

УДК 533.9.03

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89

**Для цитирования:** Воронин С. Т. О возможности полёта одноступенчатой ракеты к планетам Солнечной системы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 76–89. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89.

**For citation:** Voronin S. T. [On the possibility of flight of a single-stage rocket to the planets of the Solar system]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 76–89. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89.

## О возможности полёта одноступенчатой ракеты к планетам Солнечной системы

С. Т. Воронин

ООО «Аника М»

Российская Федерация, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 40

E-mail: anika\_m@mail.ru

*Предложена новая концепция построения малогабаритного ракетного двигателя, содержащего специальный ионизатор газов в камере сгорания для увеличения его проводимости до оптимального значения при соответствующем улучшении процесса сгорания топлива. Приведён упрощённый расчёт для относительной скорости газов в коническом сопле при подогреве сверхзвукового потока газов плазмой в конусном сопле посредством мощного электромагнитного высокочастотного поля. Рассмотрено влияние некоторых технических параметров на эффективность полёта ракеты.*

*Сделано сравнение высоты полёта ракеты с плазменным подогревом потока газов в коническом сопле с масштабной моделью, соответствующей известной одноступенчатой ракете «Зенит» с одинаковым весом и геометрии с учётом сопротивления воздуха для грузового варианта ракеты с одним малогабаритным двигателем. Получен результат – значительное снижение расхода топлива и увеличение максимальной высоты полёта в 2 раза при увеличении удельного импульса в 2,7 раза при прочих равных параметрах. Установлено, что при определённых концептуальных параметрах возможно быстрое ускорение и полёт одноступенчатой грузовой ракеты со стартовым весом 17,25–20,00 т к планетам Солнечной системы непосредственно с поверхности Земли при использовании связки однотипных двигателей.*

*Применение множества однотипных малогабаритных двигателей позволяет отказаться от сопла Лавалья в пользу простого конического сопла, что уменьшает габариты ракеты в целом. Это обусловлено необходимостью уменьшения диаметра конического сопла для достижения большей удельной мощности подогрева плазмой по сравнению с удельной мощностью сгорающего в камере сгорания топлива. Также предлагается полный отказ от рулевых двигателей, функцию которых будет выполнять часть двигателей, расположенных ближе к диаметру ракеты.*

*В качестве электрогенераторов предлагается использовать перспективные опытные образцы электрогенераторов МЭГ-6НС, МЭГ-15НС и др. компании «НаукаСофт» с хорошими весовыми показателями, которые позволяют в будущем изготовить такой жидкостный ракетный двигатель малых габаритов. Перераспределение части используемого топлива для производства электроэнергии компенсируется значительным ростом удельного импульса жидкостного ракетного двигателя для увеличения скорости и общей эффективности полёта при оптимальном соотношении количества топлива к весу ракеты до заправки.*

*Ключевые слова:* электромагнитное высокочастотное поле, плазменный подогрев газов, одноступенчатая ракета, ионизатор рентгеновским излучением.

## On the possibility of flight of a single-stage rocket to the planets of the Solar system

S. T. Voronin

LLC "Anika M"  
40, Russkaya St., Novosibirsk, 630058, Russian Federation  
E-mail: anika\_m@mail.ru

*A new concept for building a small-sized rocket engine containing a special gas ionizer in the combustion chamber to increase its conductivity to an optimal value with a corresponding improvement in the fuel combustion process is proposed. A simplified calculation for the relative velocity of gases in a conical nozzle is given when heating the supersonic flow of gases by plasma in a conical nozzle by means of a powerful, electromagnetic, high-frequency field, and the influence of some technical parameters on the efficiency of the rocket's flight is also considered.*

*A comparison of the flight altitude of a rocket with plasma heating of the gas flow in a conical nozzle with a scale model corresponding to the well-known single-stage Zenit rocket with the same weight and geometry, taking into account air resistance for the cargo version of the rocket with one small-sized engine, is made. The result is a significant reduction in fuel consumption and an increase in the maximum flight altitude by 2 times with an increase in specific impulse by 2.7 times, other things being equal. It is established that under certain conceptual parameters, it is possible to rapidly accelerate and fly a single-stage cargo rocket with a launch weight of 17.25-20.00 tons to the planets of the solar system directly from the Earth's surface using a bunch of engines of the same type.*

*The use of many of the same type of small-sized engines allows you to abandon the Laval nozzle in favor of a simple conical nozzle, which reduces the size of the rocket as a whole. This is determined by the need to reduce the diameter of the conical nozzle in order to achieve a greater specific heating power of the plasma compared to the specific power of the fuel burned in the combustion chamber. It is also proposed a complete rejection of the steering engines, the function of which will be performed by part of the engines located closer to the diameter of the rocket.*

*As electric generators, it is proposed to use promising prototypes of electric generators MEG-6NS, MEG-15NS and others, the company "NaukaSoft", with good weight indicators that allow in the future to produce such a liquid rocket engine of small dimensions. The redistribution of part of the fuel used to produce electricity is compensated by a significant increase in the specific impulse of the liquid rocket engine to increase the speed and overall efficiency of the flight with an optimal ratio of the amount of fuel to the weight of the rocket before refueling.*

*Keywords: electromagnetic high-frequency field, plasma heating of gases, single-stage rocket, X-ray ionizer.*

### Введение

Концепция ракет, использующих жидкостные реактивные двигатели (ЖРД), заложенная Валентином Петровичем Глушко (СССР) и Вернером фон Брауном (Германия), почти не изменилась до сих пор, что доказывается использованием конструкций, изобретённых ещё в 50–60-х гг. прошлого века. Основные различия конструкций определяются используемым горючим и окислителем [1–3]. Продуктами сгорания являются перегретый водяной пар, углекислый газ и азот, а при использовании жидких водорода и кислорода выделяется один перегретый водяной пар. В настоящее время эффективность по доставке тяжёлых грузов на околоземную орбиту является недостаточной и все возможности её увеличения практически исчерпаны. Например, ракета «Протон М» со стартовым весом 705 т выводит груз 23,7 т на орбиту 220 км, что составляет величину 3,4 %. Для высоты 36000 км полезный груз составляет 3,3 т, или 0,5 % от стартового веса. Нужно учитывать наносимый ущерб экологии при использовании некоторых видов

горючего и окислителя, поэтому перспективная ракета «Ангара-А5М» будет работать на известной топливной смеси керосина с кислородом, но с большей эффективностью.

Различие в величине удельного импульса (УИ) двигателей на основе топлива из керосина и кислорода, по сравнению с наилучшим криогенным водородно-кислородным двигателем, составляет не более 17 %. Но, учитывая совокупные параметры для ракеты в целом, их различие в эффективности по доставке грузов на орбиту значительно меньше. Многочисленные испытания окислителей, горючего, разработки новых двигателей с разнообразными типами камер сгорания (КС), не привели к существенному увеличению УИ двигателей [2] для экологически безопасного топлива. Следовательно, необходимо, используя совокупность научно-технических достижений последних десятилетий, многократно увеличить УИ для ЖРД, что значительно повысит эффективность доставки грузов на околоземные орбиты и, как следствие, позволит приступить к полётам на другие планеты Солнечной системы с большими скоростями, чем в настоящее время. В данной работе предлагается более значительное использование электрической энергии для увеличения УИ принципиально новых, малогабаритных двигателей для ракет, стартующих с земной поверхности. Концепция построения ракет тогда значительно изменится при использовании мощных источников электрической энергии для увеличения УИ. В настоящее время, электричество для тяги практически используется в малогабаритных, ионных и магнетоплазменных двигателях с небольшой тягой, что неприемлемо для ракет, стартующих с поверхности Земли.

#### **Влияние технических параметров на эффективность полёта ракеты**

В соответствии с расчётом по формуле К. Э. Циолковского для полёта ракеты вне полей тяготения, приняты следующие средние величины УИ: для типового ЖРД – 3 км/с; ЖРД с подогревом сверхзвуковых газовых потоков плазмой – 4,5 км/с. Предел увеличения УИ определяется, в основном, величиной используемой в ЖРД электрической мощности и может существенно возрасти в зависимости от конструкции ракеты в целом. Перераспределение части используемого топлива, составляющего до 90 % от стартового веса, для производства электроэнергии компенсируется значительным ростом УИ для ЖРД при увеличении скорости и общей эффективности полёта ракеты. Сравнение показывает, что увеличение УИ в 1,5 раза даёт уменьшение начального веса ракеты для ЖРД с подогревом плазмой в ~2,4 раза для первой космической скорости, ~3,5 раза для второй космической скорости и ~6,4 раза для третьей космической скорости. Таким образом, эффективность полёта ракеты значительно увеличивается с ростом УИ, который ограничивается теперь весом и мощностью электрогенератора. Перспективные опытные образцы электрогенераторов МЭГ-6НС и МЭГ-15НС с весом 4,5 и 9 кг, мощностью 6 и 15 кВт, соответственно, компании «НаукаСофт», позволяют в будущем изготовить такой ЖРД малых габаритов. Большое значение имеет соотношение  $\eta_t = M_t/M_k$  для веса используемого топлива  $M_t$  к весу не заправленной топливом ракеты с полезной нагрузкой  $M_k$  для достижения соответствующей скорости. Например, для тяжёлых ракет «Протон М» и «Зенит» это соотношение составляет  $\eta_t \approx 9,26-7,94$  для полёта на орбиту высотой 220 км, что значительно больше теоретического оптимального значения  $\eta_t \approx 4$ , полученного академиком Я. Б. Зельдовичем в 1963 г. Пределом увеличения скорости является перегрузка для экипажа пилотируемой ракеты, тогда как грузовой вариант ракеты позволяет достигать больших перегрузок и поэтому является более эффективным по использованию топлива. Обычно в одной связке используется 4–5 двигателей, к тому же большого диаметра из-за используемого профилированного сопла Лавала. Использование малогабаритных ЖРД с подогревом плазмой из объединённого множества ячеек даёт дополнительное преимущество – уменьшается влияние паразитных потоков воздуха между отдельными выхлопными струями ЖРД при высоких давлениях у земной поверхности, понижающих общую реактивную тягу. Это объясняется повышением донного давления вследствие меньшей неактивной площади для истекающих газов, когда длина пути потоков воздуха к центру связки множества малогабаритных двигателей резко возрастает. Важными параметра-

ми для ЖРД являются температура  $T_{\text{ср}}$  и давление  $P_{\text{ср}}$  в КС, которые взаимосвязаны. Например, если увеличить давление в КС в 50 раз, то это приведёт к росту температуры на 15 %, что позволит увеличить расходный комплекс всего на 3 % для топлива из керосина с азотной кислотой. Поэтому конструкторы ЖРД пошли по пути увеличения степени расширения сопла  $\mathcal{E}_C$  по давлению. Это позволяет увеличить УИ в пустоте в 1,15 раза при росте  $\mathcal{E}_C$  в 50 раз. Но такой путь привёл к большим габаритам используемого профилированного сопла Лавалья и снижению эффективности полёта ракеты в целом в плотных слоях атмосферы. Другой способ повышения эффективности ЖРД – это увеличение удельного веса топлива, хотя его увеличение в два раза позволяет увеличить, так называемую, несущую способность топлива всего на 20 % [3], но и этот способ ограничен небольшим выбором горючего, окислителя и добавок в топливо. Например, в работе [4] предложено использовать трёхкомпонентное топливо: керосин с добавками металлов, жидкий водород и жидкий кислород. Но увеличение УИ, в этом случае по расчётам, получается не более 6,5 % для работы ЖРД в пустоте. Значительно увеличить УИ простым увеличением теплотворной способности топлива также невозможно, так как максимальная скорость газов в расчётном сечении  $W_{\text{г max}}$  пропорциональна корню квадратному из ограниченной теплотворной способности топлива  $Q_{\text{т}}$ . Например, для того, чтобы увеличить  $W_{\text{г max}} = 3182$  м/сек до 4000 м/сек или в 1,257 раза, необходимо увеличить  $Q_{\text{т}}$  в 1,58 раза, т. е. на 58 %. Для многократного увеличения УИ, как наиболее важного параметра, предлагается дополнительный подогрев сверхзвукового потока газов в коническом сопле мощным электромагнитным ВЧ полем на основе работ [5; 6], где предложено повысить эффективность сгорания модифицированного топлива и окислителя нового типа при повышенном давлении атомов и молекул в скоростной КС. Понятно, что чем выше давление в КС, тем выше получаемая в ней температура, полнее степень сгорания топлива и больше УИ на выходе из конического сопла. Однако весовой расчёт показывает, что имеющиеся генераторы электроэнергии МЭГ-15НС (2 генератора одновременно) могут быть использованы при давлении в КС до  $\sim 15$  МПа, что ограничивает их применение. Отказ от профилированного сопла Лавалья в пользу конического сопла с максимальным коэффициентом расширения не более 200–250 по площади (3000 по давлению) обусловлен особенной конструкцией ЖРД из-за предлагаемого использования встроенных, импульсных ионизаторов газов интенсивным рентгеновским излучением [7]. На рис. 1 изображена упрощённая схема ЖРД малых габаритов, предлагаемая здесь для построения по новой концепции.

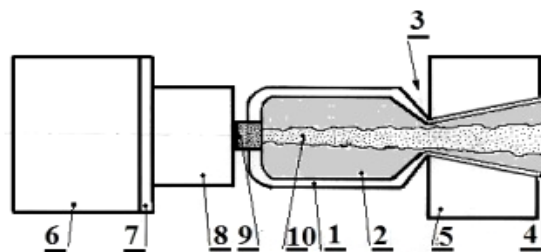


Рис. 1. Упрощённая схема ЖРД:

1 – корпус КС; 2 – горячие газы; 3 – критическое сечение; 4 – конус; 5 – ВЧ ионизатор;  
6 – генератор электроэнергии; 7 – изолятор; 8 – ионизатор; 9 – анод; 10 – рентгеновские кванты

Fig. 1. Simplified scheme of liquid-propellant engines:

1 – body KS; 2 – hot gases; 3 – critical cross-section; 4 – cone; 5 – RF ionizer; 6 – electricity generator;  
7 – insulator; 8 – ionizer; 9 – node; 10 – X-ray quanta

Мощность одного ионизатора для КС, частично использующего эффект Комптона для рентгеновских квантов, до 1 МВт в импульсе, но суммарная средняя мощность составляет 0,50–0,75 кВт. Площадь заземлённого анода 9 примерно равна площади критического сечения  $F_{\text{ср}}$ . Давно известно, что ионизация газов значительно улучшает процесс сгорания любого

топлива [8] из-за образования свободных радикалов и электронов, повышающих активность и скорость процессов горения в химических реакциях окисления атомов для используемого горючего. Но основной задачей встроенного в КС предлагаемого ионизатора является увеличение проводимости сверхзвукового потока газов на входе участка подогрева плазмой энергией электромагнитного ВЧ поля с высокой удельной мощностью в коническом сопле 4, которая должна намного превышать удельную мощность сгорающего в КС топлива.

### Упрощённая теория использования электромагнитного ВЧ поля

В работе Г. Н. Абрамовича [9] рассматривалась подобная задача дополнительного разогрева газа внешним источником, однако конечный отрицательный результат для практического использования получен для прямой цилиндрической трубы, а не для конического сопла. Рассмотрим теорию происходящих процессов для конического сопла ЖРД, основанной на расчёте величины максимальной энергии подогрева плазмой сверхзвукового потока газов на всей длине конического сопла. Для потока энергии в расширяющемся коническом сопле и при отсутствии теплообмена с внешней средой, технической работы и внутреннего трения, без учёта потенциальной энергии для газов, обобщённое уравнение Бернулли имеет следующий вид [9]:

$$\frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \int_1^2 \Delta i = 0 \quad (1)$$

где  $p$  – давление газа, н/м<sup>2</sup>;  $\rho$  – плотность газа, кг/м<sup>3</sup>;  $w$  – скорость газа, м/с;  $i = C_p T$  – теплосодержание, Дж/кг;  $C_p$  – удельная теплоёмкость, Дж/кг °К;  $T$  – температура, °К. Индексы 1 и 2 означают начальное и конечное состояние газа. Первое слагаемое связано с кинетической энергией, второе – со статическим давлением, а третье – с теплосодержанием потока газа, обусловленного внешним подогревом. Введём следующее соотношение:  $(a_{Cr})^2 = k p_1 / \rho_1$  – квадрат скорости газов, где  $a_{Cr}$  – скорость газов в критическом сечении  $F_{Cr}$ ;  $k$  – показатель политропического процесса расширения и нагрева потока газа. Примем, в первом приближении, что  $C_{p2} \approx C_{p1} \approx C_p$ , а подогрев  $T_2 - T_1 \approx \Delta T$ . Решение для уравнения (1) находится при  $p/\rho^k = \text{const}$ , в виде полной суммы, включая оба решения для интегралов:

$$\frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \int_1^2 C_p \Delta T = 0. \quad (2)$$

Далее преобразуем (2) с учётом соотношений  $p_1 = p_{Cr}$ ,  $p_2 = p_C$ ;  $\mathcal{E}_C = p_{Cr}/p_C$ ,  $\mathcal{E}_C$  – степень расширения потока газов в сопле. Также имеем  $w_1 = a_{Cr}$ ;  $\lambda_c = w_2/a_{Cr}$  – безразмерная скорость потока газов в сопле, тогда получим уравнение в безразмерной форме

$$\lambda_c^2 = 1 + \frac{2}{k-1} \left[ 1 - (\mathcal{E}_C)^{\frac{1-k}{k}} \right] + 2 \frac{C_p}{a_{Cr}^2} \int_1^2 \Delta T. \quad (3)$$

Для решения интеграла в уравнении (3) сделаем следующие упрощающие предположения – температура вдоль всего конического сопла растёт от  $T_{Cr}$  до максимума  $T_{max}$  и затем уменьшается до некоторой величины  $T_{min} \geq T_{Cr}$ , причём зависимость является квадратичной или же близкой к линейной. Введём следующие постоянные:  $L_C = h/R_{Cr}$ , где  $L_C$  – приведённая безразмерная длина сопла,  $h$  – длина нагреваемой части сопла, м;  $R_{Cr}$  – радиус критической части сопла, м;  $f_C = F_C/F_{Cr}$  – степень расширения сопла, где  $F_C$  – сечение в любой части сопла, м<sup>2</sup>. Тогда после несложных преобразований, с учётом того, что определённый интеграл в уравнении (3) представляет собой некоторое число  $\beta$ , получим окончательный вид уравнения:

$$\lambda_c^2 = 1 + \frac{2}{k-1} \left[ 1 - (\mathcal{E}_C)^{\frac{1-k}{k}} \right] + 2 \frac{C_p}{a_{Cr}^2} \beta \left[ 1 + L_C \cdot \text{tg}(\alpha) \right] (T_{max} - T_{Cr}), \quad (4)$$

где  $\operatorname{tg}(\alpha)$  – тангенс угла наклона конического сопла;  $\beta = 2/3$  для квадратичной зависимости  $T = T(x)$  или  $\beta = 1$  для линейной. При отсутствии внешнего подогрева ЭМ поля  $T_{\max} = T_{Cr}$  и формула (4) совпадают с известной формулой Г. Н. Абрамовича [9]. Результаты расчётов по формуле (4) приведены на рис. 2 для сопла без подогрева, т. е. при  $T_{\max} = T_{Cr}$  для значений показателя процесса политропического расширения  $k$  в интервале от 1,10 до 1,30.

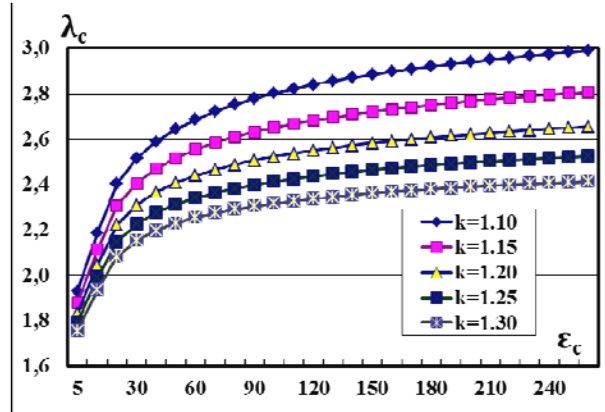


Рис. 2. Зависимость относительной скорости газов  $\lambda_c$  в коническом сопле от коэффициента расширения сопла по давлению  $\epsilon_c$

Fig. 2. Dependence of the relative velocity of gases  $\lambda_c$  in a conical nozzle on the expansion coefficient of the nozzle by pressure  $\epsilon_c$

Видно, что для значений  $\epsilon_c \geq 100$  величина относительной скорости стремится к насыщению, поэтому можно выбрать величину  $\epsilon_c$  в интервале от 100 до 200 определяемом, в основном, конструктивными условиями. Значение  $k = 1,10$  соответствует одноатомным газам, а  $k = 1,30$  – многоатомным. Реальные газы при сгорании топливных смесей являются сложной суммой одноатомных, двухатомных и многоатомных молекул, поэтому данные вычисления являются приближёнными, но достаточно хорошо описывают происходящие в газовых потоках процессы. Дополнительный подогрев сверхзвукового потока газа плазмой приводит к диссоциации многоатомных молекул и увеличению доли одноатомных молекул, что уменьшает величину показателя  $k$ , повышая относительную скорость  $\lambda_c$  и КПД теплового процесса расширения газов в сопле и всего ЖРД в целом. Из расчётов следует, что даже для относительно небольшого подогрева плазмой сверхзвукового потока газов на 1000 °К, относительная скорость газов  $\lambda_c$  существенно возрастает до величины 4,2–4,4, что соответствует УИ для жидкого водорода и кислорода. На рис. 3, а приведены результаты расчётов по вышеприведённым формулам для зависимости относительной скорости  $\lambda_c$  от величины подогрева газов по всей длине конического сопла. Параметры соответствовали топливной смеси керосина с азотной кислотой, в интервале подогрева до 1000 °К, при  $f_c = 25$ ;  $L_c = 25$  (для  $R_{Cr} = 6$  мм,  $h = 0,15$  м);  $\epsilon_c = 150$ ;  $\alpha = 9^\circ$ ,  $a_{Cr} = 1026$  м/сек;  $C_p = 1,8$  кДж/кг °К. На рис. 3, б приведены результаты расчётов для большей величины подогрева газов сопла до 10000 °К. Видно, что относительная скорость газов увеличивается до величины  $\lambda_c = 11$ , что соответствует УИ около  $\sim 10$  км/сек. Зависимость  $\lambda_c$  от величины  $k$  уменьшается с ростом подогрева, так как возрастает концентрация атомов и двухатомных молекул.

При величине объёма КС  $V_{Cr} = (2,5\text{--}2,7) \cdot 10^{-4}$  м<sup>3</sup> и возможных сечениях  $F_{Cr} = (0,7854\text{--}0,5027) \cdot 10^{-4}$  м<sup>2</sup>, значение приведённой длины камеры сгорания  $L_{Cr} = V_{Cr}/F_{Cr}$  может достигать величины 3,4–5,2 м. Такой высокий показатель  $L_{Cr}$  будет способствовать более полному сгоранию топлива в КС и общему повышению УИ, соответственно. Так как площадь сопла, прилегающая к сечению  $F_{Cr}$ , значительно уменьшена, то тепловой поток через стенки также уменьшается, что позволит увеличить температуру и скорость газового потока через охлаждаемое сопло. Можно заметить, что Меккером [10] была достигнута высокая температура подогрева

$T_{\max} = 5,2 \cdot 10^4$  °К для плазмы сжатой в канале диаметром 2,3 мм при атмосферном давлении и охлаждении водой с удельной мощностью около 11 МВт/см<sup>3</sup>, поэтому идея использования сверхзвуковых газовых потоков с подогревом плазмой имеет достаточно хорошую перспективу.

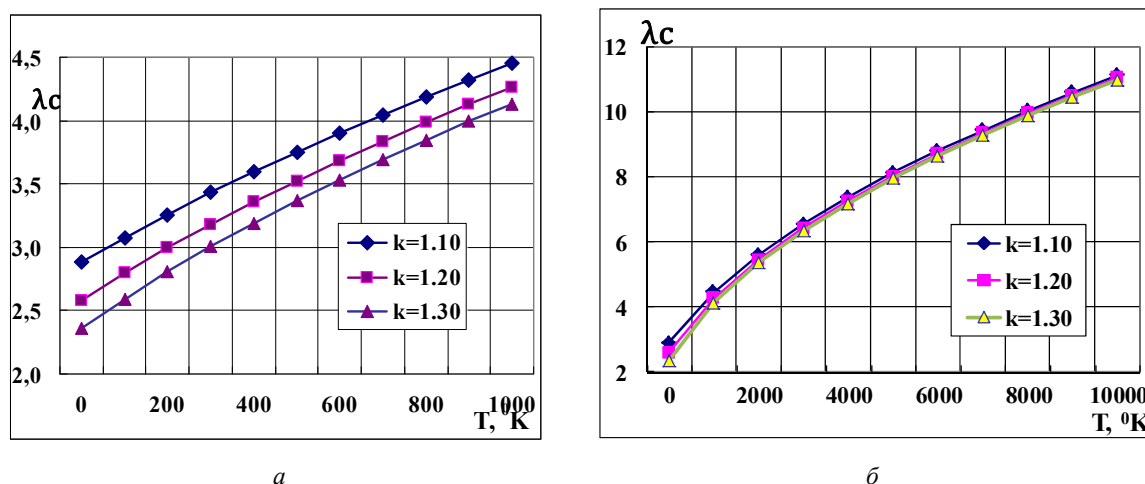


Рис. 3. Зависимость относительной скорости  $\lambda_c$  от величины подогрева плазмой:  
а – до 1000 °К; б – до 10000 °К

Fig. 3. Dependence of the relative velocity  $\lambda_c$  on the amount of plasma heating:  
а – up to 1000 °K; б – up to 10000 °K

Из справочных данных работы [11] следует, что подогрев газов в коническом сопле приводит к частичной или полной диссоциации образовавшихся в КС молекул  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{N}_2$ , которые к тому же обладают более высокой энтальпией, чем инертные одноатомные газы: ксенон, аргон и гелий. Например, смесь молекулярного азота  $\text{N}_2$  и радикала  $\text{N}$  (основной компонент) при температуре 8000 °К обладает теплосодержанием в 5 раз больше, чем аргон. Поэтому применение молекулярных газов для образования ВЧ плазмы позволяет достигать высоких значений теплового КПД до 60–70 % по сравнению ~40 % для инертных газов (ксенона, аргона и гелия) [12] при высоких температурах подогрева. Основным преимуществом конического сопла с подогревом газов плазмой является то, что газ уже имеет высокую начальную скорость  $a_{c1} > 1000$  м/сек и разогрет свыше 2500 °К, поэтому его дальнейший подогрев и, соответственно, дополнительное ускорение молекул, атомов (ионов) будет облегчено, что и является одной из причин повышения эффективности данной концепции ЖРД. Подогрев плазмой сверхзвукового потока газов приводит к разложению уже сформировавшихся в КС молекул  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2\text{O}$  на отдельные составляющие, что показано на рис. 4 для давления 0,2 МПа. Графики построены на основе табличных данных [11]. Молекулы азота  $\text{N}_2$  в интервале до 6000 °К слабо диссоциируют и могут не учитываться при расчётах химических реакций в плазме с достаточно низкой температурой. Точный расчёт подогрева потока газов плазмой усложнён необходимостью учёта зависимостей электропроводности, теплоёмкости, теплопроводности и вязкости газов при высокой температуре химически изменяющегося по длине сопла газового потока. Решение сложной стационарной системы уравнений газо- и электродинамики возможно численно с применением метода контрольного объёма при расчёте зоны подогрева плазмой на основе программ MathCad на основе [13; 14], что выходит за рамки данной работы, но изложено мною в работе [5].

Укажем ещё на одно направление экономии топлива. Из рассмотрения расчётных табличных данных работы [1] был построен график, показанный на рис. 5, для доли несгоревшего топлива  $\eta$  смеси керосина с азотной кислотой для давлений в двух сечениях: критическом (P1) и расчётном 0,1 МПа (P2).

Из рис. 5 видно, что с ростом давления в КС топливо сгорает более эффективно, а доля несгоревшего топлива значительно уменьшается. Но даже в интервале давлений  $P_{cP} = 15\text{--}50$  МПа

доля несгоревшего топлива в КС составляет 11–13 %, что с учётом части горючего, идущего на тепловую завесу стенок КС и составляющего 10–15 % от его общего веса, сильно снижает полную эффективность ЖРД. Кроме того, холодное горючее, идущее на тепловую завесу, плохо смешивается с общим газовым потоком и влияет на оптимальное стехиометрическое соотношение горючее / окислитель, уменьшая УИ, в том числе и в вакууме, на 3,2–3,4 %, что снижает грузоподъёмность всех ступеней ракет.

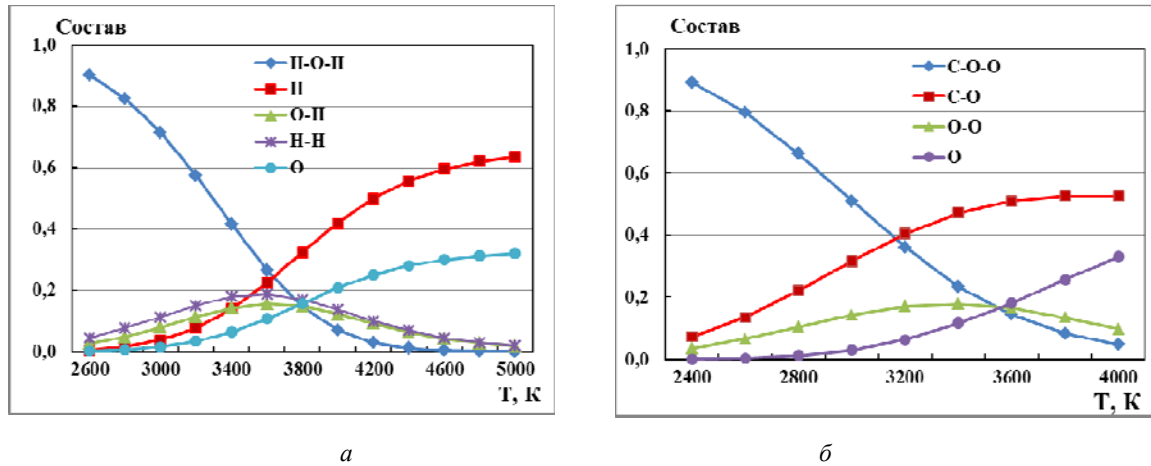


Рис. 4. Химический газовый состав атомов и молекул от температуры:  
 а –  $\text{H}_2\text{O}$ ; б –  $\text{CO}_2$

Fig. 4. Chemical gas composition of atoms and molecules from temperature:  
 а –  $\text{H}_2\text{O}$ ; б –  $\text{CO}_2$

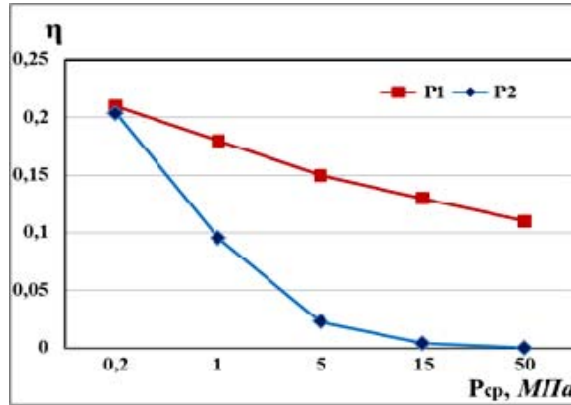


Рис. 5. Доля несгоревшего топлива  $\eta$  от давления в камере сгорания ЖРД  $P_{cp}$

Fig. 5. The proportion of unburned fuel  $\eta$  from the pressure  
 in the combustion chamber of LPE  $P_{cp}$

Кардинального решения данной проблемы для современных конструкций ЖРД не имеется вследствие почти полного использования всех возможных ресурсов: конструирования, материаловедения, топливных смесей, баллистики и динамики полёта ракеты. В новой концепции построения ЖРД с использованием подогрева плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле, проблема несгоревшего топлива будет иметь незначительное влияние вследствие диссоциации и почти полной ионизации остатков несгоревшего горючего на участке подогрева потока газов низкотемпературной плазмой и их дальнейшего активного участия в дополнительном ускорении всего газового потока.



### Сравнение полёта расчётных моделей ракет

Для вычисления параметров полёта двух моделей ракет (пропорционально уменьшенной известной ракеты «Зенит» и ракеты с плазменным подогревом сверхзвукового потока газов типа «Плазма»), имеющими по одному ЖРД малых габаритов, была составлена сравнительная таблица, учитывающая все геометрические и тяговые характеристики (табл. 1). Топливо – керосин и азотная кислота.

Таблица 1

Расчётные параметры моделей ракет «Зенит» и «Плазма»

№	Наименование параметра, ед. измер.	Формула	«Зенит»	«Плазма»	Примеч.
1	Полная тяга двигателя, Н	$P_E = P_1 + P_2$	3572	7178	в вакууме
2	Удельный импульс, м/с	$W_a$	2736	7377	
3	Сечение выходного сопла, м <sup>2</sup>	$S_a$	0,0145	0,0145	
4	Давление в КС, МПа	$P_{CP}$	15	15	
5	Тяга сопла максимальная, Н	$P_1 = S_a(P_{CP}/\varepsilon_C - P_h)$	1446	1446	
6	Реактивная тяга, Н	$P_2 = W_a(\Delta m/\Delta t)$	2126	5732	
7	Расход топлива, кг/сек	$q = (\Delta m/\Delta t) = P_2/W_a$	0,777	0,777	max
8	Стартовый вес, кг	$M_c$	125	150	
9	Вес ракеты без топлива, кг	$M_k$	50	75	
10	Вес топлива, кг	$m_T$	75	75	
11	Текущий вес ракеты, кг	$m_i = M_{ci} - q \cdot \Delta t$			$i = 0 \dots n$
12	Время работы двигателя, с	$t_w$	100	200	
13	Сечение лобовое, м <sup>2</sup>	$S_F$	0,0314	0,0314	
14	Коэффициент формы	$K_S$	0,080	0,080	
15	Плотность воздуха, кг/м <sup>3</sup>	$\rho = \rho_0 \exp(-\zeta \cdot h_i)$			$\zeta \approx 0,11 \text{ м}^{-1}$
16	Коэфф. пропорциональности, м <sup>2</sup>	$\mu = K_S \cdot S_F/2$	0,0013	0,0013	
17	Ускорение ракеты, м/с <sup>2</sup>	$a_i = [(P_E - F_T)/m_i] - g$			
18	Сила сопротивления воздуха, Н	$F_T = \rho \cdot \mu \cdot (V)^2$			
19	Скорость полёта ракеты, м/с	$V_{i+1} = V_i + a_i \cdot \Delta t$			
20	Высота полёта ракеты, км	$h_{i+1} = h_i + V_i \cdot \Delta t$			
21	Давление воздуха, МПа	$P_h = P_0 \cdot \exp(-\gamma \cdot h_i)$			$\gamma = 0,142$
22	Ускорение свобод. падения, м/с <sup>2</sup>	$g = g_0 / [(R + h_i)^2/R^2]$			
23	Коэфф. расширения сопла	$\varepsilon_C$	150	150	max
24	Время полёта до макс. высоты, с		420	1620	
25	Высота работы двигателя, км	$H_E$	102	429	max
26	Высота полёта в апогее, км	$H_{max}$	598	3333	
27	Максимальная скорость, м/с	$V_{max}$	2693	6474	

Примечание.  $R = 6378$  км – радиус Земли,  $g_0 = 9,809$  м/с<sup>2</sup>,  $\rho_0 = 1,293$  кг/м<sup>3</sup>.

Отличие моделей заключалось в стартовом весе  $M_c$  и их полной тяге  $P_E$  из-за разных УИ, обусловленного подогревом плазмой газов в коническом сопле на величину  $\Delta T = 4000$  °К, при температуре в КС равной  $T_{CP} = 2779$  °К. Расчётные параметры для полёта малогабаритных моделей ракет с ограниченным запасом некриогенного топлива были получены с использованием программы MSExcel2010. Параметры соответствовали значениям для рис. 3 при величине объёма камеры сгорания  $V_{CP} = 2,6 \cdot 10^{-4}$  м<sup>3</sup> и сечении  $F_{CP} = 0,7854 \cdot 10^{-4}$  м<sup>2</sup>. Точность вычислений для значений массы  $m_i(t)$ , скорости  $V_i$ , высоты  $H_i(t)$  и полной тяги двигателя  $P(t)$  для табл. 1 определялась величиной интервала времени  $\Delta t$ , который изменялся в процессе вычислений от 1 с в момент старта до 20 с в конце полёта. Тяга двигателей изменялась одинаково для обеих моделей – плавно увеличиваясь до максимального значения, но расход топлива для модели «Плазма» был примерно в 3 раза меньше, что, собственно, характерно для всех моделей с подогревом сверхзвукового потока газов плазмой. Вследствие небольшого запаса топлива расчётная

максимальная скорость не превысила для математических моделей первую космическую скорость и была в 2,4 раза больше для модели «Плазма» по сравнению с моделью «Зенит». Для модели «Зенит» максимум скоростного напора происходил на высоте 11,3 км при скорости 554 м/с, тогда как для модели «Плазма» максимум скоростного напора достигался на высоте 10,7 км при меньшей скорости 472 м/с.

Результаты расчётов для моделей «Зенит» (нижняя кривая) и «Плазма» (верхняя кривая) приведены на рис. 6 для неравномерной шкалы времени. Видно, что высота полёта значительно больше для модели «Плазма», так как УИ у неё больше в 2,7 раза, а время полной работы ЖРД больше в 2 раза, что указывает на увеличение эффективности использования топлива при соответствующем перераспределении энергетических затрат на ионизацию и плазменный подогрев сверхзвукового потока в конусном сопле.

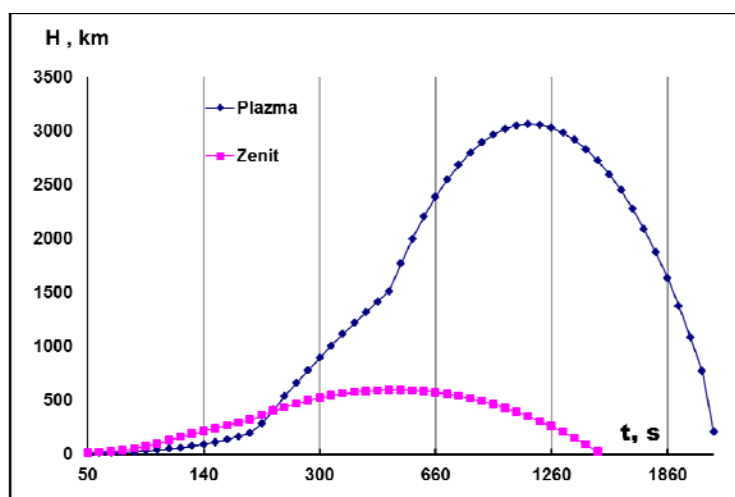


Рис. 6. Расчётная высота полёта моделей ракет типа «Плазма» и «Зенит» от времени

Fig. 6. The estimated flight altitude of the “Plasma” and “Zenit” rocket models from time to time

Также был смоделирован запуск модели «Плазма» с самолёта на высоте 10 км при начальной скорости 250 м/с и уменьшенным запасом топлива на 25 кг. Расчёт показал значительное улучшение всех параметров полёта, причём максимально достигнутая высота увеличилась, так как исчезла необходимость снижать скорость в момент преодоления скоростного напора. Максимально достигнутая высота почти соответствовала расчётному полёту ракеты со стартом с земной поверхности, но тяжелее на 25 %, что указывает на перспективную возможность старта малогабаритной ракеты с самолёта-носителя.

Расчётные данные для более тяжёлых и габаритных моделей ракет «Плазма-17,25» и «Плазма-20» представлены в табл. 2, которые отличаются стартовым весом, весом ракет без топлива, полной тягой двигателей, коэффициентами формы и расширения конуса. Максимальные расчётные скорости ракет значительно отличаются: для модели «Плазма-20» скорость больше второй космической, а для более лёгкой модели «Плазма-17,25» превышает третью космическую скорость.

Учитывая, что расчёты сделаны для одноступенчатых ракет с подогревом плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле на температуру  $\Delta T = 8000$  °К, данный результат близок к теоретическому пределу. Существенным отличием моделей ракет является режим работы двигателей: для модели «Плазма-20» он экономически неизменный с постоянным расходом топлива, а для модели «Плазма-17,25» в течение первых 120 с работы тяга ступенчато увеличивается, а затем дважды меняется режим работы двигателей на всё более экономичный с меньшим расходом топлива. Следует заметить, что более тяжёлая ракета «Плазма-20» соответствовала критерию  $\eta_T = m_T/M_K$  академика Я. Б. Зельдовича и равного  $\eta_T \approx 4$ , поэтому достигнутая вто-

рая космическая скорость являлась оптимально-предельной для расчёта данного веса ракеты. Высота максимального расчётного скоростного напора для моделей составляет 11,4–12,25 км при скоростях 546–348 м/с, соответственно. В момент окончания работы двигателей при  $t = 550$  с для модели «Плазма-20», расчётная высота равна  $H_E = 2577$  км, а для модели «Плазма-17,25»  $H_E = 14046$  км при  $t = 900$  с. Модель «Плазма-20» предполагается для вывода полезного груза на геостационарную орбиту или за орбиту Земли, а более лёгкая модель «Плазма-17,25» для полётов по Солнечной системе. Графики расчётов скоростей для математических моделей от времени полёта приведены на рис. 7.

Таблица 2

Расчётные параметры моделей ракет «Плазма-17,25» и «Плазма-20»

№	Наименование параметра, ед. измер.	Формула	«Плазма-17,25»	«Плазма-20»	Примеч.
1	Полная тяга двигателей, Н	$P_E = P_1 + P_2$	731220	711534	max
2	Удельный импульс, м/с	$W_a$	8400	8400	
3	Сечение на выходе из сопла, м <sup>2</sup>	$S_a$	0,7854	0,7854	сумма *)
4	Давление в КС, МПа	$P_{CP}$	15	15	
5	Тяга сопла максимальная, Н	$P_1 = S_a(P_{CP}/\epsilon_C - P_h)$	78540	58854	сумма *)
6	Реактивная тяга, Н	$P_2 = W_a(\Delta m/\Delta t)$	652680	652680	сумма *)
7	Расход топлива, кг/сек	$q = (\Delta m/\Delta t) = P_2/W_a$	77,70	77,70	max
8	Стартовый вес, кг	$M_c$	17250	20000	
9	Вес ракеты без топлива, кг	$M_k$	1250	4000	
10	Вес топлива, кг	$m_T$	16000	16000	
11	Текущий вес ракеты, кг	$m_i = M_{ci} - q \cdot \Delta t$			$i = 0 \dots n$
12	Время работы двигателей, с	$t_w$	550	900	
13	Сечение лобовое, м <sup>2</sup>	$S_F$	0,9818	0,9818	
14	Коэффициент формы	$K_S$	0,180	0,200	
15	Плотность воздуха, кг/м <sup>3</sup>	$\rho = \rho_0 \exp(-\zeta \cdot h_i)$			$\zeta \approx 0,1 \text{ м}^{-1}$
16	Коэфф. пропорциональности, м <sup>2</sup>	$\mu = K_S \cdot S_n/2$	0,08836	0,0982	
17	Ускорение ракеты, м/с <sup>2</sup>	$a_i = [(P_E - F_T)/m_i] - g$			
18	Сила сопротивления воздуха, Н	$F_T = \rho \cdot \mu \cdot (V)^2$			
19	Скорость полёта ракеты, м/с	$V_{i+1} = V_i + a_i \cdot \Delta t$			
20	Высота полёта ракеты, км	$h_{i+1} = h_i + V_i \cdot \Delta t$			
21	Давление воздуха, МПа	$P_h = P_0 \cdot \exp(-\gamma \cdot h_i)$			$\gamma = 0,142$
22	Ускорение свобод. падения, м/с <sup>2</sup>	$g = g_0 / [(R + h_i)^2/R^2]$			
23	Коэфф. расширения сопла	$\epsilon_C$	150	200	max
24	Высота работы двигателя, км	$H_E$	14046	2577	
25	Максимальная скорость, м/с	$V_{max}$	32679	13060	

\*Примечание. Величина полной тяги и сечения на выходе из сопла представлена для связки из множества однотипных, малогабаритных двигателей, что указано словом «сумма».

При расчётном времени полёта 100 мин дальность удаления модели «Плазма-20» от поверхности Земли составила 58413 км. На таком расстоянии притяжение Земли сильно ослаблено, а ускорение свободного падения на Землю составляет 0,095 м/с<sup>2</sup>, т. е. уменьшилось более, чем в 100 раз с тенденцией дальнейшего уменьшения. Это означает, что модель «Плазма-20» может нести значительную полезную нагрузку, например, в сторону Луны или Марса. Удаление от поверхности Земли для другой модели «Плазма-17,25» при аналогичном времени полёта составляло более значительную расчётную величину  $H=178760$  км, что означает возможность полёта ракеты в межгалактическое пространство, если определённым образом спроектировать её траекторию.

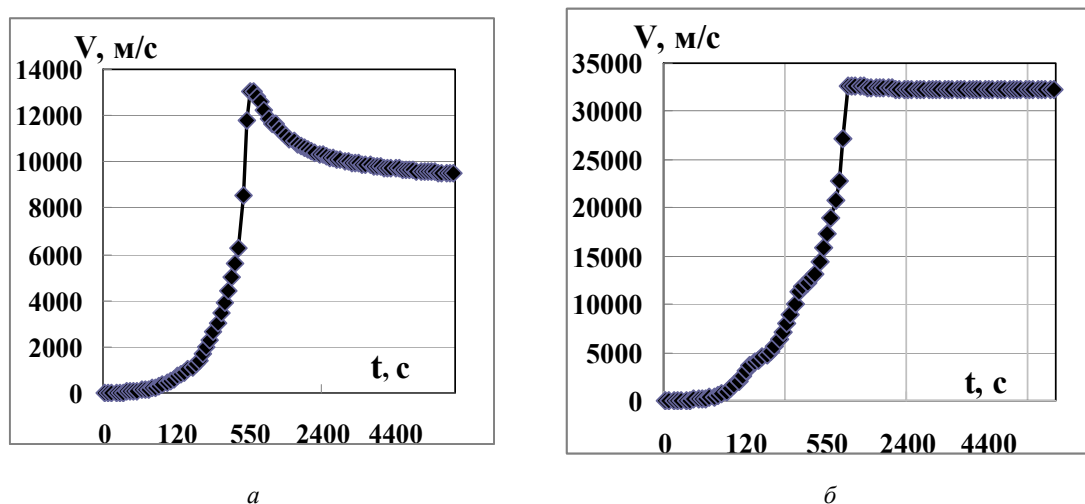


Рис. 7. Расчётная скорость полёта ракеты от времени (неравномерная шкала):  
 а – «Плазма-20»; б – «Плазма-17,25»

Fig. 7. Estimated flight speed of the rocket from time (uneven scale):  
 а – Plasma-20; б – Plasma-17,25

### Заключение

На основании проделанных расчётов, по предложенным здесь упрощённым формулам, можно предположить, что использование значительной части топлива для генерации электроэнергии позволит увеличить УИ в несколько раз, что повлечёт за собой полную перекомпоновку при создании малогабаритного ЖРД с подогревом плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле. Величина подогрева будет определяться геометрическими размерами конического сопла, которые не могут быть произвольными, а связаны с глубиной проникновения электромагнитного ВЧ поля в плазму с оптимальной проводимостью для максимальной эффективности передачи энергии электромагнитного ВЧ поля потоку плазмы. Разогрев сверхзвукового потока газов плазмой в коническом сопле существенно отличается от разогрева газов в обычных ВЧ плазматронах вследствие значительно большей массы разогретых газов, движущихся почти ламинарно, без завихрений. Расчёты процессов, происходящих в плазме сверхзвукового потока, можно проводить численными методами, хорошо развитыми для плазматронов [13; 11], но с учётом химических реакций, происходящих в зоне подогрева плазмой. Начало таким теоретическим и экспериментальным исследованиям положено в работе [5] для небольшого кварцевого реактора в форме ЖРД, охлаждаемого водой, с максимальной кратковременной тепловой мощностью не более 4 кВт, мощностью ВЧ генератора для создания плазмы ~1,5 кВт.

Использование множества малогабаритных, но более эффективных ЖРД по новой концепции для создания ракет различного назначения позволит, вероятно, отказаться от многоступенчатой концепции создания небольших космических ракет. Такая тенденция уже наметилась практически. Например, американская фирма Rocket Lab создала двухступенчатую ракету «Электрон» со стартовым весом 13 т, содержащую связку из 9 малогабаритных ЖРД с электрическими турбонасосами. Это позволило успешно управлять полётом ракеты без специальных рулевых двигателей с перспективой многократного использования первой ступени ракеты с помощью парашюта, сделав 32 реальных пуска в 2022 г. [15], поднимая грузы до 300 кг на низкие околоземные орбиты. Вариантом использования множества ЖРД для одного двигателя с центральным телом и изменяемым вектором тяги в полёте является возобновлённый в 2017 г. российский проект ОАО «ГРЦ Макеева» – одноступенчатой ракеты «Корона» весом ~290 т [16].

Дальнейшее развитие идеи подогрева плазмой сверхзвукового потока газов потребует практических исследований, выяснения всех особенностей процесса расширения при диссоциации смеси газов: азота, углекислого газа и воды. Предел температуры подогрева плазмой определяется ростом потерь на оптическое излучение, которые резко увеличиваются при температурах

превышающих 6000–8000 °К. Большое значение имеет определение времени рекомбинаций ионов в плазме потока газов в зависимости от температуры, что являлось частью работы [17]. Также потребуется практическая разработка ионизатора для КС с высокой интенсивностью рентгеновского излучения и импульсной мощностью до 1 МВт, теория которого приведена в работе [7]. Необходимо провести исследование процесса ионизации плотного потока газов в КС при давлениях 15–50 МПа и его влияния на уменьшение доли несгоревшего топлива.

Предлагаемый в данной статье комбинированный способ значительного увеличения УИ поможет снизить стоимость запуска космических аппаратов для ближних и дальних околоземных орбит, а также, вероятно, начать достаточно быстрое передвижение небольших ракет в дальнем космосе.

**Благодарности.** Автор благодарит ООО «Аника М» (г. Новосибирск, [www.anikam.ru](http://www.anikam.ru)) за финансовую помощь при выполнении данной работы.

**Acknowledgements.** The author is especially grateful to “Anika M” LLC (Novosibirsk, [www.anikam.ru](http://www.anikam.ru)) for financial assistance in performing this work.

### Библиографические ссылки

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания : Справочник в 10 т. под ред. ак. В. П. Глушко. М. : ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
2. Воробей В. В. Технология производства ЖРД. М. : МАИ. 2001. 496 с.
3. Пономаренко В. К. Ракетные топлива. М. : ВИККА им. А. Ф. Можайского. 1995. 619 с.
4. Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном 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.
5. Воронин С. Т. Численное моделирование сверхзвукового потока газов в коническом сопле с локальным подогревом плазмой // Письма в ЖТФ. 2022. Т. 48, № 10. С. 40–44. DOI: 10.21883/PJTF.2022.10.52556.19175.
6. Voronin S. T. Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heating // Technical Physics Letters. 2022. Vol. 48, No. 5. P. 62–66.
7. Воронин С. Т. Ионизатор горячих газовых потоков высокой плотности рентгеновским, характеристическим излучением при фотолюминесценции комбинированного анода трансмиссионного типа // Физические основы приборостроения. 2022. Т. 11, № 3(45). С. 14–21. DOI: 10.25210/jfor-2203-014021.
8. Степанов Е. М. Ионизация в пламени и электрическое поле. М. : Металлургия. 1968, 312 с.
9. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика : в 2 т. М. : Наука. 1991.
10. Финкельбург В., Меккер Г. Электрические дуги и термическая плазма. М. : Изд-во иностр. лит., 1961. 210 с.
11. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М. : Наука. 1972. 720 с.
12. Коротеев А. С., Миронов В. М., Свирчук Ю. С. Плазмотроны. М. : Машиностроение, 1993. 296 с.
13. Дресвин С. В., Иванов Д. В. Основы математического моделирования плазмотронов. Ч. 2. СПб. : Изд-во иностр. лит., 2006. 140 с.
14. Дресвин С. В., Иванов Д. В., Нгуен К. Ши. Основы математического моделирования плазмотронов. Ч. 3. СПб. : Изд-во иностр. лит., 2006. 138 с.
15. Electron. Dedicated access to space for small satellites [Электронный ресурс]. URL: [www.rocketlabusa.com/launch/electron/](http://www.rocketlabusa.com/launch/electron/).
16. Назначение, возможности и особенности создания многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя «Корона» / А. В. Вавилин, В. Г. Дегтярь, С. А. Маханьков, С. Ф. Молчанов // XLI Академ. чтения по космонавтике : сб. тез. конф. М., 2017. С. 21.
17. Шибкова Л. В. Физические процессы в движущейся плазме многокомпонентных инертных и химически активных смесей : автореф. дис. ... д. ф.-м. н. М. : МГУ им. М. В. Ломоносова. 2007. 43 с.

## References

1. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik v 10 tomakh pod redaksiyey akademika V. P. Glushko* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products. Handbook in 10 volumes edited by academician V. P. Glushko]. Moscow, VINITI AN SSSR Publ., 1971–1979.
2. Vorobey V. V. *Tekhnologiya proizvodstva ZhRD*. [Technology production of liquid-propellant engines]. Moscow, MAI Publ., 2001, 496 p.
3. Ponomarenko V. K. *Raketnye topliva* [Rocket fuels]. Moscow, VIKKA im. Mozhayskogo Publ., 1995, 619 p.
4. Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. [Development of the concept of a reusable liquid rocket engine on three-component fuel]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
5. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in conical nozzle with local plasma heating]. *Technical Physics Letters*. 2022, Vol. 48, No. 10, P. 40–44 (In Russ.). DOI: 10.21883/PJTF.2022.10.52556.19175.
6. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heating]. *Technical Physics Letters*. 2022, Vol. 48, No. 5, P. 62–66.
7. Voronin S. T. [Ionizer of hot gas flows of high density by X-ray, characteristic radiation during photoluminescence of the combined anode of the transmission type]. *Physical foundations of instrumentation*. 2022, Vol. 11, No. 3(45), P. 14–21. DOI: 10.25210/jfop-2203-014021.
8. Stepanov E. M. *Ionizatsiya v plameni i elektricheskoe pole* [Ionization in flame and electric field]. M. : Metallurgiya, 1968, 312 p.
9. Abramovich G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied Gas Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991.
10. Finkelburg W., Mekker G. *Elektricheskie dugi i termicheskaya plazma* [Electric arcs and thermal plasma]. Moscow, Izdatelstvo foreign literature. 1961, 210 p.
11. Vargaftik N. B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook on the thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka Publ., 1972, 720 p.
12. Koroteev A. S., Mironov V. M., Svirchuk Y. S. *Plazmotrony* [Plasma torches]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 296 p.
13. Dresvin S. V., Ivanov D. V. *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya plazmotronov* [Fundamentals of Mathematical Modeling of Plasma Torches]. Sankt-Peterburg, Polytechnic University Publ., 2006, 140 p.
14. Dresvin S. V., Ivanov D. V., Nguyen K. Sh. *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya plazmotronov* [Fundamentals of Mathematical Modeling of Plasma Torches]. Sankt-Peterburg, Polytechnic University Publ., 2006, 138 p.
15. Electron. Available at: [www.rocketlabusa.com/launch/electron/](http://www.rocketlabusa.com/launch/electron/).
16. Vavilin A. V., Degtyar V. G., Makhankov S. A., Molchanov S. F. [Purpose, capabilities and features of the creation of a reusable single-stage launch vehicle Korona]. *XLI Academic Readings on Cosmonautics. Collection of abstracts of the conference*. Moscow, 2017, P. 21.
17. Shibkova L. V. *Fizicheskie protsessy v dvizhusheysya plazme mnogokomponentnykh i khimicheskii aktivnykh smesey Dr diss.* [Physical processes in moving plasma of multicomponent inert and chemically active mixtures. Dr diss.]. Moscow, Lomonosov Moscow State University. 2007, 43 p.

© Воронин С. Т., 2023

---

**Воронин Сергей Тимофеевич** – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник; ООО «Аника М». E-mail: [anika\\_m@mail.ru](mailto:anika_m@mail.ru).

---

**Voronin Sergey Timofeevich** – Cand. Sc., Leading Researcher; Anika M” LLC. E-mail: [anika\\_m@mail.ru](mailto:anika_m@mail.ru).

---