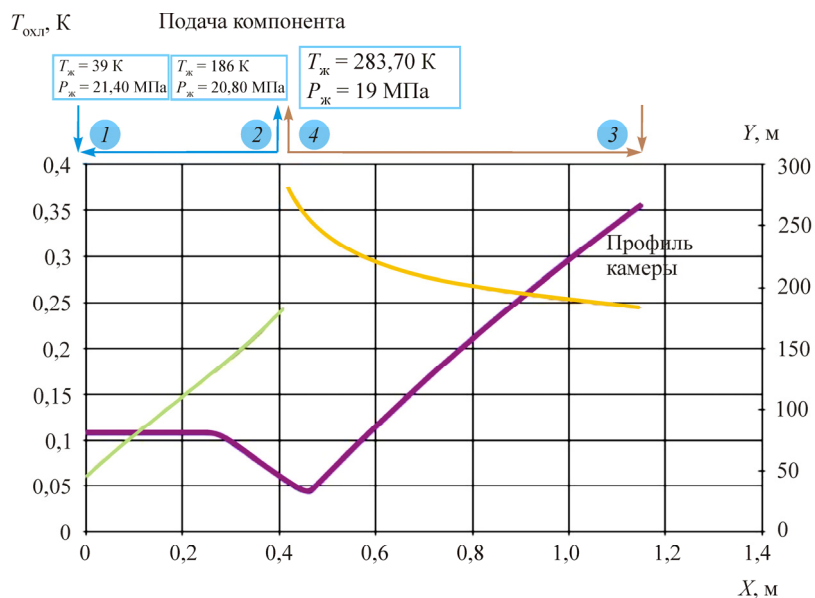


Рис. 10. Схема охлаждения с перепуском водорода, подаваемого в КС

На основании анализа вариантов охлаждения с перепуском была выявлена схема, где компонент подавался в докритическое сечение камеры сгорания 1, прямым потоком охлаждал сопло до участка 2, затем перепускался в докритическое сечение камеры сгорания 3 и обратным ходом охлаждал цилиндрическую часть корпуса камеры до участка 4, затем в докритическом сечении 4 выходил из коллектора рубашки. Преимущество данной схемы – в обеспечении лучшего теплосъема от стенок и подогрева охлаждающего компонента на выходе из охлаждающего тракта до более высоких значений температуры.

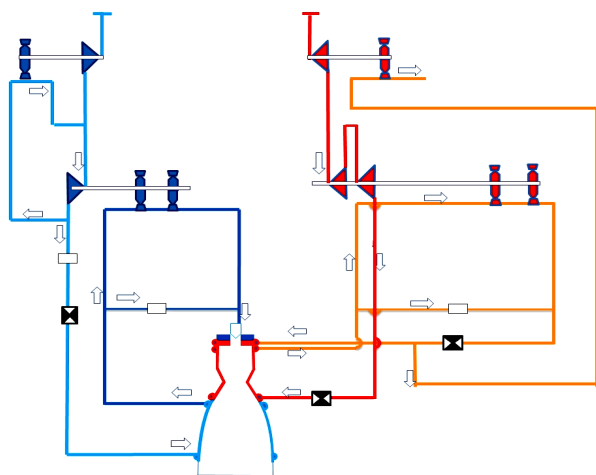


Рис. 11. Схема с разделенными контурами О и Г. На схеме цветными линиями принимаются следующие обозначения контуров: голубой – контур окислителя, включающий участки подачи от ТНАО в РО; синий – контур подогретого окислителя для привода ТНАО; красный – контур горючего компонента, включающий участки подачи от ТНАГ в РО; коричневый – отдельный контур горючего подогретого водорода после РО для привода турбин

Для достижения энергетического баланса двигателя с тягой менее 60 кН целесообразно применять схему с двухконтурным комбинированным охлаждением двигателя ввиду достижения критических параметров охладителей [12] на выходе из каждого контура рубашек охлаждения. Комбинированная схема охлаждения с отдельными контурами О и Г представлена на рис. 11.

Отличием данной схемы является использование газифицированного горючего и окислителя после рубашки охлаждения в качестве рабочего тела для привода турбин. Горючее подается в коллектор рубашки охлаждения в область закритической части двигателя и, прогревшись, выходит в цилиндрическую часть КС. Окислитель поступает в коллектор, расположенный в выходном сечении сопла, охлаждает сверхзвуковую часть сопла и выходит из коллектора в закритическом сечении. Основные параметры схемы с комбинированным охлаждением приведены в табл. 3 и на рис. 12.

Таблица 3

Основные параметры схемы с комбинированным охлаждением

Параметр	Насос окислителя	Турбина ТНАО	Насос горючего	Турбина ТНАГ
Тяга, кН	60			
Давление в КС, МПа	8			
Соотношение компонентов	5,9			
Расход Г на привод турбины ТНАГ, кг/с	2,013			
Расход О на привод турбины ТНАО, кг/с	13,284			
Давление на входе, МПа	0,45	15,51	0,42	15,47
Давление на выходе, МПа	17,14	10,44	18,12	9,88
Температура, К	94,1	246	39	200
Мощность, МВт	0,193	0,193	0,689	0,689

Расчеты показывают, что применение комбинированной схемы охлаждения, с одной стороны, позволяет обеспечить надежность охлаждения стенок КС, с другой – мощностной баланс ЖРД с возможностью необходимого регулирования двигателя. Проблемы двухконтурного ох-

лаждения рассмотрены в научно-техническом проекте 11Д68МФ (РКК «Энергия») [20] и в работе [21]. Было выявлено, что при значениях тяги менее 35 кН в комбинированной схеме охлаждения энергетический баланс недостижим из-за недостатка горючего на привод турбины ТНАГ.

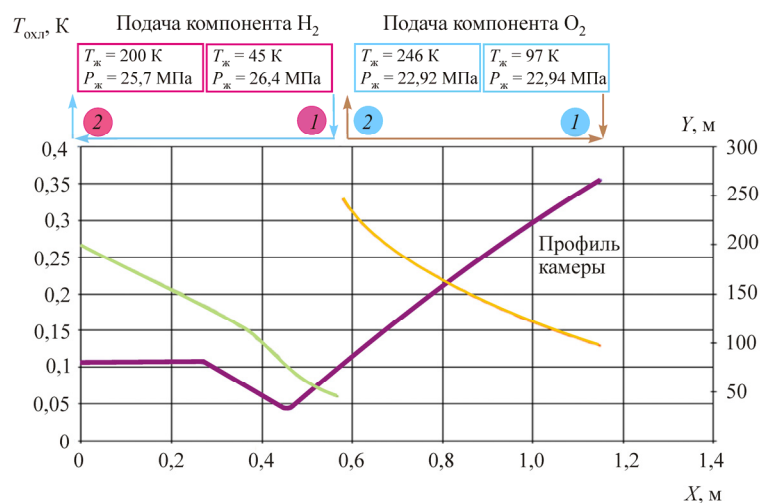


Рис. 12. Двухконтурная комбинированная схема охлаждения корпуса двигателя с отдельными контурами О и Г

Возможность использования безгазогенераторной схемы для двигателей со значениями тяги менее 35 кН осуществима при охлаждении двигателя окислителем (кислородом) (рис. 13). Кислород как охладитель [22–25] имеет высокие охлаждающие свойства, но одним из его главных недостатков является возникновение эрозионности стенок при превышении критической точки хладагента ввиду двухфазности потока и резкого фазового перехода. Это явление называется кризисом теплообмена, при котором в парогазовом слое происходит вскипание жидкости и образование пузырьков вблизи стенок, затрудняющие процесс теплопереноса. Следовательно, возникает аккумуляция (сдерживание) теплового потока в газовую стенку, которое может привести к превышению допустимой температуры по условиям прочности либо к прогару или разеданию структуры стенок. Основные параметры схемы охлаждения двигателя окислителем приведены в табл. 4.

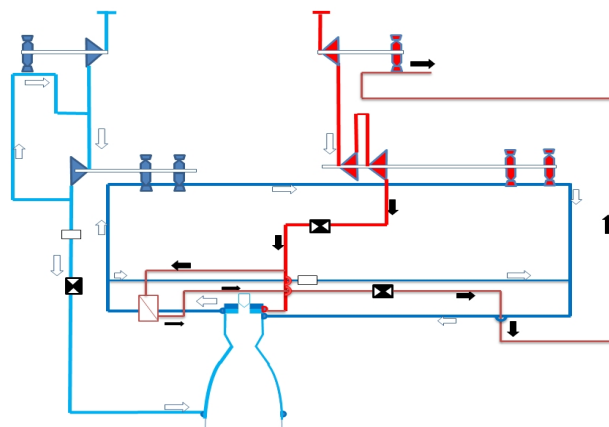


Рис. 13. Схема охлаждения корпуса двигателя окислителем.

На схеме цветными линиями принимаются следующие обозначения контуров: голубой – контур окислителя, включающий участки подачи от ТНАО в РО; синий – контур подогретого окислителя для привода ТНАО и ТНАГ; красный – контур горючего компонента; коричневый – отдельный контур горючего для газификации водорода в теплообменнике для привода БНАГ

Параметры схемы охлаждения двигателя окислителем

Параметр	Насос окислителя	Турбина ТНАО	Насос горючего	Турбина ТНАГ
Тяга, кН	30			
Давление в КС, МПа	8			
Соотношение компонентов	5,9			
Расход Г на привод турбины ТНАГ, кг/с	5,94			
Расход О на привод турбины ТНАО, кг/с	5,94			
Давление на входе, МПа	0,45	17,11	0,42	13,12
Давление на выходе, МПа	20,32	13,34	15,1	10,37
Температура, К	97	200	36	190
Мощность, МВт	1,2	1,2	0,105	0,105

В данной схеме двигателя необходимую адиабатную работу турбин ТНАО и ТНАГ обеспечивает подогретый кислород после охлаждения камеры. Привод газовой турбины ТНАГ осуществляется так же, как и в предыдущих схемах, газообразным водородом, который газифицируется в теплообменнике за счет передачи тепла от газообразного кислорода.

Реализация мер увеличения подогрева охладителя после охлаждающего тракта системы регенеративного охлаждения безгенераторного двигателя

Рассмотрены меры по увеличению подогрева охладителя, реализуемые в математической модели, которые представлены на рис. 14–16.

На рис. 14 показана возможность увеличения подогрева в тракте охлаждения двигателя за счет удлинения цилиндрической части камеры двигателя. Увеличение подогрева охладителя влечет за собой рост массогабаритных параметров камеры двигателя. На рис. 14 также показаны изменения величины гидравлических потерь при изменении длины цилиндрической части.

На рис. 15 показаны изменения градиента подогрева и гидравлических потерь в тракте охлаждения двигателя за счет изменения высоты канала в межрубашечном пространстве корпуса камеры двигателя. Зависимость приведена при двух вариантах толщины огневой стенки. В обоих

вариантах принимается, что толщина огневой стенки постоянна.

Данное мероприятие применимо при необходимости небольшого увеличения значений температуры охладителя. Главный недостаток такого способа – существенное увеличение гидравлических потерь при минимальных значениях высоты ребер охлаждающего тракта.

На рис. 16 показаны подогрев и гидравлические потери в тракте охлаждения двигателя при изменении угла наклона ребра к образующей в межрубашечном пространстве корпуса камеры двигателя. Зависимость получена при двух вариантах толщины огневой стенки. В обоих вариантах принимается, что толщина огневой стенки постоянна.

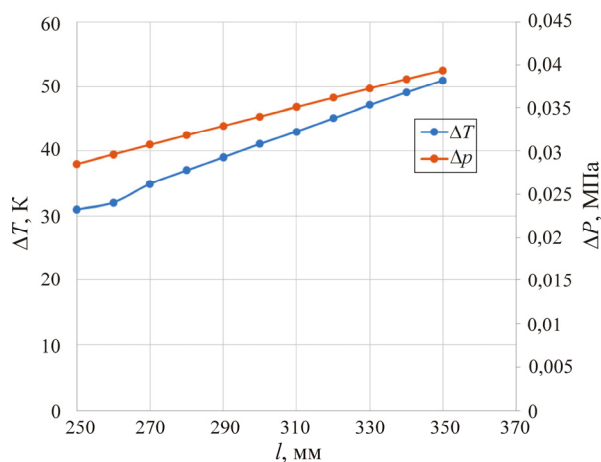


Рис. 14. Реализация подогрева за счет увеличения длины цилиндрической части камеры двигателя

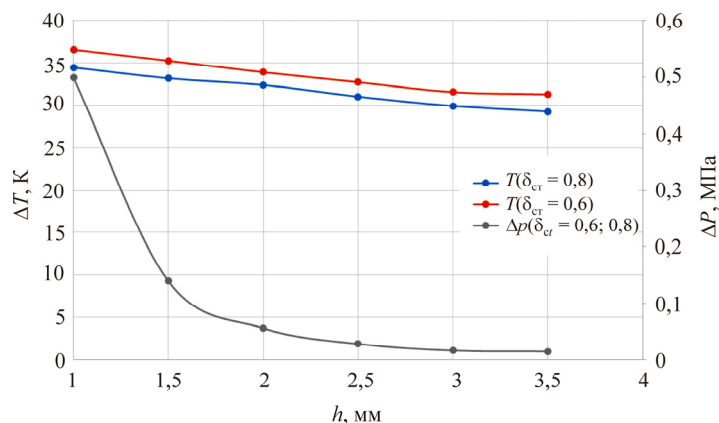


Рис. 15. Реализация подогрева за счет изменения высоты канала орбрения в межрубашечном пространстве корпуса камеры двигателя

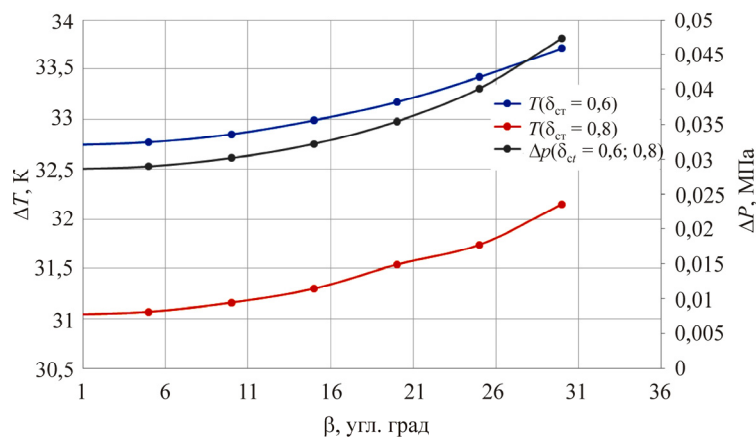


Рис. 16. Реализация подогрева за счет изменения угла наклона ребра к образующей при спиральном (винтовом) орбрении в межрубашечном пространстве корпуса камеры двигателя

Данный способ также применим при необходимости небольшого увеличения температуры охладителя. Можно отметить, что данная мера наиболее оптимальна в связи с малыми гидравлическими потерями.

Для оценки эффективности классической безгазогенераторной схемы можно ввести критерий по высоте канала в межрубашечном пространстве корпуса камеры двигателя.

Разработанная математическая модель позволяет рассмотреть влияние разработанной конструкции РО на подогрев охладителя и, как следствие, на энергетические параметры турбины ТНАГ. В рамках исследования рассмотрено изменение мощности турбины в зависимости от высоты канала, которое представлено на рис. 17.

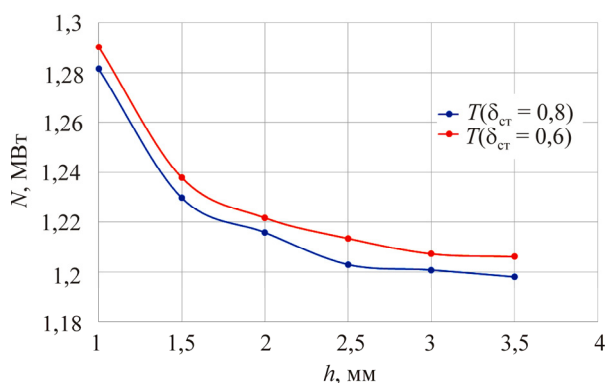


Рис. 17. Влияние высоты канала в межрубашечном пространстве на мощность турбины в классической безгазогенераторной схеме

Из графика видно, что увеличение высоты канала более 3,5 мм не влияет на энергетические показатели турбины. Выявлено, что влияние подогрева охладителя в РО в дальнейшем незначительно за счет уменьшения гидравлических потерь и увеличения скорости охладителя на участке.

Выводы

Рассмотрены безгенераторные схемы жидкостного ракетного двигателя, работающего на криогенных компонентах топлива. Выявлены недостатки и достоинства безгенераторных ЖРД. Предложены возможные схемные решения безгенераторных ЖРД, позволяющие расширить диапазон работоспособности турбин и достигнуть наибольшего мощностного баланса.

С помощью разработанного автоматизированного программного модуля расчета энергетического баланса безгазогенераторного ЖРД проанализирована схема питания двигателя в зависимости от тяги и давления в КС. Расчеты показали, что при уменьшении тяги (менее 60 кН) необходимо применять двухконтурную комбинированную схему охлаждения, для тяг менее 35 кН – схему охлаждения окислителем.

Библиографический список

1. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.
2. Сполдинг Д.Б. Горение и массообмен. – М.: Машиностроение, 1985. – 237 с.
3. Никитин В.П. Тепловая защита. – М.: Машиностроение, 2008. – 512 с.
4. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
5. Korpela S.A. Principles of turbomachinery. – Hoboken, New Jersey, 2011. – 467 p.
6. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1986. – 375 с.
7. Хорлокк Дж.Х. Осевые турбины (газовая динамика и термодинамика). – М.: Машиностроение, 1972. – 211 с.
8. 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.
9. Затонский А.В., Орлин С.А., Пелевин Ф.В. Расчет теплового состояния камеры ЖРД с использованием ЭВМ. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 71 с.
10. Иевлев В.М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. – М.: Наука, 1975. – 255 с.
11. Кудрявцев В.М., Васильев А.П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. – М.: Высшая школа, 1975. – 656 с.
12. Александренков В.П. Расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. – 74 с.
13. Oskar J. Haidn. Advanced rocket engines. – Germany: German Aerospace Center (DLR), 2008. – 40 p.
14. Калмыков Г.П., Лебединский Е.В., Тарарышкин В.И. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / под ред. А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2009. – 376 с.
15. Безгенераторный ЖРД тягой 200 т.с. на углеводородном горючем [Электронный ресурс] / 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 December, 2002. – С. 2–9. – URL: <https://el.b-ok2.org/dl/3136783/f689d5> (дата обращения: 10.06.2019).
16. Калмыков Г.П., Лебединский Е.В., Тарарышкин В.И. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. – М.: Машиностроение, 2008. – 512 с.
17. 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.
18. Эффективность теплообмена в пористых элементах конструкций жидкостных ракетных двигателей / Ф.В. Пелевин, С.А. Аврамов, С.А. Орлин, А.Л. Синцов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. – 14 с.

19. Александренков В.П. Влияние интенсивности теплообмена в камере жидкостного ракетного двигателя на эффективность тракта охлаждения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2017. – № 4 – С. 1–10.
20. Экспериментальная отработка камеры сгорания многофункционального жидкостного ракетного двигателя с кислородным охлаждением камеры: результаты 2009–2014 гг. / Р.Э. Катков, И.Г. Лозино-Лозинская, С.В. Мосолов, В.И. Скоромнов, А.А. Смоленцев, Б.А. Соколов, П.П. Стриженко, Н.Н. Тупицын // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 4(11). – С. 12–24.
21. 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, Sacramento, California. 9–12 July 2006. – AIAA 2006-4367. – 2006. – P. 1–18.
22. Исследования процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД / Д.А. Ягодников, В.А. Новиков, П.П. Стриженко, Н.И. Быков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2014. – № 6. – С. 1–19.
23. Укачиков А.И. Особенности охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя жидким кислородом // Решетневские чтения. – Красноярск, 2013. – С. 150–151.
24. Стриженко П.П. Особенности расчета теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом // Вестник СГАУ. – 2009. – № 3(19). – С. 191–196.
25. Якуб П.А., Гуменный А.В. Расчетное исследование физических процессов в тракте охлаждения камеры кислородно-водородного ЖРД с использованием методов компьютерного 3D-моделирования // Вестник СГАУ. – 2012. – № 3(34). – С. 93–98.

References

1. Polezhayev Yu.V., Yurevich F.B. Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow: Energiya, 1976, 392 p.
2. Spolding D.B. Goreniye i massoobmen [Combustion and mass transfer]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1985, 237 p.
3. Nikitin V.P. Teplovaya zashchita [Heat protection]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2008, 512 p.
4. Gakhun G.G. Konstruktsiya i proyektirovaniye zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Design and engineering of liquid rocket engines]. Moscow: Engineering, 1989, 424 p.
5. Korpela S.A. Principles of turbomachinery. Hoboken, New Jersey, 2011, pp. 1-467.
6. Ovsyannikov B.V., Borovsky B.I. [Theory and calculation of power units for liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1986, 375 p.
7. Horlock J.H. Osevyie turbiny (gazovaya dinamika i termodinamika) [Axial turbines (gas dynamics and thermodynamics)]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1972, 211 p.
8. 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, pp. 1-15.
9. Zatonkiy A.V., Orlin C.A., Pelevin F.V. Raschet teplovogo sostoyaniya kamery ZHRD s ispolzovaniyem EVM [Calculation of the thermal state of the LRE chamber using a computer]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 1997, 71 p.
10. Iyevlev V.M. Turbulentnoye dvizheniye vysokotemperaturnykh sploshnykh sred [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow: Nauka, 1975, 255 p.
11. 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, 1975, 656 p.
12. Aleksandrenkov V.P. Raschet naruzhnogo protochnogo okhlazhdeniya kamery ZHRD a [Calculation of external flow-through cooling of the LPRE chamber]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2012, 74 p.
13. Oskar J. Haidn. Advanced rocket Engines. Germany: German Aerospace Center (DLR), 2008, pp. 6-40.
14. Kalmykov G.P., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I. Kompyuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Computer models of liquid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2009, 376 p.
15. Kalmykov G.P., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I., Eliseyev I.O. Bezgeneratornyy ZHRD tyagoy 200 t.s. na uglevodородном 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).

16. Kalmykov G.P., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I. Rabochiye protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovaniye [Work processes in a liquid rocket engine and its modeling]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2008, 512 p.

17. Zatonkiy A.V. Chislennoye modelirovaniye i raschet techeniya i teploobmena v sisteme s mezhkanal'noy transpiratsiyey teplonosatelya [Numerical modeling and calculation of flow and heat transfer in a system with inter-channel transpiration of the coolant]. Dissertation for the degree of candidate of technical sciences. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 1996, 106 p.

18. Pelevin F.V., Avramov S.A., Orlin S.A., Sintsov A.L. Effektivnost teploobmena v poristykh elementakh konstruktivnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Efficiency of heat transfer in porous structural elements of liquid rocket engines]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2013, 14 p.

19. Aleksandrenkov V.P. Vliyaniye intensivnosti teploobmena v kamere zhidkostnogo raketnogo dvigatelya na effektivnost trakta okhlazhdeniya [The influence of heat transfer intensity in the chamber of a liquid rocket engine on the efficiency of the cooling path]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2017, no. 4, pp. 1-10.

20. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Skoromnov V.I., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Strizhenko P.P., Tupitsyn N.N. Eksperimentalnaya otrabotka kamery sgoraniya mnogofunktionalnogo zhidkostnogo raketnogo dvigatelya s kislorodnym okhlazhdeniyem kamery: rezul'taty 2009-2014 gg [Experimental testing of the combustion chamber of a multifunctional liquid rocket engine with oxygen-cooled chambers: results of 2009-2014]. Space technique and technologies, 2015, № 4(11), pp. 12-24.

21. Naraghi M.H., Dunn S. and Coats D. Dual regenerative cooling circuits for liquid rocket engines (Preprint) // Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 09 July 2006 - 12 July 2006, Sacramento, California, AIAA 2006-4367, 2006, pp. 1-18.

22. Yagodnikov D.A., Novikov V.A., Strizhenko P.P., Bykov N.I. Issledovaniya protsessa techeniya kisloroda v rubashke okhlazhdeniya kamery ZHRD [Investigations of the process of oxygen flow in the cooling jacket of the LRE chamber]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2014, no. 6, pp. 1-19.

23. Ukachikov A.I. Osobennosti okhlazhdeniya kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatelya zhidkim kislorodom [Features of the cooling chamber of a liquid rocket engine with liquid oxygen]. Proceedings of XVII International Scientific Conference "Reshetnevskiy chteniye", Krasnoyarsk, 2013, pp. 150-151.

24. Strizhenko P.P. Osobennosti rascheta teplovogo sostoyaniya kamery ZHRD s bezzavesnym okhlazhdeniyem zhidkim kislorodom [Features of the calculation of the thermal state of the LRE chamber with bezless cooling with liquid oxygen]. VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2009, no. 3(19), pp. 191-196.

25. Yakub P.A., Gumenny A.V. Raschëtnoye issledovaniya fizicheskikh protsessov v trakte okhlazhdeniya kamery kislorodno-vodorodnogo ZHRD s ispolzovaniyem metodov kompyuternogo 3D modelirovaniya [Estimated studies of physical processes in the cooling path of the chamber of oxygen-hydrogen rocket engine using 3D computer modeling methods]. VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2012, no. 3(34), pp. 93-98.

Сведения об авторах

Беляков Владислав Альбертович (Москва, Россия) – аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: titflavii@rambler.ru).

Василевский Дмитрий Олегович (Москва, Россия) – аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4., e-mail: dantek143@rambler.ru).

About the authors

Vladislav A. Belyakov (Moscow, Russian Federation) – PhD Student of Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail:titflavii@rambler.ru).

Dmitry O. Vasilevsky (Moscow, Russian Federation) – PhD Student of Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: dantek143@rambler.ru).