

УДК 621.453.05

А. П. СМОРОДИНОВ, В. А. ЦЕЛИЩЕВ

РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА МНОГОКРАТНОГО ВКЛЮЧЕНИЯ С ДВУМЯ ПОДСИСТЕМАМИ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Представлен способ регулирования ракетного двигателя твердого топлива многократного включения. Основное внимание уделено обеспечению надежного выключения двигателя и описанию внутрикамерных процессов. Проанализированы результаты математического моделирования. *Ракетный двигатель твердого топлива многократного включения; математическая модель; двухсвязная система автоматического управления; жидкий хладагент*

Особенностями задачи синтеза системы автоматического управления ракетного двигателя твердого топлива многократного включения (САУ РДТТ МВ) являются специфические требования, свойственные беспилотным летательным аппаратам. При разработке принципиально новой системы регулирования учесть все факторы, влияющие на выбор оптимальной структуры САУ, очень сложно из-за недостатка информации.

При формировании структурной схемы САУ в настоящее время аналитически можно определить только пределы точности регулирования по определенным регулирующим параметрам. Однако такие существенные показатели, как быстродействие, надежность, простота конструкции, массогабаритные характеристики качественному теоретическому анализу в настоящее время не поддаются. Особенно это характерно для регулируемых двигательных установок на твердом топливе, где вопросы оснащения их системами автоматического регулирования весьма сложны из-за слабой изученности ракетной двигательной установки (РДУ) как объекта управления.

Основной регулируемой величиной двигательной установки, выступающей в качестве объекта регулирования, является секундный массовый расход газов через сопло. Регулирующим воздействием является площадь уп-

равляемого дросселя в системе впрыска охлаждающей жидкости. Двигательная установка в этом случае представляет собой разомкнутую систему регулирования, и организация обратной связи регулируемой координаты двигателя с регулирующим воздействием не представляется возможной. Поэтому качественно улучшить характеристики РДУ можно лишь с использованием дополнительных регулирующих воздействий, управляющих дополнительными регулируемыми переменными.

Недостаточные возможности эффективного контроля координат, определяющих работу двигательной установки, ограничивают выбор дополнительных регулируемых переменных. Современные технические средства не позволяют, например, непосредственно измерять в процессе работы двигателя изменение, как площади поверхности, так и скорости горения твердого топлива.

В качестве дополнительных регулируемых координат РДУ как объекта управления 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.

Анализ динамики РДУ МВ показывает, что повышение ее быстродействия может быть достигнуто двумя способами:

- 1) увеличением скорости гашения твердого топлива и его повторного запуска;
- 2) повышением запаса устойчивости системы регулирования в целом.

Таким образом, задачи повышения быстродействия и устойчивости тесно связаны между

Контактная информация: (347) 273-09-44

Работа выполнена в рамках гранта «Электрогидравлические системы управления регулируемой двигательной установкой твердого топлива многократного включения» федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

собой, т. е. вопрос повышения качества регулирования РДУ носит комплексный характер.

Для повышения качества переходного процесса в двигательной установке на твердом топливе многократного включения необходимо:

1) обеспечить рациональный закон гашения поверхности горения при максимальной скорости ее охлаждения;

2) устранить возможность перерегулирования величины давления в камере сгорания;

3) повысить точность выхода значений регулируемых параметров двигательной установки на установившийся режим.

На этапе выбора структурной схемы системы автоматического управления могут быть предложены различные варианты реализации САУ. Формирование принципиальной схемы выбранной структуры САУ обычно начинают с выбора исполнительных механизмов с учетом располагаемых источников энергии, условий работы, необходимых перестановочных усилий и моментов для перемещения регулирующих органов объекта регулирования.

Ракетный двигатель твердого топлива многократного включения (РДТТ МВ) для транспортных ракетно-космических систем должен удовлетворять требованиям, предъявляемым

к космической технике: высокая надежность, соответствующие массогабаритные характеристики, удовлетворительная стоимость. Однако для двигателей такого рода выдвигаются и специфические требования: строгое выполнение заложенных статических и динамических характеристик; поддержание в течение всего срока функционирования потребных уровней тяги и соблюдение времени переходных процессов. Обеспечение времени переходных процессов в рассматриваемом объекте является наиболее сложной задачей, для решения которой могут быть привлечены дополнительные схемные разработки. Теоретическое моделирование рабочих процессов: истечение жидкости из форсунок, дробление на капли, испарение жидкости, создание жидкой пленки на поверхности, барботирование пленки, гашение горящего заряда должно быть проведено с использованием современных достижений и известных разработок в этой области [3].

Классификация способов регулирования РДТТ представлена на рис. 1.

Для определения возможных способов воздействия на тягу как основной параметр РДТТ, необходимо рассмотреть зависимость ее величины от различных параметров двигателя [2].

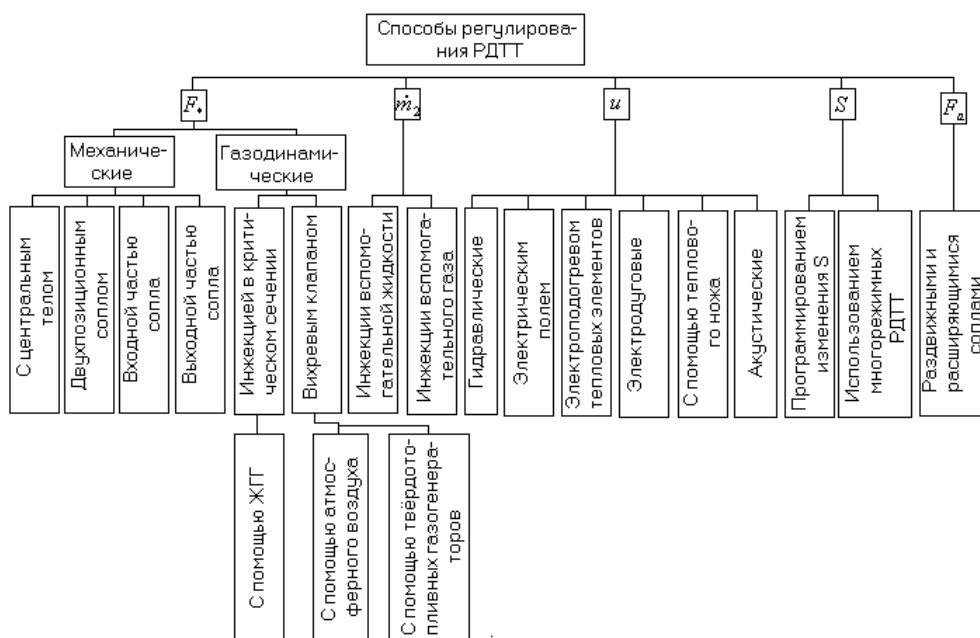


Рис. 1. Способы регулирования РДТТ

Сила тяги РДТТ P определяется формулой:

$$P = I_{y.n} \dot{m} + F_a p_H, \quad (1)$$

где $I_{y.n}$ – удельный импульс тяги в пустоте, равный:

$$I_{y.n} = \frac{1}{2} \sqrt{2 \frac{n+1}{n} R T_{oc} \left(\lambda_a + \frac{1}{\lambda_a} \right)}, \quad (2)$$

где \dot{m} – массовый расход продуктов сгорания; F_a – площадь выходного сечения сопла; p_H – давление окружающей среды; n – средний показатель изэнтропы расширения; R , T_{oc} – соответственно газовая постоянная продуктов сгорания и температура сгорания в камере; λ_a – приведенная скорость в выходном сечении сопла.

Секундный расход продуктов сгорания из сопла определяется:

$$\dot{m} = A_n \mu_c \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{R T_{oc}}}, \quad (3)$$

где μ_c – коэффициент расхода сопла; $F_{кр}$ – площадь критического сопла; p_k – полное давление продуктов сгорания в конце камеры (равное давлению торможения на входе в сопло).

$$A_n = \sqrt{n \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}. \quad (4)$$

Секундный газоприход вследствие сгорания основного заряда твердого топлива равняется:

$$\dot{m} = \rho_T S u, \quad (5)$$

где ρ_T – плотность топлива; S – поверхность горения; u – скорость горения.

Примем степенную зависимость скорости горения от давления

$$u = u_1 p_k^v, \quad (6)$$

где v – показатель степени в законе горения (определяется природой топлива); u_1 – коэффициент, зависящий от природы топлива, начальной температуры заряда и других параметров.

Система пяти уравнений (1)–(6) позволяет найти следующие зависимости отклонения тяги двигателя δP от независимых переменных $\delta F_{кр}$, δS , $\delta \dot{m}$, δu_1 , δF_a :

$$\delta P = \psi_1 \delta F_{кр} + \psi_2 \delta u_1 + \psi_3 \delta S + \psi_4 \delta F_a, \quad (7)$$

где $\psi_1 \dots \psi_4$ – функции параметров, характеризующих работу РДТТ.

Как видно из формулы (7), регулирование тяги РДТТ возможно при помощи изменения:

- площади критического сечения $F_{кр}$;
- скорости горения топлива (коэффициента u_1 в законе скорости горения);

- поверхности горения S ;
- площади выходного сечения сопла F_a ;
- количества дополнительно вводимой в камеру массы некоторого рабочего тела.

Схема управления ракетным двигателем твердого топлива многократного включения (РДТТ МВ) представлена на рис. 2.

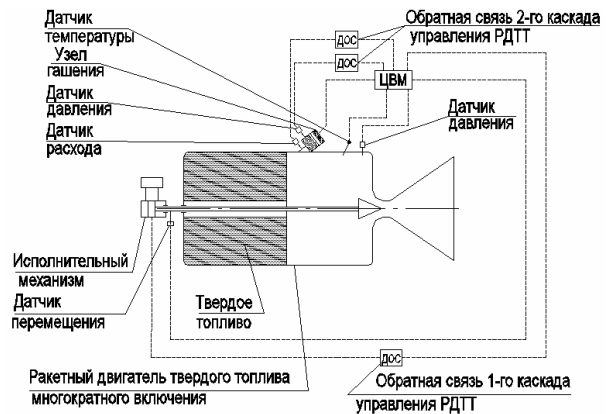


Рис. 2. Схема РДТТ МВ

Ракетный двигатель твердого топлива оснащен двумя подсистемами регулирования тяги (регулирование давления в камере сгорания за счет изменения площади критического сечения центральным телом с помощью исполнительного механизма (ИМ) и ввод жидкого хладагента) [1].

Имеется значительное количество патентов, в которых описываются способы управления РДТТ. Сильной стороной всех этих способов является возможность получения регулирования тяги. Недостатком этих схемных решений является конструктивная сложность механизмов управления и техническое исполнение, а также невысокие массовые характеристики двигателя.

Осуществление многократного выключения и включения предполагается осуществить по комбинированной схеме с одновременным раскрытием критического сечения сопла и воздействием охладителя на горячий слой топлива и горячие конструкционные элементы двигателя. Имеется необходимость в создании двигательной установки, позволяющей осуществлять 3–10 циклов выключений-включений с неопределенным временем выдержки между ними.

Недостатки схемных решений использования одного только способа управления РДТТ:

- при впрыске жидкого хладагента возникает проблема сброса продуктов сгорания и увеличения давления в камере сгорания;

• при быстром регулировании критическим сечением появляется эффект нежелательных пиков тяги, направленных противоположно требуемому командному изменению тяги.

Изменение площади критического сечения сопла осуществляется с помощью исполнительного механизма, который управляется от бортовой цифровой вычислительной машины (ЦВМ) и осуществляет, в том числе, сбор данных по температуре в камере сгорания (КС), по величине давления продуктов сгорания, по перемещению центрального тела сопла.

Схемное решение РДТТ с двумя подсистемами регулирования представляет собой наиболее эффективное использование энергетических характеристик и повышение эффективности регулирования РДТТ (рис. 2) [1].

Ниже представлена схема второй подсистемы регулирования тяги РДТТ: изменение температуры горения твердого топлива (ТТ) и его гашение (рис. 3).

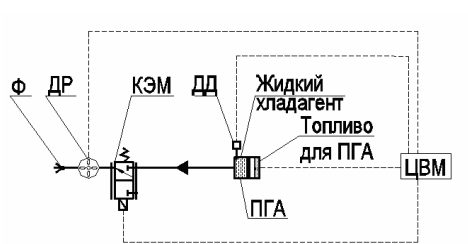


Рис. 3. Схема узла гашения: КЭМ – клапан электромагнитный, Ф – форсунка, ГЦ – гидроцилиндр, ПГА – пневмогидроаккумулятор, ДР – дроссель

Работа узла гашения [1]: по команде от ЦВМ пневмогидроаккумулятор (ПГА) создает определенное давление, равное впрыску жидкого хладагента, которое заранее рассчитано и заложено в программу ЦВМ по заданному закону, и после сигнала от датчика давления ДД фиксируем на ЦВМ, что пневмогидроаккумулятор ПГА готов к работе, после чего от ЦВМ подается сигнал на электромагнитный клапан КЭМ на открытие и через форсунку Ф подается жидкий хладагент в камеру сгорания ракетного двигателя, отключение электромагнитного клапана происходит по команде от ЦВМ по заданному значению расхода, который определяется датчиком расхода.

Возможность многократной подачи жидкого хладагента из одного устройства делает схему надежной за счет исключения многокомпонентных устройств для подачи жидкого хладагента.

Зная расчетный расход жидкости для гашения двигателя и цикл останова двигательной

установки, мы можем рассчитать полный объем заправки пневмогидроаккумулятора на весь режим работы двигателя.

Осуществление глубокого регулирования модуля тяги двигательной установки (ДУ) предполагается выполнить за счет регулирования величины давления в камере сгорания. Обеспечение заданного быстродействия (переход на другой режим не более чем за 1 секунду) и глубины регулирования модуля тяги (не менее, чем в 50 раз) происходит за счет использования двухсвязной системы автоматического управления.

Гашение заряда посредством ввода в камеру сгорания КС 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.

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 горячей поверхности;
- к падению давления в камере вследствие резкого снижения температуры газов.

Физические явления, сопровождающие впрыск охладителя в камеру, можно представить следующим образом.

В результате испарения первой порции охладителя в камере у переднего днища образуется область смеси паров охладителя и охлажденных продуктов сгорания (3 на рис. 4). Последующие порции охладителя, пролетая через эту зону и испаряясь уже значительно слабее, попадают в область горячих продуктов сгорания, вызывая их охлаждение, увеличивая тем самым объем смеси V_1 и уменьшая объем продуктов сгорания V_2 . Снижение температуры в объеме V_1 приводит в конечном итоге к падению давления и появлению волны разряжения, движущейся к переднему днищу камеры. В результате давление уменьшается во всем объеме камеры сгорания.

Доля охладителя, которая попадает на поверхность горения, уменьшает температуру пламени и прогретого слоя конденсированной фазы, и на части поверхности, куда достигает охладитель, происходит гашение пламени. На той части поверхности горения, куда охла-

дитель не попадает (область 4), газоприток продуктов сгорания также уменьшается вследствие общего понижения давления. В конце концов область 3 вытесняет зону 4 и заполняет всю камеру сгорания. Все это приводит к превышению расхода газов из камеры над приходом, обусловленным остаточным горением и испарившимся охладителем [5].

Необходимо отметить, что гашение горения в камере ДУ на ТТ обеспечивается только при условии весьма быстрого введения (соизмеримого со временем релаксации свободного объема камеры и прогретого слоя топлива) охладителя массой, близкой к массе продуктов сгорания. В противном случае продукты сгорания нагреют пары охладителя до высокой температуры, и расход газа из камеры увеличится, но гашения не произойдет.

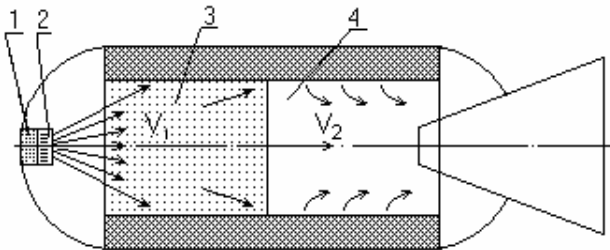


Рис. 4. Гашение двигательной установки на твердом топливе впрыском охладителя: 1 – сжатый газ, посредством которого происходит выброс охладителя; 2 – емкость с охладителем; 3 – зона сгорания паров охладителя и продуктов сгорания; 4 – продукты сгорания

Известно, что срыв пламени в работающем двигателе происходит и при внезапном сбросе давления, достигаемом, например, при вскрытии дополнительных отверстий в корпусе ДУ на ТТ. Для двигателя, имеющего регулируемое сопло, сброс давления может быть достигнут при внезапном (за минимальный промежуток времени) открытии сопла путем перемещения центрального тела. Такое техническое решение ставит, в свою очередь, задачи по исследованию течений в регулируемом сопле, усилий на центральном теле, учет которых необходим для определения динамики быстродействующего привода.

Ниже представлена математическая модель, позволяющая определить основные параметры и характеристики РДТТ МВ, способствующая реализации идеи замены огневых стендовых испытаний математическим моделированием на ЭВМ.

В общем виде динамика внутрикамерных процессов РДТТ описывается следующей системой дифференциальных уравнений [2, 4], включающей в себя уравнения массового баланса, энергии и состояния; расхода продуктов сгорания; прихода продуктов сгорания; скорости горения твердого топлива; потерь тепла:

$$\begin{aligned} \frac{V_k}{RT_{oc}} \frac{dp}{dt} &= \frac{dV_k}{dt} \rho_T \left(1 - \frac{p_k}{\rho_T RT_{oc}}\right) - \\ &\quad - \frac{\mu_c AF_{кр}}{\sqrt{RT_{oc}}} p_k + \frac{p_k V_k}{(RT_{oc})^2} \frac{d(RT_{oc})}{dt}, \\ \frac{p_k V_k}{(RT_{oc})^2} \frac{d(RT_{oc})}{dt} &= Y_T(t) \left(\frac{RT_V}{RT_{oc}} - 1\right) - \\ &\quad - (k-1) \frac{\mu_c AF_{кр}}{\sqrt{RT_{oc}}} p_k - \frac{k-1}{RT_{oc}} \frac{dQ}{dt}, \\ p_k &= \rho RT_{oc}, \quad \frac{dV_k}{dt} = Su, \quad \frac{dQ}{dt} = \int_0^S \alpha(T_V - T_{oc}) dS. \end{aligned} \tag{8}$$

На рис. 5 представлена типичная осциллограмма переходных процессов в РДТТ.

Применение двухсвязной системы автоматического управления позволит наиболее эффективно использовать управление ракетного двигателя твердого топлива многократного включения, т. е. повысить точность управления двигателем, наиболее экономично использовать топливо. Предлагаемая двигательная установка на твердом топливе многократного включения – ДУ на ТТ МВ найдет свое применение в деятельности Российского космического агентства. Теоретические материалы представляют интерес для всех организаций, занимающихся проблематикой транспортных ракетно-космических систем.

Ниже представлены результаты математического моделирования (рис. 6–12).

На рис. 6 показано влияние площади критического сечения сопла на внутрикамерные процессы РДУ при раскрытии сопла. На некоторых участках происходит «заброс давления». Этот процесс не исследован в источниках литературы более детально и имеет только теоретические предположения. На рис. 6 можно увидеть влияние скорости горения ТТ на внутрикамерные процессы, небольшое увеличение давления происходит из-за увеличения площади горения топлива, также можно сказать, что это влияет на устойчивость переходных процессов. Моделирование процессов внутренней баллистики позволят определить закон степени открытия сечения сопла. Отработав заданные параметры на ЭВМ без стендовых испытаний РДТТ, можно разрабатывать методику управления типовыми РДТТ.

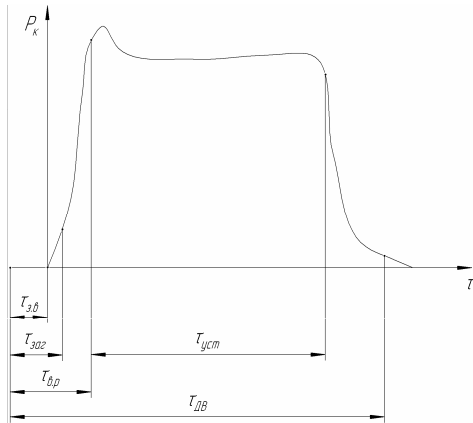


Рис. 5. Типичная осциллограмма переходных процессов в двигательной установке: $t_{з.в}$ – время задержки воспламенения; $t_{ДВ}$ – время работы двигателя; $t_{заг}$ – время задержки появления силы тяги; $t_{в.р}$ – время выхода двигателя на режим; $t_{уст}$ – время работы на установившемся режиме

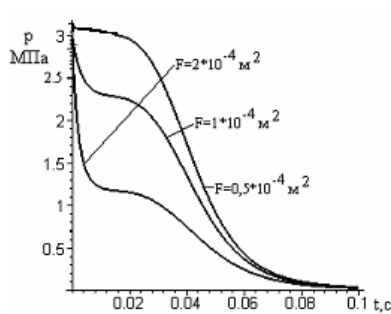


Рис. 6. Зависимость давления от времени в камере сгорания при разных диаметрах критического сечения сопла (ступенчатое воздействие)

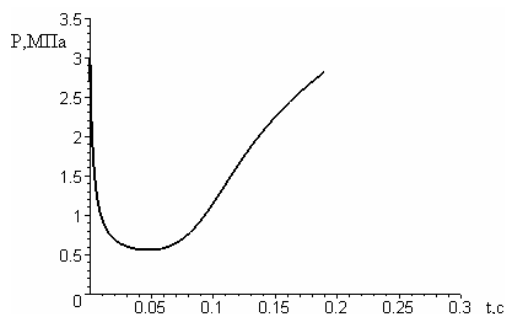


Рис. 7. Изменение давления в камере сгорания при впрыске жидкого хладагента

На рис. 7, 8 подтверждается теоретическая часть, что при впрыске жидкого хладагента давление и температура падает, а потом вновь начинает увеличиваться т. е. твердое топливо ТТ начинает воспламеняться. Количество хладагента не обеспечивает полное гашение ТТ.

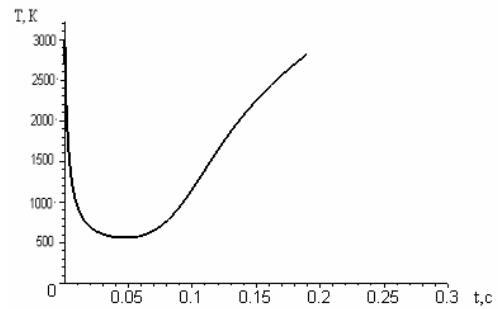


Рис. 8. Изменение температуры в камере сгорания при впрыске жидкого хладагента

На рис. 8, 9, 10 видно, что при впрыске хладагента после 0,1 с увеличивается секундный приход продуктов сгорания, это происходит за счет воспламенения ТТ и прихода парогазовой смеси.

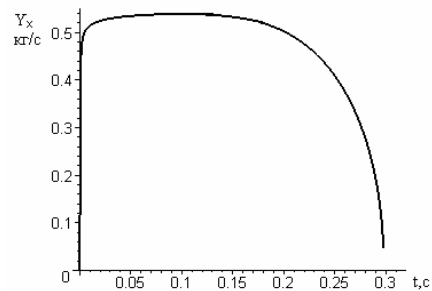


Рис. 9. Секундный приход от парогазовой смеси во времени при впрыске жидкого хладагента

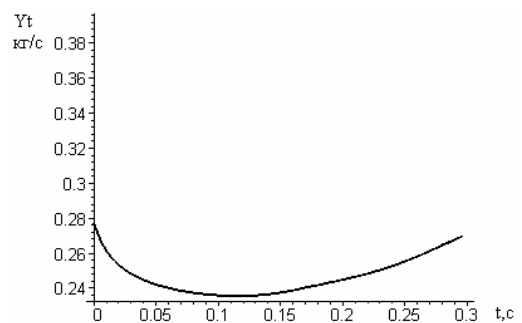


Рис. 10. Секундный приход от сгорания топлива во времени при впрыске жидкого хладагента

Численный эксперимент показал, что при уменьшении диаметра критического сечения давление в КС падает за 0,1 с до нуля, а при впрыске 80...120 г жидкого хладагента давление падает до 0,65 МПа за 0,03 с.

Схема регулирования РДТТ отличается от остальных тем, что двигатель оснащен двумя подсистемами регулирования тяги, что на данный момент является актуальным. Останов двигателя невозможен одним способом, например, если только регулировать критику двига-

теля центральным телом одной рулевой машиной, то топливо может воспламеняться. Надежный способ останова – это впрыск жидкого хладагента, но тут возникает проблема сброса из камеры сгорания продуктов сгорания и увеличения давления в камере сгорания вследствие прихода парогазовой смеси.

На рис. 12, 13 представлен результат численного моделирования двухсвязной системы регулирования РДТТ. Анализируя процесс спада давления в камере сгорания, можно предположить, что применение такого схемного решения позволит наиболее эффективно регулировать и выключать ДУ. Проведя численный эксперимент на ЭВМ для конкретного РДТТ, можно четко сказать, что впрыск жидкого хладагента не обеспечивает погасания ТТ, т. е. топливо вновь начинает воспламеняться. Поэтому необходимо после впрыска жидкого хладагента при давлении в КС 0,65 МПа раскрывать критическое сечение РДУ, обеспечив полное выключение ДУ.

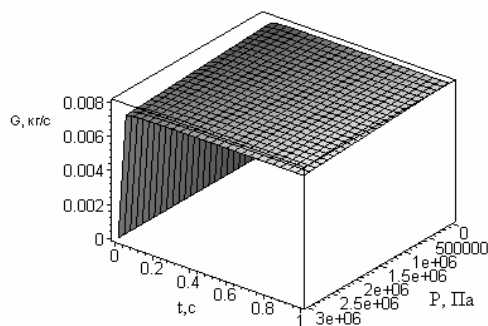


Рис. 11. График зависимости давления от расхода жидкости, подаваемой в камеру сгорания ДУ

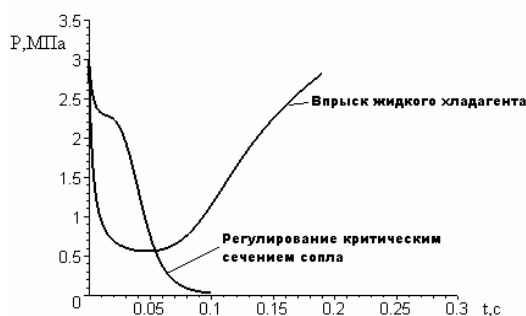


Рис. 12. Изменение давления при впрыске жидкого хладагента и регулирование критическим сечением сопла

На рис. 13 показана работа двухсвязной САУ, падение давление в КС существенно сокращено с 0,1 секунды до 0,05 с по сравнению с использованием только одного способа регулирования. С уменьшением в 2...3 раза време-

ни выключения РДТТ, предоставляется возможность наиболее точно задавать траекторию летательного аппарата (ЛА) и экономить топливо, что явно отразится на массогабаритных и энергетических характеристиках РДТТ.

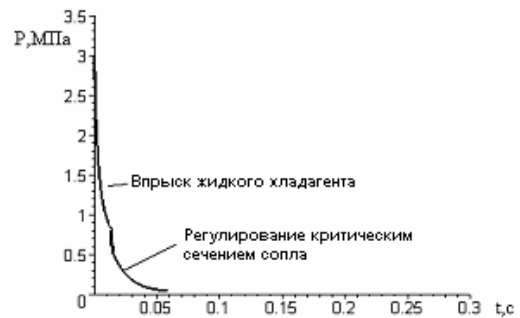


Рис. 13. График выключения РДТТ МВ при работе двух подсистем регулирования

Данная схема позволяет осуществлять впрыск воды из пневмогидроаккумулятора (ПГА) с регулирующим расходом. Возможность многократной подачи жидкого хладагента из одного устройства делает схему надежной и одновременно позволяет уйти от многокомпонентных и многокаскадных устройств.

Зная расчетный расход жидкости для гашения двигателя и цикл работы двигательной установки, можно рассчитать необходимый объем заправки ПГА.

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

- представлены преимущества РДТТ перед другими двигательными установками, которые определяют области применения РДТТ. Они могут использоваться на летательных аппаратах (ЛА) различного назначения как стартовые и разгонные двигатели, а также как вспомогательные двигатели в системах управления и питания ЛА;
- предложен новый принцип обеспечения заданных характеристик РДТТ, основанный на оснащении двигательной установки с гидрогашением и управлением центральным телом и позволяющий расширить диапазон регулирования тяги;
- исследованы характеристики РДТТ с изменяемой площадью поверхности горения как объекта регулирования и впрыском жидкого хладагента;

• результаты численного моделирования позволяют разработать методику для проектирования РДТТ МВ, а также определить характеристики ДУ на ТТ МВ. Полученные резуль-

таты работы позволят осуществлять замену значительной части экспериментальных испытаний математическим моделированием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Смородинов А. П., Целищев В. А.** Регулируемый ракетный двигатель твердого топлива. Патент № 2323364 от 27.04.2008.

2. **Присняков В. Ф.** Динамика ракетных двигателей твердого топлива: Учеб. пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1984. 248 с.

3. Регулируемые твердотопливные двигательные установки / В. Г. Зезин [и др.]. Уфа: Даурия, 1996. 280 с.

4. **Русак А. М., Целищев В. А.** Переходные процессы в РДТТ комбинированной схемы // Динамика машин и рабочих процессов: сб. докл. Всерос. науч.-техн. конф. Челябинск: ЮУрГУ, 2002. С. 124–131.

5. **Ерохин Б. Т.** Теория внутрикамерных процессов и проектирования РДТТ: Учеб. для высш. техн. учеб. заведений. М.: Машиностроение, 1991. 560 с.

ОБ АВТОРАХ



Смородинов Александр Петрович, дипл. магистр техники и технологий по энергомашиностроению (УГАТУ, 2002). Готовит диссертацию о РДТТ МВ.



Целищев Владимир Александрович, проф., зав. каф. прикл. гидромех. Дипл. инж.-мех. по гидр. машинам, гидроприводам и гидропневмоавт. (УГАТУ, 1982). Д-р техн. наук по тепл. двигателям (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. систем автоматики и двигательных установок летательн. аппаратов.