

## **Обеспечение надежного охлаждения камеры сгорания кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя первой ступени ракеты-носителя при глубоком дросселировании тяги**

© Р.Я. Мукамбетов, И.Н. Боровик

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

*Приведен анализ возможности глубокого дросселирования жидкостного ракетного двигателя при условии надежного охлаждения камеры. Представлено решение научно-технической задачи разработки предельной схемы охлаждения, в которой и заключается научная новизна данной работы. Для расчета охлаждения был использован программный комплекс «HOLOD», разработанный в МГТУ им. Баумана. Для определения лучистого теплового потока использовался закон Стефана — Больцмана. В ходе исследования установлена возможность дросселирования тяги двигателя до 28 % номинального режима. При такой величине дросселирования обеспечивается предельно возможное охлаждение стенок камеры без прогара. Это значение дросселирования двигателя позволяет получить схему охлаждения камеры, которая подразумевает разделение потоков охладителя и использование разворота потока на срезе сопла, а также поясов завесного охлаждения. Для надежного охлаждения организован подвод охладителя на наиболее теплонапряженном участке камеры.*

**Ключевые слова:** жидкостной ракетный двигатель, Раптор, рубашка охлаждения, конвективный тепловой поток, лучистый тепловой поток, дросселирование тяги

**Введение.** Одна из проблем современного ракетостроения — многократное использование ступеней ракет-носителей. Такое решение позволяет снизить стоимость запусков и, как следствие, повысить конкурентоспособность. Одним из вариантов решения данной проблемы является посадка ступени ракеты-носителя с помощью реактивной тяги маршевого двигателя [1]. Подобная идея дает возможность осуществлять посадку ступени непосредственно на стартовый стол, благодаря чему будут исключены затраты на транспортировку, возникающие при посадке вне космодрома. Однако при таком решении требуется глубокое дросселирование двигателя, что приводит к возникновению следующей проблемы: необходимо обеспечить надежное охлаждение камеры двигателя на режимах глубокого дросселирования.

В настоящее время ЖРД многократного использования создан частной американской компанией SpaceX. К такому двигателю относится ЖРД «Раптор» [2].

Разработанный в НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко ЖРД РД-170 на сегодня прошел при положительных результатах 17 огневых испытаний без переборки и сертифицирован на десятикратное использование [3]. Однако на многоразовых ступенях данный двигатель не применяется.

В настоящее время максимальное дросселирование тяги, достигнутое на двигателе разработки НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко РД-191, составляет 27 % номинального режима работы [3].

В статье представлено исследование схем охлаждения камеры жидким водородом с минимальным расходом через рубашку охлаждения. Для сравнения схем в качестве базового варианта выбран двигатель «Раптор», но в данном случае работающий на топливной паре жидкий водород — жидкий кислород, а не на используемых штатно жидком кислороде и жидком метане. Выбор такого базового варианта обусловлен тем, что схема с полной газификацией компонентов, по которой выполнен двигатель, позволяет получить наибольшее значение удельного импульса. Также в этом двигателе решена проблема устойчивости процесса горения в камере сгорания благодаря применению штыревой форсунки. Выбор водорода в качестве охладителя определяется его лучшей охлаждающей способностью [4]. В работе рассмотрен вариант охлаждения стенок камеры частью расходуемого горючего с целью минимизации потерь давления в рубашке охлаждения. В случае если расход через рубашку охлаждения увеличить, это приведет к росту потерь и, следовательно, к размыканию энергетической увязки параметров двигателя.

В качестве материала стенки был выбран сплав хромистой бронзы, так как благодаря его высокой теплопроводности уменьшаются термическое сопротивление, что улучшает охлаждение, а также термические напряжения, что благоприятно для прочности. Допустимая по условиям прочности температура стенки со стороны газа составляет 800 К [1].

Наружная силовая рубашка, работающая при более низких температурах, выполняется из нержавеющей стали. Влияние параметров и свойств наружной стенки незначительно сказывается на тепловом состоянии огневой стенки и всей системы охлаждения в целом.

Ограничения по суммарным гидравлическим потерям в тракте определяются требованиями энергетической эффективности системы подачи топлива, а также ее массогабаритными характеристиками. Допустимыми считаются потери в пределах 10...20 % номинального давления охладителя на входе в охлаждающий тракт. В данной работе максимально допустимое значение потерь давления в рубашке охлаждения составляет 10,5 МПа.

**Математическая модель.** Конвективный тепловой поток в стенку камеры рассчитывается по формуле Иевлева [5]:

$$q = B \frac{1 - \beta^2}{\bar{D}^{1,82}} \frac{(p_k \varepsilon_k)^{0,85}}{d_{кр}^{0,15}} \frac{S}{Pr^{0,58}}, \quad (1)$$

где  $B$  — коэффициент, учитывающий переход от вязкости при температуре ядра к вязкости при температуре 1000 К;  $\bar{D}$  — относительный диаметр;  $\beta$  — коэффициент, выражающий отношение скорости потока в ядре к максимальной скорости;  $p_k$  — давление в камере сгорания;  $\varepsilon_k$  — степень неизобаричности камеры;  $d_{кр}$  — диаметр критического сечения;  $S$  — функция теплофизических параметров газа;  $Pr$  — число Прандтля.

В формуле (1) множители  $S$ ,  $B$ ,  $Pr$  приняты зависящими от коэффициента избытка окислителя в пристеночном слое и температуры стенки, а множители  $\bar{D}$ ,  $d_{кр}$ ,  $p_k$ ,  $(1 - \beta^2)$  — геометрией камеры сгорания и расходом продуктов сгорания.

Лучистый тепловой поток определяется законом Стефана — Больцмана в одном сечении, а затем экстраполируется на остальные сечения по правилу, описанному в [6]:

$$q_{л} = \varepsilon_{ст.эф} C_0 \left[ \varepsilon_r \left( \frac{T_r}{100} \right)^4 - A_r \left( \frac{T_{ст}}{100} \right)^4 \right], \quad (2)$$

где  $\varepsilon_{ст.эф}$  — эффективная степень черноты стенки;  $C_0$  — коэффициент лучеиспускания абсолютно черного тела;  $\varepsilon_r$  — степень черноты излучающих газов;  $T_r$  — температура газа;  $A_r$  — поглощательная способность газа при температуре стенки  $T_{ст}$ .

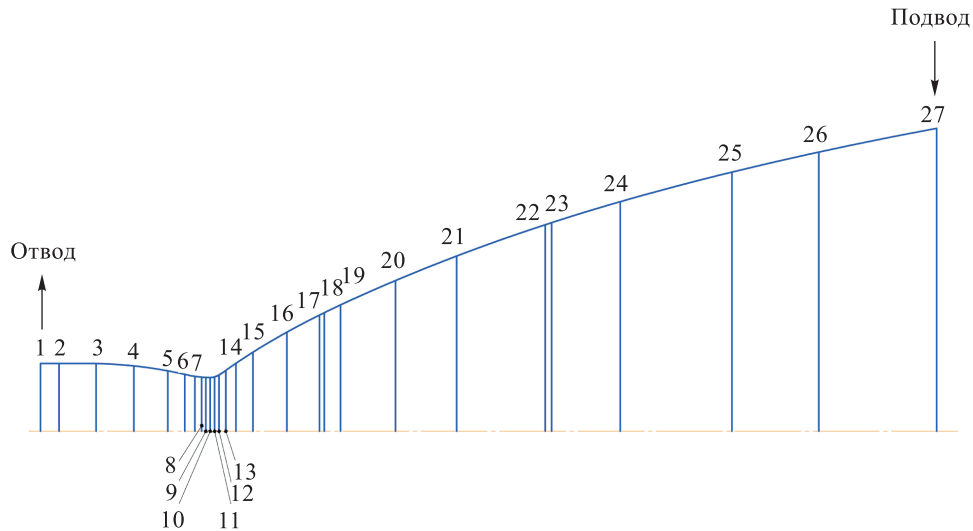
При расчете температурного состояния стенки камеры задают начальную температуру, конвективный и лучистый тепловые потоки в стенку, температуру, до которой подогревается охлаждающая жидкость, температуру стенки со стороны охладителя и со стороны газа. Затем процесс повторяется итеративно до тех пор, пока относительное изменение теплового потока на одной итерации не станет меньше заданного.

Коэффициент теплоотдачи от стенки в охладитель рассчитывается по формуле [6]

$$\alpha_r = \frac{\left( \frac{z}{z_r} \right)^{0,089 Pr^{-0,56}}}{\left[ 307,8 + 54,8 \lg^2 \left( \frac{Pr}{19,5} \right) \right] Pr^{0,45} z^{0,08} - 650}, \quad (3)$$

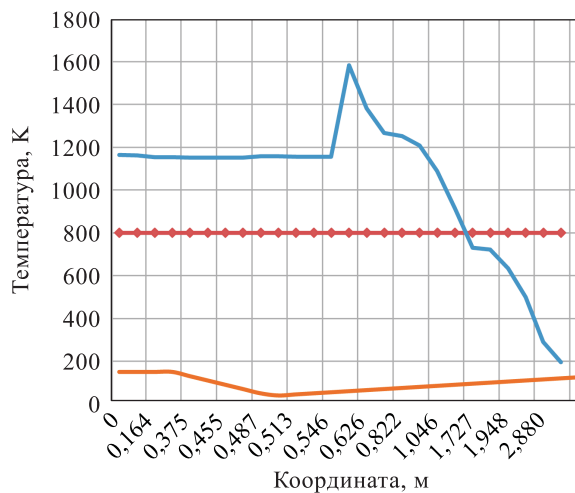
где  $z/z_r$  — вспомогательная функция.

**Противоточная схема.** Для расчета камера разбивается на 27 участков (рис. 1). Подвод, отводы и начало, а также конец петли должны совпадать с расчетными сечениями. Нумерация сечений начинается с единицы в плоскости смесительной головки. Частота расположения участков определяется продольным градиентом тепловых потоков, принимающим максимальное значение в критическом сечении камеры.



**Рис. 1.** Противоточная схема:

отвод —  $T = 1131 \text{ K}$ ,  $p = 35,69 \text{ МПа}$ ,  $G = 18,45 \text{ кг/с}$ ;  
 подвод —  $T = 20 \text{ K}$ ,  $p = 52,06 \text{ МПа}$ ,  $G = 18,45 \text{ кг/с}$



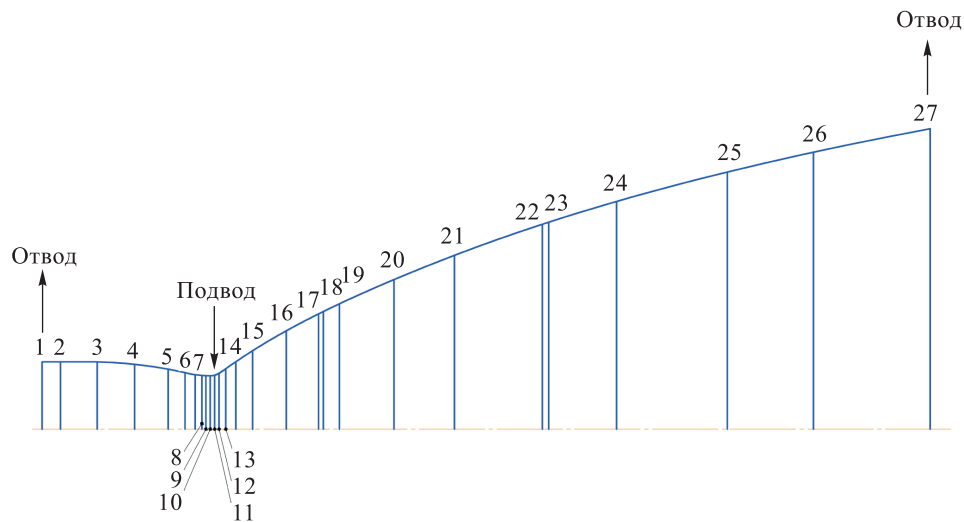
**Рис. 2.** Распределения температуры стенки со стороны газа в противоточной схеме:

—♦— максимально допустимая температура стенки; — температура стенки со стороны газа; — контур камеры

Расход охладителя через рубашку охлаждения в первом приближении принимаем равным 17,990 кг/с. В данном случае потери давления составляют 16,37 МПа, что недопустимо, поскольку не удастся выполнить энергетическую увязку параметров двигателя. Распределение температуры стенки со стороны газа в виде графика приведено на рис. 2.

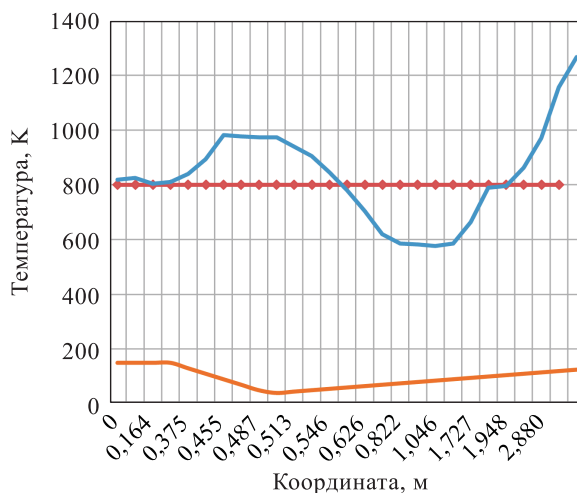
Увеличение расхода через рубашку охлаждения приведет к росту потерь, следовательно, данная схема охлаждения не годится.

**Схема охлаждения с разделением потоков.** Введем два участка охлаждения: первый — от коллектора подвода до плоскости смесительной головки, второй — от коллектора подвода до среза сопла. Осуществим подвод охладителя в 11-е сечение (рис. 3).



**Рис. 3.** Схема с разделением потоков:

отвод<sub>1</sub> —  $T = 383,412$  К,  $p = 46,3$  МПа,  $G = 18,45$  кг/с; подвод —  $T = 20$  К,  $p = 52,06$  МПа,  $G = 36,9$  кг/с; отвод<sub>27</sub> —  $T = 1441,9$  К,  $p = 44,32$  МПа,  $G = 18,45$  кг/с



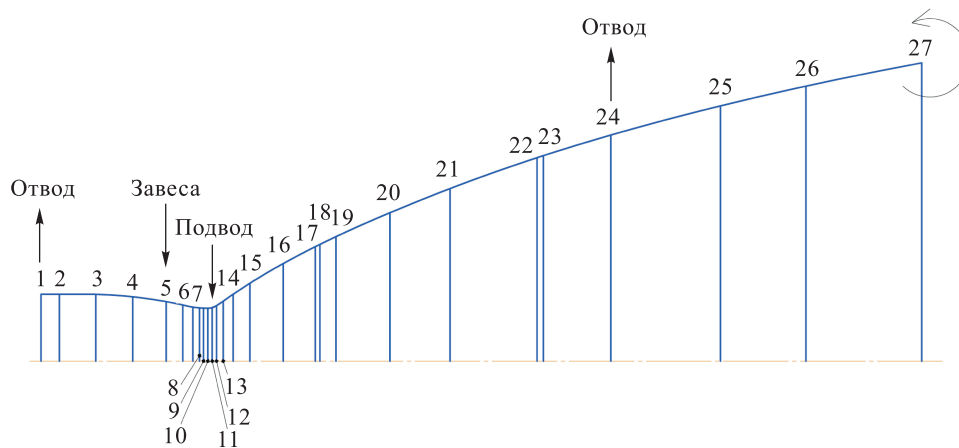
**Рис. 4.** Распределение температуры стенки со стороны газа в схеме с разделением потоков:

— красные точки — максимально допустимая температура стенки; — синяя линия — температуры стенки со стороны газа; — оранжевая линия — контур камеры

При данной схеме охлаждения потери давления составляют 13,5 МПа, что также является недопустимым, а температура стенки превышает допустимые значения (рис. 4).

**Схема охлаждения с разделением потоков, завесой и разворотом потока.** Высокие значения термогазодинамических параметров рабочего процесса в камере не позволяют решить проблему теплозащиты стенки только наружным проточным охлаждением. Поэтому в окрестности стенки камеры формируется так называемый пристеночный слой потока продуктов сгорания с пониженным значением температуры газа путем обеспечения соответствующего соотношения компонентов  $K_{m\text{ ст}}$ . Пристеночный слой с большим содержанием водорода создается посредством вдува охладителя через пояса завесного охлаждения, а также с помощью периферийного ряда форсунок. Для этого на первом участке охлаждения вводим завесу в сечении 5.

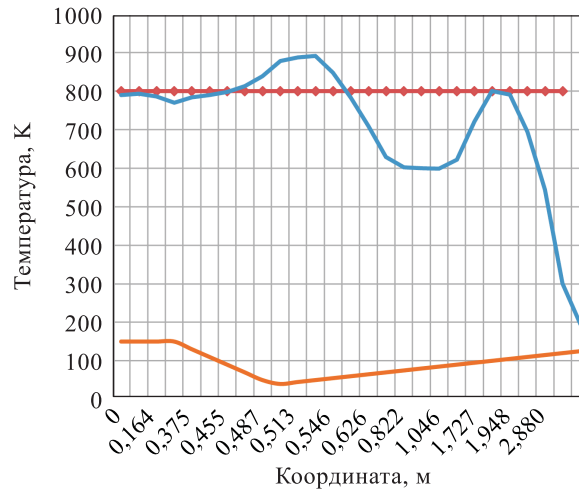
Поскольку каналы рубашки охлаждения выбраны предельно допустимыми, единственным способом снижения потерь является уменьшение расхода охладителя через рубашку, однако при этом температура внутренней стенки возрастет. Следовательно, необходимо применять дополнительные меры по охлаждению камеры. Из анализа предыдущего расчета можно сделать вывод, что на срезе сопла следует интенсифицировать охлаждение, в связи с чем следует ввести разворот потока от сечения 24 до среза сопла (рис. 5).



**Рис. 5.** Схема с разделением потоков, одной завесой и петлей:

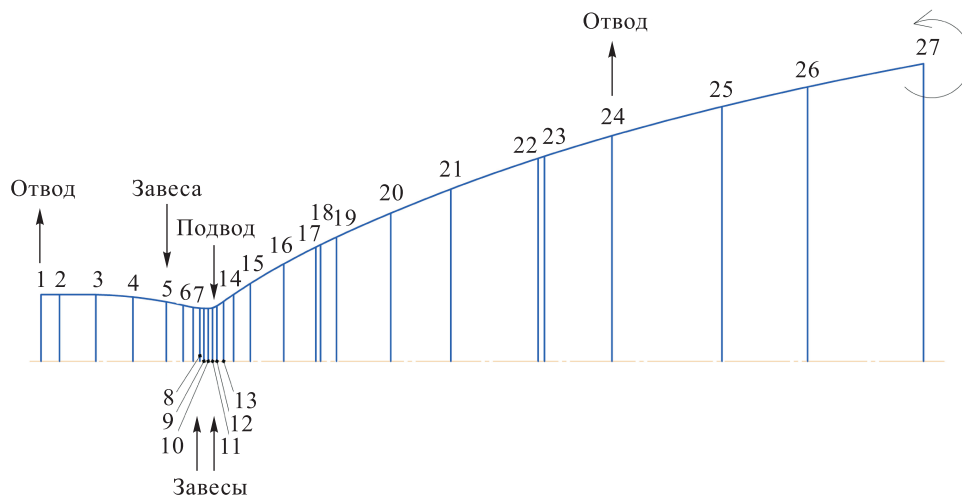
отвод<sub>1</sub> —  $T = 320,07 \text{ К}$ ,  $p = 50,9 \text{ МПа}$ ,  $G = 17,9 \text{ кг/с}$ ; подвод —  $T = 20 \text{ К}$ ,  $p = 52,06 \text{ МПа}$ ,  
 $G = 33,78 \text{ кг/с}$ ; отвод<sub>24</sub> —  $T = 860,6 \text{ К}$ ,  $p = 43,15 \text{ МПа}$ ,  $G = 15,79 \text{ кг/с}$

Как показано на графике, приведенном на рис. 6, температура стенки превышает допустимую. Поэтому определяем данные сечения и вводим в них завесное охлаждение. В результате завесы располагаем в сечениях 5, 8 и 12 (рис. 7).



**Рис. 6.** Распределение температуры газа со стороны стенки в схеме с разделением потоков, одной завесой и одной петлей:

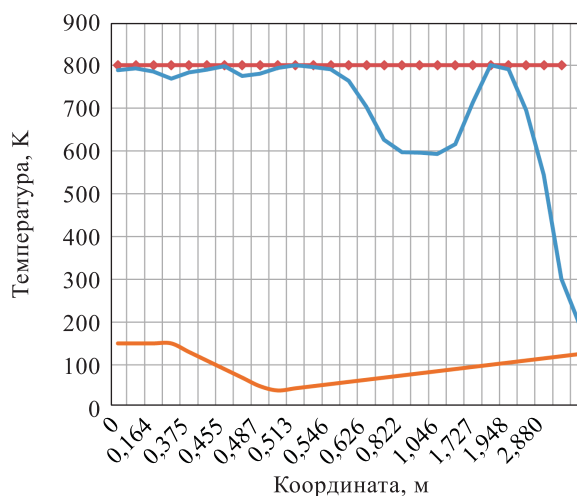
—•— максимально допустимая температура стенки; — температуры стенки со стороны газа



**Рис. 7.** Схема с разделением потоков, тремя завесами и петлей:

отвод<sub>1</sub> —  $T = 307,35 \text{ К}$ ,  $p = 50,9 \text{ МПа}$ ,  $G = 17,9 \text{ кг/с}$ ; подвод —  $T = 20 \text{ К}$ ,  $p = 52,06 \text{ МПа}$ ,  $G = 33,78 \text{ кг/с}$ ; отвод<sub>24</sub> —  $T = 790,6 \text{ К}$ ,  $p = 43,15 \text{ МПа}$ ,  $G = 15,79 \text{ кг/с}$

В исследуемом случае температура огневой стенки не превышает допустимого значения, равного 800 К (рис. 8). Потери при этом составляют 10,1 МПа, что также является допустимым. Однако уменьшить расход при данной схеме не представляется возможным, поэтому минимальный предельный расход горючего составил 33,780 кг/с. Это позволяет дросселировать тягу двигателя до 28 % номинального значения.



**Рис. 8.** Распределение температуры стенки со стороны газа в схеме с разделением потоков, тремя завесами и петлей:

—●— максимально допустимая температура стенки; — температура стенки со стороны газа; — контур камеры

**Заключение.** Проведенный в данной работе анализ возможности охлаждения камеры ЖРД при глубоком дросселировании тяги показывает, что надежное охлаждение возможно обеспечить при дросселировании до 28 % номинального значения. При этом достаточно применить один из стандартных способов охлаждения. Надежное охлаждение при данном уровне дросселирования обеспечивается путем наружного проточного охлаждения, внутреннего завесного, организованного с помощью периферийного ряда форсунок, а также тремя поясами завес, расположенными как в докритической, так и в закритической области. Подобные решения обусловлены большими тепловыми потоками, которые невозможно снять только реализацией наружного проточного охлаждения. Разворот потока в конце сверхзвуковой части сопла позволяет повысить эффективность охлаждения, благодаря чему не возникает необходимости использовать завесное охлаждение в этой области.

Достигнутый уровень дросселирования на 1 % меньше, чем дросселирование двигателя РД-191. Однако в случае с РД-191 камера сгорания охлаждается полным расходом горючего, а в случае объекта данного исследования — только частью расхода компонента.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гахун Г.Г. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 424 с.
- [2] Маслов Е.В. *Межпланетная программа SpaceX: подробный разбор ЖРД «Raptor»*. URL: <https://aboutspacejournal.net/2017/06/29/> (дата обращения 15.02.2018).



- [3] Чванов В.К., Судаков В.С., Левочкин П.С. Современные жидкостные ракетные двигатели АО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко». Состояние программ и перспективы. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 3, с. 5–16.
- [4] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей*. 3-е изд. Москва, Машиностроение, 1980, 534 с.
- [5] Кудрявцев В.М., Васильев А.П. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Высшая школа, 1975, 656 с.
- [6] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. 3-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 464 с.
- [7] Клепиков И.А. *Выбор энергомассовых характеристик маршевых многоразовых ЖРД на сжиженном природном газе. Дис. ... д-ра техн. наук*. Москва, 2005, 401 с.
- [8] Стриженко П.П. Особенности расчета теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2009, № 3 (19), с. 191–196.
- [9] Беляков В.А., Василевский Д.О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2019, № 58, с. 69–86.
- [10] Салахутдинов Г.М. *Развитие методов теплозащиты жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Наука, 1984, 144 с.
- [11] Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Издательско-типографский центр «МАТИ» КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001, 171 с.

Статья поступила в редакцию 17.05.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Мукамбетов Р.Я., Боровик И.Н. Обеспечение надежного охлаждения камеры сгорания кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя первой ступени ракеты-носителя при глубоком дросселировании тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2146>

**Мукамбетов Ралиф Ядекорович** — техник кафедры 202 «Ракетные двигатели» МАИ. e-mail: [ralif.mukambetov@mail.ru](mailto:ralif.mukambetov@mail.ru)

**Боровик Игорь Николаевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры 202 «Ракетные двигатели» МАИ. e-mail: [borovikin@mai.ru](mailto:borovikin@mai.ru)

## Ensuring reliable cooling of the combustion chamber of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine of the first stage launcher with deep thrust throttling

© R.Ya. Mukambetov, I.N. Borovik

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

*The purpose of the paper was to analyze the possibility of deep throttling of a liquid rocket engine under reliable cooling of the chamber. Within the study, we solved a scientific and technical problem, developed a limiting cooling scheme, which is the scientific novelty of this research. To estimate the cooling, we used the HOLOD software package developed at Bauman Moscow State Technical University. To determine the radiant heat flux, we applied the Stefan-Boltzmann law. Findings of the research show that the engine thrust can be throttled up to 28% of the nominal rating. At this value, we ensured the maximum possible cooling of the chamber walls without burnout. It was possible to obtain the value due to the cooling scheme for the chamber, which implies the separation of the coolant flows and the use of a loop solution at the nozzle section. For reliable cooling, the coolant was supplied at the most heat-stressed section of the chamber.*

**Keywords:** liquid rocket engine, Raptor, cooling jacket, convective heat flow, radioactive heat flow, thrust throttling

### REFERENCES

- [1] Gakhun G.G. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Construction and design liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 424 p.
- [2] Maslov E.V. Mezplanetnaya programma SpaceX: podrobny razbor ZhRD "Raptor" [SpaceX's interplanetary program: detailed analysis of the Raptor rocket engine]. *Zhurnal "Vse o kosmose" — All about Space Magazine*. Available at: <https://aboutspacejournal.net/2017/06/29/> (accessed February 15, 2018).
- [3] Chvanov V.K., Sudakov V.S., Levochkin P.S. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii (Space engineering and technology)*, 2018, no. 3, pp. 5–16.
- [4] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. 3rd ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 534 p.
- [5] Kudryavtsev V.M., Vasilev A.P. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1975, 656 p.
- [6] Dobrovolsky M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines. Fundamentals of design]. 3rd ed. Moscow, BMSTU Publ., 2016, 464 p.
- [7] Klepikov I.A. *Vybor energomassovykh kharakteristik marshevykh mnogorazovykh ZhRD na szhizhenom prirodnom gaze*. Diss. dokt. tekhn. nauk [The choice of energy and mass characteristics of cruise reusable rocket engines fueled by liquefied natural gas. Dr. Eng. Sc. Diss.]. Moscow, 2005, 401 p.
- [8] Strizhenko P.P. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2009, no. 3 (19), pp. 191–196.
- [9] Belyakov V.A., Vasilevsky D.O. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2019, no. 58, pp. 69–86.

- [10] Salakhutdinov G.M. *Razvitie metodov teplozaschity zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Development of thermal protection methods of the liquid rocket engines]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 144 p.
- [11] Popov V.G., Yaroslavtsev N.L. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, "MATI" — KTU im. K.E. Tsiolkovsky Publ., 2001, 171 p.

**Mukambetov R.Ya.**, technician, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute. e-mail: [ralif.mukambetov@mail.ru](mailto:ralif.mukambetov@mail.ru)

**Borovik I.N.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute. e-mail: [borovikin@mai.ru](mailto:borovikin@mai.ru)