

А. Б. БАЧУРИН, Е. В. СТРЕЛЬНИКОВ, Е. С. ЛИТВИНОВ, В. А. ЦЕЛИЩЕВ

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ГАШЕНИЕМ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Рассмотрены системы регулирования модуля тяги ракетного двигателя твердого топлива и проведен патентный обзор регулируемых двигательных установок. Представлена математическая модель РДТТ с подсистемой гашения и введен основной критерий надежного и стабильного гашения твердотопливного заряда. *Ракетный двигатель твердого топлива многократного включения; подсистема гашения; математическая модель; пороховой аккумулятор давления*

Ракетные двигатели, работающие на твердом топливе (РДТТ), появились раньше любого другого типа двигателя, и их использование в качестве энергетических установок летательных аппаратов не прекращается до сих пор. Современные РДТТ используются в качестве стартовых и разгонных установок, для космических полетов в околоземном пространстве, в летательных аппаратах военного назначения.

Конструкция твердотопливных двигателей более проста, нежели у жидкостных или ядерных двигательных установок. Это подразумевает такие положительные качества, как относительно низкая стоимость в производстве, высокая надежность вследствие простоты конструкции, меньшие трудозатраты при хранении и транспортировке.

Однако в ракетно-космической технике РДТТ имеют ограниченное применение. Связано это со следующим рядом недостатков:

- более низкие энергетические характеристики современных твердых топлив по сравнению с топливами, применяемыми в других типах ракетных двигателей;
- трудность в создании систем управления тягой;
- зависимость выходных параметров двигателя (давления в камере, тяги, времени работы, удельного импульса) от начальной температуры заряда твердого топлива и индивидуальных характеристик заряда и двигателя;
- трудность создания двигателей многократного включения.

Сложность регулирования модуля тяги, а также многократного включения, можно охарактеризовать следующим образом. После запуска двигателя горение топлива продолжается до полного исчерпания заряда, при этом изме-

нение тяги следует вполне определенному закону и не поддается регулированию. Однако возможно регулированием давления в камере прекратить горение топлива и при желании снова возобновить его. Горение можно прекратить либо продувкой камеры, либо гашением пламени специальной жидкостью. В настоящее время осуществимо своевременное выключение двигателя, но возможность повторного воспламенения все еще остается сложной проблемой.

При формировании структурной схемы САУ в настоящее время аналитически можно определить только лишь пределы точности регулирования по определенным регулирующим параметрам, однако такие показатели, как быстродействие, надежность, простота конструкции, массогабаритные характеристики качественно-теоретическому анализу не поддаются. Особенно это характерно для РДУ на твердом топливе, где вопросы оснащения их САУ весьма сложны из-за слабой изученности РДУ как объекта управления. Качественно улучшить характеристики РДУ можно лишь с использованием дополнительных регулирующих воздействий, управляющих дополнительными регулируемы-ми переменными.

Недостаточные возможности эффективного контроля координат, определяющих работу ДУ, ограничивают выбор дополнительных регулируемых переменных. В качестве дополнительных регулируемых координат РДУ рекомендуется выбирать давление в камере сгорания и расход жидкости из гидросистемы охлаждения, а в качестве вспомогательных регулирующих координат двигателей многократного включения могут выступать как скорость горения (охлаждения) твердого топлива, так и площадь критического сечения сопла [1].

Таким образом, регулирование величины тяги РДТТ возможно при помощи изменения таких параметров, как:

- площади критического сечения $F_{кр}$;

- скорости горения топлива (коэффициента u_1 в законе скорости горения);
- площади поверхности горения S ;
- площади выходного сечения сопла F_a ;
- количества дополнительно вводимой в камеру массы некоторого рабочего тела.

Все эти параметры оказывают непосредственное воздействие на тягу как основной выходной параметр РДТТ, которые вполне могут составить более весомую конкуренцию жидкостным ракетным двигателям [2].

В. М. Бобылевым были сформулированы основные требования к применяемым на РДТТ системам управления, необходимые для их успешного соперничества с другими типами использующихся энергетических установок:

- минимальные ухудшения энергетических, массовых и габаритных характеристик регулируемого двигателя по сравнению с нерегулируемым;
- сохранение у регулируемого ракетного двигателя твердого топлива преимуществ в простоте эксплуатации, постоянной готовности к действию и высокой надежности по отношению к РД других типов;
- получение необходимых динамических характеристик двигателя (зависимостей основных параметров от времени);
- увеличение диапазона регулирования тяги РДТТ;
- высокая точность регулирования параметров РДТТ.

Существующие на данный период системы регулирования модуля тяги можно представить в виде следующей классификации (рис. 1).



Рис. 1. Классификация систем управления РДТТ

В качестве основного источника информации о конструкциях и схемах РДТТ с вышеуказанными системами регулирования выступает патентная документация. На ее основе был проведен аналитический обзор регулируемых РДТТ (рис. 2).

Проведенный подробный анализ позволил выявить, что среди представленных на сегодня конструкций РДТТ наиболее перспективными являются РДУ многократного включения, которые могут включать в себя несколько систем управления тягой, то есть являются комбинированными [3]. Примером такой ДУ может являться регулируемый РДТТ, схема которого представлена на рис. 3.

Представленный двигатель включает в себя две подсистемы: подсистему управления центральным телом и подсистему гашения заряда твердого топлива.

Подсистема управления центральным телом работает следующим образом. После запуска двигателя при помощи воспламенителя В1 бортовая ЭВМ по заданному сигналу принимает показания датчика перемещения ДП, датчика температуры ДТ, датчика давления ДД2 и сравнивает их значения с заданными. Бортовая ЭВМ по заданному закону подает команды на управление исполнительным механизмом ИМ, который управляет центральным телом. С увеличением или падением давления в камере сгорания исполнительный механизм по команде от бортовой ЭВМ поддерживает заданное значение давления в камере сгорания.

Подсистема гашения заряда твердого топлива (рис. 4) работает следующим образом.

По команде от БЦВМ пороховой аккумулятор давления ПАД при воспламенении заряда воспламенителем В2 создает определенное давление, необходимое для впрыска жидкого охладителя, которое заранее рассчитано и заложено в программу бортовой ЭВМ. После сигнала от датчика давления ДД1 с бортовой ЭВМ подается сигнал на открытие электромагнитного клапана ЭМ, и через форсунку Ф жидкий хладагент по напорной линии трубопровода поступает в камеру сгорания ракетного двигателя твердого топлива. Отключение электромагнитного клапана ЭМ происходит по команде от бортовой ЭВМ, расход жидкости измеряется датчиком расхода ДР.

Гашение заряда посредством ввода в камеру сгорания охлаждающего компонента – хладагента – обладает, по сравнению с другими способами, рядом преимуществ. Это отсутствие дополнительных сопел, газопроводов, защитных экранов для полезной нагрузки, отсутствие факела, появляющегося при вскрытии дополнительных сопел.

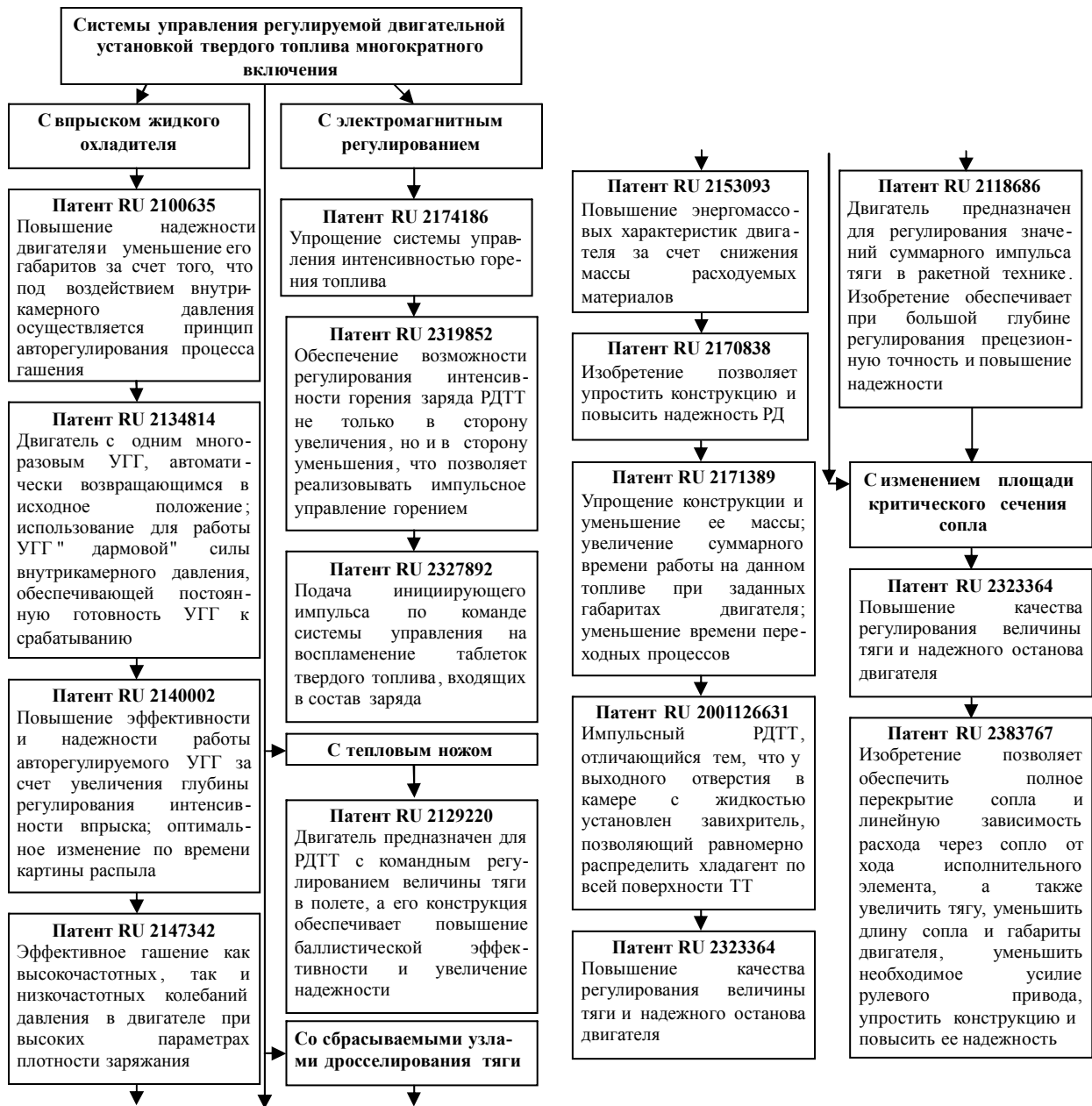


Рис.2. Тенденции развития регулируемых РДТТ

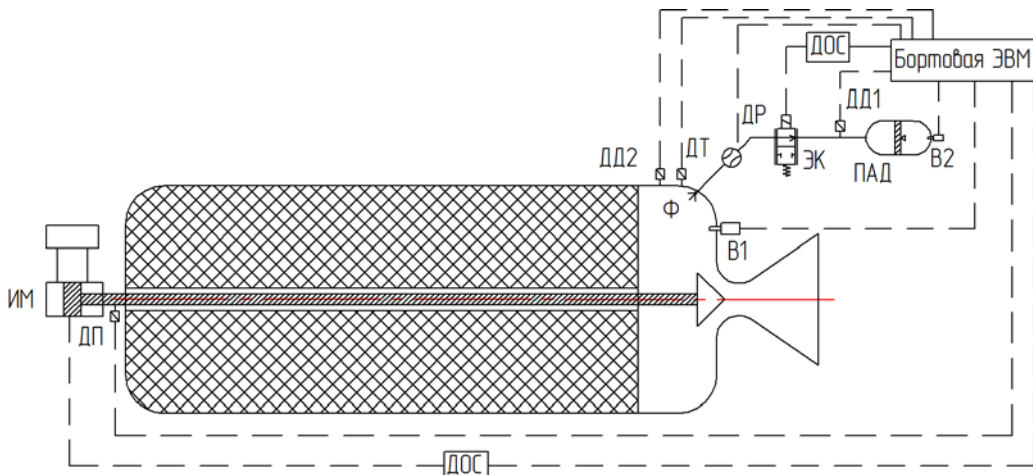


Рис. 3. Схема РДТТ многократного включения:

ИМ – исполнительный механизм; ДП – датчик перемещения; ДД1, ДД2 – датчики давления; ДТ – датчик температуры; ДР – датчик расхода; ЭК – электромагнитный клапан; ПАД – пороховой аккумулятор давления; В1, В2 – воспламенители

Ввод хладагента-охладителя (жидкого или твердого) в камеру сгорания приводит к снижению температуры продуктов сгорания (за счет отбора тепла на испарение охладителя и нагрев его паров);

- к непосредственному воздействию хладагента на горящую поверхность заряда;
- к дополнительному отводу тепла от горящей поверхности;
- к падению давления в камере вследствие резкого снижения температуры газов.

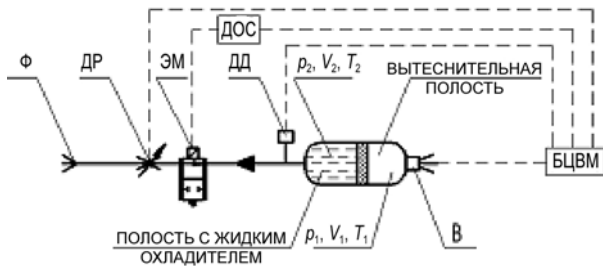


Рис. 4. Схема узла гашения РДТТ:

ЭМ – электромагнитный клапан, Ф – форсунка, ДР – дроссель, БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина, ДОС – датчик обратной связи, ДД – датчик давления; В – воспламенитель

Моделирование процессов погасания топлива посредством впрыска в камеру сгорания охладителя представляет собой отдельную сложную задачу. Использование для этой цели критериальных соотношений, связывающих факт погасания с плотностью орошения и удельным расходом охладителя, в данном случае, когда часть горячей поверхности не подвергается непосредственному воздействию истекающих из узла гашения струй жидкости, также, как и применение классической феноменологической теории горения, бесполезно. Для корректного расчета процессов гашения в ракетной двигательной установке методика должна быть построена на математическом описании процессов, происходящих во взаимодействующих между собой объектах моделирования, таких как узел гашения и камера сгорания ракетного двигателя твердого топлива соответственно. Модель, описывающая эти процессы, должна включать в себя:

- математическую модель процессов в вытеснительной полости пневмогидравлической системы РДТТ;

- математическую модель процессов в полости с жидким охладителем пневмогидравлической системы РДТТ;

- математическую модель процессов в камере сгорания РДТТ при впрыске охладителя.

При составлении математической модели РДТТ с УГ принимаются основные допущения:

- параметры газа в вытеснительной полости осредняются по объему;
- расход жидкости определяется перепадом давления газов в корпусе узла впрыска и сечении распылителя;
- совместное истечение газа и жидкости отсутствует;
- трение жидкости о стенки и ее испарение отсутствуют;
- газовая фаза считается двухкомпонентной, состоящей из «инертной» составляющей (т.е. неконденсирующейся) и пара охладителя;
- каждая составляющая газовой фазы подчиняется уравнению состояния идеального газа.
- «инертная» составляющая – калорически совершенный газ; термодинамические и теплофизические характеристики пара зависят от давления и температуры;
- жидкость несжимаема, её теплофизические и термодинамические характеристики считаются постоянными либо зависящими только от температуры;
- теплофизические характеристики материалов стенок конструкции, ТЗП и топлива являются константами;
- капли конденсированной фазы сферические;
- химическими реакциями в газовой фазе пренебрегается;
- капли между собой механически не взаимодействуют.

В общем виде динамика процессов в каждой полости узла гашения в отдельности и в самой камере сгорания РДТТ описывается следующей системой уравнений:

1) для вытеснительной полости пневмогидравлической системы РДТТ:

– степенной закон горения

$$u = \frac{u_1 \cdot p_1^v}{p_a^v},$$

– уравнение изменения свободного объема камеры вытеснительного заряда

$$\frac{dV_1}{dt} = S \cdot u,$$

– секундный газоприход продуктов сгорания ТТ в вытеснительное устройство

$$m_s = \rho_1 \cdot S \cdot u,$$

– секундный газорасход продуктов сгорания ТТ из вытеснительного устройства

$$\dot{m}_1 = \begin{cases} \frac{\phi_2 \cdot c_1(k) \cdot p_1 \cdot F_{\text{выт}}}{\sqrt{R \cdot T_1}}, & \text{если } p_1 > p_2, \\ \frac{\phi_2 \cdot c_2(k) \cdot p_2 \cdot F_{\text{выт}}}{\sqrt{R \cdot T_2}}, & \text{если } p_1 \leq p_2, \end{cases}$$

$$\beta(k) = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где

$$c_1(k) = \begin{cases} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{k}, & \frac{p_1}{p_2} \geq \beta(k), \\ \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, & \frac{p_1}{p_2} < \beta(k), \end{cases}$$

$$c_2(k) = \begin{cases} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{k}, & \frac{p_2}{p_1} \geq \beta(k), \\ \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, & \frac{p_2}{p_1} < \beta(k), \end{cases}$$

– секундный расход газа в атмосферу

$$m(t) = \frac{B(k) \cdot \phi_2 \cdot p_1 F_{\text{пр}}}{\sqrt{\chi R T_1}},$$

$$B(k) = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k},$$

– уравнение баланса энергии рабочего тела в вытеснительной полости

$$\frac{dT_1}{dt} = M1 \cdot \frac{T_1}{V_1 \cdot p_1},$$

$$M1 = \begin{cases} -(k-1) \cdot R \cdot T_1 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_1 \cdot c_1(k)}{\sqrt{R \cdot T_1}}, & \text{если } p_1 > p_2 \\ (f_2 \cdot T_2 - T_1) \cdot R \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_2 \cdot c_2(k)}{\sqrt{R \cdot T_2}}, & \text{если } p_2 > p_1 \end{cases}$$

– уравнение баланса массы рабочего тела в вытеснительной полости

$$V_1 \cdot \frac{dp_1}{dt} = \left\{ \rho_1 \cdot S \cdot \frac{u_1 \cdot p_1^v}{p_a^v} (f_1 \cdot T_w \cdot \gamma \cdot R - R_1) + F1 - k \cdot R \cdot T_1 \cdot B(k) \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{пр}} \sqrt{g}}{\sqrt{R \cdot T_1}} \right\},$$

$$F1 = \begin{cases} -(k-1) \cdot R \cdot T_1 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_1 \cdot c_1(k)}{\sqrt{R \cdot T_1}}, & \text{если } p_1 > p_2 \\ f_2 \cdot R \cdot T_2 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_2 \cdot c_2(k)}{\sqrt{R \cdot T_2}}, & \text{если } p_2 > p_1 \end{cases}$$

2) для полости с жидким охладителем пневмогидравлической системы РДТТ:

– уравнение изменения скорости впрыска через форсунку

$$v = \sqrt{2g \frac{\Delta p}{\gamma}},$$

– уравнение изменения расхода через форсунку

$$m_{\phi} = \mu \phi f \gamma,$$

– уравнение изменения свободного объема полости с жидким охладителем

$$\frac{dV_2}{dt} = m_{\phi} = \mu \phi f \gamma,$$

– уравнение баланса энергии рабочего тела в полости с жидким охладителем

$$\frac{dT_2}{dt} = M2 \cdot \frac{T_2}{V_2 \cdot p_2},$$

$$M2 = \begin{cases} (f_2 \cdot T_1 - T_2) \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_1 \cdot c_1(k)}{\sqrt{R \cdot T_1}}, & \text{если } p_1 > p_2 \\ -(k-1) \cdot R \cdot T_1 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_2 \cdot c_2(k)}{\sqrt{R \cdot T_2}}, & \text{если } p_2 > p_1 \end{cases}$$

– уравнение баланса массы рабочего тела в полости с жидким охладителем

$$V_2 \cdot \frac{dp_2}{dt} = \left\{ F2 - \mu \cdot f \cdot \gamma \cdot \sqrt{2g \cdot \frac{p_2 - p_k}{\gamma}} \right\},$$

$$F2 = \begin{cases} f_1 \cdot R \cdot T_1 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_1 \cdot c_1(k)}{\sqrt{R \cdot T_1}}, & \text{если } p_1 > p_2 \\ -k \cdot R \cdot T_2 \cdot \frac{\phi_2 \cdot F_{\text{выт}} \cdot \sqrt{g} \cdot p_2 \cdot c_2(k)}{\sqrt{R \cdot T_2}}, & \text{если } p_2 > p_1 \end{cases}$$

3) для камеры сгорания РДТТ при впрыске охладителя:

– уравнение изменения расхода через сопло

$$m = \frac{A \cdot \phi_c \cdot F_{\text{кр}}}{\sqrt{RT}}, \quad A = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}},$$

– уравнение сохранения массы камеры при подаче хладагента

$$\frac{V_k}{RT(t)} \frac{dp_k}{dt} = \frac{dV_k}{dt} \rho_T \left(1 - \frac{p_k}{\rho_T RT} \right) + Y_X - \frac{\phi_c A F_{\text{кр}}}{\sqrt{RT}} \cdot p_k + \frac{p_k V_k}{(RT)^2} \frac{d(RT)}{dt},$$

– степенной закон горения твердого топлива

$$u = \frac{u_1 \cdot p_k^v}{p_a^v},$$

– уравнение изменение свободного объема камеры во времени

$$\frac{dV_k}{dt} = S \cdot u,$$

– уравнение изменения температуры на поверхности горения

$$\frac{dT_w}{dt} = a \cdot \frac{d^2T}{dx^2} - u \cdot \frac{dT}{dx}, \quad a = \frac{\lambda}{c_p \cdot \rho_T},$$

– уравнение изменения секундного газопритока вследствие сгорания заряда твердого топлива

$$Y_T = K \cdot \rho_T \cdot u \cdot \frac{dS}{dt}, \quad K = \frac{Q_{\text{выд}}}{H_u},$$

– уравнение массового притока парогазовой смеси

$$Y_x = m_\phi \cdot v \cdot t / (x[p] + v \cdot t),$$

– секунднй расход тепла, идущего на нагрев хладагента до температуры кипения и на его испарение

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{dQ}{dt} \frac{dm_x}{dt} = H_x Y_x,$$

– уравнение сохранения энергии

$$\frac{p_k V_k}{(RT)^2} \frac{d(RT)}{dt} = Y_T \left(\frac{RT_w}{RT} - 1 \right) - (k-1) \frac{\phi_C AF_{KP}}{\sqrt{RT}} p_k -$$

$$- Y_X \frac{k-1}{RT} \frac{dQ}{dt},$$

– уравнение состояния

$$p_k = \rho_T \cdot R \cdot T.$$

Из многочисленных экспериментальных исследований известно, что горение заряда твердого топлива осуществляется за счет подвода теплоты из газовой фазы к поверхности горения механизмом теплопроводности, а для надежного и стабильного гашения заряда ТТ необходимо осуществить достаточно глубокий спад давления в камере сгорания двигателя. С учетом этих двух факторов и было составлено основное условие гашения заряда ТТ, согласно которому для надежного и стабильного гашения твердотопливного заряда необходимо, чтобы количество тепла, поглощенного впрыснутой в камеру сгорания охлаждающей жидкостью, превышало либо было равно количеству тепла, выделенному в процессе горения к камере сгорания ракетного двигателя твердого топлива, т.е. $Q_{\text{погл}} \geq Q_{\text{выд}}$.

Для определения количества тепла, выделенного в процессе горения заряда твердого топлива, используются следующие уравнения:

– число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho_T \cdot w \cdot L}{\mu_T},$$

– число Прандтля

$$Pr = \frac{\mu_T \cdot c_p}{\lambda},$$

– число Нуссельта

$$Nu = 2 + 0,459 \cdot Re^{0,5} \cdot Pr^{0,33},$$

– коэффициент теплоотдачи при конвективном теплообмене

$$\alpha_K = \frac{\lambda \cdot Nu}{L},$$

– коэффициент теплоотдачи излучением

$$\alpha_L = \varepsilon_T \cdot C_0 \cdot \left(\frac{T}{100} \right)^4,$$

– суммарный коэффициент теплоотдачи

$$\alpha_\Sigma = \alpha_K + \alpha_L,$$

– секундное количество тепла, выделяющегося при сгорании твердого топлива

$$\frac{dQ_{\text{выд}}}{dt} = \alpha_\Sigma \cdot (T_w - T_{\text{ок}}) \frac{dS}{dt},$$

– количество тепла выделившегося при сгорании твердого топлива

$$Q_{\text{выд}} = \frac{dQ_{\text{выд}}}{dt} \cdot \Delta t.$$

Для определения количества тепла, поглощенного впрыснутой в камеру сгорания струей хладагента, используются следующие параметры:

– число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho_T \cdot (w - w_k) \cdot L}{\mu_T},$$

– число Прандтля

$$Pr = \frac{\mu_T \cdot c_p}{\lambda},$$

– число Нуссельта

$$Nu = 2 + 0,459 \cdot Re^{0,5} \cdot Pr^{0,33},$$

– коэффициент теплоотдачи при конвективном теплообмене

$$\alpha = \frac{\lambda \cdot Nu}{L},$$

– коэффициент теплоотдачи излучением

$$\alpha_L = \frac{\frac{\varepsilon_{w1} + 1}{2} \cdot C_0 \cdot \left[\varepsilon_T \cdot \left(\frac{T}{100} \right)^4 - a_T \cdot \left(\frac{T_{wk}}{100} \right)^4 \right]}{T - T_{wk}},$$

– суммарный коэффициент теплоотдачи

$$\alpha_\Sigma = \alpha_K + \alpha_L,$$

– количество теплоты $Q_{k,i} + Q_{l,i}$, переданное механизмами конвекции и излучением

$$Q_{k,i} + Q_{l,i} = \alpha_\Sigma F_i (T - T_{w1}) \Delta t,$$

– число Шмидта

$$Sc = \frac{v_r}{D},$$

– число Шервуда (формула Фреслинга)

$$Sh = 2 + 0,552 Re^{0,5} Sc^{0,33},$$

– коэффициент массоотдачи

$$\beta = \frac{Sh \cdot D}{L},$$

– масса паров $m_{и.конв.}$, образовавшихся в результате конвективного массообмена

$$m_{и.конв.} = \beta F_i \frac{(p_w - p_n)}{R_n T_n} \Delta \tau,$$

– масса жидкости, испарившейся с поверхности капель, включает в себя массу пара, образовавшегося в процессе выкипания $m_{и.к.}$ и в процессе конвективного массообмена $m_{и.конв.}$

$$m_{исп} = m_{и.к.} + m_{и.конв.}$$

– количество теплоты $Q_{м,i}$

$$Q_{м,i} = m_{и.к.} \cdot r + m_{исп} [h(p, T) - h(p, T_{вк})],$$

– количество теплоты поглощенное впрыснутой жидкостью

$$Q_{погл} = (Q_{к,i} + Q_{м,i} + Q_{л,i}) \cdot n.$$

Применение двухсвязной системы управления позволит наиболее эффективно использовать управление РДТТ многократного включения, т. е. повысить точность управления и наиболее экономично использовать топливо.

Ниже представлены результаты математического моделирования (рис. 5, 6).

На рис. 5, 6 подтверждается теоретическое утверждение о том, что при впрыске охладителя происходит падение давления. Падение давления осуществляется за счет превышения поглощенного количества теплоты над выделенным.

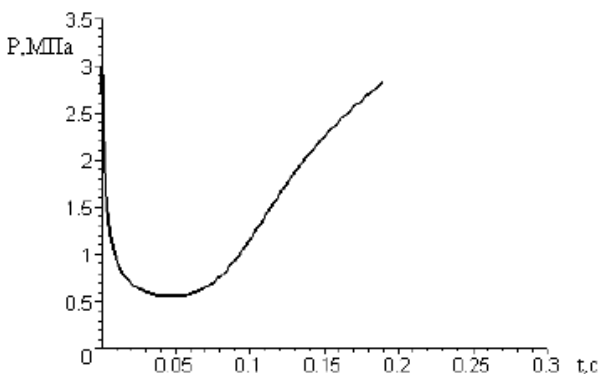


Рис. 5. Изменение давления в камере сгорания при впрыске охладителя

На рис. 7, 8 видно, что при впрыске хладагента после 0,1 с увеличивается секундный приход продуктов сгорания, это происходит за счет воспламенения твердого топлива и прихода парогазовой смеси.

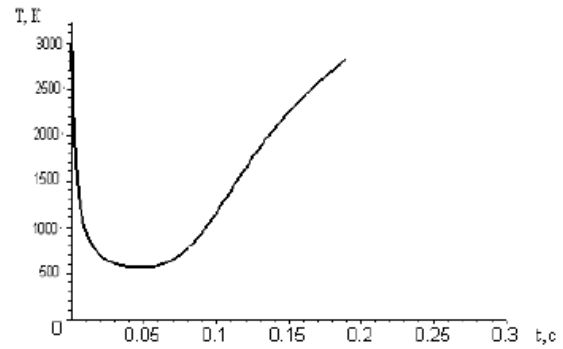


Рис. 6. Изменение температуры в камере сгорания при впрыске охладителя

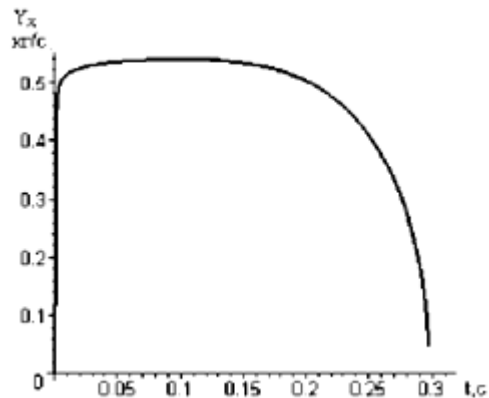


Рис. 7. Изменение секундного прихода от парогазовой смеси в камере сгорания при впрыске охладителя

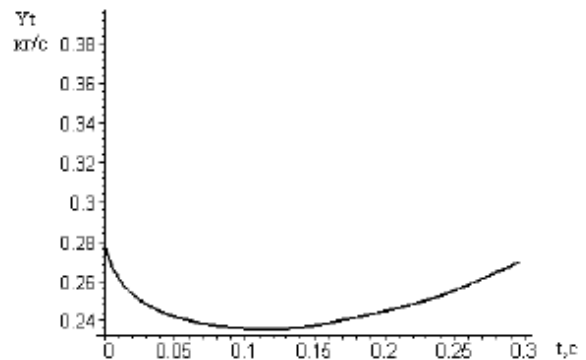


Рис. 8. Изменение секундного прихода от сгорания заряда в камере сгорания при впрыске охладителя

Анализ полученных данных при математическом моделировании внутрикамерных процессов позволяет сделать следующие выводы:

- представлены преимущества ракетного двигателя твердого топлива перед другими двигательными установками, которые во многом и обуславливают области применения РДТТ. Так как для ракетно-космической техники в настоящее время более приоритетными являются уже не проблемы дальности и максимального удельного импульса, а вопросы точности наве-

дения головных частей, выполнения орбитального маневра, то РДТТ могут использоваться как на летательных аппаратах (ЛА) различного назначения, в качестве стартовых и разгонных двигателей, так и в качестве вспомогательных двигателей в системах управления и питания ЛА;

- предложен новый принцип обеспечения заданных характеристик РДТТ, основанный на оснащении двигательной установки двумя подсистемами (с гидрогашением и управлением центральным телом), позволяющими расширить диапазон регулирования тяги;

- предложен новый критерий оценки надежного и стабильного гашения твердотопливного заряда в ракетной двигательной установке, позволяющий оптимизировать массогабаритные и конструктивные особенности установки;

- полученные модели позволяют разработать методику для проектирования РДТТ МВ и осуществлять замену значительной части экспериментальных испытаний математическим моделированием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Регулируемые твердотопливные двигательные установки: Методы расчета рабочих процессов, экспериментальные исследования / В. Г. Зезини и др.; под общ. ред. В. И. Петренко. Миасс: Изд-во ГРЦ «КБ им. академика В.П.Макеева», 1996. 295 с.

2. **Целищев В. А., Русак А. М.** Исследование системы автоматического регулирования РДТТ // Газоструйные импульсные системы. Ижевск: ИжГТУ, 2003. Т.1. С.59–80.

3. **Целищев В. А., Смородинов А. П.** Управляемый ракетный двигатель твердого топлива многократного включения // Вестник УГАТУ. 2004. Т.5, №2 (10). С.82–87.

ОБ АВТОРАХ

Бачурин Александр Борисович, магистр каф. прикл. гидромех. по спец. «Системы гидравлических и пневматических приводов»

Стрельников Евгений Владимирович, магистр той же каф. по спец. «Системы гидравлических и пневматических приводов»

Литвинов Евгений Сергеевич, магистр той же каф. по спец. «Системы гидравлических и пневматических приводов»

Целищев Владимир Александрович, проф. той же каф. Дипл. инж.-мех. по гидравл. машинам (УГАТУ, 1982). Д-р техн. наук по тепловым двигателям (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. систем автоматики ЛА и двигательных установок