

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ МЕТОДОМ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ

Пиунов В.Ю.<sup>1\*</sup>, Назаров В.П.<sup>2\*\*</sup>, Коломенцев А.И.<sup>3\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева —  
филиал ГКНПЦ им. М.В. Хруничева,  
ул. Богомолова, 12, Королёв, Московская обл., 141070, Россия

<sup>2</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет им. академика М.Ф. Решетнёва,  
СибГАУ, пр. имени газеты «Красноярский рабочий», 31, Красноярск, 660014, Россия

<sup>3</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

\* e-mail: kbhimmash@korolev-net.ru

\*\* e-mail: nazarov@sibsau.ru

\*\*\* e-mail: kaf202@mai.ru

---

Вывод космических аппаратов информационного и навигационного назначения на рабочие орбиты с высокой точностью позиционирования, перевод научно-исследовательских аппаратов с опорных орбит на отлетные траектории для полета в дальний космос и другие сложные задачи освоения космического пространства обеспечиваются ракетными транспортными системами, в состав которых входят специализированные средства выведения, получившие наименование «разгонные блоки». К маршевым двигателям разгонных блоков предъявляются требования по повышенной энергетической эффективности и надежности, длительному пребыванию в режиме стартовой готовности, продолжительному времени работы и многократному запуску.

Максимальной энергетической эффективностью обладают ракетные двигатели, работающие на криогенной топливной паре «жидкий кислород—жидкий водород». На основе опыта проектирования и отработки камеры двигателя КВД1 рассмотрены два варианта конструкции камер с применением выдвижных насадок сопел. Для этих вариантов, соответствующих двум вариантам модернизации двигателя, проведена оптимизация по выбору геометрической степени расширения сопла. Выполнен расчет параметров рабочего процесса и оптимизация основных характеристик камеры. Рассматривается возможность повышения удельного импульса путем выбора оптимального соотношения расходов компонентов топлива и выбора максимального (оптимального) давления в камере двигателя.

В результате теоретических и расчетно-аналитических исследований определены принципиальные проектные решения двух вариантов камер кислородно-водородных двигателей, создаваемых на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) КВД1.

*Ключевые слова:* разгонные блоки, кислородно-водородные двигатели, оптимизация по удельному импульсу тяги ЖРД.

---

### Введение

Доставка космических аппаратов информационного и навигационного назначения на рабочие орбиты с высокой точностью позиционирования, перевод научно-исследовательских аппаратов с опорных орбит на отлетные траектории для полета в дальний космос и другие сложные задачи освоения космического пространства обеспечиваются ракетными транспортными системами, в состав которых входят специализированные средства вы-

ведения, получившие наименование «разгонные блоки» (РБ).

К маршевым двигателям разгонных блоков предъявляются требования по повышенной энергетической эффективности и надежности, длительному пребыванию в режиме стартовой готовности, продолжительному времени работы и многократному запуску. Поэтому при выборе параметров ЖРД разгонного блока обязательным является согласование его характеристик с параметрами двигатель-

ной установки (ДУ) как на основе прямых зависимостей между ними, так и комплексной оценке подсистем, входящих в состав ДУ и РБ в целом [1].

Из теории ЖРД известно, что максимальной энергетической эффективностью обладают ракетные двигатели, работающие на криогенной топливной паре «жидкий кислород—жидкий водород» [2]. Первым отечественным кислородно-водородным ЖРД является двигатель 11Д56, разработанный в КБ Химмаш под руководством А.М. Исаева. Двигатель предназначался для использования в составе разгонного блока «Р» ракетно-космического комплекса Н1-Л3 («Лунная программа СССР») и по своим характеристикам превосходил зарубежные ЖРД аналогичного класса.

На основе этого двигателя в период с 1991 по 2000 годы по заказу ISRO (Индия) в КБ Химмаш им. А.М. Исаева был спроектирован, освоен в производстве и отработан кислородно-водородный двигатель КВД1 для криогенного разгонного блока 12КРБ, который прошел два летно-конструкторских испытания в составе индийской ракеты-носителя (РН) GSLV и успешно эксплуатируется в настоящее время (проведено три коммерческих пуска ракеты-носителя (РН) GSLV) [3]. Технология производства двигателя КВД1 к настоящему времени сохранена, производство его может быть возобновлено в течение 1,5 лет. Поэтому данный двигатель можно рассматривать в качестве базового двигателя экологически чистых кислородно-водородных РБ для разрабатываемых космических ракет-носителей (РН) семейства «Ангара», РН «Союз 2-16», «Союз-3» [4]. Модификации этого двигателя могут быть использованы также в качестве двигателей третьей ступени РН «Ангара V» и второй ступени РН «Русь—М».

Конструктивное исполнение двигателя допускает модернизацию или модификацию (без существенных затрат времени) отдельных составляющих его конструктивно автономных элементов блоков при сохранении характеристик, определяющих работоспособность и надежность двигателя в целом.

Указанные выше возможности обусловлены не имеющим аналогов в мировой практике создания кислородно-водородных ЖРД блочным принципом построения двигателя КВД1 с функциональной ориентацией каждого блока, благодаря чему, исходя из потребности, в РБ могут быть использованы как весь комплект блоков двигателя, так и его отдельные конструктивно автономные блоки [5].

Совершенствование энергетических параметров и характеристик двигателя КВД1 проводится методом оптимизации конструктивных схем, основан-

ных на техническом анализе конструкции и выборе эффективных вариантов, соответствующих задачам использования двигателя [6].

Рассматриваются оптимальные конструктивные решения двух вариантов развития двигателя КВД1 применительно к РБ тяжелого класса:

*вариант 1* — модернизация двигателя КВД1 на основе неподвижного маршевого блока и рулевых блоков с разделением функций создания тяги по оси РБ — блоком маршевым и управляющих моментов стабилизации РБ — блоками рулевыми;

*вариант 2* — модификация двигателя КВД1 на основе маршевого блока, установленного в 2-ступенном шарнирном подвесе с совмещением функций создания тяги и управляющих моментов стабилизации в блоке маршевом.

Следует отметить, что благодаря блочному принципу построения двигатель КВД1 по функциональной насыщенности не имеет равных в мире; причем конструкция его самодостаточна для выполнения всех вышеперечисленных функций, т.е. не требует дополнительного оборудования двигательной установки, например бортовых устройств для выполнения функции стабилизации объекта, или специального оборудования стартового комплекса для обеспечения кондиционной среды в полостях ДУ в период подготовки ее на техническом и стартовом комплексах перед стартом РН [7].

Кроме того, указанное выше распределение функций между блоками двигателя существенно расширяет возможности его модернизации, так как исключается влияние конструктивных изменений, проведенных в одном из блоков двигателя, на функциональные характеристики остальных блоков. Например, введение выдвигного насадка сопла камеры маршевого блока с целью повышения удельного импульса двигателя не влияет на амплитудно-частотные характеристики исполнительных органов системы стабилизации, которые в данном случае определяются кинематикой качания рулевых камер; изменение состава, компоновки или замены материалов конструкции элементов двигателя с целью снижения их масс не влияет на резонансные характеристики конструкции и, следовательно, не может привести к изменению вибростойкости конструкции двигателя [8].

#### Условия оптимизации

На основании целевого назначения двигателя и с учетом адаптации его конструкции к общей конструктивной схеме разгонного блока приняты следующие условия оптимизации, а также некоторые ограничения, которыми необходимо руководство-

ваться при проведении исследовательских и опытно-конструкторских работ:

1. Основным условием является максимальное использование в модернизированном или модифицированном двигателе подтвержденных на двигателе КВД1 технических решений, определяющих процессы подготовки к запуску, запуска, останова, регулирования двигателя при работе на эксплуатационных режимах.

2. Модернизированный или модифицированный двигатель должны заимствовать у двигателя КВД1 системы запуска, элементы системы регулирования тяги и соотношения расходов компонентов (датчики расходов и температур компонентов топлива, дроссели в магистралях питания газогенератора и камеры).

3. Циклограмма работы и пневмогидравлическая схема (ПГС) модернизированного двигателя должны обеспечивать соответствующую двигателю КВД1 временную последовательность срабатывания клапанов блоков двигателя при его запуске и останове.

4. Должна быть сохранена конструктивная схема (компоновка) маршевого блока, регламентирующая взаимное расположение основных агрегатов и трубопроводов с механическими связями между ними.

5. Габариты блоков модернизированного двигателя должны укладываться в габариты блоков двигателя КВД1.

6. Величина массового эквивалента удельного импульса двигателя разгонного блока определяется из следующего соотношения: 1с удельного импульса соответствует 18 кг полезной нагрузки на геостационарной орбите (ГСО).

Наряду с указанными ограничениями и условиями при оптимизации необходимо учитывать также сформированные в результате предварительной проектной проработки конструкции РБ требования к маршевому двигателю, определяющие его структуру. К таким требованиям относятся:

— расположение бустерных насосных агрегатов двигателя в баках разгонного блока;

— использование в составе двигателя выдвижного насадка сопла камеры маршевой либо в виде отдельного блока двигателя, либо в составе блока маршевого;

— более высокие моменты стабилизации РБ в плоскостях рыскания и крена по сравнению с моментами стабилизации, создаваемыми двигателем КВД1.

Указанные требования определяют структуру двигателя [9].

## Оптимизация степени расширения сопел камер маршевых блоков

На основе опыта проектирования и отработки камеры двигателя КВД1 в целях получения максимально возможного значения удельного импульса камеры в заданных габаритах рассмотрены два варианта камер с применением выдвижных насадок сопел. Для этих вариантов конструкции проведена оптимизация по выбору геометрической степени расширения сопла.

Для первого варианта проектируется новая камера с уменьшенным диаметром критического сечения сопла и при более высоких, чем в предыдущем случае, давлении в камере сгорания и оптимальной степени расширения сопла. Тяга маршевой камеры 6700 кгс (тяга четырех рулевых камер составляет 800 кгс).

Для второго варианта используется камера двигателя КВД1 с измененным проточным трактом регенеративного охлаждения докритической части камеры для возможности ее охлаждения без внутреннего (завесного) охлаждения и с новым соплом с оптимальной степенью расширения. Тяга двигателя 7500 кгс.

В обоих вариантах для уменьшения массы сопла используется насадок радиационного охлаждения (НРО) из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ). Для надежного охлаждения НРО используется внутреннее (завесное) охлаждение водородом, поступающим из турбины бустерного агрегата в тракт низкого давления. Нагретый в этом тракте водород вдувается внутрь сопла и улучшает охлаждение НРО.

## Расчет параметров рабочего процесса и оптимизация основных характеристик камеры для варианта модификации двигателя

Для определения оптимальной степени расширения сопла выполнен расчет пяти вариантов для различных диаметров выходного сечения сопла при длине сопла  $L_c = 2\,378$  мм, рассчитаны контуры сверхзвуковой части сопла. Проточная часть тракта охлаждения для докритической части камеры постоянная, а для закритической части — переменная для каждого варианта. Проходные сечения тракта регенеративного охлаждения подобраны так, чтобы обеспечить охлаждение камеры без завесы от смесительной головки.

С целью определения удельного импульса камеры  $J_k$ , увеличения значения удельного импульса из-за регенерации тепла, определения газодинамических потерь и потерь из-за мелкомасштабной неравномерности в сопле для указанных вариантов про-

ведены соответствующие газодинамические, термодинамические и тепловые расчеты.

На рис. 1 приведен график зависимости значения удельного импульса камеры  $J_k$  от универсального показателя степени расширения сопла в виде отношения диаметра выходного сечения сопла к

диаметру критического сечения сопла:  $y_a = \frac{D_a}{D_{кр}}$ .

Определение значения удельного импульса камеры с учетом влияния ее массы  $J_{км}$  для указанных выше вариантов проводилось на основании принятого условия: массовый эквивалент — 18 кг массы соответствует потере 1 с удельного импульса.

На рис. 2 представлен график изменения  $J_{км}$  в зависимости от изменения степени расширения сверхзвуковой части сопла.

Из приведенных на рис. 1 и 2 графических зависимостей принимаем:

— максимальное значение  $J_k$  без учета массы получено при  $y_a = 19,3$ ;

— максимальное значение  $J_{км}$  с учетом массы получено при  $y_a = 18,7$ .

Итак, для данной камеры при  $L_c = 2378$  мм:

— оптимальный диаметр выходного сечения сопла  $D_a = 1681$  мм;

— геометрическая степень расширения сопла 349,7.

### Расчет энергетических характеристик, тепловой и гидравлический расчеты

Расчет энергетических характеристик камеры выполнен по методике, основанной на предположениях:

— удельный импульс камеры  $J_k$  зависит от неоднородности состава продуктов сгорания  $\zeta_n$  и газодинамических потерь в сопле  $\zeta_{сг}$ ;

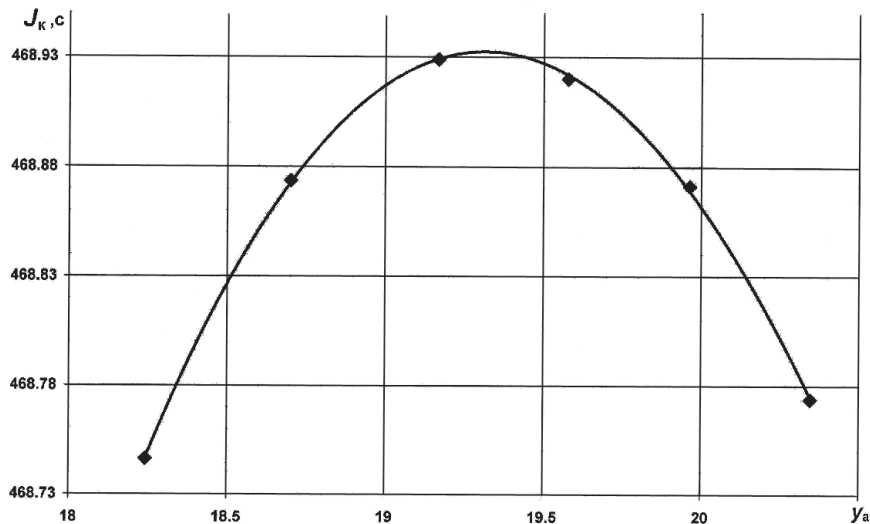


Рис. 1. График зависимости  $J_k = f(y_a)$

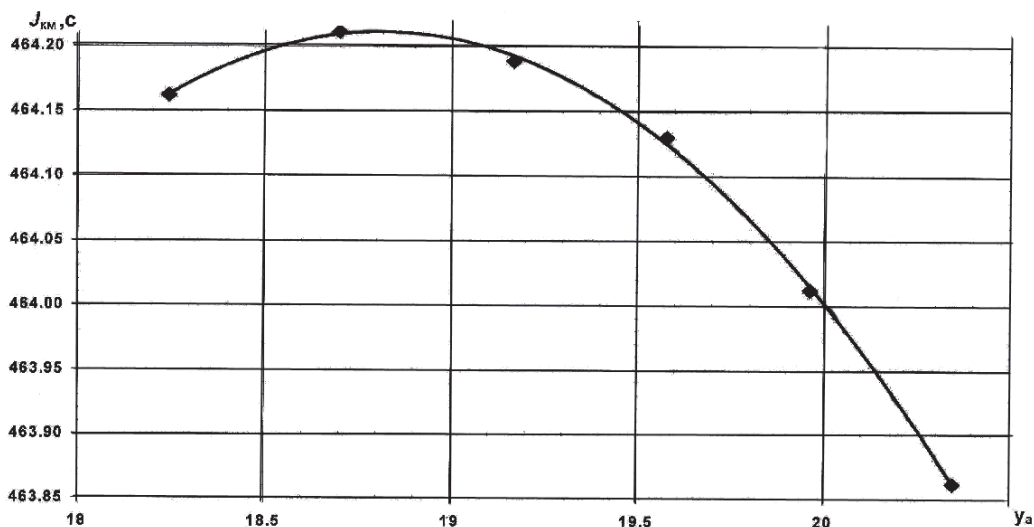


Рис. 2. График зависимости  $J_{км} = f(y_a)$

— расходный комплекс  $\beta$  определяется теоретическим значением характеристической скорости  $C^T$  и потерями из-за неоднородности состава продуктов сгорания  $\zeta_n$ .

В соответствии с этой методикой расчет проводился с учетом экспериментальных данных, полученных при отработке камеры-прототипа.

Для определения мелкомасштабных неоднородностей в ядре, характеризующихся отклонениями  $\delta K_{\text{мя}}$  от среднего соотношения компонентов топлива в ядре  $K_{\text{мя}}$ , необходимо сопоставление результатов расчетов и экспериментальных данных, полученных при стендовых испытаниях двигателя с имеющейся смесительной головкой [10].

В результате проведенного сопоставления для камеры-прототипа были найдены зависимости значений  $\delta K_{\text{мя}}$  от  $K_{\text{мя}}$  в критическом сечении  $\delta K_{\text{мя}^*}$  и на выходе из сопла  $\delta K_{\text{мя}a}$ .

Расчет конвективной теплоотдачи от продуктов сгорания к стенке проводился при постоянном коэффициенте соотношения расходов компонентов в пристеночном слое  $K_{\text{ст}}$  при беззавесном охлаждении от смесительной головки, равном  $K_{\text{гол}}$  на части камеры с регенеративным охлаждением и с переменным  $K_{\text{ст}}$ .

Для охлаждения камеры в качестве охладителя используется газообразный водород. Охладитель поступает в головку камеры сгорания, проходит между днищами, охлаждая огневое днище, после чего входит в тракт охлаждения корпуса камеры.

Компонент низкого давления поступает из турбины бустерного агрегата на вход в тракт охлаждения, проходит по тракту, охлаждая часть сопла, и

через кольцо завесы сбрасывается в камеру, образуя водородную завесу и, тем самым, улучшая охлаждение насадка радиационного охлаждения [11].

Генераторный газ и кислород поступают через центробежные форсунки в камеру сгорания.

Для камеры с оптимальной степенью расширения сопла проведена серия расчетов для различных значений массового соотношения расходов компонентов топлива в камере  $K_k$ .

На рис. 3 показано изменение удельного импульса камеры в зависимости от  $K_k$ .

Как видно из приведенной зависимости, при  $K_k = 5,55$  практически достигнут максимум значения удельного импульса камеры; дальнейшая оптимизация будет проведена с учетом массы всей конструкции.

### Расчет параметров рабочего процесса и оптимизация основных характеристик камеры для варианта модернизации двигателя

Для определения оптимальной степени расширения сопла выполнен расчет восьми вариантов для различных диаметров выходного сечения сопла при длине сопла  $L_c = 3374$  мм.

Для каждого из указанных выше вариантов рассчитан контур сверхзвуковой части сопла. Проточная часть тракта охлаждения для докритической части камеры постоянная, а для закритической части — переменная для каждого варианта. Проходные сечения тракта регенеративного охлаждения подобраны так, чтобы обеспечить охлаждение камеры без завесы от головки.

Аналогично расчетам, выполненным в данной работе, получены значения удельного импульса тяги камеры с учетом всех потерь и значения удельного импульса тяги камеры с учетом массы камеры для указанных выше вариантов.

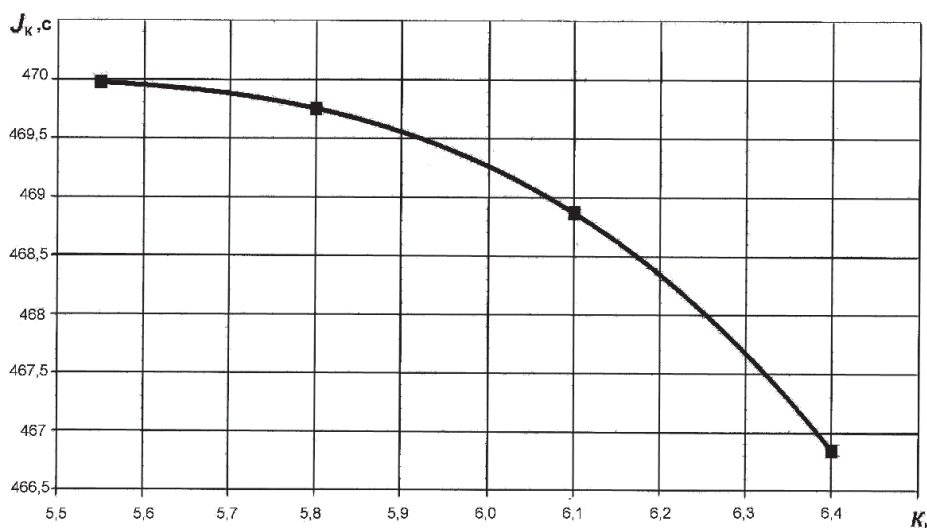


Рис. 3. График зависимости  $J_k = f(K_k)$

На рис. 4 приведен график изменения значения удельного импульса тяги камеры в зависимости от диаметра выходного сечения сопла, отнесенного к диаметру критического сечения сопла  $J_k = f(y_a)$ .

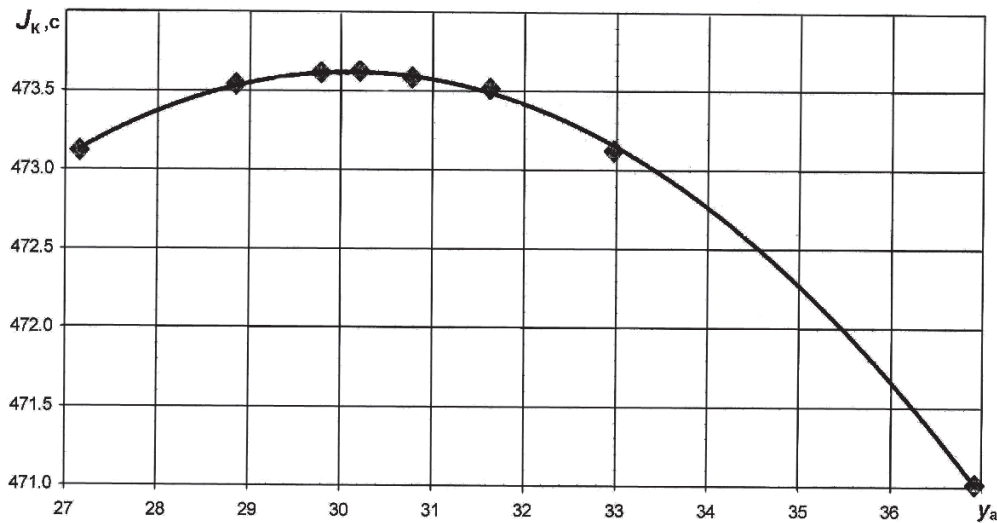


Рис. 4. График зависимости  $J_k = f(y_a)$

На рис. 5 представлен график изменения значения удельного импульса тяги камеры с учетом массы в соответствии с приведенным выше массовым эквивалентом  $J_{KM} = f(y_a)$ .

Из представленных на рис. 4 и 5 графических зависимостей принимаем:

- максимальное значение  $J_k$  без учета массы — при  $y_a = 30,2$ ;
- максимальное значение  $J_{KM}$  с учетом массы — при  $y_a = 28,85$ .

Итак, для данной камеры при  $L_c = 3374$  мм:

- оптимальный диаметр выходного сечения сопла  $D_{ac} = 2109$  мм;

— геометрическая степень расширения сопла 832,2.

Для этого оптимального варианта ниже приведены результаты расчета энергетических характеристик.

#### Расчет энергетических характеристик

В результате термодинамических расчетов получены теоретические значения удельных параметров при  $p_k = 80$  кгс/см<sup>2</sup> и  $K_{топ} = 5,73$ .

На рис. 6 приведено изменение удельного импульса камеры в зависимости от соотношения массовых расходов компонентов топлива в камере  $K_k$ .

Как видно из приведенной зависимости, при  $K_k = 5,75$  практически достигнут максимум значения удельного импульса камеры; дальнейшая оптимизация будет проведена с учетом массы всей конструкции. Результаты тепловых и гидравлических расчетов для рассмотренных выше режимов по  $K_k$

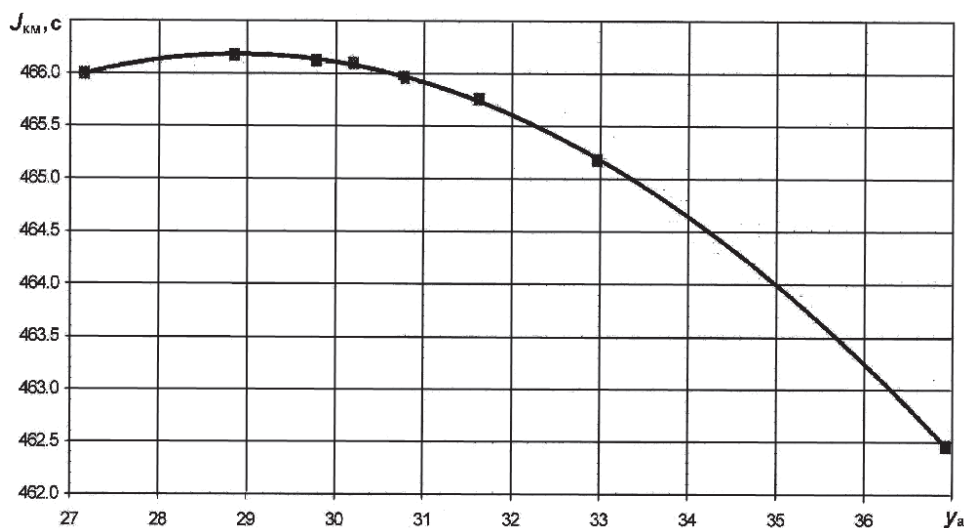


Рис. 5. График зависимости  $J_{KM} = f(y_a)$

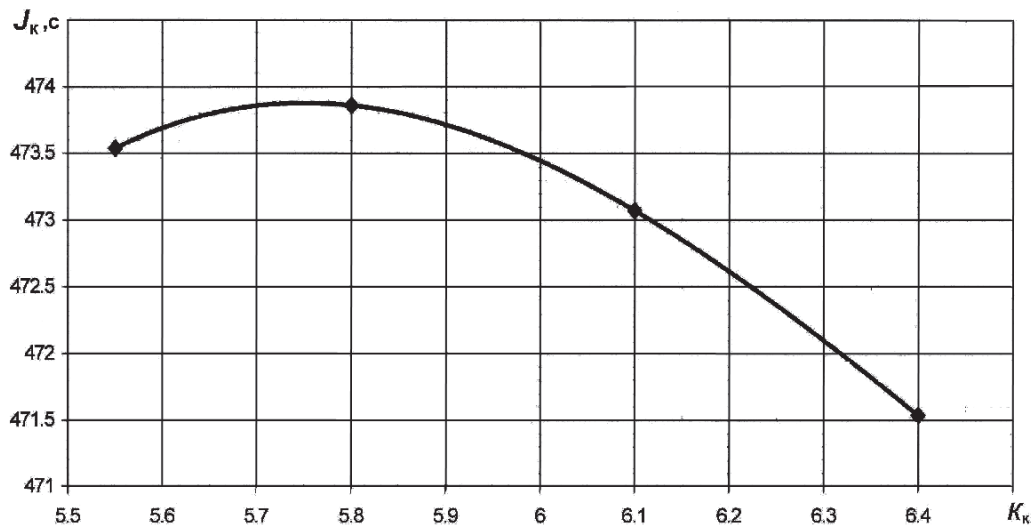


Рис. 6. Изменение удельного импульса камеры  $J_k$  в зависимости от  $K_k$

в данной статье не приводятся, так как они в полном объеме представлены в работе [9].

### Определение оптимальных параметров двигателей по вариантам ЖРД КВД1

Универсальным параметром для оптимизации параметров ракетного двигателя является характеристическая скорость летательного аппарата, которая, по известному уравнению Циолковского, прямо пропорциональна удельному импульсу и натуральному логарифму отношения начальной и конечной масс ЛА. Следовательно, при проектировании двигателя, в первую очередь, следует обеспечивать возможно большее значение удельного импульса [8]. Влияние изменения удельного импульса и массы двигателя на характеристическую скорость целесообразно оценивать массовым эквивалентом удельного импульса, который адекватно отражает увеличение массы полезного груза при повышении удельного импульса на 1 с (10 м/с).

Рассматривается возможность повышения удельного импульса путем выбора оптимального соотношения расходов компонентов топлива и выбора максимального (оптимального) давления в камере двигателя [11, 18].

Критерием оптимальности соотношения расходов компонентов топлива  $K$  через двигатель является максимум массы полезной нагрузки на геостационарной орбите (ГСО), при котором, в соответствии с массовым эквивалентом удельного импульса, прирост массы на ГСО равен приросту массы баков двигательной установки разгонного блока.

Зависимость массы полезной нагрузки от соотношения расходов компонентов топлива в общем виде можно представить в виде уравнения

$$M_{\text{пн}} = M_{\text{пн0}} + \frac{\partial M_{\text{пн}}}{\partial J} (J - J_0) - \frac{\partial M_{\text{гр}}}{\partial M_{\text{Г}}} (M_{\text{Г}} - M_{\text{Г0}}) + \frac{\partial M_{\text{гр}}}{\partial M_{\text{О}}} (M_{\text{О}} - M_{\text{О0}}), \quad (1)$$

где  $J = J_0 + A(K - K_0) + B(K - K_0)^2$  — зависимость удельного импульса от  $K_0$ , характерная для двигателя КВД1 и вариантов его модернизации (модификации);

$M_{\text{Г}}$  — масса горючего в баке в зависимости от  $K$  при заданных значениях тяги  $R$  и времени работы двигателя  $\tau$ ,

$$M_{\text{Г}} = \frac{R \cdot \tau}{[J_0 + A(K - K_0) + B(K - K_0)^2](K + 1)}; \quad (2)$$

$M_{\text{О}}$  — масса окислителя в баке в зависимости от  $K$ ,

$$M_{\text{О}} = \frac{R \cdot \tau \cdot K}{[J_0 + A(K - K_0) + B(K - K_0)^2](K + 1)}; \quad (3)$$

$M_{\text{пн}}$  — масса полезной нагрузки;

$\frac{\partial M_{\text{пн}}}{\partial J}$  — массовый эквивалент удельного импульса на ГСО;

$\frac{\partial M_{\text{гр}}}{\partial M_{\text{Г}}}$  — коэффициент влияния массы горючего на массу бака Г;

$\frac{\partial M_{\text{гр}}}{\partial M_{\text{О}}}$  — коэффициент влияния массы окислителя на массу бака О;

индекс «о» соответствует параметрам в реперной точке при значении  $K = K_o$ .

После преобразования (1) путем подстановки (2), (3) получаем:

$$M_{\text{пн}} = M_{\text{пнo}} + \frac{\partial M_{\text{пн}}}{\partial J} (A(K - K_o) + B(K - K_o)^2) - \frac{\partial M_{\text{бр}}}{\partial M_r} \left( \frac{R \cdot \tau}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2](K + 1)} - M_{\text{ro}} \right) + \frac{\partial M_{\text{бо}}}{\partial M_o} \left( \frac{R \cdot \tau \cdot K}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2](K + 1)} - M_{\text{oo}} \right). \quad (4)$$

Выделим производную  $M_{\text{пн}}$  по  $K$ :

$$\frac{dM_{\text{пн}}}{dK} = \frac{\partial M_{\text{пн}}}{\partial J} [A + 2B(K - K_o)] - \frac{\partial M_{\text{бр}}}{\partial M_r} \times \left[ \frac{R\tau(A + 2B(K - K_o)(K + 1))}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2]^2(K + 1)^2} + \frac{J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2]^2(K + 1)^2} \right] + \frac{\partial M_{\text{бо}}}{\partial M_o} \left[ R\tau \frac{1}{J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2} - \frac{K(A + 2B(K - K_o)(K + 1))}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2]^2(K + 1)^2} + \frac{J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2}{[J_o + A(K - K_o) + B(K - K_o)^2]^2(K + 1)^2} \right]. \quad (5)$$

Условие экстремума (максимума  $M_{\text{пн}}$ , соответствующего оптимальному значению  $K$ ):

$$\frac{dM_{\text{пн}}}{dK} = 0. \quad (6)$$

При определении оптимального значения  $K$  по уравнению (5) при условии (6) для вариантов модификации (модернизации) двигателя КВД1 использованы параметры и характеристики разгонного блока.

Достижение максимального давления в маршевой камере модернизированного двигателя в значительной степени обеспечивается за счет повышения коэффициентов полезного действия насосов и турбины ТНА, а также за счет увеличения числа рулевых блоков в оптимальном составе комплекта блоков модернизированного двигателя [7, 19].

Помимо решения задачи снижения массы двигателя, некоторые изменения конструкции агрега-

тов были направлены на повышение возможного уровня энергобаланса двигателя с целью обеспечения энергетических резервов для его форсирования по давлению в камере [14].

При определении оптимальных параметров режима с учетом известных ограничений применялась доработанная, с учетом указанных выше отличий и введения выдвигаемого насадка сопла (ВНС), статическая математическая модель двигателя КВД1 на основе системы уравнений (1)–(6), устанавливающая взаимосвязь внутренних параметров рабочего процесса двигателя.

## Выводы

1. В результате теоретических и расчетно-аналитических исследований газодинамических, гидравлических и тепловых процессов определены принципиальные проектно-конструкторские решения двух вариантов камер кислородно-водородных двигателей, создаваемых на базе ЖРД КВД1.

Для обоих вариантов камер необходимо использовать раздвижное сопло оптимальной степени расширения с использованием насадка радиационного охлаждения из углерод-углеродного композиционного материала.

2. На основе использования степени расширения сопла в качестве критерия оптимизации получены расчетным путем основные параметры двух вариантов конструкции камеры (табл. 1).

Таблица 1

Камера	Вариант 1	Вариант 2
Тяга камеры, кгс	7500	6700
$P_k$ , кгс/см <sup>2</sup>	60	80
$D_{кр}$ , мм	89,9	73,1
Оптимальный диаметр выходного сечения сопла, мм	1681	2109
Геометрическая степень расширения сопла	349,7	832,2

3. Проведены расчеты по определению зависимости удельного импульса камеры от массового соотношения расходов компонентов топлива в камере для обоих вариантов с оптимальной степенью расширения сопел (табл. 2).

Из приведенных выше параметров энергоэффективности следует:

- для усовершенствованной камеры максимальное значение удельного импульса камеры  $J_{k\text{max}} = 470,0$  с достигается при  $K_k = 5,55$ ;
- для перспективной камеры  $J_{k\text{max}} = 473,9$  с при  $K_k = 5,75$ .



Таблица 2

Камера	Вариант 1	Вариант 2
$K_k$	$J_k, c$	
5,55	469,97	473,54
5,8	469,75	473,86
6,1	468,9	473,07
6,4	466,84	471,54

Оптимальное значение  $K_k$  для каждого варианта определяется с учетом массы топлива и всей конструкции.

4. Значения  $J_{kmax}$  могут быть оптимизированы (увеличены) за счет оптимизации длины насадка радиационного охлаждения и изменения поправок к  $J_k$  за счет регенерации тепла.

### Библиографический список

1. Назаров В.П., Журавлев В.Ю., Краев М.В., Краева Е.М. Ракетные двигатели космических аппаратов: Учебное пособие. — Красноярск: СибГАУ, 2015. — 200 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / Под ред. В.П. Глушко. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1989. — 463 с.
3. Петрик В.А., Дерягин Ю.А., Пиунов В.Ю. Двигатели разгонных блоков разработки КБ Химмаш им. А.М. Исаева — филиала ФБУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева // Двигатель. 2010. № 4(70). С. 36-37.
4. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов / Ред. Д.А. Ягодников. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. — 486 с.
5. Morozov V.I., Zaslavskiy Y.I., Morozov R.F., Orlov N.N., Smirnov I.A., Yakovlev A.G. Liquid Rocket Engines of Russia on the Environmental Pure Components of Fuel for the Crio Stages of Rocket-Boosters // Альтернативная энергетика и экология. 2008. № 3. С. 42-54.
6. Пиунов В.Ю., Назаров В.П., Зувев А.А., Гайнутдинов А.В. Оптимизация конструктивных схем кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков // «Решетневские чтения»: материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практич. конференции. — Красноярск: СибГАУ, 2016. Т. 1. С. 212-213.
7. Пиунов В.Ю., Назаров В.П., Константинов Р.И., Морозов В.И., Гайнутдинов А.В. Модернизация систем подачи топлива жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков на основе инновационных технических решений // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2016. Т. 17. № 2. С. 431-437.
8. Гахун Г.Г., Баулин А.И., Володин В.А., Курпатенков В.Д., Краев М.В., Трофимов В.Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989. — 424 с.
9. Смирнов И.А., Пиунов В.Ю., Колкин Е.Н., Романов В.С., Исаев А.А., Морозов В.И. Оптимизация конструктивных и схемных решений модернизированного двигателя на базе КВД1А: Отчет о НИР № 10405-08 «Ускорение-Б-КБХМ». — Королев: КБ ХимМаш, 2008. — 148 с.
10. Bullok J.R., Santiago J.R. RL-60 — The Next Step in the Evolution of Upper Stage Engines. / AIAA Paper AIAA 2004-3529 // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 11-14 July 2004. — Fort Lauderdale, Florida. 13 p.
11. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Высшая школа, 1993.
12. Афанасьев И. Новый российский «водородник» и его зарубежные собратья // Новости космонавтики. 2009. Т. 19. № 5. С. 46-47.
13. Варгафтик Н.Б., Филиппов Л.П., Тарзиманов А.Л., Тонкий Е.Е. Справочник по теплопроводности жидкостей и газов. — М.: Энергоатомиздат, 1990. — 352 с.
14. Назаров В.П., Яцуенко В.Г., Коломенцев А.И. Конструктивно-технологические факторы стабильности энергетических параметров турбонасосных агрегатов ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. С. 101-105.
15. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1986. — 296 с.
16. Fat I., Wang H. YE-75 Upper Stage Cryogenic Rocket Engine // 4th International Conference on Launcher Technology: Space Launcher Propulsion. 3-6 December 2002. — Liege, Belgium. 15 p.
17. Козлов А.А., Новиков В.И., Соловьев Е.В. Системы питания жидкостных ракетных двигательных установок. — М.: Машиностроение, 1988. — 352 с.
18. Махин В.А., Присняков В.Ф., Белик Н.П. Динамика жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. — 834 с.
19. Дрегалин А.Ф., Зенуков И.А., Крюков В.Г., Наумов В.И. Математическое моделирование высокотемпературных процессов в энергоустановках. — Казань: Изд-во Казанского ун-та, 1985. — 263 с.

## THE UPPER STAGE OXYGEN-HYDROGEN ROCKET ENGINE ENERGY CHARACTERISTICS IMPROVEMENT BY STRUCTURAL SCHEME OPTIMIZATION METHOD

Piunov V.Yu.<sup>1\*</sup>, Nazarov V.P.<sup>2\*\*</sup>, Kolomentsev A.I.<sup>3\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Isayev chemical engineering design bureau - branch Khrunichev State Research and Production Space Center,  
12, Bogomolov str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia

<sup>2</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M.F. Reshetnev,  
SibSAU, 31, Krasnoyarsky Rabochy av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

<sup>3</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\*e-mail: kbhimmash@korolev-net.ru

\*\*e-mail: nazarov@sibsau.ru

\*\*\*e-mail: kaf202@mai.ru

### Abstract

The informationally and navigationally oriented spacecraft injection to the working orbit with high positioning accuracy, scientific and research spacecraft transition from support orbits to departure trajectories for deep space flight and other complex tasks of space exploration are carried out by rocket transportation systems. These systems include specialized withdrawal means, named "upper stages". The following requirements, such as enhanced energy efficiency and reliability, long-term staying in starting readiness mode, protracted operating time and multiple starts are imposed on upper stages' cruise engines. The «liquid oxygen-liquid hydrogen» cryogenic pair burning engines possess maximum energy efficiency. The first home-produced oxygen-hydrogen LRE is 11D56 engine developed at Khimmash Design Bureau headed by A.M. Isaev. This engine can be considered as the basic one for ecologically clean upper stages for rocket carriers of "Angara", "Soyuz 2-16" and "Soyuz 3" families presently under development. This engine's design allows modernization or modification (without significant time consumption) of its structurally stand-alone units, preserving characteristics, which define the engine workability and reliability at large. The KVD1 engine energy parameters and characteristics updating is realized by structural scheme optimization based on the structure technical analysis and effective options selection, related to the engine usage tasks.

Based on the experience in the KVD1 engine chamber design and development two options for chamber with retractable nozzle headers design were considered. For these options, corresponding to the two engine modernization variants, optimization of nozzle divergence geometric degree was carried out. Calculation of working process parameters and the main chamber characteristics optimization was performed.

The specific impulse's increase is analyzed by optimum relationship selection of fuel components consumption and selection of the maximum (optimal) pressure in the combustion chamber selection. The optimality criterion of fuel components consumption is payload weight maximum at geostationary orbit, at which, according to the specific impulse mass equivalent, the mass gain is equal to the fuel tanks of the engine unit the mass gain. the results of theoretical and calculating studies consists in defining principal design solutions of two variants of oxygen-hydrogen engines' chambers, under development based on KVD1 LRE.

**Keywords:** upper stages, oxygen-hydrogen engines, optimization by LRE specific pulse.

### References

1. Nazarov V.P., Zhuravlev V.Yu., Kraev M.V., Kraeva E.M. *Raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft rocket engines), Krasnoyarsk, SibGAU, 2015, 200 p.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 463 p.
3. Petrik V.A., Deryagin Yu.A., Piunov V.Yu. *Dvigatel'*, 2010, no. 4(70), pp. 36-37.
4. Dobrovolskii M.V. *Zhidkostnyye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* (Liquid propellant rocket engines. Design basics), Moscow, MGTU im. N. E. Baumana, 2006, 486 p.
5. Morozov V.I., Zaslavskiy Y.I., Morozov R.F., Orlov N.N., Smirnov I.A., Yakovlev A.G. Liquid Rocket Engines of Russia on the Environmental Pure Components of Fuel for the Crio Stages of Rocket-Boosters. *Al'ternativnaya energetika i ekologiya*, 2008, no. 3, pp. 42-54.
6. Piunov V.Yu., Nazarov V.P., Zuev A.A., Gainutdinov A.V. *Materialy XX yubileinoi mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Reshetnevskie chteniya"*, Krasnoyarsk, SibGAU, 2016, vol. 1, pp. 212-213.

7. Piunov V.Yu., Nazarov V.P., Konstantinov R.I., Morozov V.I., Gainutdinov A.V. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2016, vol. 17, no. 2, pp. 431-437.
8. Gakhun G.G., Baulin A.I., Volodin V.A., Kurpatenkov V.D., Kraev M.V., Trofimov V.F. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Liquid rocket engines design and development), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 424 p.
9. Smirnov I.A., Piunov V.Yu., Kolkin E.N., Romanov V.S., Isaev A.A., Morozov V.I. *Optimizatsiya konstruktivnykh i skhemnykh reshenii modernizirovannogo dvigatelya na baze KVD1A* (KVD1A based upgraded engine design and schematic solutions optimization), Korolev, KB KhimMash, 2008, 148 p.
10. Bullock J.R., Santiago J.R. RL-60 – The Next Step in the Evolution of Upper Stage Engines. *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 11-14 July 2004*. Fort Lauderdale, Florida, 13 p.
11. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskii A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Liquid rocket engines theory and calculation fundamentals), Moscow, Vysshaya shkola, 1993. Book 1, 384 p. Book 2, 368 p.
12. Afanas'ev I. *Novosti kosmonavтики*, 2009, vol. 19, no. 5, pp. 46-47.
13. Vargaftik N.B., Filippov L.P., Tarzimanov A.L., Tonkii E.E. *Spravochnik po teploprovodnosti zhidkostei i gazov* (Thermal conductivity of liquids and gases handbook), Moscow, Energoatomizdat, 1990, 352 p.
14. Nazarov V.P., Yatsunenkov V.G., Kolomentsev A.I. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 101-105.
15. Glikman B.F. *Avtomaticheskoe regulirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Liquid rocket engines automatic control), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 296 p.
16. Fam I., Wang H. YE-75 Upper Stage Cryogenic Rocket Engine. *4th International Conference on Launcher Technology: Space Launcher Propulsion. 3-6 December 2002*. Liege, Belgium, 15 p.
17. Kozlov A.A., Novikov V.I., Solov'ev E.V. *Sistemy pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Power supply system liquid rocket propulsion systems), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 352 p.
18. Makhin V.A., Prisyakov V.F., Belik N.P. *Dinamika zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Liquid rocket engines dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1969, 834 p.
19. Dregalin A.F., Zenukov I.A., Kryukov V.G., Naumov V.I. *Matematicheskoe modelirovanie vysokotemperaturnykh protsessov v energoustanovkakh* (High-temperature processes mathematical modeling in power plants), Kazan, KSU, 1985, 263 p.