

Расчет и проектирование автономного терморезака на основе камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги

© Е.А. Андреев, В.И. Крылов, А.В. Новиков, О.Е. Шацкий

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В рамках конверсии ракетного двигателестроения создана установка разделительной резки на основе кислородно-керосинового ракетного двигателя малой тяги (РДМТ). Решены задачи охлаждения камеры сгорания и сопла без применения третьего компонента — воды, а за счет использования регенеративного охлаждения стенок камеры сгорания керосином, подаваемым по каналам в межрубашечное пространство от форсуночной головки к соплу с последующим возвращением охладителя (керосина) по соседним каналам в головку камеры сгорания. В результате проведенных расчетов теплового состояния РДМТ обоснована возможность регенеративного охлаждения керосином и поддержания при этом заданного теплового режима работы камеры сгорания РДМТ. На основе расчетных и экспериментальных данных разработаны конструкция и документация для универсального терморезака УТР-2С. Результаты экспериментальной отработки конструкции терморезака подтвердили адекватность математической модели и корректность принятых допущений.

Ключевые слова: конверсия, ракетный двигатель, терморезак, теплообмен, массообмен, коэффициент диффузии, охладитель, расходный комплекс, смесеобразование, энтальпия

Введение. Огневая резка металлов является одним из основных технических приемов обработки материалов в машиностроении. Данный способ также преобладает в процессе утилизации отработанных металлоконструкций. В связи с этим разрабатывается широкий ассортимент технических средств резки с использованием газообразного кислорода, история которого насчитывает не один десяток лет [1, 2]. Проблема резки становится особенно актуальной вследствие выведения из эксплуатации морально и физически устаревшей военной и гражданской техники, в частности авиационной. При этом приходится утилизировать не только черный металл, но и высоколегированные стали, цветные металлы и их сплавы, композиционные материалы и др.

Существующие отечественные образцы газоплазменной резательной техники, разработанные в основном в 1950-х годах, обладают рядом недостатков и во многом не соответствуют современным требованиям. Эти обстоятельства обуславливают разработку более современных и перспективных аппаратов для резки различных материалов с минимальными материальными затратами.

В соответствии с программой ракетного двигателестроения в Научно-исследовательском институте энергетического машиностроения (НИИ ЭМ, отделение ЭМ1) МГТУ им. Н.Э. Баумана разработана мобильная установка, в которой в качестве генератора высокотемпературного потока используется камера жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) малой тяги для термической резки различных материалов. Установка УТР-2Н [3] (рис. 1) работает на газообразных компонентах.

Однако наличие в терморезаке УТР-2Н внешнего контура водяного охлаждения существенно ограничивало как область его применения, так и спрос на поставку таких изделий. В связи с этим была определена организация проточного охлаждения камеры сгорания (КС) горючим.

Цель данной работы — расчет и проектирование камеры терморезака с регенеративным охлаждением компонентом топлива.

Для разделительной резки неметаллических изделий, цветных металлов и коррозионно-стойкой стали разработана серия терморезаков типа УТР-2С (рис. 2). Головка такого терморезака представляет собой аналог КС ракетного двигателя малой тяги (РДМТ). Используемое топливо — газообразный кислород и жидкое углеводородное горючее (керосин, дизельное топливо) [1].



Рис. 1. Терморезак УТР-2Н



Рис. 2. Терморезак УТР-2С с экспериментальной головкой

Особенностью расчета распределения параметров по объему КС головки терморезака по сравнению с представленным в работе [2] является наличие жидкого горючего. Следовательно, необходимо ввести в расчет закономерности таких элементарных процессов, как дробление капель жидкости, их испарение, влияние двухфазности на параметры течения рабочего тела и пр.

Одна из трудностей, препятствующая применению численных методов для расчета испарения капель керосина, заключается в их полидисперсности. Обычно эта проблема преодолевается за счет использования эквивалентного диаметра. В качестве такого диаметра применен среднемассовый диаметр капель.

Среднемассовый диаметр капель жидкого горючего в локальном объеме КС определяется по формуле

$$d_k = \sqrt[3]{\frac{6z_{\text{CH}_2\text{ж}}\rho_{\text{см}}}{\pi n_{\text{CH}_2\text{ж}}\rho_{\text{ж}}}}, \quad (1)$$

где $n_{\text{CH}_2\text{ж}}$ — число капель жидкого горючего в единице объема; $\rho_{\text{см}}$ — плотность реагирующей смеси; $z_{\text{CH}_2\text{ж}}$ — массовая концентрация жидкого горючего; $\rho_{\text{ж}}$ — плотность жидкого горючего.

Для определения числа капель в единице объема смеси используется следующая расчетная схема. Поскольку осредненное течение рабочего тела принимается как течение квазигомогенной смеси, то капли неиспарившегося керосина будут распределяться по объему КС в соответствии с закономерностями конвективного и турбулентного переноса массы. С учетом схемы организации рабочего процесса распределение числа капель по объему КС рассчитывается с учетом концентрации капель жидкого горючего, истекающего в камеру сгорания, а также учета испарения $z_{\text{CH}_2\text{ж}}$. При этом число капель в единице объема смеси

$$n_{\text{CH}_2\text{ж}} = \frac{6z_{\text{CH}_2\text{ж}}\rho_{\text{см}}}{\pi\rho_{\text{ж}}d_k^3}, \quad (2)$$

где d_k — начальный диаметр капель жидкого горючего.

Значения $n_{\text{CH}_2\text{ж}}$ и d_k необходимы для определения скорости испарения капле в локальном объеме КС и источникового члена в уравнении сохранения концентрации керосина.

Расчет характеристик испарения капле жидкого горючего (керосина) проведен по методике, подробно изложенной в работе [3], в соответствии со следующими ее положениями.

Малый сферический объем жидкости, заключенный в неограниченной газовой среде, испаряется и затем исчезает. Необходимо составить уравнения и формулы, отражающие влияние свойств жидкости, пара и атмосферы на продолжительность испарения.

Математическая модель испарения капли представлена на рис. 3.

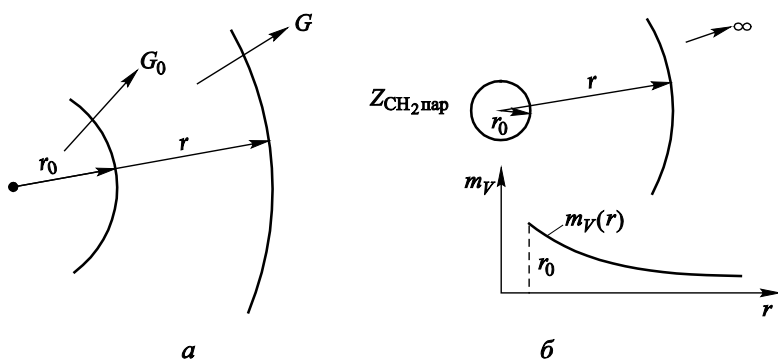


Рис. 3. Математическая модель испарения капли:

а — закон сохранения массы; б — общий характер распределения концентрации пара вблизи поверхности частицы

В модели испарения капли протекающие процессы описываются в сферически симметричной системе координат (при пренебрежении нерадиальным движением) и рассматриваются в стационарной постановке. Считается, что значение коэффициента массообмена не зависит от радиуса капли и расстояние между каплями велико.

Выполним расчет распределения концентрации пара $z_{\text{CH}_2\text{ пар}}$ в газовой среде.

Из закона сохранения массы (рис. 3, а) следует

$$Gr^2 = G_0r_0^2, \quad (3)$$

где G — поток массы на расстоянии r от центра капли; G_0 — скорость фазового превращения жидкости на единице площади поверхности; r_0 — радиус поверхности капли.

Поскольку химической реакции у поверхности капли не происходит, то

$$G_{\text{пов. пар}}r^2 = G_{\text{нов. пар}0}r_0^2 = G_0r_0^2. \quad (4)$$

Отсюда, согласно закону Фика,

$$\left(z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} G - \gamma_p \frac{dz_{\text{CH}_2 \text{ пар}}}{dr} \right) r^2 = G_0 r_0^2, \quad (5)$$

т. е.

$$\gamma_p \frac{dz_{\text{CH}_2 \text{ пар}}}{dr} r^2 = G_0 r_0^2 (z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} - 1). \quad (6)$$

Здесь γ_p — коэффициент диффузии паров керосина в реагирующей газовой смеси; $G_{\text{пов. пар}}$ — поток пара керосина с поверхности капли.

Из выражения (6) следует

$$\frac{dz_{\text{CH}_2 \text{ пар}}}{z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} - 1} = \frac{G_0 r_0^2}{\gamma_p} \frac{dr}{r^2}, \quad (7)$$

откуда после интегрирования получаем

$$\ln \left| (z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} - 1) \right| = \frac{G_0 r_0^2}{\gamma_p} \left(-\frac{1}{r} \right) + \text{const}. \quad (8)$$

Граничные условия имеют вид

$$r = r_0, \quad z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} = z_{\text{CH}_2 \text{ пар } 0}; \quad (9)$$

$$r = \infty, \quad z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} = z_{\text{CH}_2 \text{ пар } \infty}. \quad (10)$$

Тогда скорость испарения можно определить по зависимости

$$\frac{G_0 r_0}{\gamma_p} = \ln \left(1 + \frac{z_{\text{CH}_2 \text{ пар } 0} - z_{\text{CH}_2 \text{ пар } \infty}}{1 - z_{\text{CH}_2 \text{ пар } 0}} \right), \quad (11)$$

а для распределения концентрации пара вблизи поверхности частицы

$$z_{\text{CH}_2 \text{ пар}} = \left(\frac{1 - z_{\text{CH}_2 \text{ пар } 0}}{1 - z_{\text{CH}_2 \text{ пар } \infty}} \right)^{r_0/r}. \quad (12)$$

Общий характер этого распределения иллюстрирует рис. 3, б. Изменение радиуса капли пропорционально G_0 , тогда

$$dr_0/dt = -(G_0/\rho_{\text{ж}}), \quad (13)$$

где t — время; $\rho_{\text{ж}}$ — плотность жидкости.

Выражая обе части равенства (13) через диаметр капли d_k , получаем

$$\frac{d(d_k)}{dt} = -2 \left(\frac{G_0}{\rho_{ж}} \right). \quad (14)$$

Следовательно,

$$\frac{d(d_k)}{dt} = -4 \frac{\gamma_p}{d_k \rho_{ж}} \ln \left(1 + \frac{z_{CH_2 пар 0} - z_{CH_2 пар \infty}}{1 - z_{CH_2 пар 0}} \right). \quad (15)$$

Решив дифференциальное уравнение (15), можно также определить зависимость изменения диаметра испаряющейся капли горючего от времени.

Для определения тепловых потоков от стенки охладителя используется полуэмпирическая формула Михеева. Конвективные тепловые потоки от газа к стенке определяются по методике Иевлева [4], лучистые тепловые потоки — по методике, представленной в работе [4].

При составлении программы расчета охлаждения стенок камеры учитывали следующие особенности:

1) при расчете конвективных тепловых потоков использовались полученные при расчете распределения параметров по объему КС значения температур, скоростей и других характеристик в точках, прилегающих к стенке КС;

2) поскольку КС выполнена из высокотеплопроводного материала (медь М-1), при расчете охлаждения учитывались осевые перетечки теплоты вдоль стенки КС;

3) методика позволяет проводить расчет как при течении охладителя от сопла к форсуночной головке, так и наоборот.

Программа расчета охлаждения ЖРД входит в состав комплексной программы для вычисления распределения параметров по объему КС, значения коэффициента камеры сгорания φ_k , характеризующего полноту сгорания топлива, и параметров, характеризующих тепловое состояние конструкции камеры.

Действительный расходный комплекс (β_d) определяется прежде всего полнотой сгорания топлива и зависит от большого числа факторов, таких как тонкость распыливания компонентов топлива, распределение концентраций окислителя и горючего по объему КС, закономерности процессов испарения и смешения компонентов топлива как в жидкой, так и в газовой фазах, воспламенения, горения и др. Все приведенные этапы рабочего процесса протекают в КС одновременно и могут оказывать существенное влияние друг на друга.

В соответствии с работой [5] значение φ_k можно определить как отношение действительно расходного комплекса и теоретического:

$$\varphi_k = \frac{\beta_d}{\beta_T}. \quad (16)$$

При этом φ_k можно представить как произведение двух коэффициентов:

$$\varphi_k = \varphi_{см} \varphi_{г} = \frac{\beta_{тсм} \beta_{д}}{\beta_{т} \beta_{см}}, \quad (17)$$

где $\varphi_{см}$ — коэффициент потерь на смешение; $\varphi_{г}$ — коэффициент потерь на горение; $\beta_{см} = \sum \beta_{тj} q_j$ — расходный комплекс, полученный с учетом потерь на смешение компонентов топлива; $\beta_{тj}$ — теоретическое значение расходного комплекса в локальной зоне на выходе из докритической части сопла; q_j — относительная доля расхода рабочего тела в локальной зоне на выходе из докритической части сопла.

Для определения $\beta_{тj}$ необходимо предварительно вычислить распределение $\alpha_{тj}$ по поперечному сечению на выходе из сопла [6].

Зная распределение концентраций компонентов рабочего тела, $\alpha_{тj}$ можно выразить через отношение

$$\alpha_{тj} = \frac{\sum z_{jок}}{\sum z_{jг} K_{m0}}, \quad (18)$$

где $\sum z_{jок}$ — сумма концентраций окислительных элементов (включая элементы, входящие в состав продуктов сгорания); $\sum z_{jг}$ — сумма концентраций горючих элементов (при условии полного испарения капель горючего); $K_{m0} = 3,42$ — стехиометрическое соотношение компонентов топлива.

Значение $\beta_{тj}$ можно определить аппроксимацией зависимости $\beta_{т} = f(\alpha)$. При определении $\beta_{д}$ поступаем аналогичным образом, однако учитываем следующие положения и допущения.

1. Реакции горения не протекают с жидким горючим. Поэтому в случае наличия неиспарившегося горючего в локальной зоне действительное значение коэффициента избытка окислителя будет определяться выражением

$$\alpha_{dj} = \frac{\sum z_{jок}}{\sum z_{jг.исп} K_{m0}}, \quad (19)$$

где $\sum z_{jг.исп}$ — сумма концентраций горючих элементов за вычетом концентрации жидкого горючего. Из сравнения выражений (18) и

(19) следует, что $\alpha_{dj} \geq \alpha_{tj}$, что приводит к снижению теоретического расходного комплекса β_{tj} в рассматриваемом диапазоне значений α .

2. Наличие неиспарившегося горючего приводит к уменьшению газовой постоянной смеси:

$$R_{смj} = R_T (1 - \sum z_{kj}),$$

где $\sum z_{kj}$ — сумма концентраций жидкого горючего.

Таким образом, действительное значение расходного комплекса можно определить из выражения

$$\beta_d = \sum_1^n \beta_{tjk} \sqrt{1 - \sum z_{kj}}, \quad (20)$$

где β_{tjk} — теоретический расходный комплекс при $\alpha = \alpha_{dj}$.

Используя данную методику, можно определить значения $\Phi_{см}$, $\Phi_{гор}$ и Φ_k с учетом влияния неполного испарения капель горючего и связанного с ним недогорания.

Основу программы составляет программа расчета параметров рабочего процесса, представленная в работе [2], в которую внесены приведенные выше уточнения. В результате решения задачи получены следующие данные:

- распределение параметров по объему КС (напряженность вихря, функция тока, температура рабочего тела, плотность рабочего тела, осевые, окружные и радиальные скорости и т. д.);
- коэффициент Φ_k ;
- параметры, характеризующие тепловое состояние стенок КС (распределение по контуру температуры внутренней и наружной стенок КС, конвективные и лучистые тепловые потоки и т. д.);
- гидравлическое сопротивление охлаждающего тракта;
- другие параметры, необходимые для оценки состояния камеры ЖРД на этапе проектирования.

Варьируя исходными данными (давление в КС, коэффициент избытка окислителя, геометрия КС, схема смесеобразования, геометрия охлаждающего тракта, геометрические размеры камеры ЖРД и т. д.), можно по разработанной методике проводить параметрический анализ влияния различных факторов на полноту протекания рабочего процесса и тепловое состояние стенок камеры.

При выборе схемы смесеобразования проведены многочисленные параметрические исследования различных схем смесеобразования.

С учетом результатов этих исследований и ряда практических соображений в качестве базовой для модернизированного резака УТР-2С принята расчетная схема распределения параметров по объему КС, представленная на рис. 4.



Рис. 4. Расчетная схема распределения параметров по объему КС головки терморезака

Выбор базовой схемы основан на следующих положениях.

1. Целесообразно использовать эффект пневмораспыла горючего струей кислорода при его подаче в КС.

2. Необходимо исключить направленное воздействие на стенки КС и сопла высокотемпературной двухфазной реагирующей струи, чтобы избежать высоких локальных тепловых потоков в конструкцию. Подача компонентов топлива проводится по схеме «Сток» через щель *A*, расположенную по образующей конуса.

3. Подача охладителя в охлаждающий тракт проводится по следующей схеме: от форсуночной головки к соплу с последующим возвратом к форсуночной головке.

Такая схема обуславливает, с одной стороны, надежное охлаждение КС, особенно в зоне за критическим сечением сопла, где турбулизация потока охладителя максимальная за счет его разворота на 180° , а с другой стороны, предотвращает возможность заброса жидкого горючего в шланги кислорода при нештатной работе головки.

Согласно принятой расчетной схеме (рис. 4), через щель *A* проводится подача равномерно перемешанных компонентов топлива, а через отверстие *B* истекают продукты сгорания.

Для данной схемы проведены широкие параметрические исследования по влиянию различных факторов, в том числе геометрических размеров КС и охлаждающего тракта, на коэффициент φ_k , гидравлические характеристики охлаждающего тракта и тепловое состояние конструкции.

Коэффициент φ_k определяли в данных расчетах по методике, изложенной в работе [2].

Гидравлические потери в охлаждающем тракте рассчитывали по принятым закономерностям с использованием справочных данных [7].

Тепловое состояние конструкции характеризовалось максимальной температурой стенки со стороны газа и температурой подогрева охладителя в охлаждающем тракте.

Некоторые распределения отдельных зависимых переменных (концентрации компонентов топлива, текущие значения диаметров капель горючего, температура рабочего тела) по объему КС представлены на рис. 5–7 в виде линий постоянных значений параметров после обработки полученных в расчете данных [8, 9].

На рис. 5 представлено соответствующее распределение концентрации кислорода, на рис. 6 — распределение концентрации жидкого горючего.

Расчетное поле температур приведено на рис. 7.

Сравнительный анализ рис. 5–7 позволяет сделать следующие выводы:

- процессы физического и химического превращения компонентов топлива в продукты сгорания завершены уже до входа в сужающуюся часть сопла;
- на выходе из критического сечения сформирована равномерная по скорости и температуре высокоэнтальпийная струя продуктов сгорания.

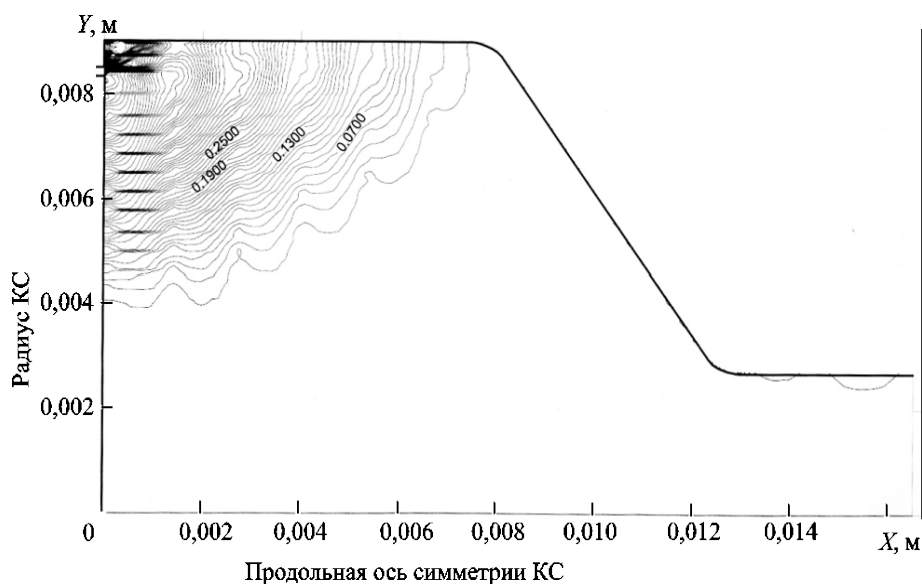


Рис. 5. Распределение концентрации кислорода по объему КС головки терморезака

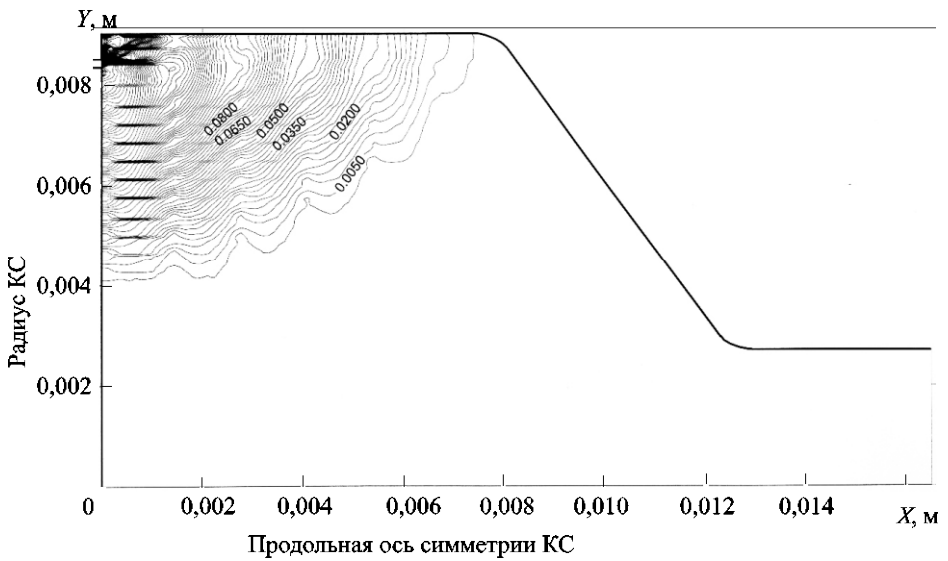


Рис. 6. Распределение концентрации капель жидкого горючего по объему КС головки терморезака

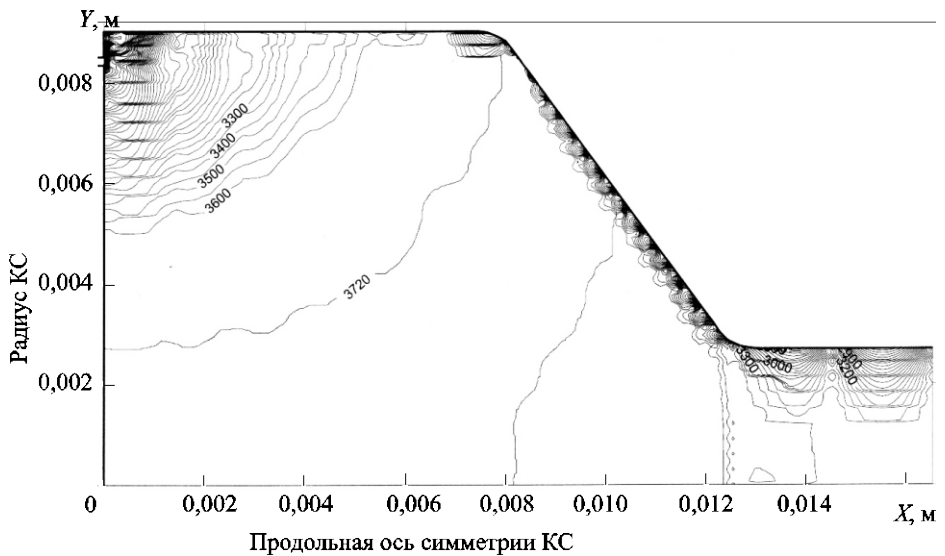


Рис. 7. Расчетное поле температур по объему КС головки терморезака

В ходе расчетных исследований установлено, что увеличение диаметра цилиндрической части КС приводит при прочих равных условиях к росту коэффициента КС при одновременном уменьшении температуры подогрева охладителя $\Delta T_{\text{охл}}$ и снижению максимальной температуры стенки со стороны газа $T_{\text{ст max}}$.

Увеличение длины цилиндрической части КС $L_{КС}$ при повышении φ_K наоборот вызывает ухудшение теплового состояния конструкции (к росту $\Delta T_{охл}$ и $T_{ст\ max}$).

Увеличение начального диаметра капель горючего d_K при $d_K > 15$ мк приводит к ухудшению качества рабочего процесса, при этом параметры $\Delta T_{охл}$ и $T_{ст\ max}$ изменяются с максимумом в диапазоне значений $d_K = 40 \dots 50$ мк.

Угол наклона образующей конуса докритической части сопла не оказывает существенного влияния на φ_K , $\Delta T_{охл}$ и $T_{ст\ max}$.

Осевая скорость подачи смеси компонентов топлива в КС влияет на исследуемые параметры неоднозначно, с максимумом в интервале скоростей $70 \dots 80$ м/с.

Фактически исследовано влияние значительно большего числа факторов, в том числе геометрических размеров охлаждающего тракта.

При формировании облика базового варианта головки терморезака руководствовались следующими соображениями:

- для того чтобы избежать значительных локальных тепловых нагрузок на внутреннюю поверхность КС, в качестве ее материала используется медь М-1, обладающая высокой теплопроводностью, а при расчетах теплового состояния конструкции учитываются осевые перетечки теплоты по конструкции головки;

- из технологических соображений внешняя поверхность охлаждающего тракта КС принимается цилиндрической (толщина стенок КС переменна от сечения к сечению), а пазы выполняются путем фрезеровки каналов вдоль образующей цилиндра; имеется небольшой конический участок только в районе закритической части сопла.

В результате анализа проведенных расчетных параметрических исследований для базового варианта сформированного облика головки терморезака УТР-2С были получены основные геометрические размеры КС и ее охлаждающего тракта.

Проведенные расчеты показали, что для реализованной геометрии КС терморезака во всем исследуемом диапазоне значений $\alpha = 0,6 \dots 2,5$ достигаются высокая полнота сгорания ($\varphi_K \approx 1,0$) и допустимое тепловое состояние конструкции.

С использованием полученных размеров произведена разработка конструкторской документации на экспериментальную головку терморезака УТР-2С для базового варианта конструкции.

Экспериментальная головка терморезака УТР-2С с регенеративным способом охлаждения газообразным кислородом изготовлена для экспериментального подтверждения ее основных характеристик и исследования стойкости головки терморезака при длительной непрерывной работе.

КС выполнена из технической меди М-1. Наружная поверхность КС имеет вид цилиндра с небольшим конусом на конце. Исходя из технологических соображений толщина стенки КС переменная, так как она выполнена с переменным внутренним диаметром и внешний контур отличается от внутреннего.

Охлаждение КС осуществляется горючим (керосином), который подается в смесительную головку. Смесительная головка имеет тракт для смешения компонентов топлива и подачи их в камеру сгорания. В каждом пазе смесительной головки выполнены отверстия для подачи горючего.

Горючее (керосин или дизельное топливо) проходит по пазам в смесительную головку, где смешивается с газообразным окислителем, и смесь компонентов топлива подается в КС под углом 45° к оси КС. Образовавшиеся продукты сгорания проходят через сопло и используются в дальнейшем для разрушения различных материалов.

Внешний вид терморезака УТР-2С представлен на рис. 2. К головке терморезака УТР-2С подходят две магистрали: жидкого горючего и газообразного кислорода.

Для измерения давления в КС головки и температуры подогрева охладителя на головке установлены манометр класса 1,5 и термомпара ХА (хромель-алюмель).

К терморезаку подсоединены через шланги системы подачи кислорода и горючего. После соответствующей профилактики и подготовки систем к работе проведена серия огневых испытаний терморезака с необходимыми измерениями параметров.

Запуск терморезака осуществлялся от факельного источника тепловой энергии: сначала поджигалась струя с малыми расходами компонентов топлива за соплом головки, проводилось втягивание факела внутрь КС путем изменения расходов компонентов топлива в сторону их уменьшения, после чего увеличивались расходы компонентов топлива и проводилась настройка головки на заданный режим работы.

При этом в ряде экспериментов выполнялась контрольная резка различных материалов (сталь Х18Н10Т, бетон, железобетон и др.).

Результаты испытаний показали удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных данных по полноте сгорания и температуре подогрева охладителя.

На всех режимах происходит практически полное сгорание топлива. Получены более низкие экспериментальные значения температуры подогрева охладителя по сравнению с расчетными. Это обусловлено тем, что при расчетах не учитывался отток теплоты через медную форсуночную головку на подогрев и частичное испарение горючего, подаваемого в КС (за счет высокой теплопроводности материала в охлаждении КС фактически участвует не только расход кислорода, но и расход горючего).

Установлено, что при резке материалов за счет тепловых потоков от разрезаемого материала к головке терморезака по сравнению с работой резака без преграды для натекающей струи температура подогрева охладителя несколько возрастает, но не более чем на 100 °С, что не критично для теплового состояния головки терморезака.

Во всех испытаниях головки терморезака по времени выходили на стационарный тепловой режим работы.

После проведения всей серии испытаний в конструкции головки терморезака УТР-2С и в структуре материала КС видимые изменения не были обнаружены.

Испытания подтвердили заявленные при постановке задачи характеристики резака по толщинам разрезаемых материалов и скорости резки.

Дальнейшие исследования могут быть направлены на расширение диапазона мощностей истекающей струи [10].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Александренков В.П., Лапицкий В.И., Новиков В.И. Современное оборудование термогазоструйной резки материалов. *Рынок вторичных металлов*, 2002, № 6, с. 12–15.
- [2] Буркальцев В.А., Лапицкий В.И., Новиков А.В., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан – кислород. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2004, спец. выпуск «Теория и практика современного ракетного двигателестроения», с. 8–17.
- [3] Сполдинг Д.Б. *Горение и массообмен*. Москва, Машиностроение, 1985, 240 с.
- [4] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [5] Беяев Е.Н., Черваков В.В. *Математическое моделирование ЖРД*. Москва, Изд-во МАИ-Принт, 2009, 280 с.
- [6] Трусов Б.Г. Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, вып. 1. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-1-31>
- [7] Ягодников Д.А., ред. *Актуальные проблемы ракетного двигателестроения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 295 с.
- [8] Дорофеев А.А., Ягодников Д.А., Чертков К.О. Особенности расчета состава и температуры продуктов сгорания переобогащенного кислород-метанового топлива. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2015, № 10, с. 84–94.
- [9] Архаров А.М. О некоторых особенностях термодинамического анализа низкотемпературных систем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. выпуск «Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения», с. 29–40.
- [10] Воронежский А.В., Сучков С.А., Филимонов Л.А. Особенности течения сверхзвуковых потоков в узких цилиндрических каналах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4 (16). URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-4-695>

Статья поступила в редакцию 07.11.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Андреев Е.А., Крылов В.И., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчет и проектирование автономного терморезака на основе камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-1-1718>

Андреев Евгений Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: aea-704@mail.ru

Крылов Владимир Иванович — канд. техн. наук, директор Научно-исследовательского института энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: niiem@bmstu.ru

Новиков Артур Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: arnov62@mail.ru

Шацкий Олег Евгеньевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: zaytseva@bmstu.ru

Parameter calculation and design of an autonomous thermal cutting machine based on the combustion chamber of a low-thrust rocket engine

© E.A. Andreev, V.I. Krylov, A.V. Novikov, O.E. Shatskiy

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

As part of rocket engine development conversion we designed a metal cutting installation based on an oxygen/kerosene low-thrust rocket engine (LTRE). We solved the problem of cooling the combustion chamber and nozzle without involving a third component, i.e. water, strictly by means of employing regenerative cooling of the combustion chamber walls by kerosene supplied through pipes into the inter-jacket space, flowing from the injector head to the nozzle and subsequently returning to the combustion chamber head through adjacent pipes. By computing the LTRE thermal state we validated the feasibility of using regenerative kerosene cooling to sustain desired operational thermal conditions in the LTRE combustion chamber. We used computation results and experimental data to develop the design and documentation for a general-purpose thermal cutting machine UTR-2S. Experimental testing results in the case of this thermal cutting machine confirmed the validity of the mathematical model and correctness of our assumptions.

Keywords: conversion, rocket engine, thermal cutting machine, heat transfer, mass transfer, diffusion coefficient, coolant, combustion chamber specific impulse, propellant mixing, enthalpy

REFERENCES

- [1] Aleksandrenkov V.P., Lapitskiy V.I., Novikov V.I. *Rynok vtorichnykh metallov* (Scrap metal market), 2002, no. 6, pp. 12–15.
- [2] Burkaltsev V.A., Lapitskiy V.I., Novikov A.V., Yagodnikov D.A. *Vestnik MGTU im.N.E.Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2004, spets. vypusk. Teoriya i praktika sovremennogo raketnogo dvigatelestroeniya [Special issue on Theory and practice of contemporary rocket engine development], pp. 8–17.
- [3] Spalding D.B. *Combustion and Mass Transfer*. Pergamon Press, 1979, 409 p. [In Russ.: Spalding D.B. *Gorenie i massoobmen*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 240 p.]
- [4] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnyye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2016.
- [5] Belyaev E.N., Chervakov V.V. *Matematicheskoe modelirovanie ZhRD* [Mathematical simulation of liquid rocket engines]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2009, 280 p.
- [6] Trusov B.G. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, issue 1. Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-1-31>
- [7] Yagodnikov D.A., ed. *Aktualnye problemy raketnogo dvigatelestroeniya* [Current problems in rocket engine development]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 295 p.
- [8] Dorofeev A.A., Yagodnikov D.A., Chertkov K.O. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2015, no. 10, pp. 84–94.

- [9] Arkharov A.M. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2010, spets. vypusk. Kholodilnaya i kriogennaya tekhnika, sistemy konditsionirovaniya i zhizneobespecheniya [Special issue on Refrigeration, Cryogenic Engineering, Air Conditioning and Life Support Systems], pp. 29–40.
- [10] Voronetskiy A.V., Suchkov S.A., Filimonov L.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, issue 4 (16). Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-4-695>

Andreev E.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: aea-704@mail.ru

Krylov V.I., Cand. Sc. (Eng.), Director, Scientific Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: niiem@bmstu.ru

Novikov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: arnov62@mail.ru

Shatskiy O.E., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: zaytseva@bmstu.ru