

УДК 629.036.7

## СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

А. М. РУСАК

УГАТУ, факультет авиационных двигателей  
Тел: (3472) 23 09 44 E-mail: alla\_pgm@mail.ru

**Аннотация:** Рассматриваются результаты научно-исследовательских работ, проводящихся в УГАТУ с 1966 года, по созданию системы управления вектором и модулем тяги ракетных двигателей твердого топлива. Приведены основные теоретические положения, экспериментальные результаты

**Ключевые слова:** ракетный двигатель твердого топлива; вдув газа; впрыск жидкости; сверхзвуковое сопло; регулирование тяги по модулю

### ВВЕДЕНИЕ

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) в современном исполнении имеют почти 70-летнюю историю. За это время это семейство двигателей претерпело существенные изменения — от сравнительно простых низкоэнергетических двигателей «Катюши» до мощнейших многофункциональных устройств (стартовые ускорители «Челленджера», маршевые двигатели «Тополя», двигатели систем управления головных частей ракет и спутников).

Сложнейшей технической проблемой для РДТТ является управление вектором и модулем тяги РДТТ.

Управление модулем тяги (УМТ) РДТТ требуется как для обеспечения точности достижения заданных скоростей полета по траектории (УМТ маршевой ДУ), так и для целей управления положением центра масс летательного аппарата (ЛА) — переориентация и стабилизация осей ЛА, компенсация возмущений, реализация маневра и т. п. (УМТ управляющих ДУ). В соответствии с потребностями динамики полета необходимо иметь возможность изменять тягу РДТТ в десятки раз, в лучшем случае — в 5–6 раз. Известны способы УМТ, принципиально позволяющие получить такое управление модулем тяги, однако на практике реализованы пока лишь 1–2 способа (регулирование критического сечения сопла РДТТ, ступенчатое или бесступенчатое регулирование тяги посредством со-

ответствующего проектирования топливного заряда), позволяющие получить минимальный потребный уровень глубины управления. Более перспективные методы УМТ РДТТ пока не вышли за пределы научных исследований.

Управление вектором тяги (УВТ) РДТТ предназначается для управления полетом ракеты на активном участке — для формирования заданной траектории полета с использованием для управляющих усилий (моментов) выхлопной струи маршевого двигателя. УВТ является научно-технической проблемой, решенной существенно полнее, чем УМТ. В настоящее время для УВТ РДТТ практически используется целый ряд способов, обеспечивающих приемлемые характеристики — как весо-габаритные, так и эксплуатационные. Накопленный опыт широко освещен в научно-технической литературе.

Научно-исследовательские работы по этой проблематике в УАИ начались в конце 60-х годов с приездом канд. техн. наук З. Г. Шайхутдинова — ведущего научного сотрудника лаборатории газовой динамики двигателей летательных аппаратов КАИ. Под его руководством сформировалась научная школа, участниками которой защищены более 40 кандидатских и три докторских диссертации, выпущены монографии, учебные пособия, получено несколько сот авторских свидетельств (З. Г. Шайхутдинов, А. М. Русак, Ф. Г. Бакиров, А. Я. Надыршин,

В. М. Клеванский, И. С. Сабуров, Р. В. Никитин, В. А. Лиховских, А. Н. Дегтярев, И. А. Кривошеев, И. М. Уракаев, А. С. Герасимов, В. А. Целищев, В. Н. Филатов, В. Б. Рубцов, В. А. Кронрод, Н. Х. Галимханов и др.) НИР проводились с такими крупнейшими отраслевыми организациями, как ПО «Союз» (Казань), НПО «Искра» (Пермь), Государственный ракетный центр им. акад. В. П. Макеева (Миасс), НПО «Машиностроитель», ЦНИИХМ (Москва) и др.

### НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ВТОРИЧНЫЙ ВДУВ ГАЗА И ВПРЫСК ЖИДКОСТИ (УВТ)

Управляющее усилие в этом случае образуется как сумма реактивной силы вдуваемого (впрыскиваемого) потока и сил возмущения, появляющихся при взаимодействии впрыскиваемого (вдуваемого) потока с основным потоком. В какой-то мере принцип их действия в газодинамическом отношении сходен с принципом действия газовых рулей, но существенно осложнен наличием вторичной струи в сопле.

Основными проблемами, решение которых определяет использование этих способов УВТ, являются вопросы об источнике вторичной массы (газа, жидкости) и управляющих клапанах для их подачи в сопло.

В качестве газа может быть использован основной (камерный) газ, т. е. продукты сгорания основного топлива; газ, вырабатываемый в специальных газогенераторах; газ, перепускаемый из основной камеры сгорания с охлаждением, например, впрыском в него дополнительно жидкости. Когда в качестве охлаждающей жидкости в перепускаемый газ впрыскивается окислитель (например, азотная кислота), вдуваемый в сопло газ становится активным в смысле химического взаимодействия с основным потоком, и в этом случае эффект взаимодействия может быть существенно усилен. Технически наибольшую сложность при использовании вдува газа составляет создание высокотемпературного клапана управления вдувом.

При использовании для УВТ вторичного впрыска проблема сводится к хранению на ракете дополнительного рабочего тела — жидкости. Ее количество достаточно велико в связи с низкой эффективностью жидкости как рабочего тела реактивной системы. Эффективность впрыска может быть резко повышена при использовании жидкостей, вступающих в химическое взаимодействие с основным потоком. Принципы действия систем УВТ со

вдувом и впрыском ясны из схем, приведенных на рис. 1.

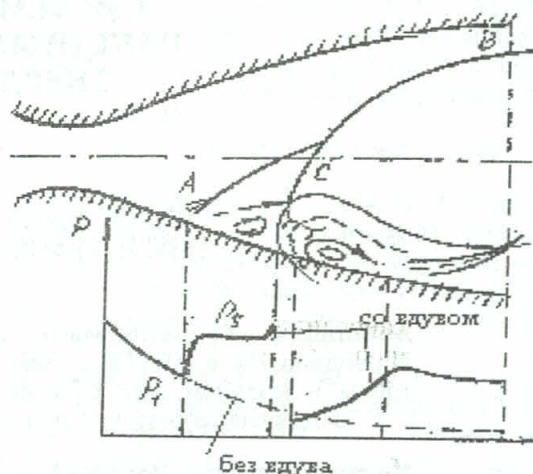


Рис. 1. Управление вектором тяги РДТТ посредством несимметричного вдува газа (или впрыска жидкости) в сверхзвуковой части сопла

Критериев оценки совершенства методов управления вектором тяги достаточно много. Главными из них можно назвать следующие:

- угол отклонения реактивной струи двигателя  $\varphi$  или заменяющие его параметры: коэффициенты боковой силы  $\bar{P}_y, \bar{P}_z$  (в соответствующей плоскости управления);
- потери осевой тяги  $\Delta \bar{P}$ , вызванные воздействием системы УВТ на струю (в относительном виде);
- усилие привода системы, необходимое для перемещения управляющего органа;
- масса, стоимость системы УВТ и другие.

Согласно [2] в зависимости от условий вдува могут быть реализованы три основные схемы взаимодействия потоков, представленные на рис. 2.

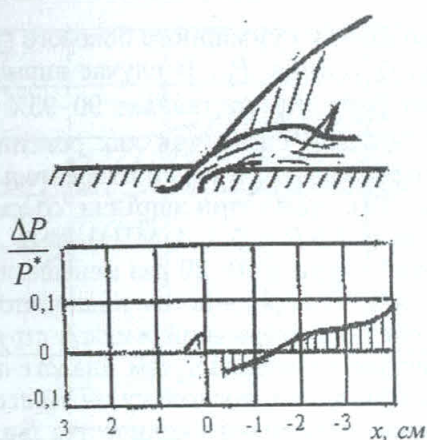


Рис. 2. Газодинамическая схема вдува

а) Струя образует жидкий клин с углом  $\delta$  меньше критического, поэтому скачок перед ним один, наклонный, присоединенный. Струя вначале может быть оторвана от стенки с присоединением к ней дальше вниз. Здесь образуется донная область, замыкающаяся скачком.

б) При очень малых скоростях вдува, независимо от ширины щели и угла наклона ее оси, вторичная струя сразу изменяет свое направление и течет вдоль стенки. В этом случае образуется единственный присоединенный скачок перед щелью. На стенке выше щели давление почти не изменяется, ниже — несколько повышается (рис. 3).

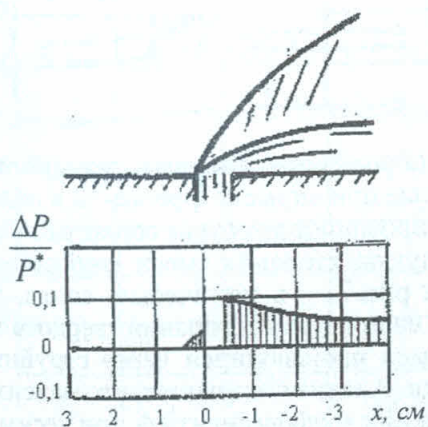


Рис. 3. Взаимодействие потоков при малых скоростях и расходах вторичной струи

при значительных углах наклона оси бокового сопла к стенке изображена на рис. 4. Жидкое препятствие здесь получается более сложной формы. При его обтекании в основном потоке возникает передний  $\lambda$ -образный скачок, а в месте прилипания струи — слабый замыкающий скачок уплотнения.

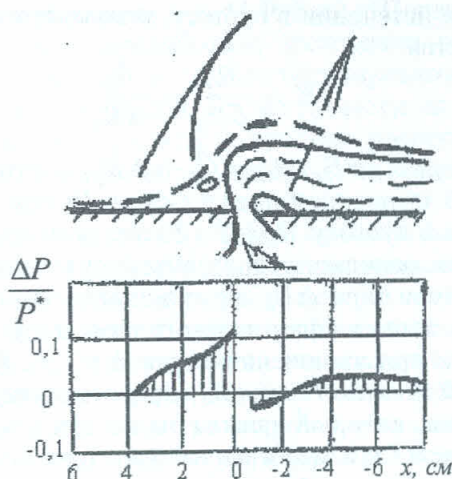


Рис. 4. Вдув с большими перепадами давления

Сложность конфигурации переднего скачка объясняется отрывом пограничного слоя перед местом вдува. В предщелевой зоне образуется замкнутое вихревое течение в виде «жидкого клина», при обтекании которого возникает косой скачок. Как правило, «клин» не заполняет выступа, образованного вторичной струей, поэтому непосредственно перед препятствием появляется отсоединенная сильная ударная волна, которая при удалении от стенки смыкается с косым скачком, с ростом расхода вторичного воздуха, скорости вдува и при изменении других факторов, ведущих к увеличению глубины проникновения вторичной струи, длина зоны возмущения перед щелью становится больше, а профиль избыточных давлений в ней — полнее. Это является особенностью отрывного течения перед препятствием по сравнению со случаем так называемого «чистого отрыва» пограничного слоя, возникающего при его взаимодействии со скачком уплотнения.

Наиболее удобными параметрами, характеризующими эффективность рассматриваемых способов управления вектором тяги, является коэффициент усиления

в) Картина взаимодействия потоков при вдуве с большими перепадами давлений и

$$\Phi = \frac{R_y}{R_f} = \frac{\bar{R}_y}{\bar{G}_j} = \frac{R_{уд.у}}{R_{уд.}}$$

представляющий собой, по существу, отношение удельной боковой силы, создаваемой системой УВТ, к удельной тяге основного сопла при истечении в пустоту, и коэффициент качества

$$K = \frac{R_y}{\Delta R_x} = \frac{\bar{R}_y}{\Delta \bar{R}'_x},$$

где  $\Delta R_x = R_x/R_G = \bar{G}_j + \Delta \bar{R}'_x$  — потеря осевой тяги, отнесенная к силе тяги при истечении в пустоту  $R_0$  (или полному импульсу на срезе основного сопла) при отсутствии вдува. Потеря тяги  $\Delta R_x$  в рассматриваемом случае складывается из фактического изменения осевой тяги при включении вдува  $\Delta \bar{R}'_x = R_0 - R_x$  и величины  $\bar{G}_j = R_0$ , представляющей тот вклад, который должна бы внести в создание осевой тяги масса вдуваемого газа, если процесс его расширения проходил бы точно так же, как у основного потока. Заметим, что при вдуве, как правило,  $\Delta \bar{R}'_x < 0$ . В приведенных соотношениях  $R_y$  и  $\bar{R}_y = R_y/R_0$  — абсолютная и относительная величины бокового усилия, соответствующие относительному расходу вторичного газа  $\bar{G}_j = G_j/G_0$ ;  $G_0$  — расход газа при отсутствии вдува;  $R_j$  — сила тяги сопла вдува в предположении, что его степень расширения и параметры торможения на срезе имеют те же значения, что и у основного сопла, а истечение происходит в пустоту.

Коэффициент усиления оценивает конструктивно-технологические свойства метода УВТ, поскольку определяет, какими количествами вторичного расхода приходится оперировать для создания определенной величины бокового усилия. От него зависят габариты, вес и в значительной степени сложность всей системы наддува. Коэффициент качества дает непосредственную оценку экономичности, т. е. показывает, за счет каких потерь тяги достигается та или иная величина боковой силы. Совместно эти коэффициенты достаточно полно характеризуют вдув как метод управления вектором тяги.

По принципу действия и многим аспектам процессов впрыск жидкости аналогичен вдуву газа: так же как при вдуве, боковое усилие возникает в результате перестройки эпюры давлений в возмущенной зоне, ограниченной ударной волной, с одной стороны, и поверхностью сопла — с другой. Эта сила  $P_y^b$  в случае вдува газа составляет пример-

но половину суммарного бокового (управляющего) усилия  $P_y$ . В случае впрыска жидкости сила  $P_y^b$  составляет 90–95% суммарной боковой силы, так как реактивная сила впрыскиваемой струи относительно невелика. Так, даже при впрыске со скоростью 100 м/с ( $\Delta P = 5 \dots 7$  МПа) сила реакции жидкой струи в 10–20 раз меньше, чем реакция газа. Совершенно очевидно, что эффект воздействия вторичной жидкой струи также существенно меньше, чем аналогичный эффект при вдуве, поскольку он зависит от величины подводимого количества движения, а последнее в случае впрыска меньше на порядок по сравнению со вдувом. Тем не менее качественно картины взаимодействия потоков при вдуве и впрыске очень похожи (рис. 5).

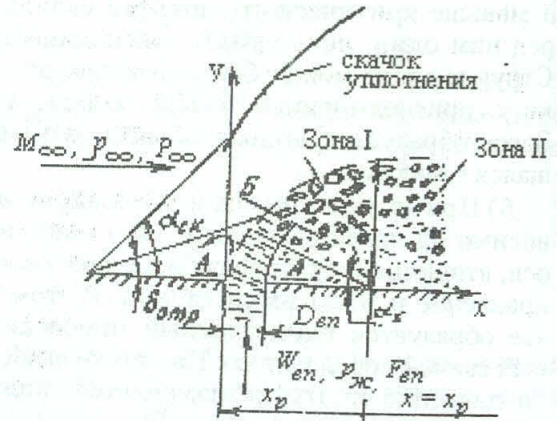


Рис. 5. Впрыск жидкости в сверхзвуковой части сопла

На рис. 6 представлены результаты, полученные при впрыске фреона-12 и воды в профилированное высотное сопло, работавшее на продуктах сгорания смеси «керосин-воздух», а на рис. 7 — в конические сопла, работавшие на продуктах сгорания твердого топлива. Впрыск производился через струйные форсунки. Анализ показывает, что максимальные значения коэффициента  $\Phi$  при несимметричном впрыске нейтральных жидкостей в сопло не превосходят 0,65. Это значение  $\Phi$  соответствует впрыску в сопло РДТТ фреона-12 в оптимальных условиях организации впрыска — через 2–3 отверстия с максимальной скоростью ( $\Delta P = 3,9 \dots 4,9$  МПа) при оптимальном положении места впрыска ( $l_j = l_{j\text{опт}}$ ).

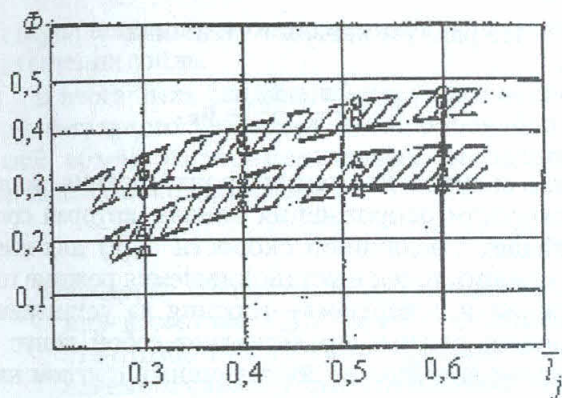


Рис. 6. Зависимость коэффициентов усиления от места впрыска:  $\circ$  — фреон 12;  $\Delta$  — вода

В 1970 году впервые была разработана и экспериментально исследована система УВТ с впрыском  $N_2O_4$  (азотный тетроксид — штатный окислитель ракетных топлив). Тепловыделение в отрывной зоне — результат окисления продуктов сгорания ТТ — увеличивает размеры самой отрывной зоны, способствует росту давления в ней и в итоге увеличивает боковую силу. Результаты по УВТ впрыском  $N_2O_4$  также представлены на рис. 7.

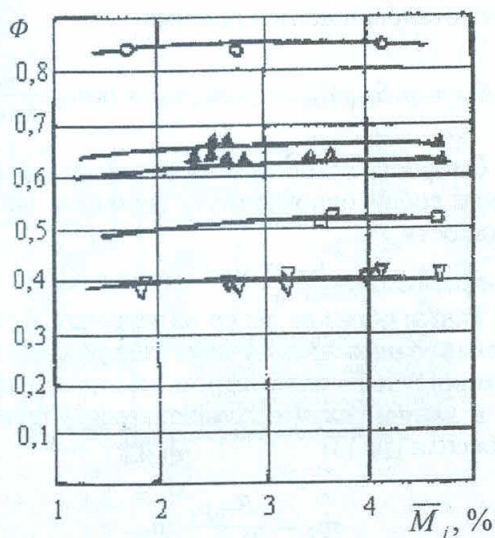


Рис. 7. Тяговые характеристики систем УВТ впрыском жидкости: РДТТ; топливо класса ПАЛ;  $\square$  — фреон-12;  $\nabla$  — вода;  $\circ$  —  $N_2O_4$ ;  $\Delta$  —  $H_2O_2$

## УПРАВЛЕНИЕ МОДУЛЕМ ТЯГИ

Из многочисленных вариантов управления модулем тяги исследовались схемы УМТ: вдув окислительного газа непосредственно в горячий слой твердого топлива (А. Н. Дегтярев), двигатели отдельного снаряжения (А. С. Герасимов), «гидравлический» способ регулирования тяги (И. А. Кривошеев, А. М. Русак). Последняя схема была проработана достаточно полно. Суть ее состоит в том, что регулирование поверхности горения осуществляется за счет управления местной скоростью распространения горения. Объем заряда вдоль направления горения пронизывается цилиндрическими каналами (рис. 8). Торцы каналов, выходящие на негорящую поверхность заряда, соединяют через специальный регулирующий клапан с дополнительной камерой или атмосферой. Каналы заполняются жидкостью (спирт, керосин, глицерин), которая под воздействием давления в камере сгорания выдавливается из каналов через регулирующий клапан с определенной скоростью. Выдавливая жидкость, горячие продукты сгорания проникают в освободившееся отверстие и поджигают стенки каналов, в результате чего торцевая горячая поверхность заряда превращается в коническую. Газоприток определяется скоростью выдавливания жидкости из каналов и регулируется изменением расхода жидкости через клапан.

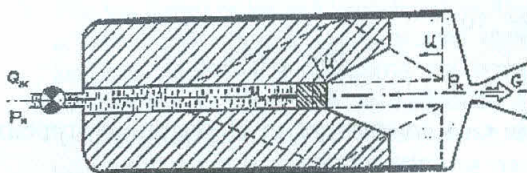


Рис. 8. Схема УМТ «гидравлическим» способом

Наиболее часто циклограмма работы двигателя начинается с низкого уровня тяги. В схеме, приведенной на рис. 8, этому соответствует горение по торцевой поверхности, когда скорость горения  $u_{гор}$  совпадает со скоростью движения поршня  $u_{порш}$ , т.е.  $S_{гор} = S_{тц}$ . Видно, что скорость движения поршня определяется расходом жидкости через регулятор слива  $u_{порш} = Q_k / F_{кан}$ . Требование

$u_{гор} < u_{порш}$  является жестким, и его нарушение приводит к нерасчетным режимам работы двигателя, поэтому на практике необходимо обеспечить некоторый запас скорости горения топлива по сравнению со скоростью опорожнения каналов. В этом случае горение происходит по сложной переходной поверхности, в которую в общем случае могут входить и элементы торцевой поверхности, и поверхность, образованная суперпозицией последовательных конусов. В пределе на установившемся режиме поверхность горения представляет собой усеченный конус, меньшим основанием которого является площадь канала, а большим — поперечное сечение камеры. В случае размещения по объему заряда нескольких каналов картина усложняется за счет пересечения соответствующих поверхностей горения. Газоприход от горячей поверхности твердого топлива в камеру сгорания может быть представлен следующей зависимостью [1]

$$\dot{m}_r = (S_{тц} + S_{кан})\rho_T u_{гор}.$$

Уравнение горячей поверхности в дифференциальной форме имеет вид

$$\frac{\partial \varphi_i}{\partial t} + \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} u_x + \frac{\partial \varphi_i}{\partial y} u_y + \frac{\partial \varphi_i}{\partial z} u_z = 0,$$

где  $u_x, u_y, u_z$  — проекции скорости вектора на координатные оси. Скорость всегда направлена по нормали к горячей поверхности, а поскольку косинусы нормали есть  $\frac{\partial \varphi_i}{\partial x}, \frac{\partial \varphi_i}{\partial y}, \frac{\partial \varphi_i}{\partial z}$ , то

$$\frac{\partial \varphi_i}{\partial t} \pm \frac{\partial \varphi_i}{\partial n} = 0,$$

где «+» соответствует внутреннему горению, а «-» — внешнему.

Для поверхности вращения (канального заряда)  $\varphi_i = r - \psi_i(t, x) = 0$  получим

$$\frac{\partial \psi_i}{\partial t} = \pm u \sqrt{1 + \left(\frac{\partial \psi_i}{\partial x}\right)^2};$$

$$\frac{\partial z}{\partial t} = \pm u \sqrt{1 + \left(\frac{\partial z}{\partial x}\right)^2}.$$

Но, с другой стороны, для горения в канале

$$\frac{\partial r}{\partial t} = \frac{u}{\cos \alpha}; \quad \frac{\partial r}{\partial x} = \operatorname{tg} \alpha,$$

где  $\alpha$  — угол наклона конической поверхности.

На радиусе канала  $r$  величина

$$\frac{\partial x(r, t)}{\partial t} = u_{ж},$$

т. е. скорость движения фронта горения равна скорости опорожнения канала, которая совпадает с величиной скорости  $u_x(r)$  для всех горящих точек в установившемся режиме горения и поверхность горения на установившемся режиме представляет собой конус с прямолинейными образующими с углом наклона

$$\frac{u_{гор}}{u_{ж}} = \sin \alpha.$$

Поверхность горения есть функция постоянной величины — площади торца заряда и переменных условий работы двигателя — скорости слива  $u_{ж}$  и скорости горения  $u_{гор}$ :

$$S_{гор} = \frac{S_{тц}}{\sin \alpha} = \frac{S_{тц} u_{гор}}{u_{ж}}.$$

Этот вывод справедлив для любого числа каналов и конфигурации поверхности заряда.

Газоприход в камеру сгорания определяется как

$$\dot{m}_r = 2\pi\rho_T \int_0^l u_{гор} r dl = 2\pi\rho_T \int_{r_1}^{r_2} \frac{\partial x}{\partial t} r dr;$$

для установившегося режима

$$\dot{m}_r = \rho_T S_{гор} u_{гор} = \rho_T S_{тц} u_{ж} = \rho_T u_{гор} \frac{S_{тц}}{\sin \alpha}.$$

Скорость освобождения каналов представляет собой однозначную функцию расхода жидкости

$$u_{ж} = Q_{ж}/F_{кан}.$$

Таким образом легко определяется статическая взаимосвязь между газоприходом и регулировочным параметром, которым является в данном случае площадь регулируемого дросселя  $f_{др}$  [3]

$$\dot{m}_r = \frac{S_{тц}\rho_T}{F_{кан}\rho_{ж}} \dot{m}_{ж}.$$

Однако такая схема обладает одним существенным недостатком — сравнительно большим временем переходных процессов, что обычно неприемлемо для практических задач. Для устранения (или снижения) этого была предложена комбинированная схема управления — изменение поверхности горения ТТ

с параллельным регулированием критического сечения сопла.

В итоге была создана конструкция экспериментального двигателя и выполнен большой объем экспериментальных исследований, целями которых были:

- проверка совместного функционирования в составе РДУ ранее в отдельности отработанных узлов: системы управляемого слива, управляемого соплового блока, канального заряда и т. д.;
- возможно более полное исполнение заданных циклограмм работы ДУ, построенных в соответствии с предложениями по перспективному использованию ДУ такого типа;
- получение экспериментального материала о ходе и качестве внутренних рабочих процессов двигательной установки, в том числе особое внимание было уделено определению характеристик переходных процессов.

Экспериментальный двигатель показан на рис. 9, а типичные осциллограммы процесса запуска — на рис. 10.

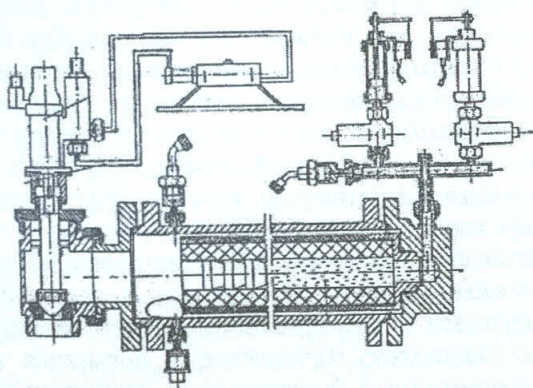


Рис. 9. Экспериментальный двигатель

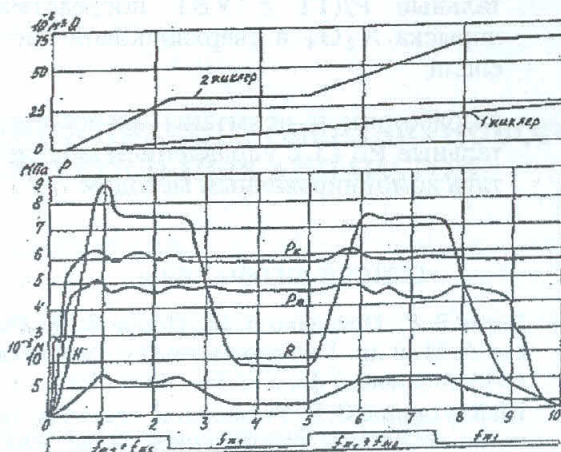


Рис. 10. Осциллограммы параметров ДУ

По теоретической и экспериментальной проработке данной схемы получены следующие результаты.

1. Получены двухкратные (в течение пуска) выходы на большой и малый режимы. Выход на первый большой режим осуществлен с начальной поверхности, выход на второй большой режим осуществлялся от малого режима.
2. Глубина управления газорасходом составила от 4,4 до 6 раз.
3. Время выхода на заданный уровень режима с начальной поверхности происходило за 0,8–0,9 с, выход на установившийся режим (после заброса) осуществился через 1,3 с. Время выхода на большой режим с малого режима составило 1,0–1,2 с.
4. Обратные переходные процессы (с большого на малый) составили 1,0... 1,3 с.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в процессе выполнения вышеуказанных научно-исследовательских работ были впервые получены следующие результаты:

- выявлены и исследованы газодинамические структуры, возникающие за ударной волной в сверхзвуковой части сопла;

- разработаны и испытаны экспериментальные РДТТ с УВТ посредством впрыска  $N_2O_4$  в сверхзвуковой части сопла;
- разработаны и испытаны экспериментальные РДТТ с управлением модулем тяги комбинированным методом.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зезин В. Г., Петренко В. И., Попов В. Л., Русак А. М. и др. Регулируемые твердотопливные установки. Уфа: УГАТУ, 1996. 296 с.
2. Шайхудинов З. Г. Управление вектором тяги по модулю и направлению. Уфа: УАИ, 1981. 86 с.

3. Петренко В. И., Попов В. Л., Русак А. М., Феофилактов В. И. РДТТ с регулируемым модулем тяги. Миасс: ГРЦ им. акад. В. П. Макеева, 1994. 248 с.

#### ОБ АВТОРЕ

**Русак Анатолий Михайлович**, профессор, зав. кафедрой прикладной гидромеханики, декан факультета авиационных двигателей УГАТУ. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 1963), д-р техн. наук по тепловым двигателям ЛА (УГАТУ, 1995). Исследования в области систем управления двигателями.

