

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛЫХ ТЯГ

А.А. Козлов, Д.Ю. Богачева, И.Н. Боровик

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация
e-mail: kozlov202@yandex.ru; bogachulya@mail.ru; borra2000@mail.ru

Проведены экспериментальные исследования по эффективности завесного охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей малых тяг. Проанализирован уровень полноты исследования влияния различных параметров на тепловую эффективность завесного охлаждения. Выявлено, что наиболее сильно тепловая эффективность зависит от таких факторов, как массовый расход охладителя, конструкция щели подачи охладителя и параметры течения основного потока и охлаждающего компонента. Незначительное влияние на тепловую эффективность завесного охлаждения оказывает давление в камере сгорания. Даны рекомендации по организации завесного охлаждения в ракетных двигателях малых тяг. В работе использованы результаты отечественных и зарубежных исследований, опубликованных в открытой литературе.

Ключевые слова: ракетные двигатели малых тяг, тепловая эффективность завесного охлаждения, температура стенки камеры.

INVESTIGATION OF THERMAL EFFICIENCY OF CURTAIN COOLING OF THE COMBUSTION-CHAMBER WALL OF A LOW-THRUST ENGINE

A.A. Kozlov, D.Yu. Bogacheva, I.N. Borovik

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation
e-mail: kozlov202@yandex.ru; bogachulya@mail.ru; borra2000@mail.ru

Experimental studies of efficiency of curtain cooling of combustion chambers of liquid-propellant low-thrust engines are conducted. A level of completeness of studying the influence of different parameters on thermal efficiency of curtain cooling is analyzed. It is revealed that the thermal efficiency depends most strongly on such factors as coolant mass flowrate, design of the coolant supply slot, and flow parameters of the main stream and cooling component. The combustion-chamber pressure insignificantly influences the thermal efficiency of curtain cooling. Recommendations on organization of curtain cooling in low-thrust engines are given. Results of domestic and foreign studies published in literature are used in the work.

Keywords: low-thrust rocket engines, thermal efficiency of curtain cooling, chamber-wall temperature.

В настоящее время одной из важных тенденций развития ракетного двигателестроения является разработка надежных и высокоэффективных ракетных двигателей малых тяг (РДМТ), работающих на экологически чистых несамовоспламеняющихся компонентах топлива.

Высокая эффективность работы (высокий удельный импульс) может быть реализована при соотношениях компонентов топлива, близких к стехиометрическим. При таком соотношении температура продуктов сгорания находится на уровне 2800. . . 3500 К (при давлении в камере $p_k = 1$ МПа и коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 1$ для компонентов топлива керосин + O_2 , керосин + H_2O_2 , $H_2 + O_2$, $CH_4 + O_2$) [1–3]. Поэтому при применении высокоэнергетичных топлив проблема надежной тепловой защиты РДМТ остается актуальной.

Наиболее распространенным методом защиты стенок камеры сгорания РДМТ от высокотемпературных продуктов сгорания (конвективного и радиационного тепловых потоков) является так называемое внутреннее охлаждение (в литературе встречаются другие названия такого метода защиты: завесное, заградительное, пленочное или струйное).

Завесное охлаждение создается около стенки низкотемпературного пристеночного слоя газа или жидкости (в зависимости от агрегатного состояния используемых компонентов топлива). В настоящей работе будут рассматриваться газовые завесы. Компонент топлива, используемый для создания завесы (окислитель или горючее), подается на внутреннюю поверхность стенки камеры сгорания через отверстия или щели различной конфигурации. Использование завесного охлаждения в РДМТ сопровождается существенными потерями удельного импульса. Эти потери будут тем больше, чем ниже температура в пристеночном слое. Пристеночный слой образуется в результате перемешивания завесы и потока от периферийного (наиболее близкого к стенке камеры сгорания) ряда форсунок смесительной головки. Температура газа в пристеночном слое, в свою очередь, зависит от целого ряда факторов, таких как соотношение компонентов в форсунках ближайшего к стенке камеры сгорания ряда (в случае применения двухкомпонентных форсунок), расхода завесного охладителя, конструктивного исполнения системы завесного охлаждения, расхода завесного охладителя в периферийных форсунках и др. Основными критериями выбора параметров завесного охлаждения является ее тепловая и энергетическая эффективность. Под тепловой эффективностью подразумевается способность завесы предотвращать нагрев стенки камеры сгорания выше максимальной рабочей температуры материала. Под энергетической эффективностью понимается минимизация потерь удельного импульса от использования завесы. Эти два критерия являются противоречивыми. В настоящей работе будет проведен анализ факторов, влияющих только на тепловую эффективность.

В работе [4] тепловая эффективность завесного охлаждения при дозвуковых скоростях течения завесы и основного потока опреде-

ляется как

$$\eta = \frac{T_{\text{ст}} - T_{\infty}}{T_3 - T_{\infty}}, \quad (1)$$

где $T_{\text{ст}}$ — температура стенки со стороны газа; T_{∞} — термодинамическая температура основного потока; T_3 — температура газа, подаваемого в завесу.

В работе [5] предлагается оценивать адиабатическую эффективность завесного охлаждения по следующему критерию:

$$\eta = \frac{T_0 - T_{\text{ад}}}{T_0 - T_3}, \quad (2)$$

где T_0 — температура основного потока на внешней границе пограничного слоя; $T_{\text{ад}}$ — температура адиабатической стенки.

Неоднозначность определения T_0 , T_{∞} и предположение об адиабатичности стенки делает невозможным использование этих критериев для определения эффективности завесного охлаждения РДМТ. По этим причинам для определения тепловой эффективности завесного охлаждения более применим подход, предложенный в работе [6]:

$$\theta = \frac{T_{\text{ст.бз}}(x) - T_{\text{ст.з}}(x)}{T_{\text{ст.бз}}(x) - T_3}, \quad (3)$$

где $T_{\text{ст.бз}}(x)$ и $T_{\text{ст.з}}(x)$ — температура стенки без завесного охлаждения и при его наличии; x — текущая координата.

Далее для оценки тепловой эффективности завесного охлаждения будет использоваться именно этот критерий.

Изучению газовых завес посвящено большое число экспериментальных и теоретических работ как отечественных, так и зарубежных авторов.

Так, в работе [6] исследуется эффективность завесного охлаждения в ракетном двигателе (РД), работающем на смеси $\text{H}_2(\text{г}) + \text{O}_2(\text{ж})$. В качестве охладителя использовался газообразный водород.

В работе рассматривается влияние на эффективность завесного охлаждения таких факторов, как

1) относительная расходонапряженность вдуваемого и основного потоков M , определяемая соотношением

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_{\infty} u_{\infty}}, \quad (4)$$

где ρ_2 и ρ_{∞} — плотности охладителя и основного потока; u_2 и u_{∞} — скорости подачи охладителя и основного потока;

2) давление в камере сгорания;

3) конструкция и положение щели.

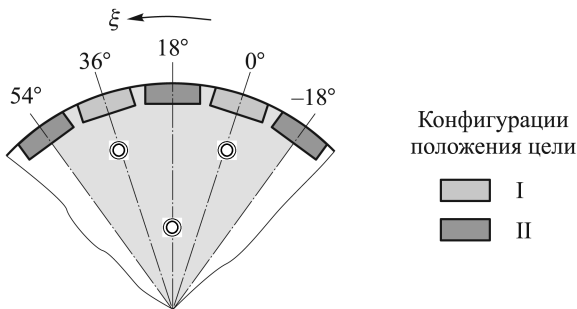


Рис. 1. Конфигурации положения щели подачи охладителя [6]

Результаты экспериментов показывают, что чем больше M , тем выше эффективность завесного охлаждения, давление же оказывает незначительное влияние на эффективность охлаждения.

Для исследования влияния расположения щели на эффективность охлаждения использовались две конфигурации положения щели подачи охладителя (рис. 1).

Первая конфигурация положения щели соответствует углам $\xi = 0^\circ$ и 36° . Щель располагается непосредственно за внешней коаксиальной струйной форсункой в треугольнике подачи. Вторая конфигурация положения щели соответствует углам $\xi = -18^\circ, 18^\circ$ и 54° , когда щель располагается между внешними коаксиальными струйными форсунками в треугольнике подачи. Исследования показали, что эффективность завесного охлаждения существенно выше для второй конфигурации, когда щели располагаются между форсунками. Это объясняется уменьшением размыва потока, вытекающего из щели завесы, продуктами сгорания компонентов топлива от форсунок периферийного ряда.

Для изучения влияния конструкции щели на эффективность завесного охлаждения использовались щели с высотой $s = 0,25$ и $0,4$ мм. Результаты экспериментов показывают независимость эффективности завесного охлаждения от высоты щели.

Большой интерес представляет работа [7], в которой эксперименты по изучению дозвуковых и сверхзвуковых газовых завес проводились на РДМТ, работающем на компонентах топлива керосин + $O_2(g)$. В работе исследовалось влияние следующих факторов на эффективность завесного охлаждения:

- 1) способа организации завесы;
- 2) относительного массового расхода охладителя \bar{m}_3 , который определяется как

$$\bar{m}_3 = \dot{m}_3 / \dot{m}_\Sigma, \quad (5)$$

где \dot{m}_3 — расход компонента на завесу; \dot{m}_Σ — суммарный расход компонентов через камеру;

- 3) род завесного газа.

Для изучения влияния способа организации завесы охлаждающий газ подавался четырьмя различными способами, формируя так называемую радиальную и тангенциальную завесы с закруткой и без закрутки газа (рис. 2). Радиальная незакрученная завеса получалась путем подачи охладителя через 12 равномерно расположенных по окружности отверстий в направлении от периферии к оси камеры под прямым углом к охлаждаемой стенке (рис. 2, а).

В радиальную закрученную завесу охлаждающий газ подавался по касательной к образующей внутренней поверхности камеры сгорания через 12 равномерно расположенных по окружности отверстий (рис. 2, б).

Тангенциальные закрученные и незакрученные завесы отличаются от радиальных наличием дополнительной кольцевой проставки, которая отклоняет поток охладителя в сторону движения основного потока и направляет его вдоль стенки камеры сгорания. Кольцевая проставка показана на рис. 2, а штриховой линией.

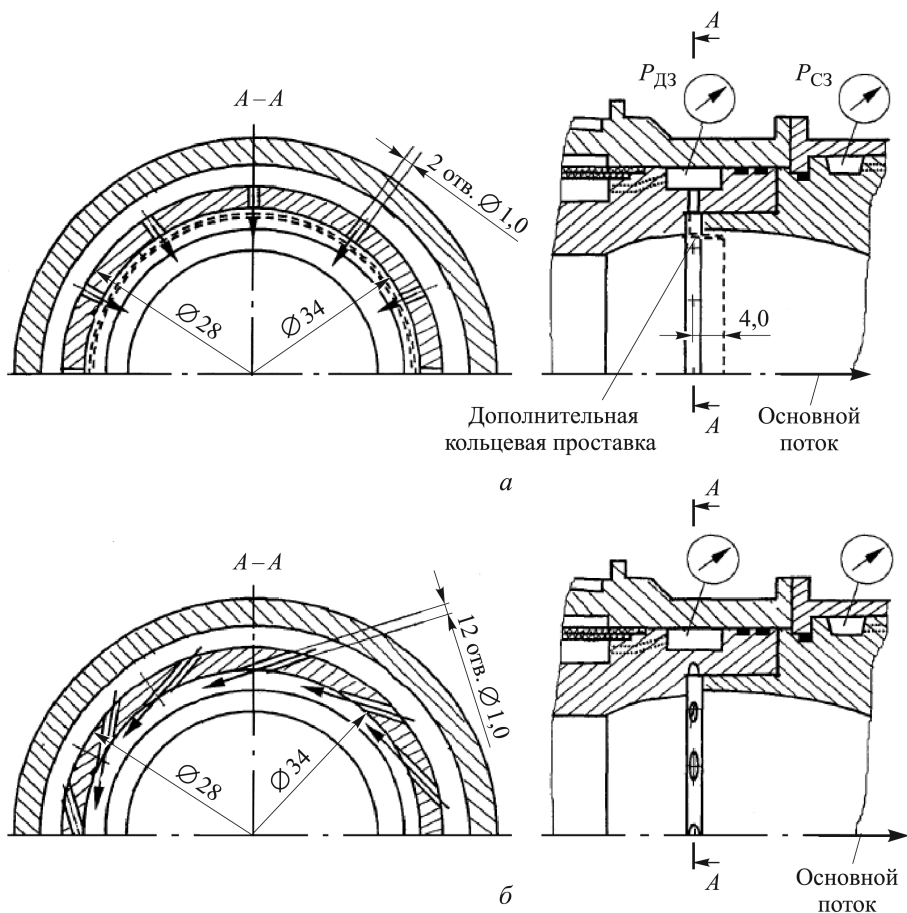


Рис. 2. Способы организации завесы [7]:

а – радиальная незакрученная завеса, б – радиальная закрученная завеса

Согласно экспериментальным данным при сравнительно небольших относительных массовых расходах охлаждающего газа в завесу ($\bar{m}_3 = 0,236$), представляющих практический интерес с учетом оценки экономичности изделия, закрученные завесы имеют более высокую эффективность охлаждения по сравнению с незакрученными.

По видимому, это связано с тем, что центробежная сила прижимает поток завесы к стенке и препятствует его преждевременному размытию продуктами сгорания основного потока.

Для изучения влияния рода охлаждающего вещества на эффективность охлаждения в качестве завесного газа в работе [7] использовались газообразные кислород и азот. При использовании незакрученных завес эффективность охлаждения не зависит от рода завесного газа, тогда как закрученные завесы при подаче азота имеют большую эффективность охлаждения, чем при подаче кислорода. Автор объясняет этот факт участием некоторой доли подаваемого в завесу кислорода в процессе горения топлива. Но необходимо также учитывать, как это упоминалось ранее, роль центробежной силы, возникающей при закрутке потока, которая по-разному препятствует смешиванию завесы с основным потоком. Поэтому при использовании газов с различными физическими свойствами, такими как плотность, вязкость, теплоемкость и теплопроводность, различие в эффективности применения их в качестве завесы, при прочих равных условиях, может объясняться также и различием в условиях теплообмена и переноса вещества.

В работе [7] также рассматривалось влияние относительного массового расхода охладителя на эффективность газовой завесы: чем больше расход охлаждающего компонента, тем выше эффективность охлаждения.

Экспериментальные исследования по изучению влияния расположения щелей завесы на эффективность завесного охлаждения были проведены в работе [8]. Экспериментальная установка представляла собой РД, работающий на компонентах топлива $\text{CH}_4(\text{г}) + \text{O}_2(\text{ж})$. В качестве охлаждающего компонента использовался газообразный метан.

Как и в работе [6], исследования проводились для двух конфигураций расположения щелей завесы: первая конфигурация соответствовала расположению щели непосредственно за внешней коаксиальной струйной форсункой, вторая конфигурация соответствовала положению, когда щели находятся между форсунками.

Данные проведенных экспериментов еще раз подтверждают, что расположение щелей существенно влияет на эффективность завесного охлаждения. Таким образом, наиболее выгодным с точки зрения эффективности охлаждения стенок камеры сгорания является расположение щелей между периферийными форсунками. Авторами рабо-

ты это объясняется суперпозицией действия потоков от соседних щелей, которые создают слой холодного завесного компонента топлива, препятствующего нагреву стенки от продуктов сгорания, идущих от форсунки, расположенной между данными щелями.

Влияние относительного массового расхода охладителя на эффективность завесного охлаждения также рассматривалось в работе [9]. Объектом исследования являлся РД, работающий на компонентах топлива керосин + O_2 (г). В качестве охладителя использовался газообразный азот N_2 и керосин. Исследования проводились при давлении в камере $p_k = 2$ МПа и постоянном соотношении компонентов топлива $K_m = 3,2$. Значение относительного массового расхода охладителя \bar{m}_3 варьировалось от 0,05 до 0,15. Результаты экспериментов показывают, что чем выше относительный массовый расход охладителя, тем выше эффективность завесного охлаждения. С увеличением расстояния от точки подачи охладителя эффективность завесного охлаждения постепенно снижается (рис. 3).

Особое внимание стоит уделить работе [10], в которой исследуется тепловое состояние стенок камер сгорания РД, работающих на газообразных компонентах топлива $CH_4 + O_2$, $H_2 + O_2$ и $CO + O_2$. Особенностью данных двигателей является то, что для их охлаждения используется новый метод, получивший название “вихревое охлаждение”. Суть метода состоит в следующем: весь окислитель, используемый в качестве охладителя, подается в камеру сгорания не смесительной головкой, а с помощью тангенциальных каналов, расположенных в цилиндрической осесимметричной части камеры. Благодаря такому тангенциальному вводу образуется вихрь окислителя вдоль стенки камеры сгорания, который способен ограничить зону горения топлива в центральной области камеры, уменьшая тем самым перенос теплоты к поверхности стенок. Горючее, в свою очередь, впрыскивается с помощью смесительной головки, и, попадая в камеру сгорания, быстро вовлекается в вихревой поток окислителя, образуя внутренний вихрь,

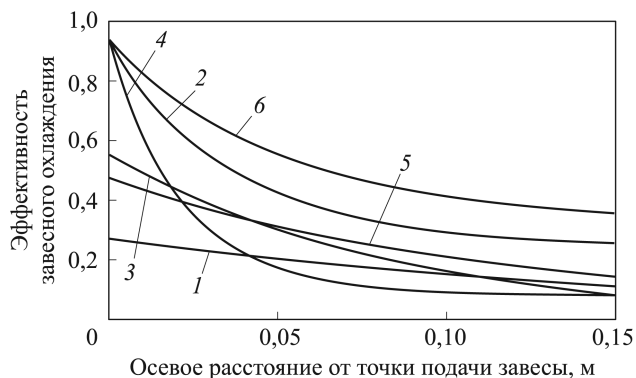


Рис. 3. Влияние относительного массового расхода охладителя на эффективность завесного охлаждения [9]: 1, 3 и 5 — азот, $m_3 = 6, 11$ и 15% ; 2, 4 и 6 — керосин, $m_3 = 9, 5$ и 14% соответственно

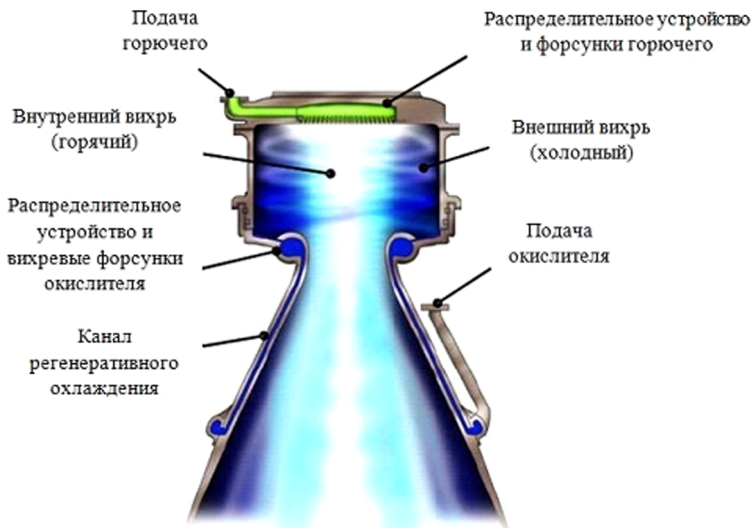


Рис. 4. РД с вихревым охлаждением [10]

где происходит горение топлива. Общая концепция такого двигателя показана на рис. 4.

Для визуализации течения при таком способе организации охлаждения во время горячих запусков использовали прозрачный акриловый сегмент камеры сгорания. На рис. 5 показана фотография цилиндрической камеры сгорания при горении $H_2 + O_2$ с соотношением компонентов $K_m = 6$ и давлением в камере $p_k \approx 0,9186$ МПа. Для масштаба: наружный диаметр акрилового сегмента камеры сгорания составляет 0,09 м.

Из рис. 5 следует, что зона горения ограничена внутренней областью камеры и кольцо холодного газа отделяет внутреннюю поверхность стенки от зоны горения.

В работе была проведена серия горячих двухсекундных запусков. Результаты экспериментальной отработки показали высокую эффективность работы двигателей. Так, для РД, работающем на компонентах топлива $H_2 + O_2$, удельный импульс составил 97 % теоретически возможного (рассчитанного с помощью программы СЕА 2000), для

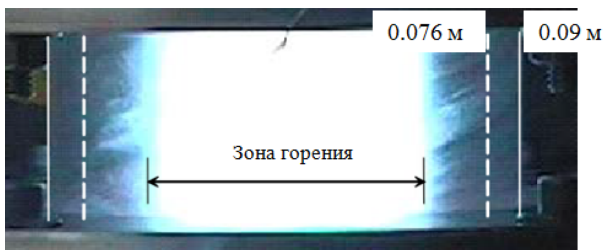


Рис. 5. Фотография зоны горения, ограниченной внутренним вихрем [10]

$\text{CH}_4 + \text{O}_2 - 98\%$, для $\text{CO} + \text{O}_2 - 86\%$. При этом увеличение температуры стенки камеры относительно начальной температуры для РД на $\text{H}_2 + \text{O}_2$ составило $2 \dots 8^\circ \text{C}$.

Очевидно, что такой способ организации рабочего процесса в камере является перспективным, но данные об экспериментах, приведенные в работе [10], являются недостаточными для выводов о тепловой эффективности такого способа организации охлаждения. Время огневых запусков РДМТ не вполне достаточно для определения полноты сгорания и удельного импульса, и не позволяет судить о стационарном тепловом состоянии стенки камеры сгорания.

Исследования по изучению влияния угла подачи охладителя на эффективность завесного охлаждения проводились в работах [11–14] (рис. 6, б). Результаты экспериментальных исследований свидетельствуют о том, что с увеличением угла подачи охладителя эффективность завесы уменьшается, достигая минимума при радиальном вдуве. Это объясняется размытием завесы основным потоком из-за разности направлений течения и расходов.

Влияние интенсивности турбулентности охладителя в щели и основного потока было рассмотрено в работах [15, 16]. Изменение интенсивности турбулентности охладителя в щели с 5,5 до 9,5 % слабо влияет на эффективность завесного охлаждения [15], тогда как увеличение интенсивности турбулентности основного потока с 3,2 до 22 % существенно уменьшает эффективность завесного охлаждения [16]. Результаты этих работ могут быть ограничено применимы для РДМТ, так как в качестве основного потока использовался азот с тем-

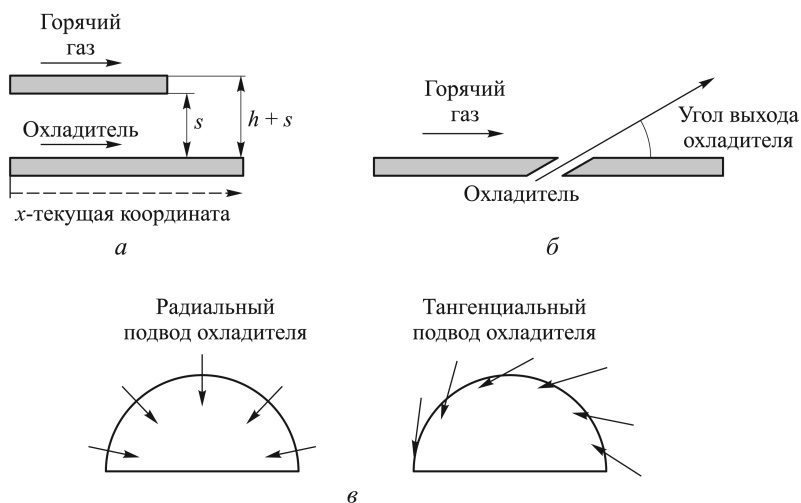


Рис. 6. Схема способов подачи охладителя:

a — высота щели и толщина стенки с щелью; *б* — угол выхода охладителя; *в* — радиальный и тангенциальный способы подачи охладителя

пературой приблизительно 810 К, что значительно ниже температур в камерах сгорания РДМТ.

Стоит отметить, что для достаточно точного эксперимента по определению степени влияния турбулентности завесы на ее эффективность необходимо специальное термоанемометрическое оборудование. Однако имеется ряд ограничений, которые препятствуют его использованию в приложении к исследованию процессов в камерах сгорания РДМТ [17]. К этим ограничениям относятся: очень высокая температура в камере сгорания РД; быстроменяющийся по времени поток, в котором необходимо проводить измерения; сложность монтажа оборудования в камере сгорания; нарушение естественной целостности потока при использовании зонда; высокая стоимость оборудования.

Таким образом, эффективность завесного охлаждения зависит от целого ряда факторов. К числу основных следует отнести такие, как

1) конструктивное исполнение системы охлаждения и способ подачи охладителя: высота щели s (рис. 6, *a*); толщина стенки над щелью h (см. рис. 6, *a*); угол выхода охлаждающего газа (см. рис. 6, *b*); радиальный или тангенциальный ввод охлаждающего компонента (рис. 6, *в*); расположение щелей завесы относительно форсунок;

2) характеристики, относящиеся к завесе: массовый расход охладителя или относительный массовый расход охладителя; химический состав охладителя; температура охладителя; уровень турбулентности потока охлаждающего газа;

3) характеристики рабочего процесса в камере сгорания: давление; температура основного потока; интенсивность турбулентности основного потока; толщина пограничного слоя;

4) параметры совместного течения завесы и основного потока: относительная расходонапряженность вдуваемого и основного потоков M .

Также стоит отметить, что влияние некоторых из указанных факторов изучено достаточно подробно, другие же требуют дальнейшего изучения.

Исходя из вышесказанного, можно дать следующие рекомендации по организации завесного охлаждения камер сгорания РДМТ:

1. Относительная расходонапряженность вдуваемого и основного потоков M должна быть близкой к единице;

2. Охладитель следует подавать вдоль стенки камеры сгорания (угол выхода охладителя равен нулю);

3. Щели подачи охладителя следует располагать между периферийными форсунками;

4. Течение основного потока следует организовать таким образом, чтобы оно было как можно более ламинарным (интенсивность турбулентности основного потока должна быть как можно меньшей).

ЛИТЕРАТУРА

1. *Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания*. Т. 6. Топлива на основе перекиси водорода / под ред. Глушко В.П. М.: ВИНТИ, 1973. 528 с.
2. *Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания*. Т. 2. Топлива на основе кислорода / под ред. Глушко В.П. М.: ВИНТИ, 1973. 489 с.
3. *Ponomarenko A.* RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis. Thermal Analysis of Thrust Chambers, 2012. Режим доступа: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (дата обращения 16.04.2013).
4. *Веялис С.А., Серпионова А.П., Линенко С.П.* Завесное охлаждение. Газовая завеса. Обзор иностранных работ по материалам отечественной и зарубежной печати за 1957–1977 гг. ГОНТИ-8. Сер. IV. № 41 (64). 1979. 84 с.
5. *Волчков Э.П.* Пристенные газовые завесы. Новосибирск, Наука, 1983. 240 с.
6. *Arnold R., Suslov D.I., Haidn O.J.* Film Cooling in a High-Pressure Subscale Combustion Chamber // *Journal of Propulsion and Rocket*. 2010. Vol. 26. No. 5. P. 428–438.
7. *Дружин А.Н.* Дисс. ... на соискание ученой степени канд. техн. наук. Тепловая и энергетическая эффективность до- и сверхзвуковых газовых завес в ракетных двигателях малой тяги. Самара, 2002. 213 с.
8. *Arnold R., Suslov D.I., Haidn O.J.* Experimental Investigation of Film Cooling with Tangential Slot Injection in a LOX/CH₄ Subscale Rocket Combustion Chamber // *Trans. JSASS Space Tech. Japan*. Vol. 7. 2009.
9. *Kirchberger C., Schlieben G., Hupfer A., Kau H.-P., Martin P., Soller S.* Investigation on Film Cooling in a Kerosene/GOX Combustion Chamber // *AIAA*. 2009. P. 2009–5406.
10. *Chiaverini M.J., Sauer J.A., Munson S.M.* Laboratory Characterization of Vortex-Cooled Thrust Chambers for Methane/O₂ and H₂/O₂ // *AIAA*. 2005. P. 2005–4137.
11. *Metzger D.E., Fletcher D.D.* Evaluation of heat transfer for film-cooled turbine components // *AIAA*. 1969. P. 69–523.
12. *Sivasegaram S., Whitelaw J.H.* Film cooling slots: the importance of lip thickness and injection angle // *J. Mech. Eng. Sci.*, 1969. Vol. 11, No. 1. P. 22–27.
13. *Metzger D.E., Carper H.S., Swank L.R.* Heat transfer with film cooling near non-tangential injection slots // *J. Eng. Power*. 1968. Vol. 90, No. 2. P. 157–163.
14. *Eriksen V.L., Goldstein R.J.* Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes // *J. Heat Transfer*. 1974. Vol. 96. P. 234–245.
15. *Kacker S.C., Whitelaw J.H.* The dependence of the impervious wall effectiveness of a two-dimensional wall jet on the thickness of the upper lip boundary layer // *Intern. J. Heat Mass Transfer*, 1967. Vol. 10. No. 11. P. 1623–1624.
16. *Carlson L.W., Talmor E.* Gaseous film cooling at various degrees of hot gas acceleration and turbulence levels // *Intern. J. Heat Mass Transfer*, 1968. Vol. 11. No. 11. P. 1695–1713.
17. *Finn E. Jorgensen.* How to measure turbulence with hot-wire anemometers – a practical guide // *Dantec Dynamics A/S*. 2002. 54 с.

REFERENCES

- [1] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Kostin V.N., Glushko V.P. eds. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya*. Tom 6: Topлива na osnove perekisi vodoroda. [Thermodynamic and thermal-physical property properties of fire gases. Vol. 6. Fuels based on hydrogen peroxide]. Moscow, VINITI AN SSSR Publ., 1973. 528 p.

- [2] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Kostin V.N., Glushko V.P., eds. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya*. Tom 2: *Topлива na osnove perekisi kisloroda* [Thermodynamic and thermal-physical property properties of fire gases. Vol. 6. Fuels based on oxygen.]. Moscow, VINITI AN SSSR Publ., 1973. 489 p.
- [3] Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis. Thermal Analysis of Thrust Chambers, 2012. Available at: http://propulsionanalysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (accessed 16.04.2013).
- [4] Veyalis S.A., Serpionova A.P., Linenko S.P. Film cooling. Gaseous film cooling. Overview of international papers on Russian and foreign content press for 1957–1977 years. GONTI-8 [State department of scientific and technical information], 1979, ser. IV, no. 41 (64), pp. 1–84 (in Russ.).
- [5] Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Wall-mounted gaseous film]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983. 240 p.
- [6] Arnold R., Suslov D.I., Haidn O.J. Film Cooling in a High-Pressure Subscale Combustion Chamber. *Journal of Propulsion and Rocket*. 2010. Vol. 26, no. 5, pp. 428–438.
- [7] Druzhin A.N. Thermal and energy efficiency of sub- and supersonic gaseous film in rocket engine with small propulsion. *Diss. kand. tekhn. nauk* [Cand. tech. sci. diss.]. Samara, 2002. 213 p.
- [8] Arnold R., Suslov D.I., Haidn O.J. Experimental Investigation of Film Cooling with Tangential Slot Injection in a LOX/CH₄ Subscale Rocket Combustion Chamber. *Trans. JSASS Space Tech.*, Japan, vol. 7, 2009.
- [9] Kirchnerberger C., Schlieben G., Hupfer A., Kau H.-P., Martin P., Soller S. Investigation on Film Cooling in a Kerosene/GOX Combustion Chamber. *AIAA Paper*, 2009, no. 2009-5406.
- [10] Chiaverini M.J., Sauer J.A., Munson S.M. Laboratory Characterization of Vortex-Cooled Thrust Chambers for Methane/O₂ and H₂/O₂. *AIAA Paper*, 2005, no. 2005-4131.
- [11] Metzger D.E., Fletcher D.D. Evaluation of heat transfer for film-cooled turbine components. *AIAA Paper*, 1969, no. 69–523.
- [12] Sivasegaram S., Whitelaw J.H. Film cooling slots: the importance of lip thickness and injection angle. *J. Mech. Eng. Sci.*, 1969, vol. 11, no. 1, pp. 22–27.
- [13] Metzger D.E., Carper H.S., Swank L.R. Heat transfer with film cooling near nontangential injection slots. *J. Eng. Power*, 1968, vol. 90, no. 2, pp. 157–163.
- [14] Eriksen V.L., Goldstein R.J. Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes. *J. Heat Transfer*, 1974, vol. 96, pp. 234–245.
- [15] Kacker S.C., Whitelaw J.H. The dependence of the impervious wall effectiveness of a two-dimensional wall jet on the thickness of the upper lip boundary layer. *Intern. J. Heat Mass Transfer*, 1967, vol. 10, no. 11, pp. 1623–1624.
- [16] Carlson L.W., Talmor E. Gaseous film cooling at various degrees of hot gas acceleration and turbulence levels. *Intern. J. Heat Mass Transfer*, 1968, vol. 11, no. 11, pp. 1695–1713.
- [17] Finn E. Jorgensen. How to measure turbulence with hot-wire anemometers – a practical guide. Denmark, Finn E. Jörgensen – 2002, Dantec Dynamics A/S Publ., 2002. 54 p.

Статья поступила в редакцию 16.04.2013

Александр Александрович Козлов — д-р техн. наук, профессор кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Специалист в области исследования процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, 125993 Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4.

A.A. Kozlov — Dr. Sci. (Eng.), professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Specializes in the field of investigation of processes in liquid-propellant low-thrust rocket engines.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Дарья Юрьевна Богачева — младший научный сотрудник кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Специалист в области исследования процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, 125993 Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4.

D.Yu. Bogacheva — junior researcher of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Specializes in the field of investigation of processes in liquid-propellant low-thrust rocket engines.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.

Игорь Николаевич Боровик — канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Специалист в области математического моделирования рабочих процессов в ракетных двигателях малых тяг.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, 125993 Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4.

I.N. Borovik — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Specializes in the field of mathematical simulation of working processes in low-thrust rocket engines. Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.