

УДК 536.35

# Оценка входного импульса сопла огневого подогревателя воздуха при испытаниях прямоточного воздушно-реактивного двигателя

Л.Л. Картовицкий, Л.С. Яновский

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),*

*Москва, 125993, Россия*

*e-mail: levka\_58@mail.ru*

DOI: 10.34759/tpt-2020-12-7-325-334

Поступила в редакцию 06.08.2020

После доработки 14.08.2020

Принята к публикации 19.08.2020

Для оценки импульса сопла огневого подогревателя воздуха разработана его термогазодинамическая модель, которая в стендовых испытаниях по схеме присоединенной подачи продуктов сгорания неопределенного химического состава потока газа позволяет выразить неизвестные термодинамические параметры газа через газодинамические параметры, измеренные в эксперименте в характерных сечениях сопла. Термогазодинамическая модель сопла огневого подогревателя, построенная на интегральных уравнениях законов сохранения, преобразована к виду, удобному для оценки термодинамических параметров, статической температуры и приведенной скорости газа в характерных сечениях сопла без привлечения модели расчета термодинамики, которая практически всегда не соответствует реальному химическому составу продуктов сгорания в огневом подогревателе. Получены модифицированные газодинамические функции, позволяющие получить компактные и удобные для численного решения и анализа уравнения, а также выражения ограничений, выполнение которых приводит к физически реализуемым решениям. Показаны отличия модифицированных газодинамических функций от выражений, обычно используемых в газовой динамике при анализе и расчете параметров потока, когда требуется определенность их термодинамических параметров. При обработке результатов стендовых испытаний показана адекватность применяемой термогазодинамической модели сопла подогревателя, позволяющая дать оценку параметров потока при неопределенности термодинамики сопла и выполнить коррекцию его геометрической степени расширения для обеспечения расчетных чисел Маха.

**Ключевые слова:** прямоточный воздушно-реактивный двигатель, термогазодинамическая модель, газодинамические функции, обработка экспериментальных данных.

## Введение

При разработке прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) высокоскоростных летательных аппаратов на этапе проведения стендовых испытаний возникает задача анализа и оценки характеристик рабочего процесса. Важнейшей характеристикой ПВРД является тяга, уровень которой зависит от эффективной организации рабочего процесса в камере сгорания. На стадии экспериментальных

испытаний вновь проектируемой камеры сгорания ПВРД существует необходимость подтверждения работоспособности концепции, применяемой при организации рабочего процесса и обоснования его эффективности. Используя результаты испытаний, конструктивная схема камеры сгорания ПВРД модифицируется в дальнейших разработках, однако направление модификации во многом определяется надежностью оценок характеристик, получаемых при обработке данных измерений.

Имитация параметров полета в условиях стенда приводит к тому, что в огневом подогревателе возникает сложный комплекс взаимодействия газодинамических и химических процессов, который не позволяет адекватно воспроизвести расчетные характеристики ПВРД. Моделирование горения углеводородов крайне трудно описать как методами квантовой химии, так и методами органической химии. Несмотря на распространенность топлив на основе метана, процесс окисления метана в рамках химической кинетики не изучен полностью. Это связано с разветвленностью механизма окисления метана и сменой/дублированием основных цепочек окисления при изменении температуры и давления, что предполагает термодинамическую вероятность развития химической реакции. Множество вторичных, третичных и др. продуктов окисления, взаимодействуя между собой, приводят к принципиальной нелинейности этого процесса, изучаемого в большом количестве теорий [1–4]. Поэтому на выходе огневого подогревателя проблема неадекватности стендовых и полетных условий во многом связана с применением в качестве рабочего газа продуктов горения метана в воздухе, что создает неопределенность термодинамики потока, подаваемого на вход испытываемого ПВРД. Это создает проблему непосредственного переноса результатов стендовых испытаний на натурный объект для анализа его характеристик. Химический состав газа с добавлением к нему необходимого процентного содержания кислорода отличается от состава реальной атмосферы, точно никогда не определен, зависит от исходной композиции компонентов, подаваемых в огневой подогреватель, и изменяется с режимом его работы. Указанная проблема, отмечен-

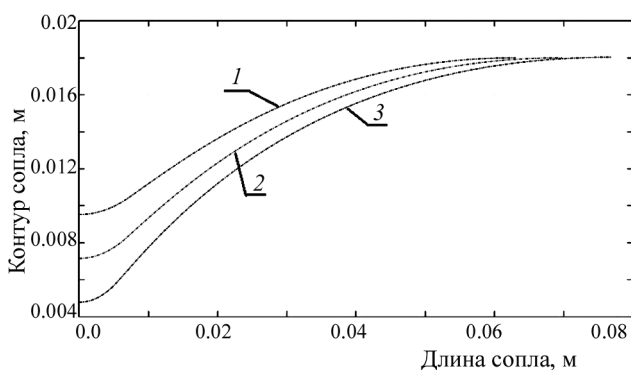


Рис. 1. Расчетные контуры сопел огневого подогревателя: 1 – число Маха 2.1; 2 – 2.4; 3 – 2.8

ная в [5–7], приводит к тому, что из-за нерасчетности режимов истечения из сопла огневого подогревателя не обеспечивается имитация условий полета с расчетными числами Маха и температурами торможения потока.

При имитации полетных условий по схеме присоединенного сопла подогревателя к ПВРД его тяга определяется вычитанием входного импульса, не измеряемого в стендовых условиях. Однако поскольку параметры потока из сопла подогревателя зависят от термодинамики продуктов сгорания, то возникает задача адекватного оценивания импульса сопла огневого подогревателя по совокупности доступных для измерения параметров потока газа. Поэтому, если необходимо подтвердить рабочие характеристики и правильность концепции организации рабочего процесса испытываемого ПВРД, то при использовании схемы присоединенной подачи рабочего тела из огневого подогревателя адекватное оценивание входного импульса и параметров потока на входе ПВРД остается актуальной задачей. Целью данной работы является разработка газодинамической модели сопла огневого подогревателя воздуха для оценки параметров потока газа в условиях неопределенности химического состава его продуктов горения.

### Сопла подогревателя

Сопла подогревателя, контуры которых представлены на рис. 1, были спроектированы методом характеристик с применением модели термодинамики воздуха. В условиях стенда на входе ПВРД с учетом заданных характеристик воздухозаборника имитация полетных чисел Маха 4.0, 5.0 и 6.0 соответствовала расчетным числам Маха 2.1, 2.4, 2.8 в выходном сечении сопла. В начальном сечении сопла большое критическое сечение соответствует меньшему расчетному числу Маха.

На рис. 2 показаны трехмерные расчеты, выполненные в среде ANSYS FLUENT, подтверждающие расчетный режим истечения для спроектированных сопел подогревателя, в которых использована модель термодинамики воздуха как функция термодинамических давлений и температуры. Числа Маха в сечении выхода сопла, рассчитанные на заданный диапазон работы прямоточного двигателя, также были подтверждены продувками на воздухе без подогрева.

Рис. 3 показывает параметры в характерных сечениях сопла огневого подогревателя при проведении стендовых испытаний, в которых измерялись полное давление и температура торможения в камере подогревателя, расход компонентов, подаваемых в камеру подогревателя, и статические давления в критическом сечении и в выходном сечении сопла огневого подогревателя.

### Термогазодинамическая модель сопла огневого подогревателя воздуха

Повышение точности оценки тяговых характеристик необходимо не только с точки зрения правильности учета импульса сопла огневого подогревателя, но и для получения представления о сопротивлении в проточной части ПВРД, а также для более адекватной в последующих расчетах оценки полноты сгорания в камере ПВРД, поскольку тяга и полнота сгорания связаны единым термогазодинамическим процессом, характеристики которого определяются эффективностью процессов смешения и обеспечения условий максимально возможного преобразования химической энергии горючего во внутреннюю энергию газового потока.

Для оценивания параметров потока и входного импульса предлагается термогазодинамическая модель сопла подогревателя, построенная на интегральных уравнениях законов сохранения, которая с учетом полученных стендовых измерений преобразуется к виду, удобному для оценивания термодинамических параметров продуктов сгорания огневого подогревателя. В условиях эксперимента по указанным выше причинам импульс входного потока будет отличаться от расчетного, если при газодинамических расчетах сопла используется термодинамическая модель, не соответствующая реальному химическому составу продуктов сгорания в огневом подогревателе. Однако независимо от состава газа любой рабочий процесс подчиняется интегральным законам сохранения массы, энергии и импульса, дополненным уравнением состояния газа, что при определенных газодинамических уравнениях связи и ограничениях в характерных сечениях сопла позволяет рассчитать режим течения газа решением нелинейной системы уравнений для измеренных в эксперименте параметрах потока. В данной статье не ставилась задача идентификации химического состава продуктов сгорания по вычисленным

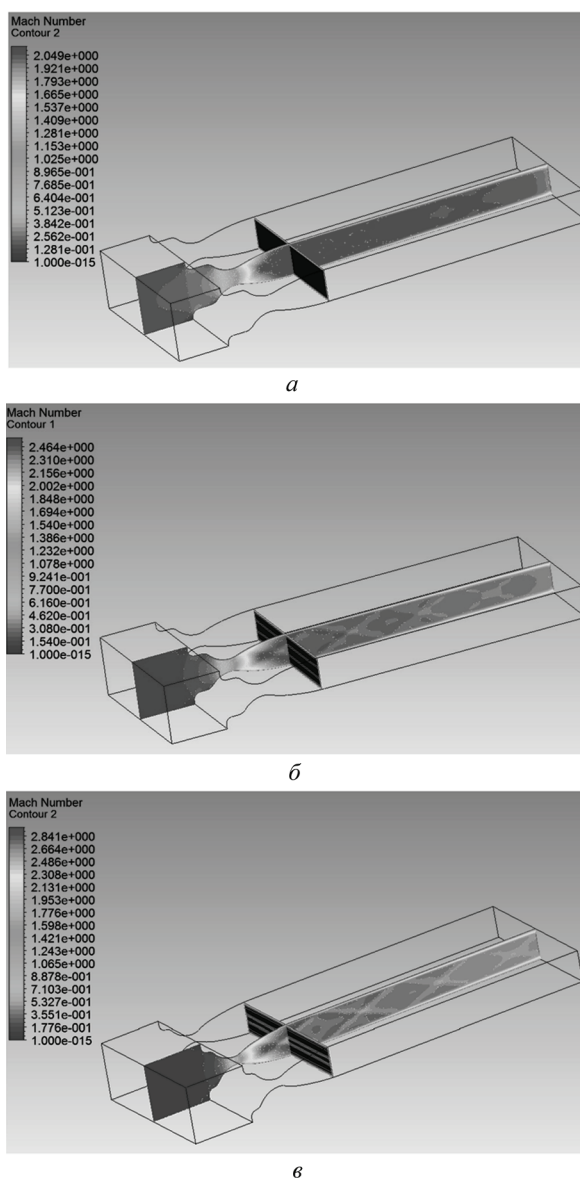


Рис. 2. Результаты моделирования расчетных режимов работы сопел огневого подогревателя, представленных на рис. 1: а – расчетное число Маха 2.1; б – 2.4; в – 2.8

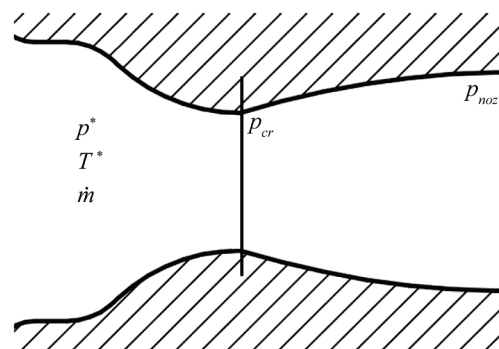


Рис. 3. Схема сопла огневого подогревателя:  $p^*$  – полное давление потока;  $T^*$  – температура торможения потока;  $\dot{m}$  – суммарный расход компонентов в подогревателе;  $p_{cr}$  – статическое давление в критическом сечении сопла;  $p_{noz}$  – статическое давление в выходном сечении сопла

термодинамическим параметрам, хотя приближенно оценить примерный состав продуктов сгорания возможно, если использовать измерения статического давления вдоль сверхзвуковой части сопла и построить зависимость термодинамических параметров от изменения статического давления и температуры.

Причинами расхождения результатов расчета, выполненных с применением термодинамической модели воздуха, и экспериментальных данных [8] могут быть ошибки измерений, несоответствие размера критического сечения сопла расчетному значению, неучтенный тепловой поток в конструкцию или, что более очевидно, после выхода стэнда на режим теплового равновесия возникновение нерасчетных режимов из-за продолжающихся в потоке по разветвленно-кинетическому механизму химических реакций, означающих неравновесность термодинамических параметров. Это приводит к целесообразности разработки квазистационарной модели для оценки параметров потока на входе в ПВРД.

При моделировании полета в скоростной системе координат направление входного импульса параллельно продольной оси движения летательного аппарата. Если выходной импульс сопла ПВРД отклоняется на угол  $\gamma$  от продольной оси, то с учетом угла атаки проекция выходного импульса на продольную ось определяется выражением:

$$I_x = I_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha). \quad (1)$$

Выражение тяги в проекциях на оси продольного и вертикального движения имеет вид:

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}, \quad (2)$$

в котором составляющие тяги по координатным осям с учетом потерь выходного импульса  $\xi_{noz}$  определяются из следующих выражений:

$$R_x = I_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha) \cdot \xi_{noz} - I_{inlet} + p_H \cdot (A_H - A_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha)), \quad (3)$$

$$R_y = I_{noz} \cdot \sin(\gamma + \alpha) \cdot \xi_{noz} - p_H \cdot A_{noz} \cdot \sin(\gamma + \alpha). \quad (4)$$

Импульс входного сопла огневого подогревателя  $I_{inlet}$  может быть выражен через измеряемые значения статического давления на срезе сопла и в критическом сечении:

$$I_{inlet} = \xi \left( \lambda_{noz} p_{crit} A_{crit} \left( \frac{1}{r(\lambda)_{\lambda=1}} - 1 \right) + p_{noz} A_{noz} \right). \quad (5)$$

Выражение (5) для полученных измерений тяги и оценке входного импульса сопла подогревателя позволяет подтвердить правильность концепции организации рабочего процесса ПВРД, если из выражения (3) следует, что тяга  $R > 0$  при незначительном сопротивлении проточной части ПВРД. Иначе, концепция организации рабочего процесса ПВРД является неверной.

В работе [9] обращено внимание на то, что при обработке экспериментальных данных источником ошибок является допущение о постоянстве термодинамических свойств рабочего тела, но при этом вводится допущение о не вполне определенной средней теплоемкости процесса, поскольку предполагает использование модели термодинамики потока заданного химического состава. Очевидно, что данное допущение, а также неравновесность химического состава продуктов сгорания подогревателя воздуха являются источником ошибок при попытке воспроизвести результаты стэндовых испытаний математическим моделированием.

В работах [9, 10] для расчета параметров потока использован удобный аппарат газодинамических функций, выражающий связь статических и полных параметров. Выражения газодинамических функций являются преобразованиями уравнений сохранения и, в общем, зависят от термодинамики потока. Если отказаться от допущений, принятых в указанных выше работах, то это приведет к выражениям газодинамических функций, отличающимся от известных из прикладной газовой динамики.

Рассмотрим изоэнтропический процесс при течении продуктов огневого подогревателя в сверхзвуковом сопле, имитирующем условия полета по температуре торможения и скорости. Интегральное уравнение полной энергии для струйки с применением теоремы о среднем дает выражение:

$$c_p^* T^* = c_p T + r \frac{u^2}{2}. \quad (6)$$

Коэффициент  $r$  используется как параметр при параметрическом исследовании неопределенности получаемых решений. В качестве исходных данных для огневого подогревателя рассматриваются измерения суммарного расхода компонентов  $\dot{m}$ , полных давлений  $p^*$  и температуры  $T^*$  перед критическим сечением сопла  $A_{cr}$  и статических давлений  $p$  потока на

стенке, согласно рис. 3, при заданной геометрии сопла (см. рис. 1).

**Уравнения для оценки термодинамических параметров в критическом сечении сопла огневого подогревателя**

В структуру уравнения расхода [10] входит коэффициент  $m_{Tp}$ , определяющий влияние термодинамики газа на связь массового расхода газа с газодинамическими параметрами потока (данное уравнение можно получить без привлечения аппарата газодинамических функций, определив  $q(\lambda) = \frac{\rho u}{(\rho u)_{cr}}$ , где  $\lambda$  – приведенная скорость газа):

$$\dot{m} = m_{Tp} \frac{p^* A q(\lambda)}{\sqrt{T^*}}, \quad (7)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход газа;  $A$  – площадь сечения.

В критическом сечении при измеренных значениях массового расхода, полного давления и температуры торможения коэффициент  $m_{Tp}$  определяется из выражения

$$m_{Tp} = \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{p^* A_{cr} q(1)}. \quad (8)$$

С учетом (6) следует выражение критической скорости звука:

$$a_{cr} = \sqrt{\frac{1}{r} 2c_p^* T^* \left(1 - \frac{\tau(1)}{\alpha_{crt}}\right)}, \quad (9)$$

где  $\tau(1) = \frac{T_{cr}}{T^*}$  – газодинамическая функция при

$\lambda = 1$  и  $\alpha_{crt} = \frac{c_p^*}{c_{p_{cr}}}$ ;  $c_p^*$  и  $c_{p_{cr}}$  – теплоемкости газа, соответственно, для параметров торможения и критических параметров потока (далее по тексту нижний индекс  $cr$  обозначает критические параметры, верхний индекс  $*$  обозначает параметры заторможенного потока).

С учетом (9) уравнение расхода в форме

$$\dot{m} = \rho_{cr} a_{cr} A_{cr} \quad (10)$$

преобразуется к выражению

$$\dot{m} = \rho_{cr} \sqrt{\frac{1}{r} 2c_p^* T^* \left(1 - \frac{\tau(\lambda)}{\alpha_{crt}}\right)} A_{cr}, \quad (11)$$

где  $\rho$  – плотность потока.

Используя уравнение состояния  $p = \rho R_\mu T$  и термодинамическое соотношение  $R_\mu = c_p \frac{k-1}{k}$ , уравнение (11) путем его деления и умножения на комплекс  $\frac{p^*}{\sqrt{T^*}}$  приводится к структуре уравнения расхода (7), которое для критического сечения сопла имеет вид:

$$\dot{m} = \frac{1}{\sqrt{r}} \frac{\pi(1)}{\tau(1)} \frac{k_{cr}}{c_{p_{cr}} (k_{cr} - 1)} \times \sqrt{2c_p^* \left(1 - \frac{\tau(1)}{\alpha_{crt}}\right)} A_{cr} \frac{p^* q(1)}{\sqrt{T^*}}, \quad (12)$$

где  $k = \frac{c_p}{c_v}$  – показатель адиабаты газа.

Сравнивая выражение (7) и (12), получаем уравнение для определения коэффициента  $m_{Tp}$ :

$$m_{Tp} = \frac{1}{\sqrt{r}} \frac{\pi(1)}{\tau(1)} \frac{k_{cr}}{c_{p_{cr}} (k_{cr} - 1)} \sqrt{2c_p^* \left(1 - \frac{\tau(1)}{\alpha_{crt}}\right)}, \quad (13)$$

где  $\pi(1) = \frac{p_{cr}}{p^*}$  – газодинамическая функция при  $\lambda = 1$ .

Выражение для полного импульса потока, отнесенного к расходу газа в критическом сечении, может быть выражено как через статическую температуру (14), так и через измеряемое статическое давление (15):

$$J_{cr} = \frac{\dot{m} a_{cr} + p_{cr} A_{cr}}{\dot{m}} = \sqrt{c_{p_{cr}} T_{cr} \frac{(k_{cr} - 1)}{k_{cr}} \left(\frac{k_{cr} + 1}{\sqrt{k_{cr}}}\right)}, \quad (14)$$

$$J_{cr} = \frac{\dot{m} a_{cr} + p_{cr} A_{cr}}{\dot{m}} = \frac{p_{cr} A_{cr}}{\dot{m}} (k_{cr} + 1). \quad (15)$$

Из уравнения энергии (6) температура потока в критическом сечении  $\lambda = 1$  определяется через измерение полной температуры потока в виде:

$$T_{cr} = \frac{2\alpha_{crt} T^*}{(2 + r(k_{cr} - 1))}. \quad (16)$$

Полученные уравнения позволяют записать систему уравнений, которые с целью определения области физически реализуемых решений следует дополнить очевидными газодинамическими соотношениями:

$$y(\lambda) = \frac{q(\lambda)}{\pi(\lambda)}, \quad (17)$$

$$q(\lambda) = \frac{\pi(\lambda) \tau(1) c_{p_{cr}} k}{\tau(\lambda) \pi(1) c_p k_{cr}} \left( \frac{k_{cr} - 1}{k - 1} \right) \lambda, \quad (18)$$

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho^*} = \frac{\pi(\lambda) k c_p^* (k^* - 1)}{\tau(\lambda) k^* c_p (k - 1)}, \quad (19)$$

$$1 - \lambda = 0. \quad (20)$$

Функция  $\pi(\lambda)$  определяется по экспериментальным измерениям.

Для критического сечения, принимая условие  $q(\lambda) = 1$ , получаем выражение

$$y(\lambda) = \frac{p^* A_{cr} k_{cr}}{\dot{m} \sqrt{c_{p_{cr}} (k_{cr} - 1) T_{cr}}}. \quad (21)$$

Для наглядности, ниже представлена система уравнений (22), в левых частях которых показаны термодинамические параметры, а в правых частях уравнений представлены комплексы из измеряемых газодинамических параметров при заданной геометрии критического сечения сопла:

$$\begin{aligned} \frac{c_p}{k^2} \left( \frac{k - 1}{k + 1} \right) T_{cr} &= \left( \frac{p_{cr} A_{cr}}{\dot{m}} \right)^2, \\ \frac{1}{\sqrt{r}} \frac{\pi(1)}{\tau(1)} \frac{k_{cr}}{c_{p_{cr}} (k_{cr} - 1)} \sqrt{2 c_p^* \left( 1 - \frac{\tau(1)}{\alpha_{crit}} \right)} &= \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{p^* A q(1)}, \\ c_p^* T^* &= c_p T_{cr} \left( 1 + r \frac{k - 1}{2} \right), \\ \frac{\sqrt{c_{p_{cr}} (k_{cr} - 1) T_{cr}}}{k_{cr}} &= \frac{p_{cr} A_{cr}}{\dot{m}}, \end{aligned} \quad (22)$$

$$1 - \lambda = 0; \quad 1 - \frac{\pi(\lambda) \tau(1) c_{p_{cr}} k}{\tau(\lambda) \pi(1) c_p k_{cr}} \left( \frac{k_{cr} - 1}{k - 1} \right) \lambda = 0,$$

$$y(\lambda \left( \sqrt{c_p (k - 1) T_{cr}} \right) = \frac{p^* A_{cr} k}{\dot{m}},$$

$$\lambda^2 = \frac{2k^* - \alpha_{crit} (k^* - 1)}{\alpha_{crit} (k^* - 1)} \left( 1 - \frac{T_{critical}}{\alpha_{crit} T^*} \right); \quad \alpha_{crit} = \frac{c_p^*}{c_p}.$$

Выражения для газодинамических функций  $\tau(\lambda)$  и  $\pi(\lambda)$  в критическом сечении имеют вид:

$$\tau(1) = \alpha_{crit} \left( \frac{2}{(2 + r(k_{cr} + 1))} \right), \quad (23)$$

$$(\pi(1))^2 = \frac{r m_{Tp} (k_{cr} - 1)}{2 k_{cr}} \frac{(\tau(1))^2}{(\alpha_{crit} - \tau(1))}. \quad (24)$$

В отличие от [9], где показатель адиабаты газа в критическом сечении может быть выражен через показатель адиабаты того же газа через параметры торможения, получено выражение (25), позволяющее сократить число варьируемых параметров при решении системы уравнений (22):

$$k_{cr} = \frac{1}{r} \left( \frac{2k^* - \alpha_{crit} (k^* - 1)}{k^* - \alpha_{crit} (k^* - 1)} - 2 \right) + 1. \quad (25)$$

### Уравнения для оценки термодинамических параметров в выходном сечении сопла огневого подогревателя

Аналогичный подход используется при разработке системы уравнений для сверхзвуковой части сопла огневого подогревателя, где необходимо определить величину входного импульса (5) в выражении тяги, развиваемой экспериментальным ПВРД.

В уравнении расхода коэффициент  $m_{Tp}$ , определяющий термодинамические свойства газа, вычисляется из выражения

$$m_{Tp} = \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{p^* A q(\lambda_{noz})}, \quad (26)$$

в котором газодинамическая функция расхода  $q(\lambda_{noz})$  для выходного сечения сопла подогревателя определяется выражением, аналогичным (18), (далее нижний индекс *noz* указывает на параметры в выходном сечении сопла). С учетом уравнения полной энергии (6), уравнения состояния и термодинамического соотношения

$R_{\mu} = c_p \frac{k - 1}{k}$ , уравнение расхода в форме  $\dot{m} = \rho u A$ , где  $u$  – скорость потока, приводится к структуре уравнения (7), что позволяет записать выражение для коэффициента  $m_{Tp}$  для выходного сечения сопла:

$$m_{Tp} = \frac{k_{noz}}{k_{noz} - 1} \times$$

$$\times \sqrt{\frac{2}{c_p (\tau(\lambda_{noz}))^2} (\alpha_T - \tau(\lambda_{noz}))} \frac{1}{r} \frac{\pi(\lambda_{noz})}{q(\lambda_{noz})}, \quad (27)$$

где  $\alpha_T = \frac{c_p^*}{c_p}$ .

Уравнение (27) показывает зависимость термодинамики потока от приведенной скорости потока и газодинамических функций  $\tau(\lambda)$ ,  $\pi(\lambda)$  и  $q(\lambda)$ , что говорит о переменности термодинамических свойств потока, и коэффициента  $m_{Tp}$  вдоль контура сопла.

Полный импульс потока, отнесенный к расходу газа в выходном сечении сопла так же, как и для критического сечения, выражается через скорость потока на срезе сопла, в критическом сечении и измеряемые в эксперименте статические давления.

$$J_{noz} = \frac{\dot{m}u_{noz} + pA_{noz}}{\dot{m}} = \frac{a_{cr}}{\lambda_{noz}} \left( \lambda_{noz}^2 + \frac{1}{k_{noz}} \frac{c_{p_{noz}}}{c_{p_{cr}}} \frac{(k_{noz} - 1)}{(k_{cr} - 1)} \frac{\tau(\lambda_{noz})}{\tau(1)} \right), \quad (28)$$

$$J_{noz} = \frac{\dot{m}u_{noz} + pA_{noz}}{\dot{m}} = \frac{p_{noz}A_{noz}}{\dot{m}} \left( k_{noz} \lambda_{noz}^2 \frac{c_{p_{cr}}}{c_{p_{noz}}} \frac{(k_{cr} - 1)}{(k_{noz} - 1)} \frac{\tau(1)}{\tau(\lambda_{noz})} + 1 \right). \quad (29)$$

Поскольку  $y(\lambda) = \frac{q(\lambda)}{\pi(\lambda)}$ , то с учетом зависимости приведенной скорости  $\lambda_{noz}$  от плотности газа через уравнение расхода

$$\rho_{noz} = \frac{\dot{m}}{\lambda_{noz} a_{cr} A_{noz}} \quad (30)$$

получаются дополнительные уравнения связи относительной скорости потока  $\lambda_{noz}$  с измененными газодинамическими параметрами:

$$y(\lambda) = \frac{p^* A_{noz} q(\lambda_{noz})}{\dot{m} T^* \tau(\lambda_{noz}) c_{p_{noz}} (k_{noz} - 1)} \frac{\lambda_{noz} k_{noz} a_{cr}}{(k_{noz} - 1)}, \quad (31)$$

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\pi(\lambda) k c_p^* (k^* - 1)}{\tau(\lambda) k^* c_p (k - 1)}. \quad (32)$$

Выражения, определяющие приведенную скорость потока и число Маха, находятся из соотношений

$$\lambda^2 = \frac{2\alpha_{cr} (\alpha_T - \tau(\lambda))}{r \alpha_T \tau(1) (k_{cr} - 1)}, \quad (33)$$

$$M^2 = \frac{2 (\alpha_T - \tau(\lambda))}{r \tau(\lambda_{noz}) (k_{noz} - 1)}, \quad (34)$$

из которых может быть получено выражение связи числа Маха и приведенной скорости, а также явное выражение функции  $\tau(\lambda)$  через приведенную скорость потока  $\lambda$ .

Таким образом, для критического сечения и сечения среза сопла с учетом полученных измерений получена система нелинейных уравнений (6), (8), (13), (14), (15), (18), (19), (20), (27), (28), (29), (31), (32), где (20), (21), (31), (32) можно рассматривать как ограничения, что и позволяет оценить термодинамику потока и выходные параметры сопла подогревателя при условии выполнения законов сохранения. Для полученной системы уравнений принимаются условия  $c_p^* T^* = \text{const}$  и  $p^* = \text{const}$ .

Решение системы уравнений формулировалось как задача оптимизации, которая при измененных в эксперименте параметрах  $p^*$ ,  $T^*$ ,  $p_{cr}$ ,  $p_{noz}$ ,  $\dot{m}$  (см. рис. 3) решалась в двух вариантах:

1. С заданной термодинамикой воздуха, для которой с использованием специализированного пакета СЕА [11] вычислялись показатели адиабаты и теплоемкости  $k^*$ ,  $c_p^*$ ,  $c_{p_{cr}}$ ,  $k_{cr}$ ,  $c_{p_{noz}}$ ,  $k_{noz}$  по статическим и полным параметрам потока.

2. С варьированием термодинамических параметров (показателей адиабаты и теплоемкостей для характерных сечений для статических и полных параметров)  $k^*$ ,  $c_p^*$ ,  $c_{p_{cr}}$ ,  $k_{cr}$ ,  $T_{cr}$ ,  $c_{p_{noz}}$ ,  $T_{noz}$  для удовлетворения уравнениям сохранения.

В случае варианта 1 найти решение системы уравнений с термодинамической моделью воздуха не удастся при условии обеспечения расчетных чисел Маха (см. рис. 1) на выходе сопла огневого подогревателя. Решение задачи в варианте 1 удастся получить для условий эксперимента по массовому расходу и полной температуре, но для других значений полного и статического давлений. Потому для согласования экспериментальных и расчетных данных решалась система уравнений по варианту 2.

Решения систем уравнений по варианту 1 с термодинамической моделью воздуха и варианту 2, в котором варьировалась термодинамика потока, и их сравнение показаны в таблице.

Из представленных в таблице данных отклонения реальных данных от расчетных по числам Маха в среднем составляют 5% и по выходному импульсу – 10%.

Из сравнения представленных результатов можно предположить, что полученные оценки термодинамических параметров более близки к химическому составу продуктов горения метана в воздухе, имеющим на два порядка большее

Сравнение результатов расчета с применением термодинамической модели воздуха (вариант 1) и варьированием термодинамических параметров потока по разработанной в статье модели сопла огневого подогревателя воздуха

Параметр	Вариант 2			Вариант 1		
	Подогреватель (эксперимент)			Воздух		
Расчетные числа Маха	2.1	2.4	2.8	2.1	2.4	2.8
Расход газа из подогревателя, кг/с	3.91	3.85	3.38	3.91	3.85	3.38
Температура торможения, К	961	1230	1680	961	1230	1680
Измеренное полное давление в подогревателе, $10^5$ Па	7.37	12.59	15.37	–	–	–
Расчетное полное давление с равновесной термодинамикой, $10^5$ Па	–	–	–	8.092	11.8	18.19
Расчетная температура в критическом сечении сопла, К	892	1151	1501	837	1080	1495
Расчетная статическая температура в выходном сечении сопла, К	688	780	1078	533	613	741
Измеренное статическое давление, $10^5$ Па	0.8855	0.87442	0.86008	–	–	–
Расчетное статическое давление, $10^5$ Па	–	–	–	1.03	0.93	0.79
Число Маха на выходе сопла огневого подогревателя (оценка)	2.22	2.51	2.63	Нет решения для измеренных параметров потока	Нет решения для измеренных параметров потока	Нет решения для измеренных параметров потока
Расчетное число Маха на выходе сопла огневого подогревателя с термодинамикой воздуха	2.094	2.417	2.793	2.1	2.4	2.8
Отклонения чисел Маха от расчетных значений на выходе сопла огневого подогревателя, %	5.7	4.5	6.1	–	–	–
Термодинамические параметры						
$c_p^*$ , Дж/(кг К)	1074.6	1122.97	1347.19	1134.1	1184.51	1256.75
$k^*$	1.195	1.1908	1.181	1.339	1.319	1.296
$c_{p_{cr}}$ , Дж/(кг К)	1051.7	1080.05	1228.3	1107	1158	1229
$k_{cr}$	1.221	1.218	1.215	1.342	1.329	1.304
$c_p$ , Дж/(кг К)	958.6	1049.52	1207.27	1122.5	1171.94	1238.72
$k$	1.25	1.232	1.220	1.343	1.324	1.302
Полный импульс сопла огневого подогревателя, Н	4152	4933	5411	4699	5472	5940
Отклонение полного импульса сопла огневого подогревателя от расчетного значения, %	11.6	9.8	8.9	–	–	–

содержание  $CO_2$  и возможно  $CO$ , а также воды  $H_2O$  и окиси азота  $NO$  в сравнении с составом воздуха при тех же значениях температур. Однако реальный состав продуктов горения в подогревателе остается неопределенным, что и приводит к проблеме неадекватности оценки тяговых характеристик ПВРД в стендовых условиях. Также можно предположить наличие в продуктах сгорания подогревателя

свободных радикалов  $O$  и  $OH$ , что приводит к неравновесности потока с продолжающимися в нем химическими реакциями и потому к неадекватности расчетов при попытке воспроизведения результатов эксперимента с применением термодинамической модели воздуха.

При измеренных данных (см. рис. 3) уравнение расхода для обеспечения расчетных чисел Маха в сечении среза сопла огневого подогре-



вателя позволяет скорректировать критическое сечение сопла, используя предложенную в статье термогазодинамическую модель.

### Выводы

1. Разработана термогазодинамическая модель сопла огневого подогревателя воздуха, позволяющая оценить параметры потока газа на входе в испытываемый ПВРД в стендовых условиях по схеме присоединенной подачи.

2. Отсутствие воспроизводимости результатов эксперимента с применением равновесной термодинамики вызвано, очевидно, неравновесностью процесса горения метана, что приводит к необходимости разработки квазиравновесной модели для оценки параметров потока.

3. Получены выражения газодинамических функций (18), (19), (21), (23), (24), (31), (32), (33), из которых следует их зависимость от текущего термодинамического состояния потока газа, что отличает их от известных из прикладной газовой динамики формул.

4. Получены оценки рабочих параметров потока (см. таблицу) в предположении неравновесности химических реакций.

5. Выполнены сравнительные расчеты импульсов входных сопел в стендовых условиях для расчетных и нерасчетных режимов истечения с применением разработанной модели. Показано, что в среднем отклонение от расчетного режима составляет 10% для входного импульса и 5% для входных чисел Маха.

6. Разработанная методика оценки входного импульса сопла позволяет предложить рекомендации о приемлемости выбранной концеп-

ции по организации рабочего процесса в ПВРД при измеренной в эксперименте тяге и выполнить коррекцию геометрической степени расширения сопла для обеспечения расчетных чисел Маха.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Арутюнов В.С. Окислительная конверсия природного газа. М.: Красанд, 2011. 590 с.
2. Арутюнов В.С., Крылов О.В. Окислительные превращения метана. М.: Наука, 1998. 361 с.
3. Yarlagadda P.S. Morton I.A., Hunter N.R., Gesser H.D. Temperature oscillations during the high-pressure partial oxidation of methane in atubular flow reactor // Combustion and Flame. 1990. V. 79. P. 216–218.
4. Беляев А.А., Никитин А.В., Токталиев П.Д., Власов П.А., Озерский А.В., Дмитрук А.С., Арутюнов А.В., Арутюнов В.С. Анализ литературных моделей окисления метана в области умеренных температур // Горение и Взрыв. 2018. Т. 11. № 1. С. 19–26.
5. Проблемы создания гиперзвукового самолета // ОНТИ ЦАГИ. Техн. информация. 1971. № 19.
6. Копченков В.И., Рудаков А.С., Семенов В.Л. Опыт и перспективы летных испытаний гиперзвуковых двигателей // Конверсия в машиностроении. 2005. № 4–5. С. 59–65.
7. Сарен Ю.А., Шумский В.В. Характеристики ГПВРД с двухрежимной камерой сгорания // Газодинамика течений в соплах и диффузорах. Новосибирск, ИТПМ СО АН СССР, 1982.
8. Левин В.М., Карасев В.Н., Картовицкий Л.Л., Крымов Е.А., Скачков О.А. Нестационарность процесса в модели ПВРД // Физика горения и взрыва. 2013. Т. 49. № 6. С. 68–75.
9. Медведев В.В. Некоторые особенности использования газодинамических функций в расчетах и обработке результатов испытаний ВРД // Труды ЦИАМ. 2002. 4 с.
10. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976. 888 с.
11. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. <https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/RP-1311P2.htm>

## Estimation of the nozzle input impulse for air heater during tests of a ramjet

L.L. Kartovitskiy, L.S Yanovski

Moscow Aviation Institute (Aerospace University), Moscow, 125993, Russia  
e-mail: levka\_58@mail.ru

During design of ramjet for high-speed vehicle at the stage of firing tests, the task of analysis and estimation of the working process performances is arisen. Using test results, the ramjet combustor design is modified in further developments. However, the direction of modification is largely determined by reliability of some estimations for performances obtained by processing measurements. Usage of methane in an air heater leads to uncertainty for chemical composition in combustion products during firing tests, which is the reason of inadequate between test facility and flight conditions. This creates an uncertainty in the thermodynamics of the flow supplied into tested ramjet and the direct transfer of firing test results to a full-scale object for analyzing of its performances. The article proposes a thermogasdynamic model for es-

timation of the parameters and impulse of the heater nozzle during firing tests using the scheme of connected supply of heater combustion products with an undefined chemical composition. The thermogasdynamic model is developed on the integral equations of conservation laws and, taking into account the obtained test measurements that allows to construct additional equations by transforming their into a convenient form for evaluating the thermodynamic parameters of the heater combustion products. Using the developed model, comparative calculations of the impulses of the input nozzles for heater in test conditions for design and off-design regimes have been performed. Estimations of deviations for design Mach numbers on average 5% and for output impulse 10% are obtained at condition implementation of the conservation equations with account dependence of the gas-dynamic parameters from current thermodynamic state of the gas flow. Developed thermogasdynamic model let to calculate the correction of heater nozzle geometrical expansion providing the design regimes for Mach number in facility conditions.

**Keywords:** ramjet, thermogasdynamic model, gas-dynamic functions, processing measurements.

### REFERENCES

1. **Arutunov V.S.** *Okislitel'naya konversiya prirodnogo gaza* [Oxidative conversion of natural gas]. Moscow: Krasand, 2011. 590 p. In Russ.
2. **Arutunov V.S., Krilov O.V.** *Okislitel'nye prevrashheniya metana* [Oxidative transformations of methane]. Moscow: Nauka, 1998. 361 p. In Russ.
3. **Yarlagadda P.S., Morton I.A., Hunter N.R., Gesser H.D.** Temperature oscillations during the high-pressure partial oxidation of methane in atubular flow reactor. *Combustion and Flame*, 1990, vol. 79, pp. 216–218. [https://doi.org/10.1016/0010-2180\(90\)90046-T](https://doi.org/10.1016/0010-2180(90)90046-T)
4. **Belyev A.A., Nikitin A.V., Toktaliev P.D., Vlasov P.A., Ozersky A.V., Dmitruk A.S., Arutyunov A.V., Arutyunov V.S.** Analiz literaturnykh modelej okisleniya metana v oblasti umerennykh temperatur [Analysis of literature models of oxidation of methane at moderate temperatures]. *Gorenie i Vzryv – Combustion and Explosion*, 2018, vol.11, no. 1, pp. 19–26. In Russ. DOI: 10.30826/CE 18110102
5. **Problemy sozdaniya giperzvukovogo samoleta** [Problems of creating a hypersonic vehicles]. Zhukovskiy, Moskovskaya oblast': Department of Scientific and Technical Information of TsAGI, 1971. No. 19.
6. **Kopchenov V.I., Rudakov A.S., Semenov V.L.** Opyt i perspektivy letnykh ispytaniy giperzvukovykh dvigatelej [Experience and prospects of flight testing of hypersonic engines]. *Konversiya v mashinostroenii – Conversion in mechanical engineering*, 2005, no. 4–5, pp. 59–65.
7. **Saren U.A., Shumskiy V.V.** Kharakteristiki GPVRD s dvukhrezhimnoj kameroj sgoraniya [Characteristics of a scramjet engine with a dual-mode combustor]. *Gazodinamika techenij v soplakh i diffuzorakh* [Gas dynamics of flows in nozzles and diffusers]. Novosibirsk, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 1982. 164 p.
8. **Levin V.M., Karasev V.N., Kartovitskii L.L., Krymov E.A., Skachkov O.A.** Unsteadiness in a ramjet model. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2013, vol. 49, no. 6, pp. 682–689. DOI: 10.1134/S0010508213060075
9. **Medvedev V.V.** *Nekotorye osobennosti ispol'zovaniya gazodinamicheskikh funktsij v raschetakh i obrabotke rezul'tatov ispytaniy VRD* [Some features of using gas-dynamic functions in the calculations and processing test results for air breathing engine]. Moscow: CIAM, 2002. 4 p.
10. **Abramovich G.N.** *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka, 1976. 888 p.
11. **Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications.** Available at <https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/RP-1311P2.htm> (accessed 10.05.2020)