

УДК 621.454.2.034.01

doi: 10.32620/aktt.2019.8.05

П. Ш. АБДУЛЛАЕВ<sup>1</sup>, Н. П. АБДУЛЛА<sup>2</sup><sup>1</sup> Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан<sup>2</sup> Aviatech Global, Баку, Азербайджан

## К ВОПРОСУ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАМЕРЫ ЖРД

Анализ термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания (ПС) в камере жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) показывает, что их степень диссоциации зависит от температуры  $T$ , степени расширения газа  $\epsilon$  и т.п. Практически ПС всегда являются химически активным рабочим телом, поэтому по длине камеры ЖРД во всей реагирующей смеси изменяется число молей  $N$  их компонентов. Локальные значения параметров  $T$  и  $N$  зависят от конкретных физических условий. Поэтому распределение локальных чисел молей компонентов газовой смеси и ее теплоемкости могут быть представлены в виде зависимостей  $N \sim f(T)$  и  $c \sim g(T)$ . С этой целью на основе числовых значений молей компонентов и теплоемкостей газовой смеси в основных сечениях камеры ЖРД и с помощью интерполяции формируются соответствующие эмпирические функции.

Анализ изменения мольных и весовых долей газообразных и конденсированных компонентов ПС показывает, что в зависимости от конкретных условий ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ) количество молей одной группы индивидуальных веществ увеличивается, а у другой группы уменьшается. Эти изменения носят чередующийся характер и приводят к образованию новых центров-источников химической и тепловой энергии по длине сопла. Таким образом, для различных условий ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ) проектирование камеры ЖРД должно вестись с учетом характера изменения  $N$ ,  $c_p$ ,  $c_v$  и  $\gamma$ . Поэтому с точки зрения энергетического преобразования число молей  $i$ -го компонента ПС может быть представлено в виде функции  $N_i = f(T_i)$  или  $N_i = f(x, y)$ . Численные исследования показывают, что на основе значений  $N_i$  в основных сечениях камеры ЖРД заданной длины с помощью интерполяции, возможно, формировать линейную или нелинейную функции в виде  $N_i = f(x)$ . В зависимости от конкретных задач один из видов интерполяционных функций может быть учтен в формулах расчета теплоемкостей ПС. В таком случае для формирования уточненной геометрии камеры ЖРД термогазодинамический расчет повторяется с учетом указанных новых зависимостей. Следовательно, система уравнений для термодинамического расчета ЖРД решаются с учетом новых функций. Данный подход позволяет формировать оптимальный контур камеры ЖРД на предварительном этапе проектирования двигателя и улучшить результаты газодинамического расчета и профилирования сопла модифицированным методом характеристик. В рамках представленных исследований для получения оптимального сопла производится сравнение значения скоростей, полученных с использованием решений прямой и обратной задач.

Таким образом, правильный учет изменений основных параметров по длине сопла позволяет организовать корректное управление работой камеры ЖРД за счет изменения теплофизических свойств ПС по длине сопла во всех условиях полета летательного аппарата. Это обстоятельство требует некоторое совершенствование принципов и схем систем регулирования работы ЖРД, что обуславливает проведение широких научно-исследовательских работ в этом направлении.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель; камера сгорания; сопло; термогазодинамический расчет.

### Введение

Как известно одним из основных направлений развития ракетно-космической техники является создание высокоэффективных двигательных установок, в составе которых, широко используются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Проектирование ЖРД и оптимизация его конструктивной схемы заключается в выборе такой комбинации параметров рабочего процесса, при которой достигается наиболее выгодное сочетание тяговых характеристик и веса конструкции. К настоящему времени накоплен большой научный и практический опыт

разработки разнообразных ЖРД. Однако определение проектных параметров новой проектируемой камеры ЖРД все еще остается сложным процессом. В известных методиках эти проблемы в основном рассматриваются с общих теоретических позиций и существуют определенные проблемы в учете термогазодинамических особенностей рабочих процессов и теплофизических свойств продуктов сгорания. Правильный учет этих особенностей позволило бы создать корректную геометрическую конфигурацию камеры ЖРД. Следовательно, в данной статье рассматривается улучшенная методика предварительного проектирования ЖРД с учетом некоторых

особенностей моделирования рабочих процессов в двигателе [1-12].

**Цель статьи.** Как известно, предварительная геометрия камеры ЖРД формируется термохимическими и термогазодинамическими моделями процессов горения и истечения. Однако неточности в термохимическом моделировании ЖРД может привести к определенным ошибкам в термогазодинамической конфигурации двигателя на следующих этапах проектирования (например, с применением метода характеристик), что обуславливает некоторого совершенствования принципов и подходов. Следовательно, целью статьи является улучшения методологии формирования корректной геометрии камеры (камера сгорания и сопло) на основе улучшения существующей методики термодинамического расчета двигателей.

### 1. Некоторые особенности термогазодинамического расчета камеры ЖРД

Как известно при высоких температурах ( $T > 2000\text{K}$ ) в камере ЖРД происходит термическая диссоциация рабочего тела. Процессы диссоциации приводят к уменьшению полного преобразования химической энергии топлива  $U_{\text{chem}}$  в тепловую ( $U_{\text{chem}} \rightarrow Q_{\text{chem}}$ , в идеальном случае  $U_{\text{chem}} = Q_{\text{chem}}$ ), что должно учитываться при расчете двигателей. По мере расширения и течения, температура и давление газа также уменьшаются, которые оказывают различное влияние на степень диссоциации. В существующих исследованиях доказано, что влияние температуры на степень диссоциации газа больше и при температурах газа  $T < 2000\text{K}$  степень диссоциации мала [2, 3, 6-8]. Поэтому при рассмотрении течения газа в соплах изменения химического состава и химической энергии  $U_{\text{chem}}$  из-за рекомбинационных процессов считаются малыми и не учитываются в расчетах.

Однако, анализ термодинамических и теплофизических свойств ПС показывает, что степень диссоциации ПС зависит также от степени расширения  $\varepsilon = p_c / p_e$  ( $p_c$  - давление в камере сгорания,  $p_e$  - давление на срезе сопла) продуктов сгорания и коэффициента избытка окислителя  $\alpha = K_m / K_m^0$  в камере ЖРД. Так, например, для топливной пары «керосин-кислород» при  $\varepsilon \geq 20..30$ ,  $\alpha \leq 0.7$  и температурах  $T < 2000\text{K}$  продукты сгорания практически являются химически активным рабочим телом. Такая же картина наблюдается для других топливных пар. Это обстоятельство обуславливает опреде-

ленную корректировку термохимической модели  $U_{\text{chem}} \rightarrow Q_{\text{chem}}$  [2, 3, 6-8].

Проведенные исследования показывают, что было бы корректно проводить термодинамический расчет ЖРД с учетом зависимости

$$Q_{\text{chem}} \sim f(p, T, \varepsilon, \alpha, \bar{x}, \bar{y}, \dots), \quad (1)$$

где  $\bar{x} = x / y_{\text{cr}}$  или  $\bar{x} = x / x_{\text{min}}$  - относительная длина;

$x$  - координат рассматриваемой точки на оси камеры;

$y_{\text{cr}}$  - радиус критического сечения;

$\bar{y} = y / y_{\text{cr}}$  - относительный радиус рассматриваемого сечения двигателя.

Ввод относительных координат  $\bar{x}$  и  $\bar{y}$  позволяет учитывать и адаптировать интенсивности турбулентных явлений в математической модели преобразования  $U_{\text{chem}} \rightarrow Q_{\text{chem}}$ . Таким образом, если не учитывать по длине сопла изменения  $Q_{\text{chem}}$  (увеличение или уменьшение  $Q_{\text{chem}}$  с учетом химического равновесия, неравновесия и т.п.) вследствие различных типов реакций, то при расчете термогазодинамических параметров ошибки могут достигать нескольких процентов.

Следует отметить, что при существующих подходах и методах в расчетах по формированию геометрии двигателя присутствуют определенные неточности учета изменений молей компонентов  $N$ , теплоемкостей  $c_p$  и  $c_v$ , соответственно показателя изоэнтропы смеси  $\gamma$ , несмотря на сильное изменение по длине камеры ЖРД состава продуктов сгорания (ПС). Изучение изменений  $c_p$ ,  $c_v$  и  $\gamma$  в зависимости от других термодинамических и термохимических параметров ПС были рассмотрены в различных исследованиях [13-19]. Однако, как правило, математическое моделирование этих изменений носит узкий характер и не позволяет раскрыть весь энергетический потенциал газового потока. В указанных исследованиях изучение изменений  $c_p$ ,  $c_v$  и  $\gamma$  рассматривается как отдельная задача и не предусматривает дальнейшего применения методов формирования геометрии камеры ЖРД [13-19].

Следовательно, возникает необходимость в более корректном формировании термохимической и термодинамической моделей процессов горения и течения в камере ЖРД с учетом особенностей профилирования сопла в прямой и обратной постановке задачи. Таким образом, в рамках представленных исследований задача профилирования сопла рассматривается в комбинированном решении указанных задач. Этот подход позволяет профилировать сопла с применением скорректированного метода

характеристик и с учетом особенностей термодинамических моделей [20].

С учетом отмеченного в следующем параграфе рассматриваются некоторые теоретические основы предварительного проектирования камеры ЖРД с учетом моделирования изменений параметров  $N$ ,  $c_p$ ,  $c_v$  и  $\gamma$ .

## 2. Решение некоторых проблем термодинамического расчета камеры ЖРД

Как известно, преобразование энергии в газовом потоке по длине сопла ЖРД носит чрезвычайно сложный динамический характер, который обуславливает применения другого подхода по учету условия химической равновесности. В процессах горения и течения одновременно во всех точках потока газа могут происходить разные физические явления (диссоциации, рекомбинации и т.п. в зависимости от локальных условий) с выделением или поглощением тепла. По этой причине газодинамический расчет в отдельности или в частной комбинации с некоторыми результатами термодинамического расчета в классической постановке задачи не позволяет формировать правильную геометрию камеры ЖРД [2-8].

В общем случае геометрический профиль камеры ЖРД и его тяговые характеристики определяются распределением значений молей компонентов газовой смеси, теплоемкостей, показателя изэнтропии, химической или внутренней энергии по длине (или по объему) камеры двигателя. Это обстоятельство обуславливает хотя бы в первом приближении формировать распределения значений  $N$ ,  $c_p$ ,  $c_v$  и  $\gamma$  по объему камеры ЖРД в зависимости от локальных значений температуры или координат рассматриваемой точки потока и совершенствовать газодинамический расчет двигателя:

$$\begin{aligned} N_i &= f_1(T), \quad c_i = f_2(T), \\ \gamma &= f_3(T), \quad Q_{\text{chem}} = f_4(T), \end{aligned} \quad (2)$$

или

$$\begin{aligned} N_i &= f_1(\bar{x}, \bar{y}), \quad c_i = f_2(\bar{x}, \bar{y}), \\ \gamma &= f_3(\bar{x}, \bar{y}), \quad Q_{\text{chem}} = f_4(\bar{x}, \bar{y}). \end{aligned} \quad (3)$$

В зависимости от характера указанных распределений в камере ЖРД формируются определенные поля и изоповерхности параметров ( $p$ ,  $T$ ,  $w$  и т.п.), которые влияют на энергетические преобразования и тяговые характеристики двигателя. Одним из основных параметров, влияющих на тяговые характеристики ЖРД, является теплоемкость как отдельных компонентов так и всей смеси. Значения удельных теплоемкостей  $c_p$  и  $c_v$  (соответственно других

параметров) для рассматриваемого сечения камеры ЖРД зависят от свойств индивидуальных веществ (газов) и их молей в смеси ПС. Теоретически удельные теплоемкости определяются следующими формулами [3, 5, 7]:

$$c_p = \sum c_{p_i} N_i + \sum J_i \left( \frac{\partial N_i}{\partial T} \right)_{p=\text{const}}, \quad (4)$$

$$c_v = \sum c_{v_i} N_i + \sum U_i \left( \frac{\partial N_i}{\partial T} \right)_{v=\text{const}}, \quad (5)$$

где  $c_{p_i}$  и  $c_{v_i}$  - удельные теплоемкости  $i$ -го компонента (индивидуального вещества газовой смеси) для рассматриваемой температуры;

$N_i$  - число молей  $i$ -го компонента для рассматриваемых условий (давление  $p_i$  и температура  $T_i$ );

$J_i$  и  $U_i$  - энтальпия и внутренняя энергия  $i$ -го компонента для рассматриваемой температуры.

Для газообразных компонентов смеси, в расчетах вместо  $N_i$  подставляются парциальные давления  $p_i$  компонентов ( $N_i = p_i$ ). Кроме того, для рассматриваемых условий может быть использован  $c_{p_i} - c_{v_i} = R_i$ , где  $R_i = R/\mu_i$  - газовая постоянная и  $\mu_i$  - молекулярная масса  $i$ -го компонента. Как правило, в существующих исследованиях считается, что теплоемкость зависит от температуры в виде

$$c = c_0 + aT + bT^2 + dT^3 \dots$$

или

$$c \approx c_0 + aT, \quad (6)$$

где  $c_0$  - теплоемкость при 298.15K;

$a, b, d, \dots$  - постоянные коэффициенты.

Обычно, коэффициенты  $b$ ,  $d$  из-за их малости не учитываются.

Однако, анализы показывают, что для различных диапазонов температуры (1500-2000K, 2000-3000K, >3000K) и  $\alpha$ ,  $p_c$ ,  $K_m$  и  $\varepsilon$  изменения теплоемкостей  $\Delta c(\Delta T)$  отдельных веществ в ПС имеют различные влияния на характеристики двигателя [1-3, 7, 8]. Это обстоятельство, может быть объяснено изменяющимися физико-химическими условиями в рассматриваемых локальных точках потока. Как видно, энергетические показатели двигателя практически определяются зависимостью  $c = g(N, T)$ , которая определяет локальные процессы  $U_{\text{chem}} \rightarrow Q_{\text{chem}}$ . Для конкретного объяснения вышеизложенного в качестве примера были анализированы изменения значений параметров ПС топливной пары керосин-кислород (таблица 1).

Таблица 1  
Изменения теплоемкости продуктов сгорания  
(керосин+кислород) в камере ЖРД

Параметры	Условия				
	А	В	С	Д	Е
$\varepsilon$	$\leq 50$	$>50$	$\leq 10$	$>10$	$\leq 5000$
$\alpha$	0.5	0.5	1.0	1.0	2.0
$p_c, \text{ МПа}$	0.1-50	0.1-50	0.1-50	0.1-50	0.1-50
$K_m$	1.704	1.704	3.409	3.409	6.815
$c_p$	$c_p \downarrow$	$c_p \uparrow$	$c_p \uparrow$	$c_p \downarrow$	$c_p \downarrow$

В таблицу не включены характер изменения мольных и весовых долей газообразных и конденсированных компонентов ПС. Анализ их изменения показывает, что в зависимости от условий ( $\alpha, K_m, p_c, \varepsilon$ ) количество молей одной группы индивидуальных веществ увеличивается, а у другой группы уменьшается [3, 8]. Это приводит к образованию новых центров химической и тепловой энергии по длине сопла. Таким образом, для различных условий ( $\alpha, p_c, K_m, \varepsilon$ ) проектирование камеры ЖРД должно вестись с учетом изменения  $N, c_p, c_v$  и  $\gamma$ . Хотя в традиционных методах профилирование сопла ведется в предположении, что  $\bar{c} \approx \text{const}$ , что конечно, несмотря на определенную неточность, для первого приближения проектирования камеры ЖРД допустимо [20].

Таким образом, из-за происходящих химических реакций и изменяющихся физико-химических условий по всей длине камеры ЖРД во всей реагирующей газовой смеси изменяется число молей компонентов  $N_i$ . При этом, локальное значение этого параметра определяется теплофизическими условиями ( $p_i, T_i$  и т.п.) в рассматриваемой точке. Поэтому с точки зрения энергетического преобразования число молей  $i$ -го компонента ПС может быть представлено в виде функции

$$N_i = f_5(T_i), \text{ где } T_i = f_6(\bar{x}, \bar{y}). \quad (7)$$

Анализ численных исследований показывает, что на основе значений  $N_i$  в основных сечениях камеры ЖРД (сечения: «с», «сг» (или «th») и «е») с помощью интерполяции, возможно, построить функцию  $N_i = f_6(T_i)$  в виде

$$N_i = aT_i + b, \quad N_i = aT_i^b + c, \quad N_i = a \ln(T_i) + b, \\ N_i = aT_i^2 + bT_i + c. \quad (8)$$

В зависимости от конкретных задач один из этих интерполяционных функций могут быть учтен в формулах (4) и (5). В таком случае для формиро-

вания геометрии камеры ЖРД термогазодинамический расчет повторяется с учетом новых зависимостей (8). Такой подход позволяет получить более уточненные значения  $N, c_p, c_v$  и  $\gamma$  по длине камеры ЖРД с учетом определенного характера изменения температуры по сечению. Следовательно, во втором приближении, между указанными сечениями камеры ЖРД будет учитываться изменение значений (уменьшение или увеличение) теплоемкостей  $c'_p$  в виде определенной функции.

В прямой постановке задачи профилирования, с учетом вышеизложенного, на основе значений полной энтальпии для двух «с» и «е» сечений камеры для конкретных условий ( $\alpha, p_c, K_m, \varepsilon$ ) рабочего процесса ЖРД найдем скорость газового потока в сечении «е»

$$w'_e = \sqrt{2c'_{p0}(T_e - T_c) + a(T_e^2 - T_c^2)}.$$

Таким образом, для любых двух «n-1» и «n» сечений камеры ЖРД можно записать [21].

$$w'_n = \sqrt{2c'_{p0}(T_n - T_{n-1}) + a(T_n^2 - T_{n-1}^2)}, \\ w'_n = \sqrt{2(J'_n - J'_{n-1}) + a(T_n^2 - T_{n-1}^2)}, \quad (9)$$

где коэффициент  $a$  формируется на основе интерполяции значений  $c_p$  в основных сечениях камеры ЖРД. В целях оптимизации сопла, значение  $w'_n(\bar{x})$ , полученное по формуле (9) сравнивается со значением заранее заданной сигмоидальной функцией (в обратной постановке задачи) как

$$w'_n(\bar{x}) - w_{\text{sigmoid}}(\bar{x}) \leq \Delta w_n(\bar{x}),$$

где  $w_{\text{sigmoid}}(\bar{x}) = w_e - \frac{w_e - w_c}{(1 + \bar{x})^m}$ .

Наилучшим случаем считается  $\Delta w_n(\bar{x}) \approx 0$ , т.е.

$$w'_n(\bar{x}) = \sqrt{2[J'_n(\bar{x}) - J'_{n-1}(\bar{x})] + a[T_n^2(\bar{x}) - T_{n-1}^2(\bar{x})]} = w_{\text{sigmoid}}(\bar{x}), \quad (10)$$

Для любых двух «n-1» и «n» сечений камеры двигателя температуру  $T_n$  можно найти из выражения [5, 21]

$$T_{n-1} + \frac{w_{n-1}^2}{2c'_{p(n-1)}} = T_n + \frac{w_n^2}{2c'_{p(n)}}, \quad (11)$$

или

$$T_{n-1} + \frac{w_{n-1}^2}{2(c'_{p0(n-2)} + aT_{n-1})} = T_n + \frac{w_n^2}{2(c'_{p0(n-1)} + aT_n)}$$

Как видно, в отличие от традиционной схемы

термодинамического расчета, определение температуры и скорости ПС можно производить последовательно по оси камеры ЖРД. Эти значения могут сравниваться также заранее заданной сигмоидальной функцией температуры  $T_{\text{sigmoid}}(\bar{x})$  [21, 22].

С учетом вышеизложенного рассмотрим модифицированный шаговый термодинамический расчет камеры ЖРД, который учитывает среднестатистическую газодинамику двигателя.

### 3. Модифицированная методика термодинамического расчета камеры ЖРД

В общем, рассматривается жидкое топливо с исходными элементами С, Н, О, N. Традиционно для определения параметров продуктов сгорания в каждом сечении камеры ЖРД составляется система уравнений с использованием законов химического равновесия, сохранения вещества (уравнение материального баланса) и Дальтона (уравнение баланса парциальных давлений). Термодинамический расчет ЖРД производится для сечений «с», «ст» и «е» камеры двигателя. Система уравнений достаточно точно решается с помощью метода Ньютона-Рафсона (рис. 1).

С учетом основных положений предыдущих параграфов модифицированный расчет будет состоять из четырех этапов (рис. 1). Первые три этапа выполняются в классическом варианте [1-5, 8]. Последний - четвертый этап выполняется в целях формирования геометрии промежуточных сечений и приближение к газодинамическому профилю. Как уже было отмечено, в целях более точного проектирования камеры двигателя необходимо учитывать изменения значений удельных теплоемкостей ( $c_v, c_p$ ) и показателя изэнтропы ( $\gamma$ ) по длине камеры ЖРД. Следовательно, последний этап термогазодинамического расчета ЖРД строится на основе пересчитанных значений параметров  $N, c'_v$  и  $c'_p$ .

Целью расчета промежуточных сечений камеры с заданной длиной является максимально возможное приближение к газодинамическому расчету камеры ЖРД. Для расчета (первое приближение) указанных параметров в промежуточных сечениях камеры ЖРД, сначала на основе значений  $c_{p,c}, c_{p,ст}$  и  $c_{p,e}$  с помощью интерполяции формируется функция  $c_p = f(T)$ , которая позволяет определить  $c_{p0,n}$  для рассматриваемого n-го сечения. При линейной форме этой функции  $c_p = c_{p0} + aT$  для n-го сечения  $c_{p,n} = c_{p,n-1} + aT_n$ . Такие же процедуры вы-

полняются для формирования  $c_v$ . Функции  $c_p = f(T)$  и  $c_v = f(T)$  позволяют, без применения газодинамических функций, минимальным отличием согласовать термодинамический профиль камеры ЖРД к ожидаемому газодинамическому с использованием (10) и (11).

Таким образом, в четвертом этапе расчета с помощью применения формул (6)-(11) для n-го сечения камеры ЖРД определяются параметры смеси и ее компонентов  $S_n, I_n, N_{i,n}, \mu_n, R_n, \rho_n, c_{p,n}, c_{v,n}, \gamma_n, a_n$  и т.п., которые позволяют обеспечить приближение термодинамического и газодинамического профилей. Следовательно, становится возможным формировать комбинированный метод термогазодинамического расчета камеры ЖРД (рис. 1).

Во втором приближении с применением эмпирической функции для молей  $N = f_6(T)$  или изменений мольных долей уточняются значения термодинамических параметров в промежуточных сечениях камеры ЖРД и формируются новые значения  $c'_p$  и  $c'_v$ .

Как известно газодинамические функции применяются со средним значением показателя изэнтропы  $\gamma$ , что приводит к определенным погрешностям при формировании геометрии камеры ЖРД. С другой стороны определение локальных значений  $\gamma$  по основным сечениям с помощью термодинамического расчета также не позволяет корректно формировать газодинамическую структуру и учитывать всех свойств газового потока по длине сопла. Следовательно, применение функции  $N = f_6(T)$  или  $N = f_6(\bar{x}, \bar{y})$  позволяет уточнить распределения  $c' = f_7(\bar{x}, \bar{y}), \gamma = f_8(\bar{x}, \bar{y})$  и без использования газодинамических функций и с применением определенных методов профилирования получить максимально правдоподобный профиль камеры ЖРД.

Таким образом, дальнейшее проектирование сопла выполняется с помощью метода характеристик с учетом изменяющихся значений  $\gamma$  и числа Маха  $M$  по длине камеры двигателя. Следовательно, распределения параметров  $N = f_6(\bar{x}, \bar{y}), c' = f_7(\bar{x}, \bar{y}), \gamma = f_8(\bar{x}, \bar{y})$  и  $M = f_9(\bar{x}, \bar{y})$  в камере ЖРД обуславливают корректного применения метода характеристик. С учетом указанных распределений в следующем параграфе были рассмотрены результаты применения скорректированного метода характеристик при профилировании сверхзвукового сопла ЖРД.

В целях получения оптимального сопла с использованием комбинированного подхода (совмест-

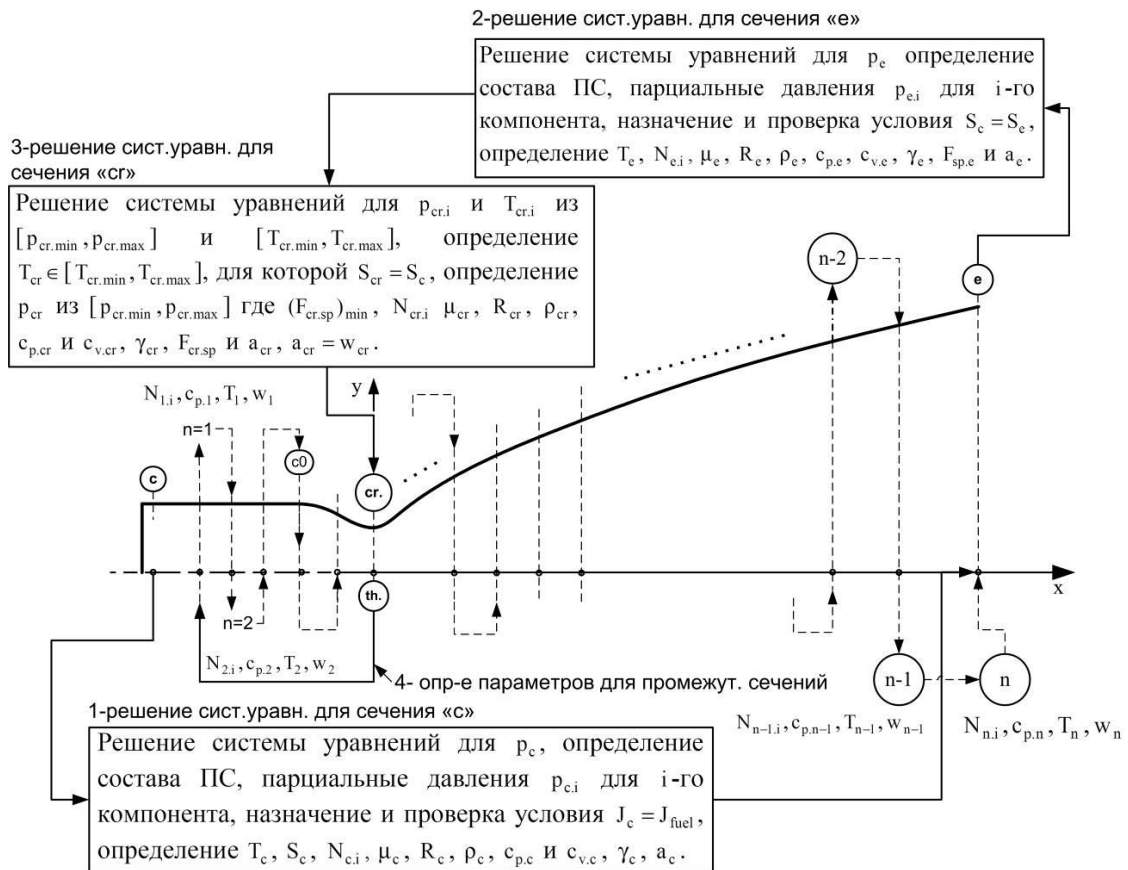


Рис.1. Схема модифицированного термодинамического расчета камеры ЖРД

ное применение прямой и обратной задачи) производится сравнение [22]

$$w'_n(\bar{x}) - w_{\text{sigmoid}}(\bar{x}) \leq [\Delta w_n(\bar{x})],$$

где  $[\Delta w_n(\bar{x})]$  - допустимое значение разности скоростей потока, полученных в прямой и обратной постановке задачи. В зависимости от полученных значений  $[\Delta w_n(\bar{x})]$  и гибкости исходных данных производится коррекция расчета с применением решения прямой или обратной задач. Алгоритм формирования оптимального сопла с использованием решений прямой и обратной задачи представлен на рис. 2.

#### 4. Анализ результатов численного эксперимента

Из приведенных выше теоретических основ термодинамического расчета ЖРД можно сделать вывод, о том что сопло двигателя должен быть спроектирован с учетом изменяющихся значений показателя изоэнтропы  $\gamma$ . Учет переменного значения  $\gamma$  позволяет сформировать более точный контур сопла ЖРД. В рамках представленной работы были рассмотрены два случая изменения  $\gamma$ , кото-

рые позволяют выявить влияние переменных значений удельной теплоемкости и показателя изоэнтропы на геометрию сопла [23]. Полученные результаты (рис. 3-4), которые представлен в сравнении ( $\gamma = \text{const}$  и  $\gamma = \text{var}$ ) явно показывают, на различия контуров. При этом для одних и тех же исходных данных рассмотрены следующие случаи

- $\gamma = \text{const}$  ;
- $\gamma = \text{var}$  и  $\gamma \uparrow$  ;
- $\gamma = \text{var}$  и  $\gamma \downarrow$  .

Результаты явно показывают, что контур, построенный на основе  $\gamma = \text{const}$  и  $\gamma = \text{var}$ , отличаются неточным. Так как, термодинамические и теплофизические параметры потока в процессах горения и течения изменяются.

При этом, в зависимости от условий использования компонентов топлива количество одной группы компонентов ПС уменьшаются по длине сопла, когда как у других уменьшаются. Как уже было отмечено в предыдущих параграфах, характер изменения состава отражается на значениях параметров рабочего тела. Следовательно, возникает задача профилирование сопла с учетом конкретных физических условий и изменений состава ПС, которые в итоге формируют показателя изоэнтропы  $\gamma$ .

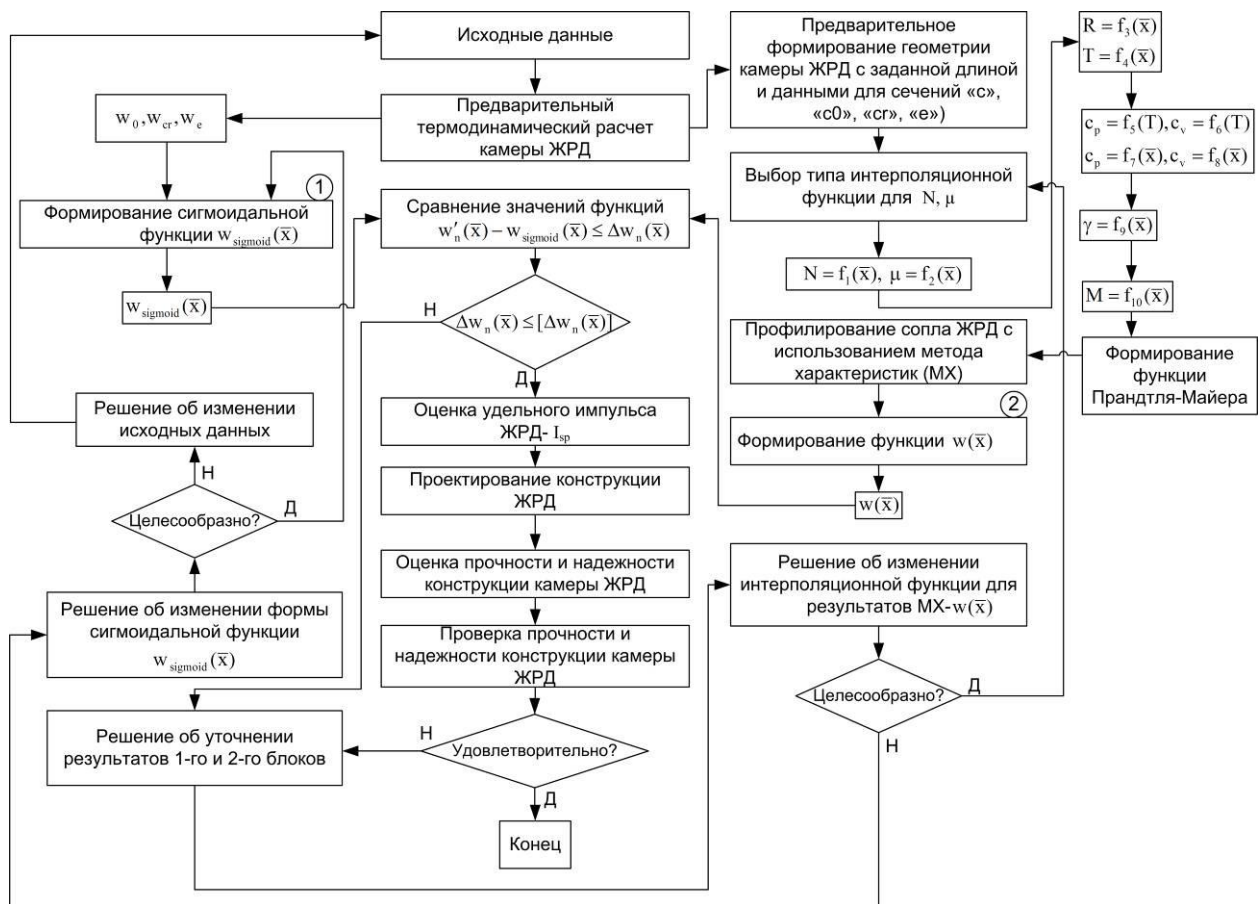


Рис. 2. Блок-схема проектирования камеры ЖРД на основе сравнительного анализа распределения скоростей  $w_n(\bar{x})$  и  $w_{\text{sigmoid}}(\bar{x})$

Таким образом, анализ результатов численного эксперимента показывает, что в основном наблюдается два случая. Как видно из рис. 3, в первом случае, когда  $\gamma = \text{var}$  и  $\gamma \uparrow$  контур сопла должен быть спрофилирован более сужающимся т.е.  $F_e/F_{cr} = \bar{F}_e \downarrow$ . Во втором случае ( $\gamma = \text{var}$  и  $\gamma \downarrow$ ), наоборот, геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_e$  увеличивается (рис. 4).

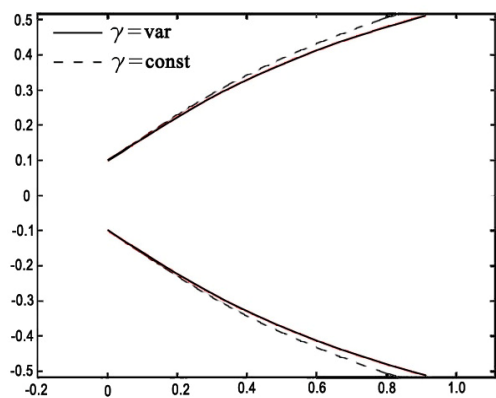
Как видно, учет изменения значения показателя изоэнтропы  $\gamma$  по длине сопла позволяет оперировать геометрией камеры ЖРД. Это обстоятельство позволяет легко адаптировать сопло к реальным условиям эксплуатации, в зависимости от конкретной задачи (требования заказчика по размерам и массе двигателя, тип летательного аппарата, топливной пары и основных параметров рабочего процесса двигателя и т.п.).

На основе анализа результатов проведенного численного эксперимента можно сделать выводы о том, что правильный учет изменений термодинамических параметров ПС по длине сопла позволяет решать следующие задачи:

- организовать управление работой камеры ЖРД за счет изменения теплофизических свойств ПС по длине сопла;
- организовать в полете корректное газодинамическое управление изменением степени расширения газов в камере ЖРД;
- управлять влиянием зоны предварительного расширения газов на характер распределения поля скоростей на выходе из сопла;
- уменьшить площади поверхностей охлаждения стенок камеры ЖРД;
- формировать адаптивную оптимальную геометрию камеры ЖРД.

Как видно, учет изменения свойств ПС позволяет управлять процессом расширения газового потока во всех условиях полета аппарата. Это обстоятельство обуславливает совершенствование пневмогидравлическую схему ЖРД.

Естественно, решение указанных задач требует дополнительных исследований. Учет и управление теплофизических свойств ПС по длине камеры ЖРД позволяет применять новые принципы организации рабочих процессов таких двигателей и совершенствовать их конструктивные схемы.



по оси абсцисса –  $\bar{x}$ , по оси ординаты –  $\bar{y}$

Рис. 3. Случай 1

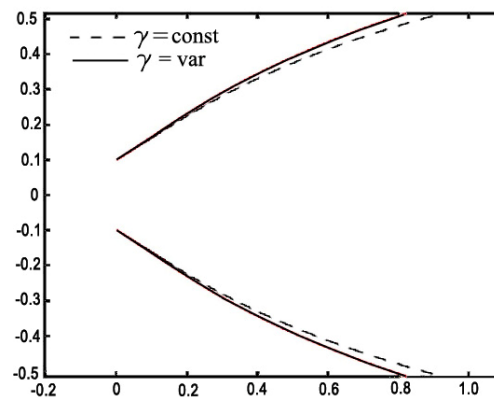


Рис. 4. Случай 2

### Заключение

Проведенные исследования показывают, что термогазодинамический расчет ЖРД с учетом распределения состава ПС и энергетических параметров по объему камеры позволяет получить более точную геометрию двигателя. Это обстоятельство обуславливает совершенствования конструктивных схем ЖРД с применением элементов формирования локальных значений термодинамических параметров по объему камеры. Внедрение этих элементов может быть реализован в виде вдува и догорания газогенераторных газов в определенных сечениях камеры ЖРД в целях изменения локальных значений основных параметров.

Таким образом, предложена модифицированная методика определения оптимального термогазодинамического профиля камеры ЖРД с использованием результатов термодинамического расчета. Методика базируется на распределения состава газа и молей его составляющих компонентов, теплоемкостей, температуры и скорости газового потока по длине камеры ЖРД. Предложенная модифицированная методика позволяет проводить термогазодинамические расчеты ЖРД с максимальным учетом газодинамических особенностей ПС в камере двигателя и повысить эффективность термодинамического расчета. Такой подход позволяет формировать оптимальный контур камеры ЖРД на предварительном этапе проектирования двигателя и улучшить результаты профилирования сопла методом характеристик.

### Литература

1. Алемасов, В. Е. Теория ракетных двигателей [Текст] : учеб. пособие / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин. – М. : Машиностроение, 1969. – 464 с.
2. Расчет параметров и характеристик камеры двигателя [Текст] : учеб. пособие по курсу "Тео-

рия двигателей"; под ред. А. И. Бабкина. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1990. – 56 с.

3. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст] / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин и др. ; под ред. В. П. Глушко. – Т. 1-10. – М. : АН СССР ВИНТИ, 1971-1976.

4. Расчет и конструирование агрегатов ЖРД [Текст] : учеб. пособие / А. А. Гуртовой, А. В. Иванов, Г. И. Скоморохов, Д. П. Шматов. – Воронеж : ВГТУ, 2016. – 166 с.

5. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст] : учеб. для ВУЗов ; под ред. В. М. Кудрявцева. – 3-е изд., М. : Высш. школа, 1983. – 703 с.

6. Белов, Г. В. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем [Текст] : учеб. пособие / Г. В. Белов, Б. Г. Трусов. – М. : МГТУ имени Н. Э. Баумана, 2013. – 96 с.

7. Термодинамические свойства индивидуальных веществ [Текст] : справочное издание / Л. В. Гурвич, И. В. Вейц, В. А. Медведев и др., В 4-х томах. – М. : Наука, 1978-1982.

8. Расчет теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя [Текст] : учеб. пособие / Ю. А. Булыгин, А. В. Кретьинин, В. С. Рачук и др. ; под ред. В. П. Козелкова. – Воронеж : ВГТУ, 1997. – 90 с.

9. McBride, B. J. Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species [Text] / B. J. McBride, M. J. Zehe, S. Gordon // Glenn Research Center, NASA TP-2002-211556. – NASA Glenn, Cleveland, Ohio, USA, 2002. – 291 p.

10. Cantwell, B. J. AA283 course, Aircraft and Rocket Propulsion [Электронный ресурс] / B. J. Cantwell // Stanford University. – Режим доступа: [https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283\\_Course\\_Material/AA283\\_Course\\_Notes/](https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283_Course_Material/AA283_Course_Notes/) – 25.03.2019

11. Gordon, S. Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis [Text] / S. Gordon, B. J. McBride // NASA RP 1311. – 1994. – Vol. 1. – 61 p.

12. Hill, P. Mechanics and Thermodynamics of Propulsion [Text] / P. Hill, C. Peterson // Addison-



Wesley Publishing Company ; 2nd Edition, 1992. – 755 p.

13. Течения идеального и реального газа в каналах переменного сечения с нестационарным локализованным подводом энергии [Текст] / Н. А. Брыков, К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, и др. / Вычислительные методы и программирование. – 2017. – Т. 18, Вып. 1. – С. 20-40.

14. Colonna, M. R. *The Optimum Vacuum Nozzle: an MDO Approach* [Text] / M. R. Colonna, E. Van der Weide, J. J. Alonso // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-911, Reno, Nevada, 7-10 Jan. 2008. – 18 p.

15. Fu, L. *Design and Verification of Minimum Length Nozzles with Specific/Variable Heat Ratio Based on Method of Characteristics* [Text] / L. Fu, S. Zhang, Y. Zheng // *International Journal of Computational Methods*. – 2016. – Vol. 13, No. 6. – 13 p.

16. Kestin, J. *Influence of Variable Specific Heats on the High-speed Flow of Air* [Text] / J. Kestin // A.R.C. Technical Report, C.P. – London, Polish University College, 1950. – No. 33 (13.176). – 23 p.

17. *Thermo-fluid modelling for gas turbines-part 1: Theoretical foundation and uncertainty analysis* [Text] / K. G. Kyrianiadis, V. Sethi, S. O. T. Ogaji at all // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2009, GT2009-60092, Power for Land, Sea and Air, Orlando, FL, USA, June 8-12, 2009*. – 15 p.

18. Rizkalla, O. *Calculated Chemical and Vibrational Non equilibrium Effects in Hypersonic Nozzles* [Text] / O. Rizkalla, W. Chinitz, J. I. Erdos // *Journal of propulsion and power*. – 1990. – P. 50-57.

19. Zebbiche, T. *Stagnation temperature effect on the supersonic axisymmetric minimum length nozzle design with application for air* [Text] / T. Zebbiche // *Advances in Space Research*. – Elsevier, 2011. – Vol. 48, Is. 10. – P. 1656–1675.

20. Anderson, J. J. *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective* [Text] / J. J. Anderson. – New York : McGraw-Hill Book Company, 1982. – 466 p.

21. Pashayev, A. *Improved design method for the liquid propellant rocket engine propulsion chamber* [Text] / A. Pashayev, P. Abdullayev, A. Samedov // *Proceedings of the 9th National Congress of Defense Technologies, SAVTEK 2018, METU, Ankara, 27-29 June, 2018*. – 11 p.

22. Абдуллаев, П. Ш. *К вопросу профилирования реактивного сопла ЖРД* [Текст] / П. Ш. Абдуллаев, А. С. Самедов // *Вестник Двигателестроения*. – 2018. – № 2. – С. 113-118.

23. Abdulla, N. *Implementation of variable specific heat ratio in liquid rocket nozzle design using method of characteristics* [Text] / N. Abdulla // *Proceedings of the IV International Scientific and Practical Conference "Creative Potential of Young People in the Solving of Aerospace Problems, February Readings-2019"*, National Aviation Academy, Baku, Azerbaijan, February 27-28, 2019. – P. 28–31.

## References

1. Alemasov, V. E., Dregalin, A. F., Tishin, A. P. *Teoriya raketnykh dvigatelej: uchebnoe posobie* [Theory of Rocket Engines: A Textbook for High Schools]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969. 464 p. (In Russian).

2. Babkin, A. I., Dorofeyev, A. A., Loskutnikova, G. T., Filimonov, L. A., Chernukhin, V. A. *Raschet parametrov i kharakteristik kamery dvigatelya: uchebnoye posobiye po kursu "Teoriya dvigateley"* [Calculation of parameters and characteristics of the RE camera: textbook for "Engines theory" course]. Moscow, MSTU named after N. E. Bauman Publ., 1990. 56 p.

3. Alemasov, V. Ye., Dregalin, A. F., Tishin, A. P., Khudyakov, V. A., Kostin, V. N. *Termodinamicheskiye i teplofizicheskiye svoystva produktov sgoraniya: spravochnik* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products: reference book]. Scientific editor of Academician V. P. Glushko, T.1-10, Moscow, Academy of Sciences of USSR, VINITI, 1971-1976 yy.

4. Gurtovoy, A. A., Ivanov, A. V., Skomorokhov, G. I., Shmatov, D. P. *Raschet i konstruirovaniye agregatov ZHRD: ucheb. posobiye* [Calculation and design of LRE aggregates: education textbook]. Voronezh, VGTU Publ., 2016. 166 p.

5. Vasil'yev, A. P., Kudryavtsev, V. M., Kuznetsov, V. A., Kurpatenkov V. D., Obel'nitskiy A. M., Polyayev V. M., Poluyan, B. YA. *Osnovy teorii i rascheta zhidko-stnykh raketnykh dvigateley: uchebnik dlya VUZov* [Fundamentals of the theory and calculation of liquidrocket engines: textbook for high schools]. Editor V. M. Kudryavtsev, 3th edition, Moscow, High School Publ., 1983. 703 p.

6. Belov, G. V., Trusov, B. G. *Termodinamicheskoye modelirovaniye khimicheskoi reagiruyushchikh sistem: uchebnoye posobiye* [Thermodynamic modeling of chemically reacting systems: textbook]. MSTU named after N. E. Bauman Publ., 2013. 96 p.

7. Gurvich, L. V., Veyts, I. V., Medvedev, V. A. i dr. *Termodinamicheskiye svoystva individual'nykh veshchestv: spravochnoye izdaniye* [Thermodynamic properties of individual substances: reference book]. In 4 vol., Moscow, Science Publ., 1978-1982 yy.

8. Bulygin, Yu. A., Kretinin, A. V., Rachuk, V. S., Faleyev, S. V. *Raschet teplovogo sostoyaniya kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatelya: ucheb. posobiye* [Calculation of the thermal state of the liquid rocket engine chamber: education textbook]. Voronezh, VGTU Publ., 1997. 90 p.

9. McBride, B. J., Zehe, M. J., Gordon, S. *Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species*, NASA TP-2002-211556, NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, USA, 2002. 291 p.

10. Cantwell, B. J. *AA283 course, Aircraft and Rocket Propulsion*. Available at: [https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283\\_Course\\_Material/](https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283_Course_Material/)

AA283 Course\_Notes/ (accessed 25.03.2019)

11. Gordon, S., McBride, B. J. *Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis. NASA RP 1311*, vol. 1, 1994. 61 p.

12. Hill, P., Peterson, C. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. Addison-Wesley Publishing Company, 2nd Edition, 1992. 755 p.

13. Brykov, N. A., Volkov, K. N., Yemel'yanov, V. N., Teterina, I. V. *Techeniya ideal'nogo i real'nogo gaza v kanalakh peremennogo secheniya s nestatsionarnym lokalizovannym podvodom energii* [Ideal and real gas flows in variable cross-section channels with non-stationary localized energy supply]. *Calculation methods and programming*, 2017, vol. 18, Issue 1, pp. 20-40. Available at: [http://num-meth.srcc.msu.ru/zhurnal/tom\\_2017/v18r103.html](http://num-meth.srcc.msu.ru/zhurnal/tom_2017/v18r103.html) (accessed 10.05.2019) (In Russian).

14. Colonna, M. R., Van der Weide, E., Alonso, J. J. The Optimum Vacuum Nozzle: an MDO Approach. *Proceedings of the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-911*, Reno, Nevada, 7-10 Jan. 2008. 18 p.

15. Fu, L., Zhang, S., Zheng, Y. Design and Verification of Minimum Length Nozzles with Specific/Variable Heat Ratio Based on Method of Characteristics. *International Journal of Computational Methods*, 2016, vol. 13, no. 6. 13 p.

16. Kestin, J. *Influence of Variable Specific Heats on the High-speed Flow of Air*. A.R.C. Technical Report, C.P., London, Polish University College, no. 33 (13.176), 1950. 23 p.

17. Kyprianidis, K. G., Sethi, V., Ogaji, S. O. T., Pilidis, P., Singh, R., Kalfas, A. I. Thermo-fluid modeling for gas turbines-part 1: Theoretical foundation and

uncertainty analysis. *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2009, GT2009-60092*, Power for Land, Sea and Air, Orlando, FL, USA, June 8-12, 2009. 15 p.

18. Rizkalla, O., Chinitz, W. and Erdos, J. I. Calculated Chemical and Vibrational Non equilibrium Effects in Hypersonic Nozzles. *Journal of propulsion and power*, 1990, pp. 50-57.

19. Zebbiche, T. Stagnation temperature effect on the supersonic axisymmetric minimum length nozzle design with application for air. *Elsevier, Advances in Space Research*, vol. 48, Is. 10, 2011, pp. 1656-1675.

20. Anderson, J. J. *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. New York, McGraw-Hill Book Company Publ., 1982. 466 p.

21. Pashayev, A., Abdullayev, P. and Samedov, A. Sıvı yakıtlı roket motorunun itme odasının geliştirilmiş tasarım yöntemi [Improved design method for the liquid propellant rocket engine propulsion chamber]. *SAVTEK 2016, 9. Savunma Teknolojileri Kongresinin bildiri kitabı* [Proc. of the 9th National Congress of Defense Technologies, SAVTEK 2018], METU, Ankara, 27-29 June, 2018. 11 p. (in Turkish)

22. Abdullayev, P. SH., Samedov, A. S. K voprosu profilirovaniya reaktivnogo sopla ZHRD [To the question of profiling of the LPRE nozzle]. *Herald of aeroenginebuilding*, Zaporozh'ye, MotorSich, no. 2, 2018, pp. 113-118.

23. Abdulla, N. Implementation of variable specific heat ratio in liquid rocket nozzle design using method of characteristics. *Proceedings of the IV International Scientific and Practical Conference "Creative Potential of Young People in the Solving of Aerospace Problems, February Readings-2019"*, National Aviation Academy, Baku, Azerbaijan, February 27-28, 2019, pp. 28-31.

*Поступила в редакцію 12.05.2019, рассмотрена на редколлегии 7.08.2019*

## ДО ПИТАННЯ ТЕРМОДИНАМІЧНИХ ПРОЕКТУВАННЯ КАМЕРИ ЖРД

*П. Ш. Абдуллаєв, Н. П. Абдулла*

Аналіз термодинамічних і теплофізичних властивостей продуктів згорання (ПЗ) в камері рідинного ракетного двигуна (РРД) показує, що їх ступінь дисоціації залежить від температури  $T$ , ступеня розширення газу  $\epsilon$  і т.п. Практично ПЗ завжди є хімічно активним робочим тілом, тому по довжині камери РРД у всій реактує суміші змінюється число молей  $N$  їх компонентів. Локальні значення параметрів  $T$  і  $N$  залежить від конкретних фізичних умов. Тому розподіл локальних чисел молей компонентів газової суміші і її теплоємності можуть бути представлені у вигляді залежностей  $N \sim f(T)$  і  $c \sim g(T)$ . З цією метою на основі числових значень молей компонентів і теплоємність газової суміші в основних перетинах камери РРД і за допомогою інтерполяції формуються відповідні емпіричні функції.

Аналіз зміни мольних і вагових часток газоподібних і конденсованих компонентів ПЗ показує, що в залежності від конкретних умов ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ) кількість молей однієї групи індивідуальних речовин збільшується, а в іншій групі зменшується. Ці зміни носять чергується характер і призводять до утворення нових центрів-джерел хімічної і теплової енергії по довжині сопла. Таким чином, для різних умов ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ) проектування камери РРД має вестися з урахуванням характеру зміни  $N$ ,  $c_p$ ,  $c_v$  і  $\gamma$ . Тому з точки зору енергетичного перетворення число молей  $i$ -го компонента ПЗ може бути представлено у вигляді функції  $N_i = f(T_i)$  або  $N_i = f(x, y)$ . Чисельні дослідження показують, що на основі значень  $N_i$  в основних перетинах камери РРД заданої довжини за допомогою інтерполяції, можливо, формувати лінійну або нелінійну функції у вигляді  $N_i = f(x)$ . Залежно від конкретних завдань один з видів інтерполяційних функцій може бути врахований в формулах розрахунку теплоємностей ПЗ. У такому випадку для формування уточненої геометрії камери РРД термогазодинамічних розрахунків повторюється з урахуванням зазначених нових залежностей. Отже, система рівнянь для термодинамічної розрахунку РРД вирішуються з урахуванням нових функцій. Даний підхід

дозволяє формувати оптимальний контур камери РРД на попередньому етапі проектування двигуна і поліпшити результати газодинамічного розрахунку і профілювання сопла модифікованим методом характеристик. В рамках представлених досліджень для отримання оптимального сопла проводиться порівняння значення швидкостей, отриманих з використанням рішень прямої і зворотної задач.

Таким чином, правильний облік змін основних параметрів по довжині сопла дозволяє організувати коректне управління роботою камери РРД за рахунок зміни теплофізичних властивостей ПЗ по довжині сопла у всіх умовах польоту літального апарату. Ця обставина вимагає деякий вдосконалення принципів і схем систем регулювання роботи РРД, що обумовлює проведення широких науково-дослідних робіт в цьому напрямку.

**Ключові слова:** рідинний ракетний двигун; камера згоряння; сопло; термогазодинамічний розрахунок.

## TO THE QUESTION OF THE THERMODYNAMIC DESIGN OF THE LRE CHAMBER

*P. Sh. Abdullayev, N. P. Abdulla*

Analysis of the thermodynamic and thermophysical properties of combustion products (CP) in the liquid rocket engine (LRE) chamber shows that their dissociation degree depends on temperature  $T$ , gas expansion degree  $\epsilon$ , etc. Practically, CP's are always chemically active working fluid, therefore the number of moles  $N$  of the products varies along the length of the LRE chamber in the entire reaction mixture. The local values of the parameters  $T$  and  $N$  depend on the specific physical conditions. Therefore, the distribution of local numbers of moles of the components of the gas mixture and its heat capacities can be represented as dependencies  $N \sim f(T)$  and  $c \sim g(T)$ . For this purpose based on the numerical values of the moles and the heat capacities of the gas mixture components in the main sections of the LRE chamber are formed as corresponding empirical functions through interpolation.

Analysis of changes in moles and weight fractions of gaseous and condensed CP's components shows that, depending on the specific conditions ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ), the number of moles of one group of individual substances increases, while these parameters of the other group decrease. These changes are alternating in nature and lead to the formation of new centers -sources of chemical and thermal energy along the length of the LRE nozzle. Thus, for different conditions ( $\alpha$ ,  $K_m$ ,  $p_c$ ,  $\epsilon$ ), the design of the LRE chamber should be carried out taking into account the nature of the change in  $N$ ,  $c_p$ ,  $c_v$ , and  $\gamma$ .

Therefore, from energy conversion, the number of moles of the  $i$ -th CP component can be represented as a function  $N_i = f(T_i)$  or  $N_i = f(x, y)$ . Numerical studies show that, based on the  $N_i$  values in the main sections of the LRE chamber with a given length, it is possible to form linear or nonlinear empirical functions in the form  $N_i = f(x)$  by interpolation. Depending on the specific tasks, one of the interpolation functions can be taken into account in the formulas for calculating the specific heats of CP. In this case, to form the refined geometry of the LRE chamber, the thermo-gas-dynamic calculation is repeated taking into account new indicated dependencies. Consequently, the system of equations for the thermodynamic calculation of an LRE is solved taking into account new functions. This approach allows forming the optimal contour of the LRE chamber at the preliminary stage of engine design and improving the results of gas-dynamic calculation and profiling of the nozzle using a modified method of characteristics.

In the framework of the presented studies, to obtain an optimal geometry for the LRE nozzle, are compared values of the velocities, which obtained using the solutions of the direct and inverse problems.

Thus, the correct consideration of changes in the basic parameters along the nozzle length allows us to organize the correct operation of the LRE chamber by changing the thermal properties of CP along the nozzle length in all flight conditions of the flight vehicle. This circumstance requires some improvement of the principles and schemes of regulation systems of the LRE operation, which leads to the conduct of extensive researches in this direction.

**Keywords:** liquid-propellant rocket engine; combustion chamber; nozzle; combustion products; thermo-gas-dynamic calculation.

**Абдуллаев Парвиз Шахмурад оглы** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан.

**Абдулла Ниджат Парвиз оглы** – инженер-исследователь, начальник группы «Исследование и разработка», Aviatech Global, Баку, Азербайджан.

**Abdullayev Parviz Shahmurad** – Doctor of Science, prof., head of the department “Aircrafts and aviation engines”, National Aviation Academy, Baku, 25th km, Azerbaijan, e-mail: a\_parviz@mail.ru, ORCID Author ID: 0000-0002-0248-9941, Scopus Author ID: 8432813200, ResearcherID: P-7700-2019, <https://scholar.google.com/citations?user=hJPX4MsAAAAJ&hl=ru>.

**Abdulla Nijat Parviz** – Engineer-researcher, Head of “Research and development” department, Aviatech Global, Baku, Azerbaijan, e-mail: nijat.abdulla@mail.ru, ORCID Author ID: 0000-0003-3669-0501, <https://scholar.google.com/citations?hl=en&user=QZceKtQAAAAJ>.