

УДК 621.454.2

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

Для цитирования: Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

For citation: Belayev E. N., Vorobyev A. G. [Influence of filling processes for mixing head of gas generators on dynamics of liquid rocket engine without starter device]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 469–481 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

ВЛИЯНИЕ ПРОЦЕССОВ ЗАПОЛНЕНИЯ СМЕСИТЕЛЬНЫХ ГОЛОВОК ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ НА ДИНАМИКУ БЕССТАРТЕРНОГО ЗАПУСКА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е. Н. Беляев, А. Г. Воробьев*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

*E-mail: formula1_av@mail.ru

Одной из сложных задач при разработке жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является обеспечение его надёжного и стабильного запуска. В этот период работы двигателя в процессе его отработки наиболее часто возникают аномальные и аварийные ситуации. Чаще всего это связано с большим разбросом массового расхода компонентов топлива, поступающих в газогенератор и камеру сгорания. На моменты поступления и величины расходов существенное влияние оказывают процессы заполнения свободных объемов смесительных головок газогенератора и камеры сгорания. От соотношения компонентов, поступающих в них, зависит развитие рабочих процессов и, в частности, температура генераторного газа. От величины температуры зависит работоспособность соплового аппарата и лопаток турбины. Очень важно в процессе запуска двигателя не допускать больших температурных всплесков в газогенераторе, особенно для двигателей с окислительной схемой газогенерации, так как в окислительной среде возгорание элементов газового тракта возможно при относительно невысоких температурах газа.

Рассматривается вопрос заполнения смесительных головок газогенератора и влияние этого процесса на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя. Проводится анализ конструкций газогенераторов и их смесительных головок, рассмотрены особенности организации рабочего процесса в полостях газогенератора.

Для теоретического анализа поставленной задачи используется нелинейная математическая модель ЖРД. С её помощью проведено исследование запуска ЖРД с учетом и без учета вдува газа в смесительную головку газогенератора. Вдув газа – это один из способов дозирования расхода компонента топлива, существенно улучшающий распыл компонента, поступающего в зону горения. При рассмотрении процесса запуска газогенератора без вдува газа исследуются различные формы функций истечения горючего из смесительной головки. Показано, что форма функции истечения существенно влияет на наличие и амплитуду температурного всплеска в газогенераторе.

Для того чтобы результаты математического моделирования запуска ЖРД были адекватны натурным испытаниям двигателей, необходимо проведение специальных экспериментов по заполнению смесительных головок как на высококипящих, так и на низкокипящих компонентах топлива.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, газожидкостные емкости, камера сгорания, газогенератор, смесительная головка, математическое моделирование ЖРД.

INFLUENCE OF FILLING PROCESSES FOR MIXING HEAD OF GAS GENERATORS ON DYNAMICS OF LIQUID ROCKET ENGINE WITHOUT STARTER DEVICE

E. N. Belayev, A. G. Vorobyev*

Moscow Aviation Institute (National research university)
Volokolamskoe sh., 4, A-80, Moscow, 125993, Russian Federation

*E-mail: formula1_av@mail.ru

One of the most difficult tasks in the development of a liquid rocket engine is to ensure its reliable and stable ignition. During this period of engine operation, in the process of its development, abnormal and emergency situations very often appear. It typically happens due to a large range of the mass flow of components entering the gas generator and combustion chamber. For these moments of entering and the mass flow value, the processes of filling of free volumes

and mixing heads of the gas generator and the combustion chamber have a significant effect. The mix ratio of the components coming into them depends on the evolution of the working processes and, in particular, the temperature of the generator gas. Its efficiency depends on the working opportunity of the nozzle apparatus and turbine blades. It is very important, in the process of starting the engine, not to allow large temperature to spike in the gas generator, especially for engines with an oxidative scheme of gas generation, as in an oxidizing environment, the ignition of elements of the gas path is possible at relatively low gas temperatures.

The article shows the problem of filling the mixing heads of the gas generator and the effect of this process on the dynamics of the launch of a liquid rocket engine which does not use special starter devices. The analysis of the designs of gas generators and their mixing heads is carried out; the features of the organization of the working process in the volumes of the gas generator are considered.

For a theoretical analysis of the problem a nonlinear mathematical model of a liquid rocket engine is used. With its help, the study of the launch of a liquid rocket engine with and without taking into account the injection of gas into the mixing head of the gas generator was made. The injection of gas is one of the methods for metering the mass flow of the fuel component, which essentially enhances the spray of the component entering the combustion zone. When examining the start-up process of a gas generator without injection of gas, various forms of the functions of the outflow of fuel from the mixing head have been studied. It is shown that the shape of the functions of the outflow has a significant effect on the presence and amplitude of the temperature burst in the gas generator.

In order for the results of mathematical simulation of the launch of a liquid rocket engine to be adequate for full-scale testing of engines, it is necessary to conduct special experiments to fill the mixing heads on normal-boiling and cryogenic components of the fuel.

Keywords: liquid rocket engine, gas-liquid volumes, combustor chamber, gas generator, mixing head, mathematical modeling of LRE.

Введение. Динамические математические модели ЖРД применяются для теоретического исследования запуска, останова и регулирования ЖРД в процессе разработки, испытаний и эксплуатации двигателя [1–4]. При математическом моделировании ЖРД одной из проблем является описание процессов заполнения газожидкостных объемов в двигателе. Под газожидкостными емкостями понимают объемы в узлах и агрегатах двигателя, в которых одновременно может находиться жидкая и газовая фаза.

В общем случае все газожидкостные емкости условно можно разделить на емкости с отсеченным газовым объемом (топливные баки, ресиверы, демпферы и пр.), с вытесняемым газовым или жидкостным объемом (гидравлические магистрали, тракты охлаждения камер сгорания (КС) и газогенераторов (ГГ) и пр.) и емкости с двухфазной газожидкостной средой (смесительные головки (СГ) КС и ГГ в периоды их заполнения при запуске и опорожнении при останове двигателя).

Среди емкостей с двухфазной газожидкостной средой наибольшие трудности возникают с описанием процессов заполнения смесительных головок КС и ГГ [5; 6] при запуске ЖРД. Это связано с тем, что в процессе запуска ЖРД компонент топлива, поступающий в СГ, разделяется на два потока, один из которых идет на заполнение СГ, а другой – истекает из СГ, в том числе и под действием скоростного напора. Кроме того, в случае использования низкокипящих компонентов топлива существенное влияние на процесс заполнения оказывают процессы нестационарного теплообмена.

Особенно важно достоверно описать процессы заполнения и одновременного истечения части компонента топлива из смесительных головок в случае применения бесстартерной схемы запуска двигателей, когда запуск ЖРД осуществляется без применения специальных пусковых турбин или пороховых (пнев-

мо и т. п.) стартеров [7; 8; 10]. При бесстартерном запуске избыточная мощность на турбине создается соответствующей организацией рабочих процессов в газогенераторе и камере сгорания с помощью расходов компонентов топлива, реализующихся под действием перепада давления от входа в двигатель до соответствующего огневого агрегата.

Особенности конструкций смесительных головок газогенераторов. В ЖРД в основном используют два типа подвода компонента топлива к смесительным головкам – центральный и боковой (рис. 1). Например, в ЖРД РД-120 и РД-170 боковой подвод горючего к смесительной головке (направление потока компонента топлива в смесительной головке от периферии к центру) реализован в КС. А в ГГ этих двигателей боковой подвод к смесительной головке имеет окислитель, а центральный – горючее.

При окислительной схеме газогенерации центральный подвод компонента топлива в газогенератор имеет горючее, а боковой – окислитель. При восстановительной схеме газогенерации, наоборот, в смесительные головки газогенераторов через центральный подвод подается компонент топлива (окислитель), отвечающий за температурные режимы работы газогенератора, а через боковой – компонент (горючее), отвечающий за массу газа в нем и, соответственно, за расход газа. Общий принцип – избыточный компонент подается через боковой вход. Такие схемы подвода компонентов топлива к смесительным головкам позволяют обеспечить необходимую расходонапряженность, прочностные свойства конструкции газогенераторов, их компактность.

В разработке ГГ можно выделить два принципиально отличных направления: многозонные системы (рис. 2) и однозонные системы (рис. 3, 4) [9]. Для многозонных систем характерно наличие поясов (пояса) дополнительного ввода части избыточного компонента топлива.

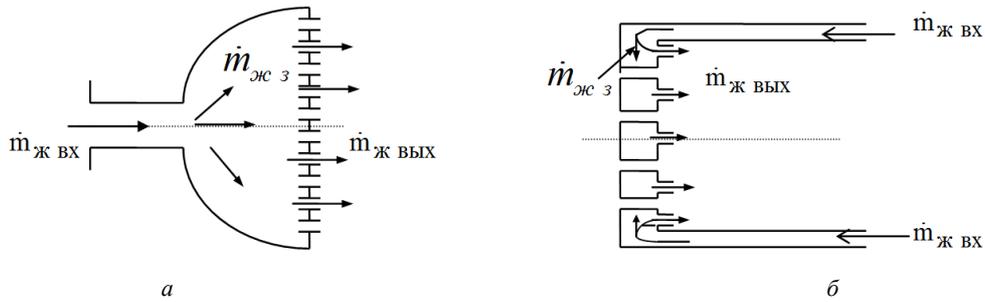
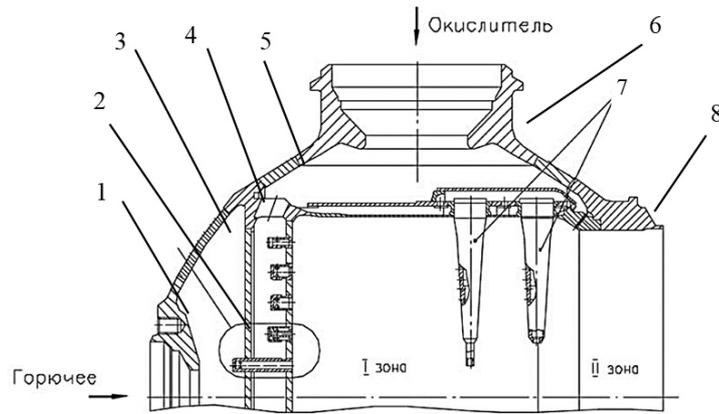
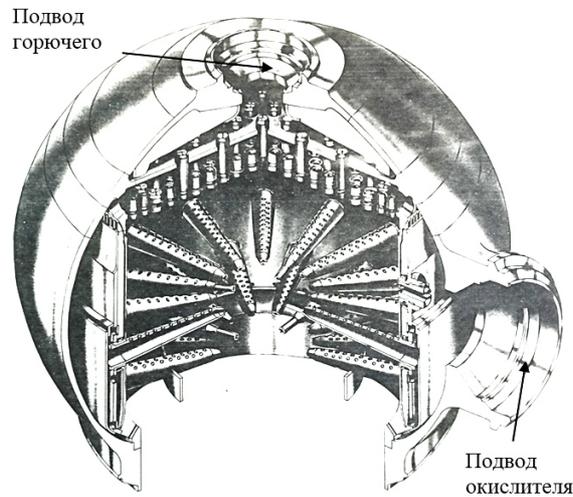


Рис. 1. Смесительные головки с центральным (а) и боковым (б) подводом компонента топлива

Fig. 1. Mixing head with central (a) and side (b) entrance of component



a



б

Рис. 2. Схема (а) и рисунок (б) конструкции окислительного двухзонного газогенератора с центральной подачей горючего (РД-253) (АТ + НДМГ, $K_{m \Gamma T} = 21,5$,

$$T_{\Gamma T} = 780 \text{ К}, p_{\Gamma T} = 230 \text{ атм):}$$

1 – фланец; 2 – форсуночный элемент; 3 – внутреннее днище; 4 – смесительная головка; 5 – рубашка; 6 – боковой фланец; 7 – распылитель; 8 – корпус; I – зона предварительного зажигания; II – зона балластировки

Fig. 2. Scheme (a) and design (b) of construction of oxidizer double-zone gasgenerator with central fuel entrance (РД-253) (АТ + UDMH, $K_{m \text{GG}} = 21,5$, $T_{\text{GG}} = 780 \text{ К}$, $p_{\text{GG}} = 230 \text{ атм}$):

1 – flange; 2 – jets element; 3 – entire bottom; 4 – mixing head; 5 – jacket; 6 – side flange; 7 – spray device; 8 – body; I – zone of preliminary mixing; II – ballasting zone

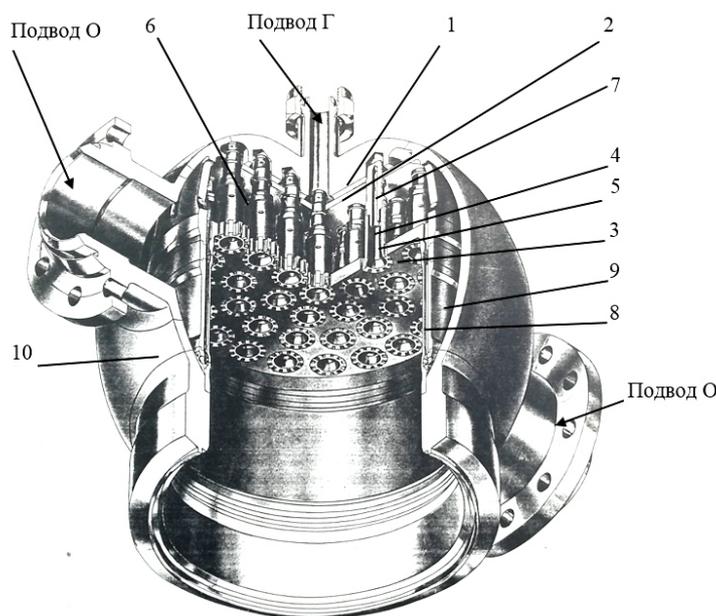


Рис. 3. Конструкция окислительного однозонного газогенератора с центральной распределенной подачей горючего (РД-120) ($O_2 + \text{кер}$, $K_{m \text{ ГГ}} = 53,8$, $T_{\text{ГГ}} = 735 \text{ К}$,

$$p_{\text{ГГ}} = 314 \text{ атм):}$$

1 – наружное днище; 2 – среднее днище; 3 – внутреннее днище; 4 – форкамера;
5 – втулка форсунки; 6 – смесительная головка; 7 – форсунка; 8 – внутренняя стенка ГГ;
9 – наружная стенка ГГ; 10 – сферическая оболочка [12]

Fig. 3. Design of oxidizer one-zone gasgenerator with central entrance of fuel (РД-120) ($O_2 + \text{RP1}$, $K_{m \text{ GG}} = 53,8$, $T_{\text{GG}} = 735 \text{ K}$, $p_{\text{GG}} = 314 \text{ atm}$):

1 – outer bottom; 2 – middle bottom; 3 – inner bottom; 4 – prechamber;
5 – injector bushing;
6 – mixing head; 7 – injector; 8 – internal wall of GG; 9 – external wall of GG;
10 – spherical body [12]

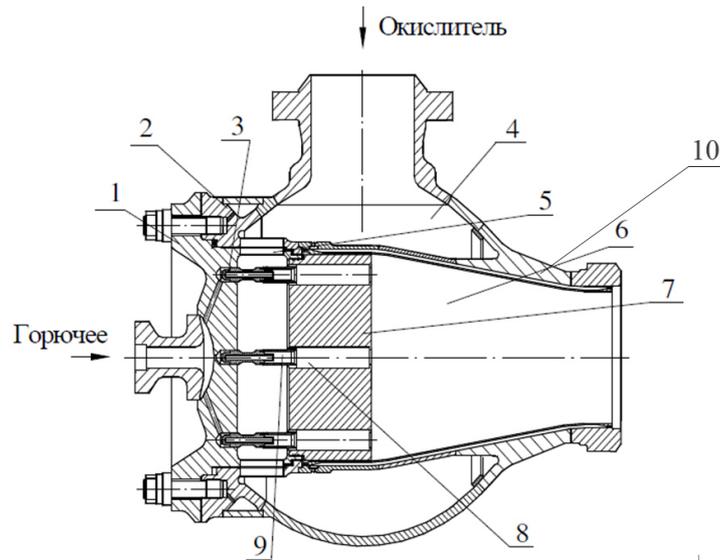
В однозонных конструкциях полный расход компонентов поступает в реакционный объем только через смесительную головку.

Для первого в мире двигателя (РД-253), выполненного по замкнутой схеме на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТ + НДМГ, был создан сферический двухзонный газогенератор с распылительным поясом разбавления (рис. 2). В газогенераторе успешно была решена проблема обеспечения динамической прочности распылительных элементов, газогенераторы такой конструкции успешно эксплуатируются и в настоящее время в составе РН «Протон-М» [6].

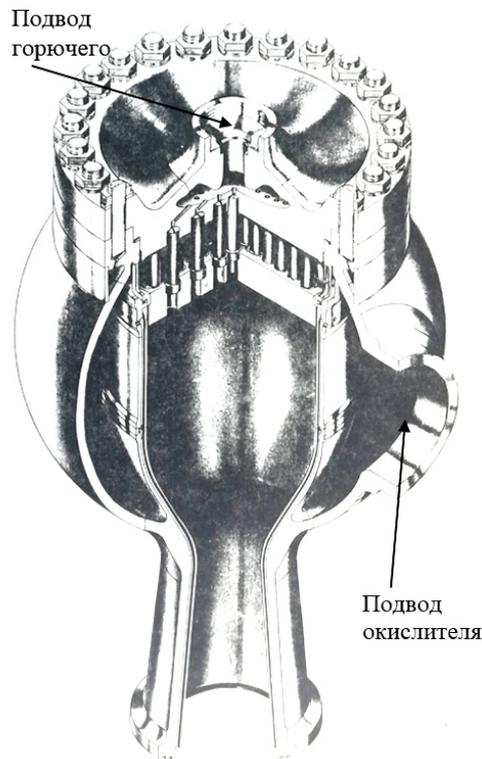
В двигателе РД-120 [11], работающем на компонентах «жидкий кислород – керосин», используется однозонный газогенератор (рис. 3). Окислитель подается по двум патрубкам в полость между сферической оболочкой и внутренней стенкой ГГ, а горючее – через центральный подвод в полость, образованную наружным и средним днищами. Смесительная головка представляет собой паяную конструкцию, состоящую из наружного, среднего и внутреннего днища 37 двухкомпонентных форсунок. Каждая из форсунок состоит из корпуса и втулки: корпус обеспечивает подачу горючего, а втулка – подвод окислителя во внутреннюю полость форсунки – форкамеру, где и осуществляется горение. Кроме этого, на втулке имеются межреберные каналы для создания каскада по-

дачи окислителя в огневое пространство газогенератора с целью баллаستировки продуктов сгорания [12]. Защита втулки от перегрева осуществляется за счет протекания жидкого кислорода в пространстве между днищами.

Для ЖРД РД-170 был разработан однозонный окислительный газогенератор (рис. 4). Смесительная головка 1 оснащена двухкомпонентными и двухкаскадными по окислителю форсунками 3, конструкция которых выполнена с зоной горения 9 и зоной балластировки 8 газа внутри форсунок. Фактически каждая форсунка образует вместе с каналом толстостенного огневого днища 7, в котором она расположена, индивидуальный двухзонный газогенератор. В результате обеспечивается равномерность температурного поля по поперечному сечению общего газового потока, формируемого такими форсунками, при высокой расходонапряженности. Горючее подается в форсунки 3 через калиброванные каналы по тангенциальным отверстиям. Основная часть окислителя из кольцевой полости 4 поступает в полость смесительной головки, а его небольшая часть идет в цилиндрическую полость охлаждения 10 ГГ и в дальнейшем смешивается с основным потоком в конце зоны газогенерации. Такая конструкция газогенератора обеспечивает изменение температуры окислительного газа в широком диапазоне от 190 до 600 °С, что позволяет регулировать тягу двигателя от 40 до 105 % номинала [13].



a



б

Рис. 4. Схема (а) и рисунок (б) конструкции окислительного однозонного газогенератора с центральной распределенной подачей горючего (РД-170) ($O_2 + кер.$, $K_{m\Gamma\Gamma} = 54,1$,

$$T_{\Gamma\Gamma} = 809 \text{ К}, p_{\Gamma\Gamma} = 527 \text{ атм):}$$

1 – смешивательная головка; 2 – корпус; 3 – двухкомпонентные форсунки; 4 – коллектор окислителя; 5 – отверстия перепуска; 6 – камера газогенератора; 7 – утолщенное огневое днище; 8 – зона балластирования; 9 – зона горения; 10 – полость охлаждения [12]

Fig. 4. Scheme (a) and design (b) of construction of oxidizer one-zone gasgenerator with central entrance of fuel (РД-170) ($O_2 + RP1$, $K_{m\text{GG}} = 54,1$, $T_{\text{GG}} = 809 \text{ К}$, $p_{\text{GG}} = 527 \text{ атм}$):

1 – mixing head; 2 – body; 3 – two-propellant jets; 4 – oxidant collector; 5 – bypass holes; 6 – chamber of gas generator; 7 – thickened fire bottom; 8 – ballasting zone; 9 – combustion zone; 10 – cooling volume [12]

Развитие конструкций газогенераторов идет в следующих основных направлениях [1]:

- обеспечение устойчивости рабочего процесса на всех режимах работы, включая режимы глубокого дросселирования с широкими диапазонами рабочего процесса по температуре продуктов сгорания, по давлению, суммарному расходу, перепаду давления на форсунках;

- переход от полостных к направленным ГГ (от двухзонных к однозонным конструкциям): локализация процессов горения в малых, не связанных между собой каналах – форкамерах, с последующим разбавлением продуктов горения вторичным окислителем во внутренней части смесительной головки для купирования колебательных процессов;

- обеспечение высокой степени совершенства рабочего процесса и приемлемого уровня равномерности температурного поля на выходе из ГГ;

- разработка высокорасходных кислород-керосиновых окислительных ГГ с высоким давлением для схем с дожиганием газа;

- организация распределенного смесеобразования путем чередования форсунок с разными характеристиками по площади смесительной головки.

Заполнение смесительных головок без вдува газа при запуске ЖРД. При математическом моделировании запуска ЖРД на высококипящих компонентах топлива описание процессов заполнения СГ осуществляется с помощью использования специальных функций истечения [1; 3]. Эти функции разделяют входной поток $\dot{m}_{ж\text{ вх}}$ компонента топлива на два потока. Один из них (см. рис. 1) идет на заполнение полости СГ ($\dot{m}_{ж\text{ з}}$), а второй – истекает из этой полости ($\dot{m}_{ж\text{ вых}}$). От достоверности описания этого процесса

(соответственно вида функции истечения) во многом зависит точность моделирования запуска двигателей. Следует особо подчеркнуть важность установления вида этой функции для смесительных головок ГГ с центральным подводом, через который подается недостающий до стехиометрического соотношения компонент топлива. При окислительной схеме газогенерации это – горючее, при восстановительной – окислитель. От характера их поступления и величины расхода этого компонента топлива (недостающего до стехиометрического соотношения) во многом зависят скорости развития процессов горения и поведение температуры газогенераторного газа.

При запуске ЖРД особенно важно не допустить появления в ГГ больших температурных всплесков (особенно при окислительной схеме газогенерации), которые могут привести к повреждению соплового аппарата или лопаток турбины. На величину температурных всплесков при запуске ЖРД существенное влияние оказывает в том числе и разброс расхода недостающего до стехиометрического соотношения компонента топлива, который, в свою очередь, связан с отклонениями давления на входе в двигатель от его номинального значения.

На рис. 5 приведена пневмогидравлическая схема модельного двигателя, для которого разработана математическая модель с целью исследования его бесстартерного запуска. Двигатель работает по замкнутому циклу, с боковым поводом расхода окислителя и центральным подводом горючего к газогенератору, с регенеративным охлаждением КС горючим. Пневмогидравлическая схема модельного двигателя аналогична схеме ЖРД РД-120.

Математическая модель двигателя представляет собой детерминированное описание нелинейными дифференциальными и алгебраическими уравнениями различных физических процессов, происходящих в двигателе в процессе его бесстартерного запуска [14; 15].

Точное теоретическое решение задачи заполнения с одновременным частичным истечением компонента топлива из смесительных головок весьма затруднено. На практике при математическом моделировании таких процессов используют результаты специальных проливок смесительных головок, по результатам которых получают функцию истечения вида $\dot{m}_{ж\text{ вых}} = f(\bar{V}_{ж}) \cdot \dot{m}_{ж\text{ вх}}$. Эта функция устанавливает зависимость расхода компонента топлива на выходе из смесительной головки $\dot{m}_{ж\text{ вых}}$ от относительной величины её заполненного объема $\bar{V}_{ж} = V_{ж} / V_{сг}^*$ и расхода компонента на входе в смесительную головку $\dot{m}_{ж\text{ вх}}$. Здесь $V_{ж}$ – объем жидкого компонента в смесительной головке, $V_{сг}^*$ – полный объем СГ. Очевидно, что $0 \leq \bar{V}_{ж} \leq 1$.

Используя эту функцию, уравнение заполнения предфорсуночной полости смесительной головки можно записать как

$$\frac{d\bar{V}_{ж}}{dt} = \frac{1}{\rho_{ж} V_{сг}^*} (\dot{m}_{ж\text{ вх}} - \dot{m}_{ж\text{ вых}}). \quad (1)$$

Функция истечения $\bar{m} = \dot{m}_{ж\text{ вых}} / \dot{m}_{ж\text{ вх}} = f(\bar{V}_{ж})$ может иметь различный вид (рис. 6). Практика математического моделирования и результаты специальных проливок СГ показали, что для СГ с центральным подводом компонента топлива наиболее близкие результаты математического моделирования к натурным испытаниям двигателей дает функция истечения типа А, а для СГ с боковым подводом компонента топлива – соответственно типа Б [3].

Используя эту функцию, уравнение (1) можно записать в виде

$$\frac{d\bar{V}_{ж}}{dt} = \frac{\dot{m}_{ж\text{ вх}}}{\rho_{ж} V_{сг}^*} (1 - \bar{m}). \quad (2)$$

Вид функции истечения $\bar{m} = f(\bar{V}_{ж})$ зависит от многих факторов и в первую очередь от того, как подводится компонент топлива к смесительной головке.

Для решения задачи нахождения вида функции истечения ставятся специальные эксперименты на натурных смесительных головках. Обработка результа-

тов этих экспериментов проводится специальными методами [1; 10].

На рис. 7 представлены различные виды функции истечения горючего из смесительной головки ГГ,

принимаемые в расчете, а на рис. 8 – результаты моделирования температуры окислительного газа в ГГ при бесстартерном запуске двигателя в зависимости от вида функций истечения.

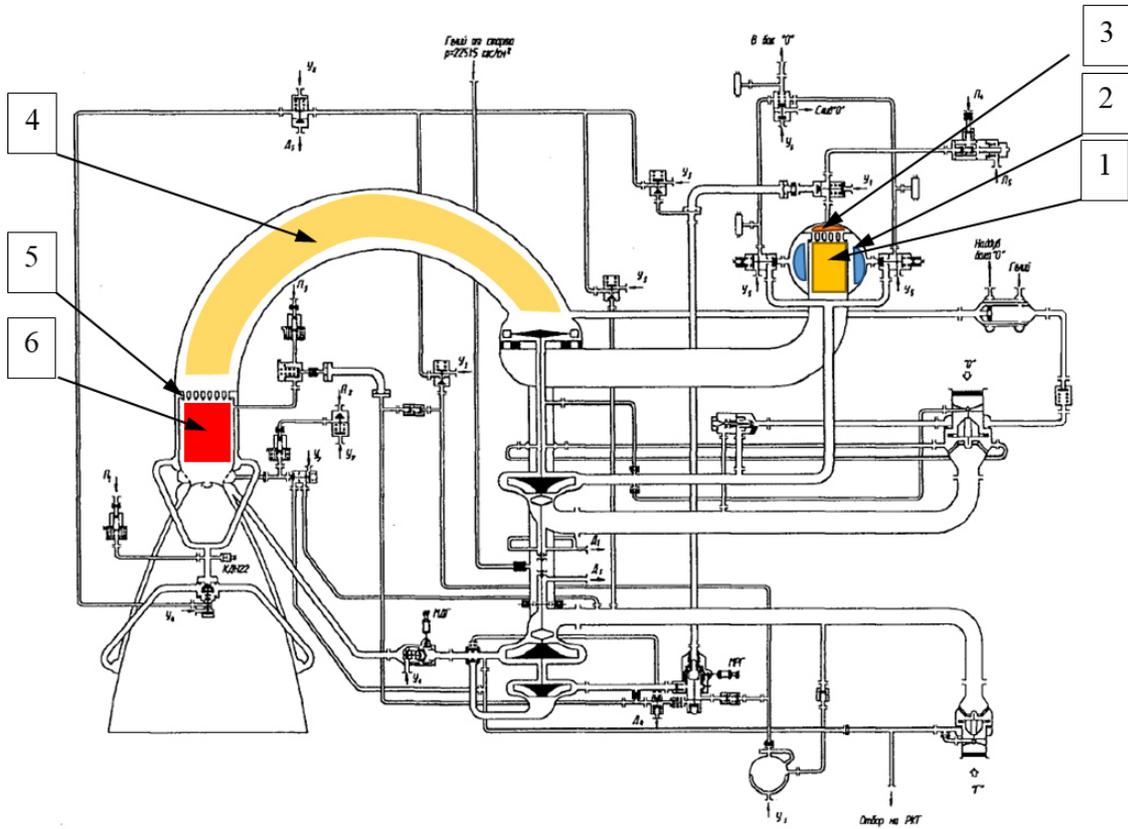


Рис. 5. Основные заполняемые полости (2, 3 и 5) модельного ЖРД:
1 – реакционная полость ГГ; 2 – полость О ГГ; 3 – полость Г ГГ; 4 – газовод
«турбина – СГ» КС; 5 – полость Г СГ КС; 6 – реакционная КС

Fig. 5. Main filled volumes (2, 3 and 5) of model of LRE:
1 – combustion volume of gasgenerator; 2 – volume of oxidizer in gasgenerator;
3 – volume of fuel in mixing head of gasgenerator; 4 – gas pipe line turbine – mixing
head of combustion chamber; 5 – volume of fuel of mixing head of combustion chamber;
6 – combustion chamber

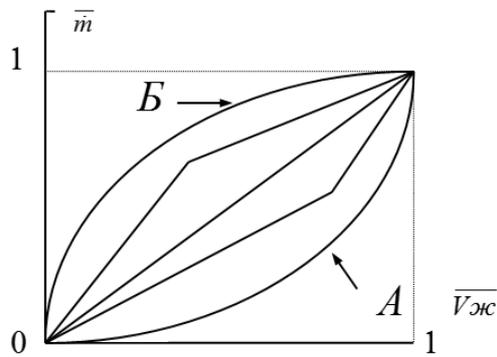


Рис. 6. Возможные виды функций истечения \bar{m}

Fig. 6. Functions of expiration \bar{m}

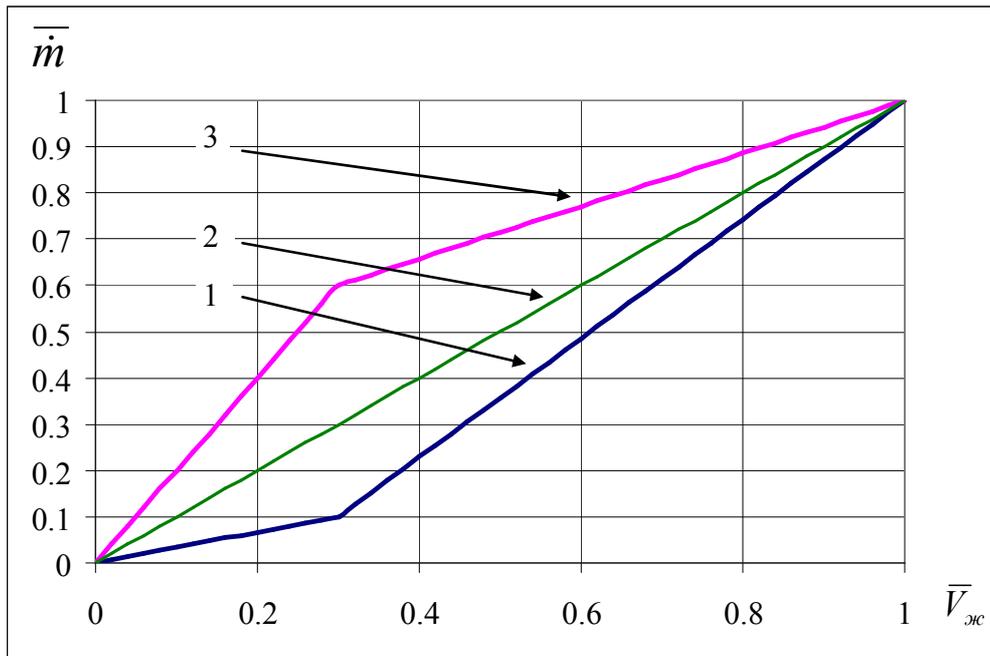


Рис. 7. Расчетные виды функций истечения \bar{m}

Fig. 7. Functions of expiration \bar{m} for modeling

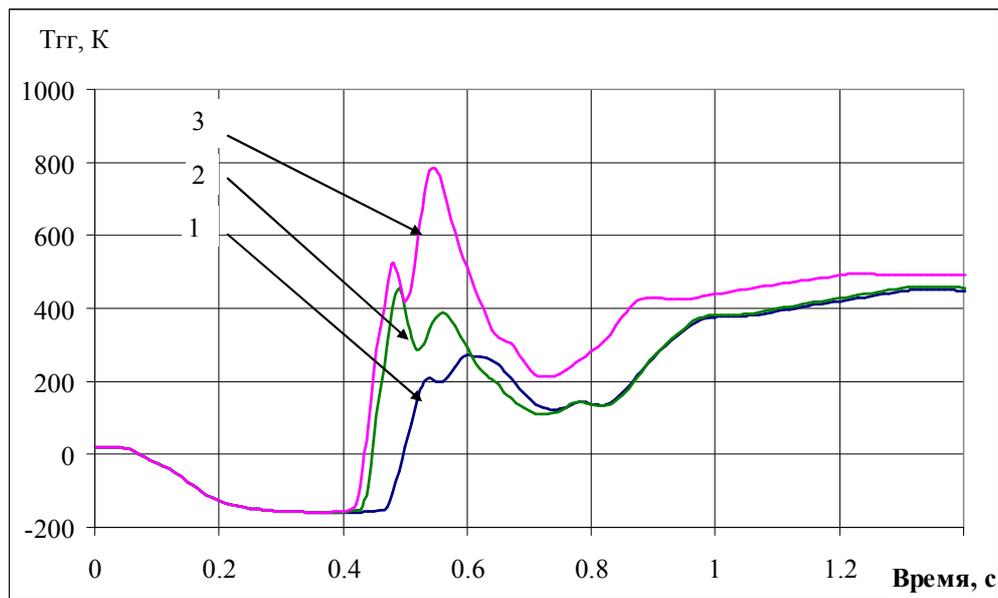


Рис. 8. Изменение температуры окислительного газа в газогенераторе в зависимости от вида функции истечения \bar{m}

Fig. 8. The temperature of oxidizing gas in gasgenerator depending on functions of expiration \bar{m}

Результаты математического моделирования показывают, что в зависимости от выбранной функции истечения в окислительном ГГ в процессе запуска двигателя могут происходить большие недопустимые температурные всплески. Следует отметить, что в математической модели температура газа среднемассовая, а в реальных условиях при запуске двигателя

существует большая неравномерность (радиальная) температурного поля. Местные значения температуры могут быть существенно больше, чем расчетное (среднемассовое) её значение, что неизбежно может привести к повреждению соплового аппарата или лопаток турбины. Поэтому при окислительной схеме газогенерации поведению температуры газа в ГГ

в процессе запуска двигателя нужно уделять самое пристальное внимание.

Заполнение смесительных головок с вдувом газа при запуске ЖРД. Опыт экспериментальной отработки многих ЖРД и их математического моделирования показал, что поскольку бесстартерный запуск осуществляется на расходах компонентов топлива, реализующихся под действием перепада давления, а входные давления компонентов топлива имеют определенный разброс, то и запуск ЖРД происходит с достаточно большим временным разбросом. Кроме того, поскольку на форсунках СГ ГГ и КС в начальный период времени реализуется очень маленький перепад давления, то и распыл компонентов топлива реализуется крупнодисперсный. А это, в свою очередь, не способствует «мягкому» воспламенению и плавному развитию процесса сгорания компонентов топлива. Этот большой недостаток в современных ЖРД решается путем эмульгирования компонентов топлива. Эмульгирование – это принудительный вдув газа в жидкость. В ЖРД РД-120, РД-170, РД-180 и РД-191 за счет эмульгирования горючего, поступающего в ГГ, удалось существенно стабилизировать их запуск. Эмульгирование обеспечивает стабильное время прихода горючего в ГГ и его мелкодисперсный распыл, что обеспечивает «мягкое» воспламенение и плавное развитие процесса в ГГ этих двигателей. Эмульгирование горючего в процессе запуска двигателя ведется до определенного режима его работы, после чего оно прекращается.

При эмульгировании интервал времени между моментами поступления компонента топлива через центральные форсунки и периферийные составляет сотые доли секунды, в то время как без вдува газа это время оценивается десятками долями секунды. Одно из конструктивных решений, направленных на уменьшение этого интервала времени, – это уменьшение объема предфорсуночной полости ГГ, таким образом уменьшается время пребывания компонента топлива в СГ. Кроме того, уменьшение объема предфорсуночной полости СГ недостающего до стехиометрического соотношения компонента способствует уменьшению импульса последствия двигателя.

Следует отметить, что при испытаниях ЖРД в наклонном или горизонтальном положении, в случае небольших давлений компонентов топлива на входе в двигатель и отсутствии эмульгирования, при запуске двигателя за счет влияния силы тяжести в смесительных головках с боковым подводом возможна существенная разновременность появления компонента топлива из периферийных форсунок, находящихся на разных уровнях. Это может привести к скоплению компонента в нижних зонах ГГ и последующим нештатным ситуациям.

На рис. 9 показано, как меняется структура распыла жидкости на выходе из смесительной головки ГГ в зависимости от величины расхода вдуваемого газа. На рис. 9 расход жидкости одинаков, а расход вдуваемого газа разный. Видно, что при увеличении расхода вдуваемого газа структура распыла улучшается.

При использовании такого метода подачи компонентов топлива в ГГ следует иметь в виду, что при

эмульгировании существенно возрастают гидравлические потери давления на форсунках. Например, если на номинальном режиме работы двигателя перепад давления на форсунках ГГ составляет ~ 2 МПа при расходе горючего ~ 3,5 кг/с, то при запуске двигателя и отсутствии эмульгирования перепад давления на форсунках должен составить ~ 0,0315 МПа при расходе на самотеке ~ 0,44 кг/с. Проведенные эксперименты показали, что если в СГ подавался только газ, то перепад давления с увеличением его расхода на СГ увеличивался и соответственно составил: при $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0313$ кг/с $\Delta p_{\text{Г}} = 0,0118$ МПа, при $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0439$ кг/с $\Delta p_{\text{Г}} = 0,0237$ МПа, при $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0857$ кг/с $\Delta p_{\text{Г}} = 0,098$ МПа, при $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,1632$ кг/с $\Delta p_{\text{Г}} = 0,276$ МПа. При тех же расходах вдуваемого газа и постоянном расходе модельной жидкости на входе в СГ ($\dot{m}_{\text{ж вх}} = 0,44$ кг/с) перепад давления на СГ установился, соответственно, равным $\Delta p_{\text{см}} = 0,0473$ МПа, $\Delta p_{\text{см}} = 0,0867$ МПа, $\Delta p_{\text{см}} = 0,225$ МПа, $\Delta p_{\text{см}} = 0,493$ МПа, т. е. на двухфазной смеси перепад давления возрастает. Кроме того, проведенные эксперименты показали, что время выхода на установившийся режим истечения двухфазной среды из СГ с увеличением расхода вдуваемого газа уменьшается.

На основе этих экспериментов была разработана математическая модель заполнения СГ с учетом эмульгирования [16]. В основе модели были использованы корреляционные зависимости Мартинелли для расчета потерь давления:

$$\left(\frac{1}{\Phi_{\text{Г}}^2}\right)^{1/n} + \left(\frac{1}{\Phi_{\text{Ж}}^2}\right)^{1/n} = 1, \quad (3)$$

где $\Phi_{\text{Г}}^2 = \Delta p_{\text{Г}} / \Delta p_{\text{см}}$; $\Phi_{\text{Ж}}^2 = \Delta p_{\text{Ж}} / \Delta p_{\text{см}}$; $\Delta p_{\text{Г}}$, $\Delta p_{\text{Ж}}$ и $\Delta p_{\text{см}}$ – потери давления в СГ соответственно при течении только газа, только жидкости и двухфазной смеси. Коэффициент $n = 2$ для ламинарного течения, $n = 2,375-2,5$ для турбулентного течения при использовании коэффициента трения; $n = 2,5-3,5$ для турбулентного течения, рассчитываемого по теории пути перемешивания, и коэффициента объемного газосодержания:

$$\alpha = V_{\text{газ}} / V^* = \left(1 + X^{0,8}\right)^{-0,378}, \quad (4)$$

где $V_{\text{газ}}$ и V^* – соответственно текущий объем газа в СГ и её полный объем; X – параметр Мартинелли [17], показывающий, в какой степени поведение двухфазной смеси ближе к жидкости, чем к газу:

$$X = \sqrt{\Delta p_{\text{Ж}} / \Delta p_{\text{Г}}}.$$

На рис. 10 и 11 приведены результаты расчета параметров бесстартерного запуска при разных расходах газа (μF) вдуваемого в поток горючего, поступающего в СГ ГГ.

Результаты расчетов показывают, что при большом расходе вдуваемого газа ($10\mu F$) приход горючего в ГГ происходит очень интенсивно, соотношение

компонентов в диапазоне 0,4–0,8 с уходит в область, близкую к стехиометрическому соотношению, что приводит к всплеску температуры газа.

Если вдувается небольшое количество газа ($0,1\mu F$), то соотношение компонентов продолжительное время остается большим, что может привести к замедлению запуска двигателя. Оптимальный выбор

μF подразумевает отсутствие больших амплитудных всплесков температуры и при этом достаточно интенсивный выход газогенератора на рабочий режим.

Расчетные и экспериментальные исследования показали, что эмульгирование горючего, поступающего в ГГ, является мощным стабилизирующим фактором [18].

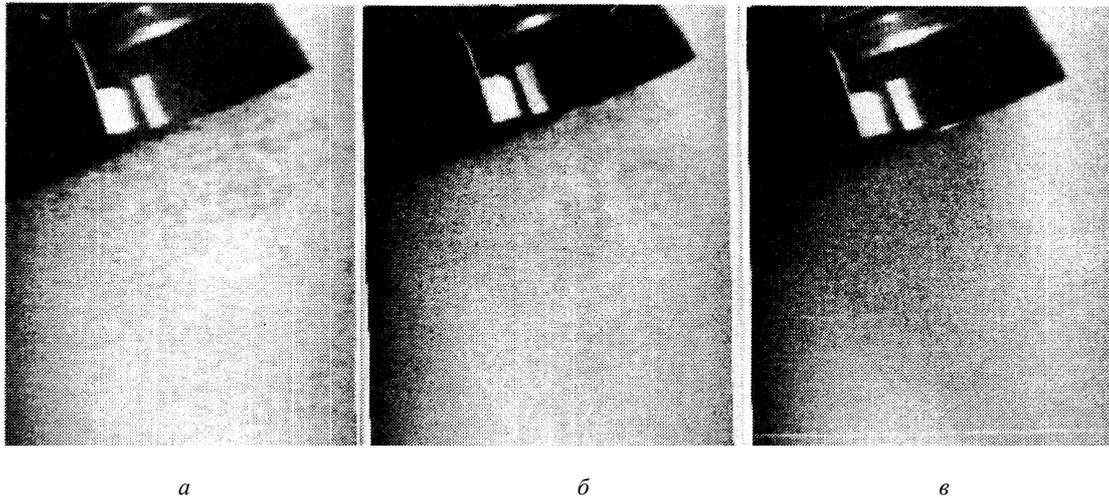


Рис. 9. Структура истекающей двухфазной смеси из СГ газогенератора после наступления установившегося режима по давлению в СГ при различных расходах вдуваемого газа: $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0313$ кг/с (а); $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0857$ кг/с (б); $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,1632$ кг/с и постоянном расходе жидкости в СГ $\dot{m}_{\text{ж вх}} = 0,44$ кг/с (в)

Fig. 9. The structure of expiring two-phases flow from mixing head of gasgenerator in steady-state pressure mode in mixing head at different mass flow of injected gas: $\dot{m}_{\text{gas in}} = 0,0313$ kg/sec (a); $\dot{m}_{\text{gas in}} = 0,0857$ kg/sec (b); $\dot{m}_{\text{gas in}} = 0,1632$ kg/sec with steady state mass flow of liquid $\dot{m}_{\text{liq in}} = 0,44$ kg/sec (c)

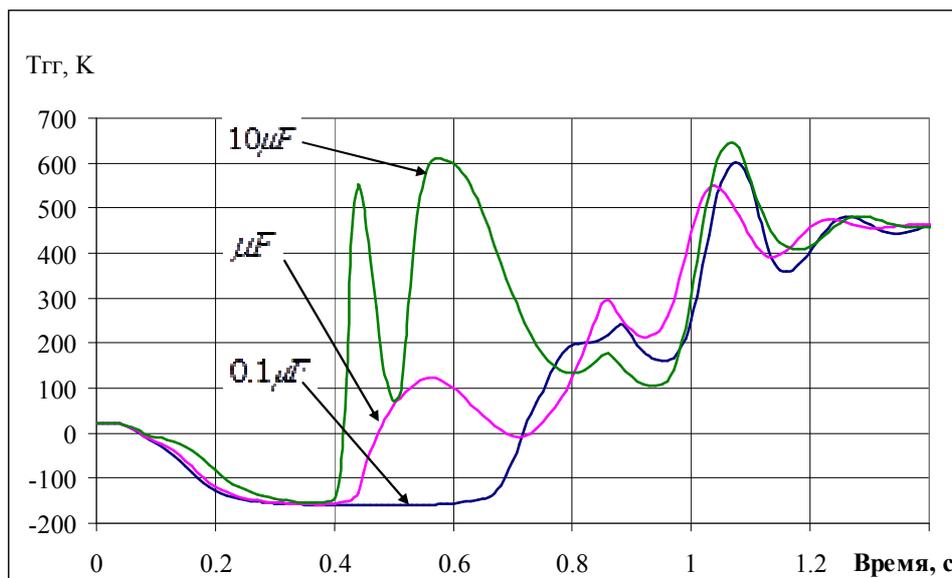


Рис. 10. Изменение температуры окислительного газа в газогенераторе при запуске двигателя в схеме с вдувом газа в зависимости от количества вдуваемого газа

Fig. 10. Calculation temperature of oxidant gas of gasgenerator at the engine start-up depending on injection mass flow of gas

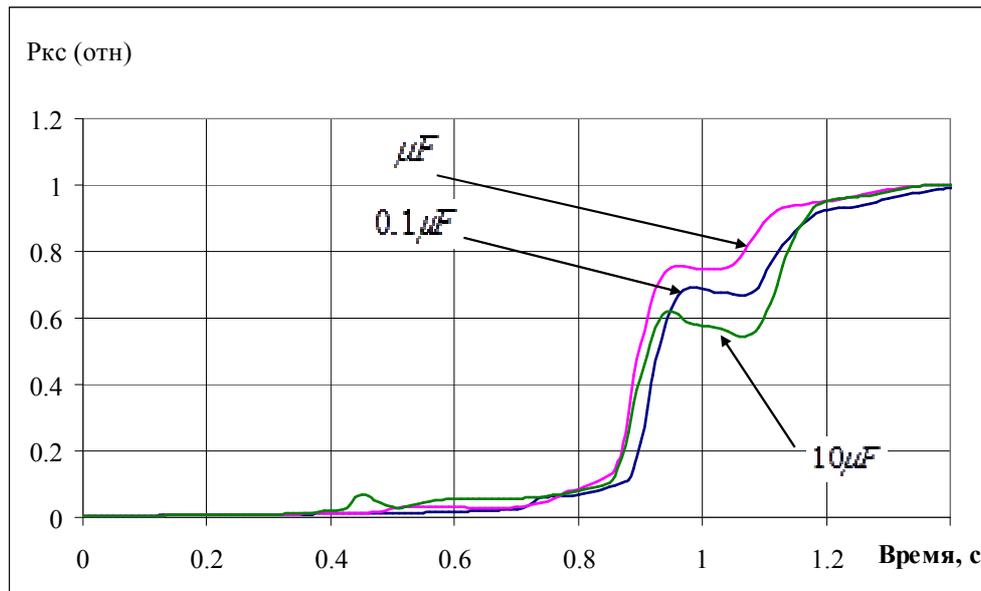


Рис. 11. Изменение относительного давления в КС при запуске двигателя в схеме с вдувом газа в зависимости от количества вдуваемого газа

Fig. 11. Calculation relative pressure of combustion chamber at the engine start-up depending on injection mass flow of gas

Заполнение смесительных головок с учетом нестационарного теплообмена при запуске ЖРД. Ещё более сложная задача при математическом моделировании заполнения смесительных головок двигателей при их запуске возникает в случае использования низкокипящих компонентов топлива. Строгое теоретическое решение такой задачи невозможно без проведения специальных экспериментов на натурной материальной части.

Из известных математических моделей, которые описывают процессы нестационарного теплообмена при заполнении полостей, следует выделить модель, разработанную в ЦИАМе [19], в основе которой лежат следующие предпосылки:

- заполняемая магистраль рассматривается как двухфазная гидродинамическая система со взаимным преобразованием жидкой и паровой фаз, что определяется подводом тепла к ним от стенок конструкции и уровнем давления;

- процесс заполнения и частичной газификации начинается при давлении, равном атмосферному, и заканчивается при значениях давления, существенно превышающих критическое для данной жидкости;

- режим течения двухфазной среды принимается переходящим от стержневого к снарядному и затем снова к стержневому;

- прогрев массы жидкости происходит во всем объеме, и реализуется условие $p_s > p_{сг}$ ($p_{сг}$ – давление в заполняемом объеме), при котором и происходит основное испарение жидкости, и некоторые другие допущения.

В реальных условиях при относительно низких температурах жидкости, когда $p_s \leq p_{сг}$, испарение жидкости в процессе заполнения СГ происходит от её

контакта с поверхностью смесительной головки. При этом за счет крупномасштабной турбулентности (при заполнении смесительной головки) происходит постоянный срыв паровой пленки со стенок СГ и её унос в массу парожидкостной смеси. В этом случае помимо прихода испарившейся жидкости за счет того, что $p_s > p_{сг}$, нужно дополнительно учитывать приход пара за счет контакта жидкости со стенками СГ:

$$\dot{m}_{n\text{ ст}} = f(m_{ст}, F_{ст}, \Delta T, V_{ж}),$$

где $\dot{m}_{n\text{ ст}}$ и $F_{ст}$ – соответственно масса и площадь внутренней поверхности стенок смесительной головки; ΔT – разность температур между стенкой и жидкостью; $V_{ж}$ – объем смесительной головки, заполненный жидкостью [1; 10]. Для получения такой корреляционной зависимости нужны данные специальных экспериментов на натурной материальной части и компоненте или его аналоге, например, при использовании жидкого азота вместо кислорода. Уменьшению влияния процессов нестационарного теплообмена на стабильность заполнения СГ способствует опять же уменьшение объема предфорсуночной полости СГ.

Так, например, при испытаниях ЖРД РД-301, выполненного по восстановительной схеме газогенерации, на компонентах топлива «фтор–аммиак», с центральным подводом окислителя к СГ ГГ, стабилизация его запуска была достигнута за счет уменьшения объема СГ окислителя ГГ.

Заключение. На сегодняшний день математическое моделирование процессов, происходящих в ЖРД, является одним из главных инструментов, позволяющих заглянуть в будущее разрабатываемого двигателя, исследовать особенности его работы, най-

ти наиболее рациональное решение возникающих при разработке и эксплуатации ЖРД проблем и в итоге существенно сократить материальные затраты.

Одним из сложных вопросов математического моделирования является, в частности, описание процессов заполнения с одновременным истечением части компонента топлива из смесительных головок газогенераторов и камер сгорания. Для комплексного решения задач заполнения смесительных головок агрегатов ЖРД необходимо проведение специально поставленных экспериментов и обобщение их результатов. Это, в конечном счете, позволяет существенно уменьшить материальные затраты и сроки разработки ЖРД.

Ярким примером такого подхода явилась разработка ЖРД РД-191 [18]. При учете в математической модели нестационарного теплообмена между конструкцией газогенератора и низкокипящими компонентами топлива требуется проведение специальных экспериментов на натурной материальной части.

Библиографические ссылки

1. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. М : МАИ, 1999. 226 с.
2. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Е. Н. Лебединский [и др.] М. : Машиностроение, 2009. 375 с.
3. Bradford J. E., Chararnia A., Germain B. St. REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-3514. 2004. 17 p.
4. Yang H. S., Park B. H., Yoon W. S. Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System. Pt. I. Essential Components Design // Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences. 2007. Vol. 35, No. 9. P. 805–815. DOI: 10.5139/JKSAS.2007.35.9.816.
5. Аджян А. П. Особенности разработки окислительного газогенератора для многорежимного однокамерного двигателя // Труды НПО «Энергомаш». 2010. № 27. С. 200–216.
6. Аджян А. П., Рахманин В. Ф. Эволюция развития газогенераторов жидкостных ракетных двигателей [Электронный ресурс] // Двигатель. 2010. № 2 (68). URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/68/page38.html> (дата обращения: 24.05.2018).
7. Chen H.-Y., Liu H.-J., Chen J.-H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine // Journal of Aerospace Power. 2015. Vol 30, iss. 12. P. 3010–3016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.026.
8. Zhang X.-P., Ding F.-N. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine // Journal of Propulsion Technology. 2004. Vol. 25, iss. 1. P. 82–85.
9. George P. S., Oscar B. Rocket Propulsion Elements. 8th ed. John Wiley & Sons Inc., 2010. 751 p.
10. Soon-Young Park, YoungJun Kim, Eun-Whan Jeong. Optimization of the Startup Sequence of a Liquid-propellant Rocket Engine // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). 2017. P. 17. DOI: 10.13009/EUCASS2017-293.
11. РД-120 [Электронный ресурс]. URL: http://www.npoenergomash.ru/dejatelnost/engines/rd120/rd120_4.html (дата обращения: 24.05.2018).
12. Альбом конструкций ЖРД : учеб. пособие. / под ред. Б. И. Каторгина, В. К. Чванова ; КБ НПО «Энергомаш». Химки, 1992. 259 с.
13. ЖРД РД-180 [Электронный ресурс]. URL: <http://pre.de/energomash/RD-180/index.htm>. (дата обращения: 24.05.2018).
14. Беляев Е. Н., Черваков В. В. Математическое моделирование ЖРД. М. : МАИ, 2009. 280 с.
15. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Гнесин Е. М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537> (дата обращения: 15.03.2018).
16. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Истечение двухфазной газожидкостной смеси из смесительной головки газогенератора при запуске ЖРД // Теплофизика высоких температур. 2005. Т. 43, вып. 3. С. 446–451.
17. Уоллис Г. Одномерные двухфазные течения. М. : Мир, 1972. 440 с.
18. Математическое моделирование современных ЖРД / Б. И. Каторгин [и др.] // Двигатель : науч.-техн. журн. 2002. № 4. С. 13–15.
19. Теория автоматического управления ракетными двигателями / А. А. Шеваков [и др.]. М. : Машиностроение, 1978. 288 с.

References

1. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. *Matematicheskoye modelirovaniye rabocheho protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [The mathematical modeling of working processes of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 1999, 226 p.
2. Lebedinskiy E. N., Mosolov S. V., Kalmykov G. P. et al. *Komp'yuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [The computational models of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2009, 375 p.
3. Bradford J. E., Chararnia A., Germain B. St. REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-3514, 2004, 17 p.
4. Yang H. S., Park B. H., Yoon W. S. Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System, Part I : Essential Components Design. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*. 2007, Vol. 35, No. 9, P. 805–815. DOI: 10.5139/JKSAS.2007.35.9.816.
5. Adzhyan A. P. [Features of the development of an oxidizing gas generator for a multi-mode single-chamber engine]. *Trudy NPO Energomash*. 2010, No. 27, P. 200–216 (In Russ.).
6. Adzhyan A. P., Rakhmanin V. F. [The evolution of progress gasgenerator of liquid rocket engine]. *Dvigatel'*. 2010, Vol. 2 (68), P. 13–15 (In Russ.).

7. Chen H.-Y., Liu H.-J., Chen J.-H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine. *Journal of Aerospace Power*. 2015, Vol. 30, Iss. 12, P. 3010–3016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.026.
8. Zhang X.-P., Ding F.-N. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine. *Journal of Propulsion Technology*. 2004, Vol. 25, Iss.1, P. 82–85.
9. George P. S., Oscar B. *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed. John Wiley & Sons Inc., 2010, 751 p.
10. Soon-Young Park, YoungJun Kim and Eun-Whan Jeong. Optimization of the Startup Sequence of a Liquid-propellant Rocket Engine. 7th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). 2017. P. 17. DOI: 10.13009/EUCASS2017-293.
11. RD-120. Available at: http://www.npoenergomash.ru/deyatelnost/engines/rd120/rd120_4.html (accessed: 24.04.2016).
12. *Al'bom konstruksiy ZHRD* [The album of design]. Ed. B. I. Katorgin, V. K. Chvanon. Khimki, KB NPO Energomash Publ., 1992, 259 p.
13. ZHRD RD-180. Available at: URL: <http://pre.de/energomash/RD-180/index.htm> (accessed: 24.05.2018).
14. Belyayev E. N., Chervakov V. V. *Matematicheskoye modelirovaniye ZHRD* [The computational modeling of LRE]. Moscow, MAI Publ., 2009, 280 p.
15. Belyayev E. N., Vorob'yev A. G., Gnesin E. M. [Development of nonlinear mathematical model of liquid rocket engine working on stationary mode]. *Trudy MAI*. 2014, Vol. 73 (In Russ.). Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537> (accessed: 15.03.2018).
16. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. [Expiration of the two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of the gas generator at the launch of the LRE]. *Teplofizika vysokikh temperature*. 2005, Vol. 43, No. 3, P. 446–451 (In Russ.).
17. Uollis G. *Odnomernnyye dvukhfaznyye techeniya* [One-dimensional two-phases flow]. Moscow, Mir Publ., 1972, 440 p.
18. Katorgin B. I., Chvanov V. K., Belyayev E. N. et al. [The numerical modeling of modern LRE]. *Dvigatel'*. 2002, Vol. 4, P. 13–15 (In Russ.).
19. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya raketnymi dvigatelyami* [Theory of automatic control of rocket engine]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1978, 288 p.