

УДК 536.24.01 + 621.431

АНАЛИЗ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ТОПЛИВОМ ВЫСОКОКОНЦЕНТРИРОВАННАЯ ПЕРЕКИСЬ ВОДОРОДА - КЕРОСИН С УЧЁТОМ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

© 2014 А. Г. Воробьев¹, И. Н. Боровик¹, С. Ха²¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)²Корейский институт аэрокосмических исследований (KARI),

Тэджон, Республика Корея

Статья посвящена анализу нестационарного теплового состояния с учётом завесного охлаждения ЖРД МТ тягой 500 Н с топливом высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) - керосин. Анализ учитывает конвективный и лучистый потоки, а также теплопроводность внутри стенки камеры сгорания и свободную конвекцию снаружи стенки в окружающую среду. Результаты расчётов показывают, что для обеспечения долговременной работоспособности стенки камеры сгорания в качестве охлаждающей жидкости необходимо использовать либо 96% ВПВ с массовым расходом на уровне 20% от основного, либо керосин на уровне 10% от основного расхода.

ЖРД МТ; нестационарное тепловое состояние; теплопередача; завесное охлаждение; керосин; перекись водорода.

Введение

Топливо ВПВ (высококонцентрированная перекись водорода) – керосин обеспечивает относительно низкий удельный импульс, оно часто выбирается для учебных и научно-исследовательских целей [1], так как сами компоненты и их продукты сгорания считаются экологически чистыми, они могут храниться при нормальной температуре, им не требуется криогенное оборудование.

В МАИ на кафедре «Ракетные двигатели» для проведения учебных и научно-исследовательских работ разработан стендовый ЖРД МТ тягой 500 Н на компонентах ВПВ (концентрация 96%) и керосин (табл. 1, рис. 1). Для проверки работоспособности двигателя необходимо оценить его тепловое состояние с учётом завесного охлаждения, тем самым подтвердить правильность выбора проектных решений.

Таблица 1. Технические характеристики ЖРД МТ

Топливо	H ₂ O ₂ (концентрация 96%)	Керосин
Расход	150 г/с	20 г/с
Соотношение компонентов	7,54	
Тяга в вакууме	500 Н	
Давление в камере сгорания	1 Мпа	
Степень расширения сопла по давлению	1000	

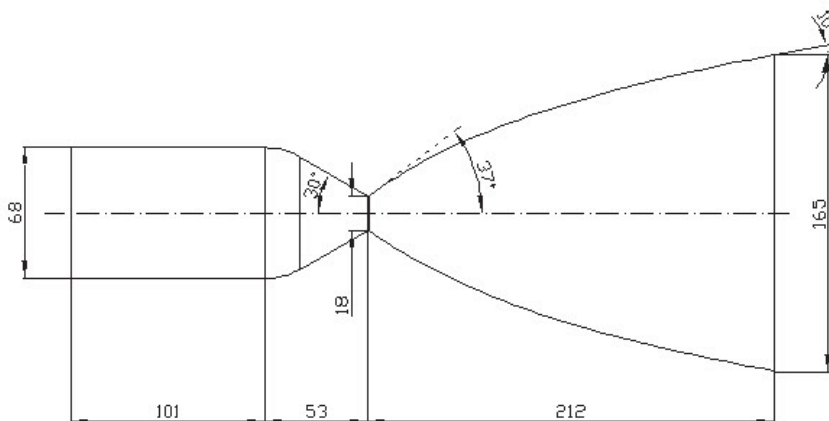


Рис. 1. Газодинамический профиль камеры сгорания и сопла

Конвективный тепловой поток

От продуктов сгорания к стенке камеры сгорания передаётся теплота путём конвективного и лучистого тепловых потоков. Часть входящей энергии передаётся наружу, а часть остаётся в самой стенке. Из-за этого увеличивается температура самой стенки камеры сгорания. Теплота, передаваемая с внутренней поверхности стенки на внешнюю, отдаётся в окружающую среду конвективным и лучистым потоками (рис. 2).

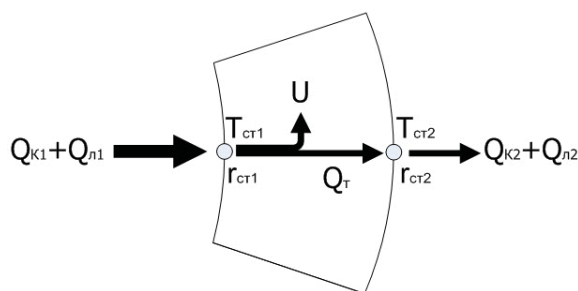


Рис. 2. Тепловой поток через стенку камеры сгорания

Параметры продуктов сгорания возле стенки определяют конвективный поток. Для его оценки применяется методика расчёта, представленная в [2], уравнения которой указаны ниже.

Необходимо обратить внимание на то, что при существовании внутреннего охлаждения следует использовать параметры продуктов сгорания, определяемые соотношением компонентов возле стенки ($K_{m\text{ ст}}$), а не в ядре потока ($K_{m\text{ я}}$).

$$q_{K1} = B \frac{(1 - \beta^2)}{\bar{D}^{1,82}} \frac{p_o^{0,85}}{d_{кр}^{0,15}} \frac{S}{Pr_3^{0,58}},$$

где

$$B = (5,057 + 3,427 \cdot k_3 + 0,05867 \cdot \bar{T}_{CT1} - 0,5 \cdot k_3^2 + 1,492 \cdot \bar{T}_{CT1}^2 - 0,4314 \cdot k_3 \bar{T}_{CT1}) / 1000,$$

$$(1 - \beta^2) = \left(\frac{p}{p_o} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad S = 2,06538 \frac{(J_{O3} - J_{CT1}) \mu_{O3}^{0,15}}{(R_{O3} T_{O3})^{0,425} (1 + \bar{T}_{CT1})^{0,595} (3 + \bar{T}_{CT1})^{0,15}},$$

$$\bar{D} = \frac{D}{d_{кр}}, \quad \bar{T}_{CT1} = \frac{T_{CT1}}{T_{O3}}.$$

Наружный конвективный поток выражается следующим уравнением:

$$\dot{q}_{K2} = h(T_2 - T_\infty).$$

В данном расчёте предполагается использовать коэффициент теплоотдачи $h=25 \text{ Вт/м}^2\text{К}$, характерный для турбулентной естественной конвекции.

Лучистый тепловой поток

Лучистым тепловым потоком является передача энергии, переносимой электромагнитным излучением. По закону Стефана-Больцмана мощность излучения прямо пропорциональна четвёртой степени температуры тела. При применении топлив ВПВ-керосин, благодаря низкой температуре продуктов сгорания и невысокому давлению в камере, лучистый поток будет относительно небольшим в сравнении с другими ракетными двигателями.

Лучистый тепловой поток внутри камеры сгорания определяется выражением

$$\dot{q}_{Л1} = \phi_3 \varepsilon_{CT,эф} \varepsilon_\Gamma C_o \left(\left(\frac{T_\Gamma}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{CT1}}{100} \right)^4 \right),$$

где

$$\phi_3 = 0,6 \div 1,0,$$

$$\varepsilon_{CT,эф} = \frac{\varepsilon_{CT} + 1}{2} = 0,9,$$

$$\varepsilon_\Gamma = \varepsilon_{CO2} + \varepsilon_{H2O} - \varepsilon_{CO2} \varepsilon_{H2O} = 0,1324,$$

$$C_o = 5,67 \text{ Вт/м}^2\text{К}^4,$$

$$T_\Gamma = T_{оя} \left(\frac{P}{P_o} \right)^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}}.$$

В этом уравнении T_Γ – статическая температура в ядре, а не температура торможения. Большое количество продуктов сгорания находится в ядре, и их температура будет уменьшаться при адиабатическом расширении.

В данном моделировании применяется коэффициент $\phi_3 = 0,6 \div 1,0$ ($\phi_3 = 1,0$ при отсутствии завесы охлаждения и $\phi_3 = 0,6$ – при наличии завесы охлажде-

ния - 20% \dot{m}_Σ) и коэффициент $\varepsilon_{CT} = 0,8$ (рекомендуется для стенок камеры сгорания, несколько загрязнённых сажей), ε_{CO2} и ε_{H2O} рассчитаны для ВПВ-керосина [2].

Лучистый поток от наружной стенки в окружающую среду можно выразить следующим соотношением:

$$\dot{q}_{Л2} = \varepsilon_{CT} C_o \left(\left(\frac{T_{CT2}}{100} \right)^4 - \left(\frac{300}{100} \right)^4 \right).$$

Здесь степень черноты наружной стенки $\varepsilon_{CT} = 0,75$ (для конструкции из хромоникелевой стали).

Теплопроводность и теплоёмкость в стенке камеры сгорания

В исследуемом двигателе теплопередача обусловлена теплопроводностью, выражающейся произведением коэффициента теплопроводности, геометрического параметра в цилиндрических координатах и разности температур:

$$\dot{q}_T = \lambda \frac{d\theta dx}{\ln \left(\frac{r_2}{r_1} \right)} (T_{CT1} - T_{CT2}).$$

При теплопередаче температура твёрдого тела может увеличиваться или уменьшаться в соответствии с его теплоёмкостью:

$$dU = C dm dT = C \rho \frac{1}{2} (r_2^2 - r_1^2) d\theta dx dT.$$

Выбор охлаждающей жидкости

Для ракетных двигателей выбор компонента для завесы определяет тепловое состояние камеры сгорания.

В большинстве случаев ЖРД, особенно когда используют топливо керосин и жидкий кислород, для охлаждающей жидкости в завесе применяют горючее, при этом учитывают:

– что для обеспечения максимального удельного импульса двигатель уже работает при $a < 1$;

– керосин является высококипящим горючим, значит, он испаряется медленнее, чем жидкий кислород по внутренней поверхности камеры сгорания;

– керосин не испаряется в магистралах или в канале даже при малом расходе;

– небольшой дополнительный расход керосина сильно влияет на соотношение компонентов, значит, резко уменьшается температура продуктов сгорания.

В двигателе, который является предметом рассмотрения, можно применить в качестве компонента завесы либо керосин, либо перекись водорода:

– для обеспечения максимального удельного импульса двигатель, использующий ВПВ-керосин, работает на стехиометрическом соотношении компонентов;

– керосин и перекись водорода являются высококипящими компонентами.

Хотя в таком двигателе избыток горючего влияет на температуру продуктов сгорания, но выбор окислителя в качестве охлаждающего компонента в завесе обоснован следующим:

– при избытке перекиси водорода не образуется углеводородная сажа в продуктах сгорания;

– несгораемая перекись водорода, выпускаемая из сопла, испаряется, и её легко очистить просто добавлением воды, вследствие чего её концентрация сразу уменьшается.

В результате анализа теплового состояния будет определена эффективность охлаждения камеры сгорания каждым компонентом.

Длина участка испарения завесы

В разработанном двигателе внутреннее охлаждение стенки организовано путём создания завесы горючим или окислителем, в связи с этим необходимо вычислять длину, на которой завеса остаётся в жидком состоянии. Длину участка

испарения завесы можно определить [2, 3], как:

$$l_{жс} = \eta \frac{\dot{m}_3}{\pi D} \left[\frac{c_{жс} (T_S - T_H)}{\alpha_{жс} (T_{ОЯ} - T_{ср})} + \frac{Q_S}{\alpha_{жс} (T_{ОЯ} - T_S)} \right],$$

где

$$Re_3 = \frac{\dot{m}_3}{\pi D \mu_{жс}}, \quad T_{ср} = \frac{T_S + T_H}{2}, \quad \alpha_{жс} = \frac{q_{к0}}{T_{ОЯ} - T_{ср}};$$

η – коэффициент разбрызгивания завесы в функции числа Рейнольдса ($\eta = f(Re_3) = 0,5 \div 0,9$); \dot{m}_3 – расход на завесу; $c_{жс}$ – теплоёмкость жидкости при температуре $T_{ср}$; T_H и T_S – начальная температура жидкости и температура кипения или разложения при данном давлении в камере сгорания, соответственно; $\alpha_{жс}$ – коэффициент теплопередачи.

При применении ВПВ в качестве завесного компонента, когда расход на завесу – более 10 % от суммарного расхода через основные форсунки, внутренняя поверхность камеры сгорания полностью покрывается плёнкой ВПВ в жидком состоянии (≈ 92 мм), а при расходе более 15 % – плёнка ВПВ сохраняется в жидком состоянии до критического сечения (≈ 136 мм).

При использовании керосина в качестве завесного компонента длина жидкостной завесы относительно коротка, так как значение теплоты испарения керосина значительно меньше значения теплоты испарения ВПВ.

Вышеприведённое соотношение используется при допущении, что жидкостная завеса существует в камере сгорания до дозвуковой части сопла. Далее, особенно вблизи критического сечения, резко возрастает конвективный поток (обычно в 5–10 раз больше, чем в цилиндрической части), тогда длина участка жидкостной завесы укорачивается, но такое влияние количественно оценить затруднительно, поэтому в приведённом расчёте этот эффект не учитывается.

Подчеркнём, что по длине жидкостной завесы температура стенки не будет

превышать температуру кипения охлаждающей жидкости. Например, если для завесы охлаждения применяется ВПВ, температура стенки составит 421 К (температура кипения ВПВ).

Турбулентное перемешивание завесы

Турбулентное перемешивание завесы с основным потоком продуктов сгорания, идущим от форсунок, можно характеризовать следующей экспоненциальной функцией, называемой коэффициентом полноты турбулентного перемешивания [2]:

$$\xi = 1 - e^{-Mx^2}.$$

Здесь постоянная M зависит от коэффициента турбулентного обмена K , отражающего интенсивность турбулентности в пристеночном слое, и от отношения между расходом пристеночного слоя и завесы. Тогда

$$M = K \frac{\bar{m}_\Pi}{\bar{m}_3}, \quad K = (0,05 \div 0,20) \times 10^{-2},$$

где \dot{m}_Π – расход в пристеночном слое, \dot{m}_3 – расход на завесу, \dot{m}_K – расход через камеру сгорания, $\bar{m}_\Pi = \dot{m}_\Pi / \dot{m}_K$ – относительный расход в пристеночном слое, $\bar{m}_3 = \dot{m}_3 / \dot{m}_K$ – относительный расход возле стенки.

При определении относительной длины \bar{x} принимается начальная толщина пристеночного слоя H_{CT} , которая для простоты условно считается как среднее по периметру головки расстояние от последнего ряда форсунок до стенки камеры сгорания:

$$\bar{x} = \frac{x}{H_{CT}}.$$

В работе [2] определяются соотношение компонентов по пристеночному слою и соотношение компонентов возле

стенки путём учёта турбулентного перемешивания. Но эти уравнения можно использовать, когда для завесы применяется горючее, поскольку для окислителя начальное соотношение компонентов возле стенки K_{m3}^o будет бесконечным:

$$K_{mn} = K_{mn}^o + (K_m' - K_{mn}^o)\xi,$$

$$K_{m3} = K_{m3}^o - (K_m' - K_{m3}^o)\xi.$$

По этой причине предлагаются следующие выражения, содержащие функцию турбулентного перемешивания, но не зависящие от применения горючего или окислителя для завесы [4]:

$$K_{mn} = \frac{\dot{m}_{on}^o + (\dot{m}_{on}' - \dot{m}_{on}^o)\xi}{\dot{m}_{zn}^o + (\dot{m}_{zn}' - \dot{m}_{zn}^o)\xi},$$

$$K_{m3} = \frac{\dot{m}_{oz}^o + (\dot{m}_{oz}' - \dot{m}_{oz}^o)\xi}{\dot{m}_{z3}^o + (\dot{m}_{z3}' - \dot{m}_{z3}^o)\xi}.$$

Здесь верхний индекс «о» – начальное, «'» – предельное (при полном перемешивании паров завесы с пристеночным слоем), а нижний индекс «о» – окислительное, «г» – горючее, «п» – в пристеночном слое, «з» – в завесе. Результаты расчета изменения соотношения компонентов в камере сгорания возле стенки показаны на рис. 3.

Общие уравнения тепловых потоков камеры сгорания

Тепловое состояние стенки камеры сгорания может выражаться следующими уравнениями:

$$Q_{K1} + Q_{Л1} = Q_T + U,$$

$$Q_T = Q_{K2} + Q_{Л2}.$$

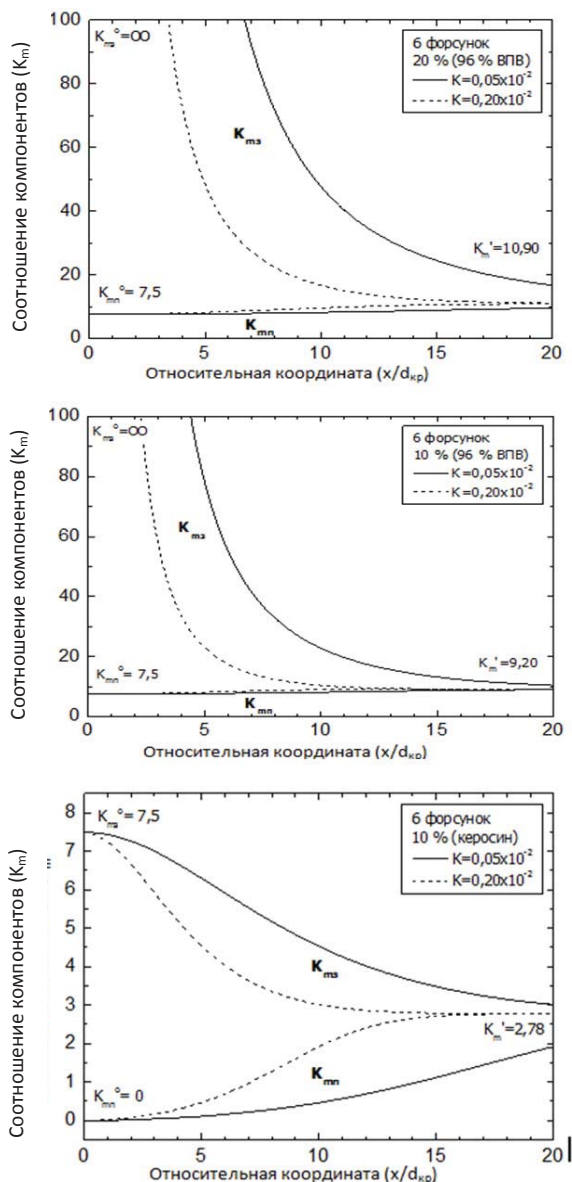


Рис. 3. Изменение соотношения компонентов в камере сгорания возле стенки при различном значении расхода на завесу и компонента на завесу

Тепловые параметры в этих уравнениях выражаются в цилиндрических координатах следующим образом:

$$dQ_{K1} = q_{K1} dA_1 dt = q_{K1} r_{CT1} d\theta dx dt,$$

$$dQ_{Л1} = q_{Л1} dA_1 dt = q_{Л1} r_{CT1} d\theta dx dt,$$

$$dQ_T = \lambda \frac{d\theta dx}{\ln\left(\frac{r_{i+1,j}}{r_{i,j}}\right)} (T_{i,j} - T_{i+1,j}) dt$$

(по радиусу),

$$dQ_T = \lambda \frac{r d\theta dr}{dx} (T_{i,j} - T_{i,j+1}) dt$$

(по длине),

$$dU = C dm dT = C \rho r d\theta dr dx dT,$$

$$dQ_{K2} = q_{K2} dA_2 dt = q_{K2} r_{CT2} d\theta dx dt,$$

$$dQ_{Л2} = q_{Л2} dA_2 dt = q_{Л2} r_{CT2} d\theta dx dt.$$

Внутри стенки камеры сгорания температура изменяется по времени и по координатам. Учитывая теплопроводность и теплоёмкость стенки камеры сгорания, можно записать уравнения теплопередачи в стенке следующим образом:

$$\lambda \frac{d\theta dx}{\ln\left(\frac{r_i}{r_{i-1}}\right)} (T_{i-1,j} - T_{i,j}) dt + \lambda \frac{d\theta dx}{\ln\left(\frac{r_{i+1}}{r_i}\right)} (T_{i+1,j} - T_{i,j}) dt +$$

$$+ \lambda \frac{r_i d\theta dr}{dx} (T_{i,j-1} - T_{i,j}) dt + \lambda \frac{r_i d\theta dr}{dx} (T_{i,j+1} - T_{i,j}) dt =$$

$$= C \rho r_i d\theta dr dx dT_i,$$

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{\left(\lambda \frac{(T_{i-1,j} - T_{i,j})}{\ln\left(\frac{r_i}{r_{i-1}}\right)} + \lambda \frac{(T_{i+1,j} - T_{i,j})}{\ln\left(\frac{r_{i+1}}{r_i}\right)} + \lambda \frac{r_i dr}{dx^2} (T_{i,j-1} - T_{i,j}) + \lambda \frac{r_i dr}{dx^2} (T_{i,j+1} - T_{i,j}) \right)}{C \rho r_i dr}$$

Отсюда получается изменение температуры в стенке по временному шагу:

$$T_{i,t+1} = T_{i,t} + \left(\frac{dT_i}{dt} \right)_t \Delta t$$

Результаты

На рис. 4, 5 и 6 приведены результаты расчётов по определению изменения температур стенки камеры сгорания по времени без учёта и с учётом внутреннего охлаждения перекисью водорода и керосином. При расчёте коэффициент турбулентного перемешивания завесы – $K = 0,125 \times 10^{-2}$, а толщина стенки камеры сгорания – 3 мм.

При отсутствии завесного охлаждения наблюдается максимальный рост температуры стенки. В исследуемом двигателе температура в критическом сечении после 3.6 с. превысит 2000 К. Путём увеличения толщины стенки можно добиться снижения скорости роста её температуры. Для обеспечения длительной работоспособности такой стенки требуется активное охлаждение.

По результатам расчётов можно судить о росте температуры стенки в критическом сечении сопла: в отсутствие завесы – до 2560 К, в присутствии 5% завесы из ВПВ – до 2200 К, 10% завесы – до 1430 К, 15% завесы – до 1190 К. Однако такого расхода на завесу оказывается недостаточно, поскольку допустимая температура 12X18Н10Т для работы в течение длительного периода времени составляет приблизительно 900 °С (1200 К). В соответствии с расчётами, а также ввиду малых габаритов камеры сгорания, при 20% расходе на завесу её внутренняя поверхность вблизи критического сечения полностью покрывается жидкостной плёнкой, обеспечивая эффективное охлаждение. При этом температура стенки, покрытой жидкостной завесой, будет находиться на уровне температуры кипения охлаждающей жидкости.

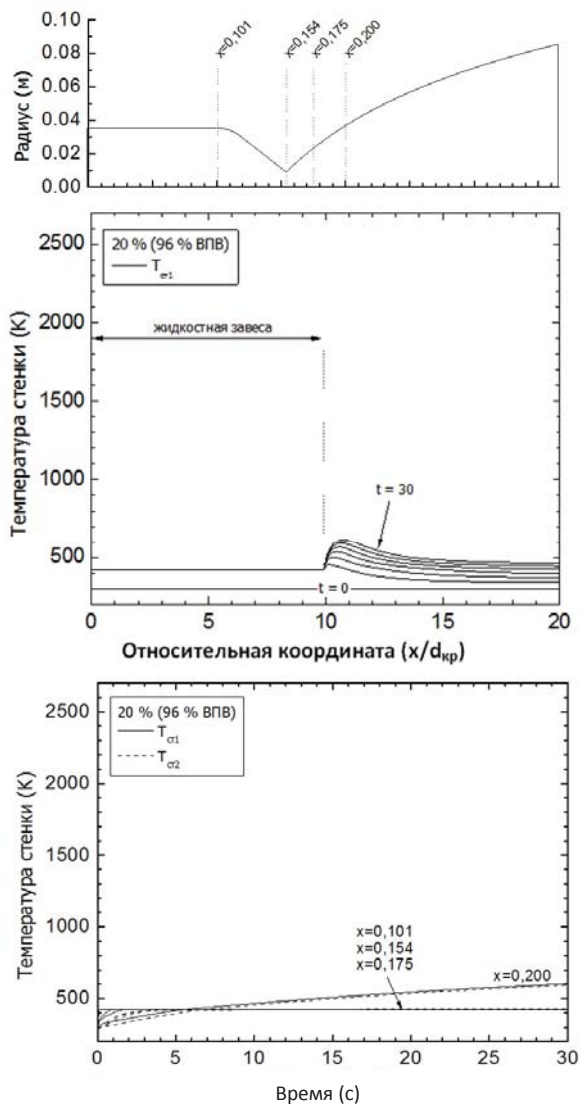


Рис. 4. Изменение температур стенки по времени при завесном охлаждении ВПВ 20% от суммарного расхода

В соответствии с рис. 7, на котором показаны распределения температур по времени внутри стенки в критическом сечении, можно сделать следующий вывод: вначале разница температур внешней и внутренней стенок наибольшая, затем наблюдается её снижение, обусловленное нагревом стенки от наибольшего теплового потока, пропускаемого через стенку вначале.

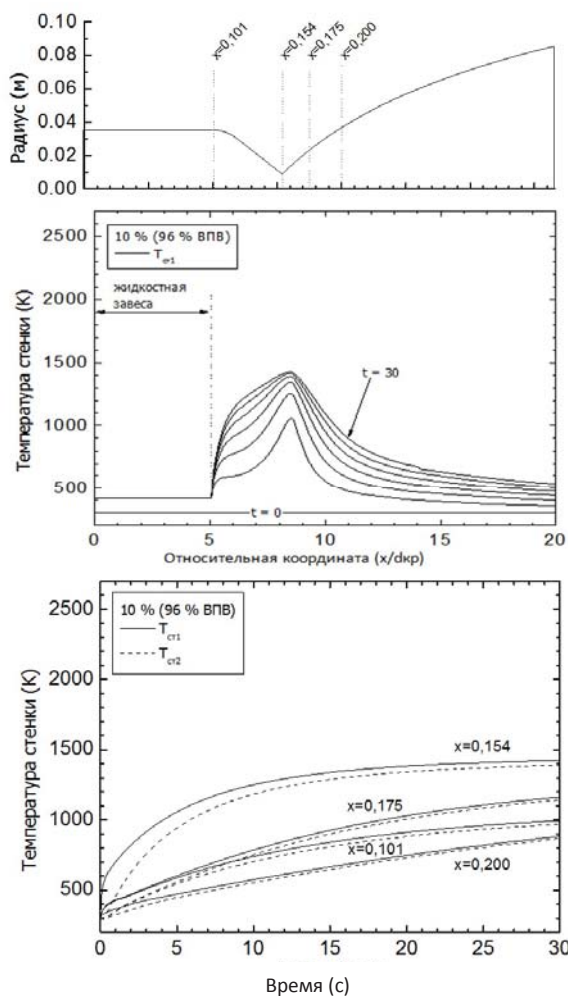


Рис. 5. Изменение температур стенки по времени при завесном охлаждении ВПВ 10% от суммарного расхода

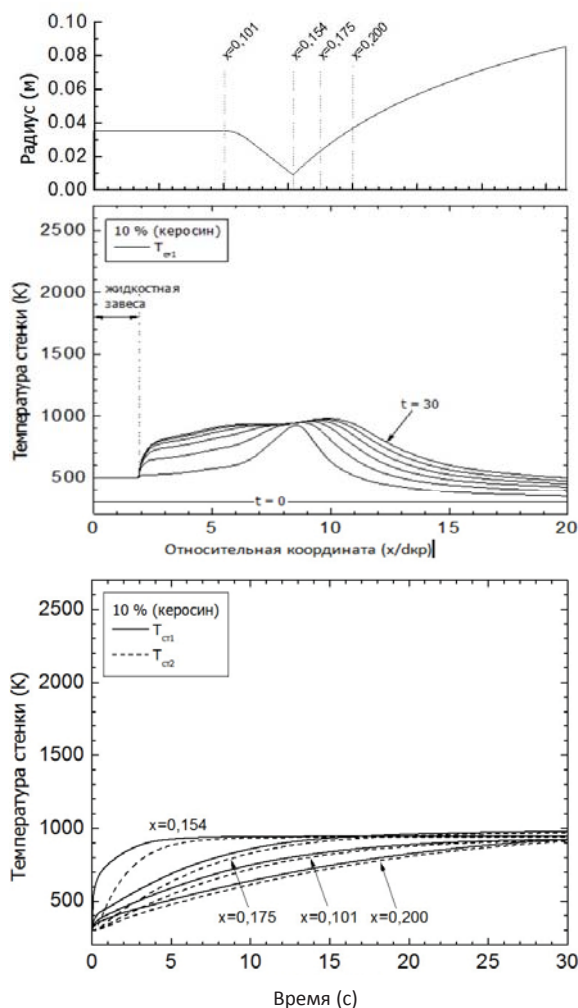


Рис. 6. Изменение температур стенки по времени при завесном охлаждении керосина 10% от суммарного расхода

Заключение

В данной статье проведено теоретическое исследование нестационарного теплового состояния ЖРД тягой 500Н с топливом ВПВ-керосин с учётом завесного охлаждения. Рассмотрено применение перекиси водорода и керосина в качестве компонентов завесы.

При применении керосина, из-за избытка горючего в пристеночном слое, в продуктах сгорания образуется сажа. Сажа также остаётся и на стенках камеры, что влияет на процесс теплообмена.

При использовании перекиси водорода в качестве завесы проблема образования сажи отсутствует. Остатки перекиси водорода, выходящие из сопла, испаряются, и при испытаниях на стенде легко нейтрализуется добавлением воды.

В ходе исследования установлено, что долговременная работоспособность обеспечивается при организации следующих видов завесы: ВПВ (концентрация 96%) с 20% расходом от общего расхода ВПВ или керосином с 10% от общего расхода керосина.

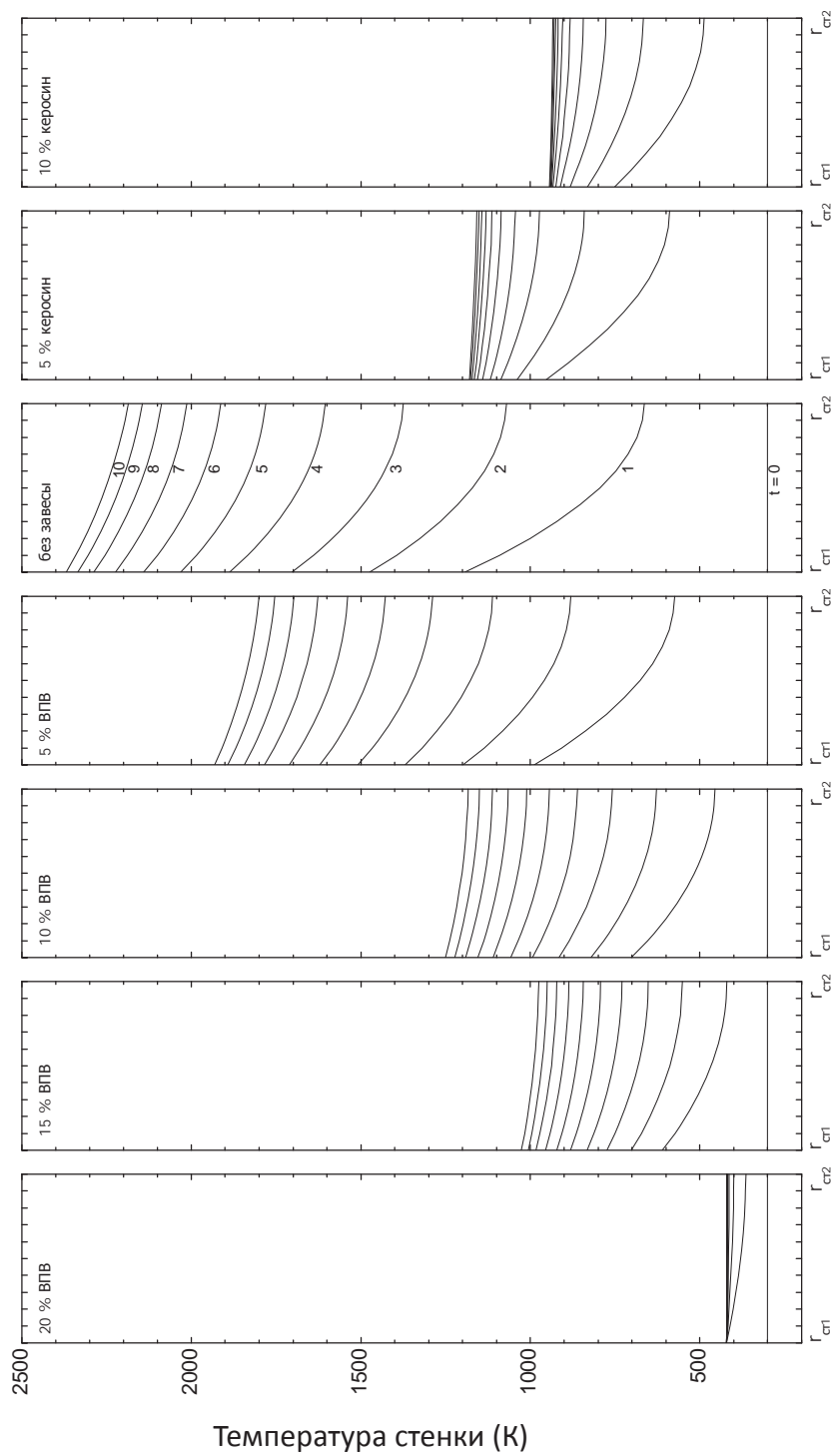


Рис. 7. Изменение температур внутри стенки в критическом сечении (0÷10 с)

Библиографический список

1. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на перекиси водорода и керосине // Вестн. СибГАУ им. М.Ф.Решетнева. 2011. №4 (37). С. 121-126.

2. Основы теории и расчета ЖРД / Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. М.: Высшая школа, 1993.

3. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2005.

4. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги. М.: МАИ, 2003.

Информация об авторах

Воробьев Алексей Геннадиевич, кандидат технических наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: formula1_av@mail.ru. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Боровик Игорь Николаевич, кандидат технических наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет).

E-mail: borra2000@mail.ru. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Ха Сон-уп, старший инженер-исследователь, исследовательская группа современных ракетных двигателей, Корейский институт аэрокосмических исследований, Республика Корея. E-mail: mars_hadius@hotmail.com. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

ANALYSIS OF NONSTATIONARY THERMAL STATE OF LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINE WITH HIGH-CONCENTRATION HYDROGEN PEROXIDE AND KEROSENE PROPELLANT WITH FILM COOLING.

© 2014 A. G. Vorobiev¹, I. N. Borovik¹, Song-Up Ha²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

²KARI – Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, South Korea

The paper presents an analysis of the nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine with HTHP (high-test hydrogen peroxide) and kerosene propellant with film cooling. A mathematical model was developed with internal convective and radiant heat fluxes. The model takes into account the heat flux pass through the wall. The results of the calculations show that in order to provide long working life of the combustion chamber wall it is necessary to use either 96% of HPK at the level of 20% of HTHP or 20% of kerosene needed for film cooling.

Low-thrust liquid rocket engine, nonstationary thermal state, film cooling, kerosene, hydrogen peroxide.

References

1. Vorobiev A.G., Borovik I.N., Ha S. Developing LRE of low thrust using propellants: strong hydrogen peroxide with kerosene // Vestnik SibGAU im. M.F. Reshetneva. 2011, No. 4 (37). P. 121-126. (In Russ.)

2. Vasiliev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obelnitsky A.M., Poljaev V.M., Polujan B.Ja. Osnovy teorii i rascheta ZhRD [Foundations of liquid-propellant engine design theory]. Moscow: Vysshaja Shkola Publ., 1993.

3. Dobrovolsky M.V. Zhidkostnye raketnye dvigateli [Liquid-propellant en-

gines]. Moscow: MGTU imeni N.Je. Bauman Publ., 2005.

4. Kozlov A.A., Abashev V.M. Raschet i proektirovanie zhidkostnogo raketnogo dvigatelja maloj tjagi [Calculation and design of a low-thrust liquid-propellant engine]. Moscow: MAI Publ., 2003.

About the authors

Vorobiev Alexey Gennadyevich, Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Candidate of Science (Engineering). E-mail: formula1_av@mail.ru. Area of research: liquid rocket engines.

Borovik Igor Nikolayevich, Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Candidate of

Science (Engineering). E-mail: bor-ra2000@mail.ru. Area of research: liquid rocket engines.

Song-Up Ha, Senior Research Engineer, Advanced Rocket Research Team, KARI - Korea Aerospace Research Institute. E-mail: mars_hadius@hotmail.com. Area of research: liquid rocket engines.