

На правах рукописи

Князев Иван Александрович

Формирование облика
ракетного двигателя твердого топлива с поперечной
тягой

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2010 г.

Работа выполнена в Московском авиационном институте
(государственном техническом университете).

Научный руководитель — доктор технических наук, профессор
Абашев Виктор Михайлович.

Официальные оппоненты — доктор технических наук, профессор,
Ерохин Борис Тимофеевич.
— кандидат технических наук,
старший научный сотрудник
Байков Алексей Витальевич.

Ведущая организация — Федеральное государственное унитарное
предприятие «Научно-исследовательский институт полимерных
материалов». ФГУП «НИИ ПМ» (г. Пермь).

Защита диссертации состоится « 23 » декабря 2010 г. в
15 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.08 при
Московском авиационном институте (государственном
техническом университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80,
ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского
авиационного института.

Автореферат разослан « 22 » ноября 2010 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
доктор технических наук, профессор

Ю.В. Зуев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Развитие и совершенствование твердотопливной ракетной техники и твердотопливных двигательных установок идет по пути повышения энергетических характеристик, совершенствования габаритно-массовых характеристик и увеличения их надежности. В настоящее время особое внимание уделяется методам и способам управления полетом ракеты за счет создания боковых управляющих усилий.

Одна из проблем, связанная с запуском пилотируемого космического корабля «Союз-ТМА» с космодрома «Восточный», заключается в необходимости обеспечения увода срабатываемой двигательной установки системы аварийного спасения (ДУ САС) в заданный район, имеющий диаметр падения 1 км. Это условие необходимо выполнить в случае аварии ракетоносителя.

В настоящее время изменение вектора направления полета зенитных управляемых ракет достигается поворотом закрылок, что не всегда удовлетворяет требованиям технического задания. Для снижения времени изменения вектора направления полета ракеты целесообразно приложить к ракете дополнительную силу, перпендикулярную ее оси и максимально удаленную от ее центра тяжести. В этом случае ракета в течение малого времени сможет не только повернуть в нужное направление, но и развернуться на 180° при минимальном радиусе разворота. В результате такой модернизации зенитных управляемых ракет вероятность поражения цели значительно возрастает.

Таким образом, создание ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), обеспечивающего изменение направления вектора тяги на 180° и имеющего регулируемую площадь критического сечения, является актуальной задачей развития и совершенствования ракетных двигателей твердого топлива.

Цели работы:

- разработка облика конструкции РДТТ, у которого регулируемый по величине вектор тяги направлен перпендикулярно оси двигателя;
- разработка облика ракетного двигателя на твердом топливе с поперечной тягой для двигательной установки системы аварийного спасения космического корабля «Союз-ТМА»;
- создание приближенной аналитической методики для расчета основных параметров двигателя на этапе раннего проектирования двигателя;
- разработка экспериментальных установок, необходимых для проведения статических и огневых стендовых испытаний, предназначенных для проверки работоспособности конструкции, сравнения внутрибаллистических характеристик с расчетными параметрами и подтверждения правильности приближенной аналитической методики.

Научная новизна.

- облик конструкции РДТТ с регулируемым по величине вектором тяги, направленным перпендикулярно оси двигателя.
- приближенная аналитическая методика расчета основных параметров на этапе раннего проектирования двигателя.
- результаты анализа численных исследований по определению основных характеристик газового потока в предсопловом объеме РДТТ с поперечной тягой.
- численные значения нового коэффициента конструкции предсоплового объема, связывающего между собой величины средних значений давлений в предсопловом объеме и на входе в сопло.
- разработка двух стендов и экспериментальные результаты, полученные на стенде для определения характеристик управления величины вектора тяги и огневом стенде для испытаний РДТТ с поперечной тягой.

Практическая значимость. Разработанный двигатель с поперечной тягой входит в состав двигательной установки системы аварийного спасения космического корабля. С помощью

него станет возможным изменять направление отделившейся установки, что обеспечит приземление спускаемого космического аппарата в расчетном месте в случае аварии ракетоносителя.

Разработанная приближенная аналитическая методика внедрена на ОАО «МКБ «Искра» и использовалась при создании двигателя поперечного управления ракетного блока аварийного спасения перспективного пилотируемого транспортного средства, разработанного на РКК «Энергия».

Достоверность результатов и выводов, полученных при проведении термогазодинамических расчетов, подтверждается результатами экспериментальных статических и огневых стендовых испытаний. Статические испытания экспериментальной установки выполнялись на стенде для предопловой камеры и для РДТТ с поперечной тягой. Огневые стендовые испытания проводились для РДТТ с поперечной тягой.

При построении математической модели применяются общепринятые математические методы и методики расчетов. Максимальные различия между теоретическим и экспериментальным значением достигают 11%.

Личный вклад. Разработан и спроектирован РДТТ с поперечной тягой с последующим изготовлением. Созданы модели конструкции РДТТ с поперечной тягой в программе Solid Works, проведены термогазодинамические расчеты по программе COSMOS Flo Works. Выполнен анализ результатов компьютерных расчетов, введен и рассчитан новый коэффициент конструкции предопловой камеры двигателя с поперечной тягой. Создана приближенная аналитическая методика расчета конструкции двигателя с поперечной тягой. Разработан стенд и выполнено проектирование ступельной оснастки для проведения статических и огневых стендовых испытаний. Разработана программа проведения статических и огневых стендовых испытаний. Проведен анализ результатов экспериментальных исследований.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на научно-технических советах в ОАО «МКБ «Искра» в 2006, 2007, 2008 гг., на седьмой международной конференции «Авиация и космонавтика» в 2008г., на восьмой международной конференции «Авиация и космонавтика» в 2009г., на конкурсе научно-технических работ и проектов молодых ученых и специалистов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» в 2009г., на кафедре «Конструкция и проектирование двигателей» МАИ в 2009, 2010гг.

Публикации. Результаты работ опубликованы в 5-и статьях.

Объем работ. Диссертация состоит из введения, пяти глав, выводов, списка используемых источников и приложения 1.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В первой главе рассмотрены и проанализированы конструкции и схемы существующих исполнительных устройств системы управления тягой, а именно: РДТТ с вращающимся соплом и РДТТ с изменяющей площадью критического сечения сопла.

Вращающееся управляющее сопло является органом управления, позволяющим изменять направление вектора тяги относительно оси ракеты за счет несовпадения направления вектора тяги с осью его вращения.

Комплект из четырех вращающихся управляющих сопел позволяет плавно регулировать поперечную тягу. Их важной отличительной особенностью является то, что форма газового тракта и предсоплового объема остается неизменной, а величина зазора между подвижной и неподвижной частями - небольшим. Это позволяет упростить тепловую защиту узла подвеса, а при управлении осуществляется равномерное распределение передачи усилия с подвижной части сопла на неподвижную.

В зависимости от усилий, которые требуется создать с помощью вращающихся сопел и условий их компоновки, конструкции системы управления могут быть выполнены различным образом. Если, например, требуются небольшие управляющие усилия, то целесообразно использовать вращающиеся сопла с косым срезом, у которых ось вращения совпадает с осью раструба. Вращающиеся сопла с косым срезом могут иметь разъем в докритической (рис. 1а), критической (рис. 1б) и в закритической частях (рис. 1в). Очевидно, что схема, представленная на рис. 1в, имеет преимущества, т.к. обеспечивает менее тяжелые условия работы подвеса сопла.

При больших управляющих усилиях выгодно применять вращающиеся сопла, ось вращения подвижной части которых находится под углом к продольной оси ракеты (рис. 2).

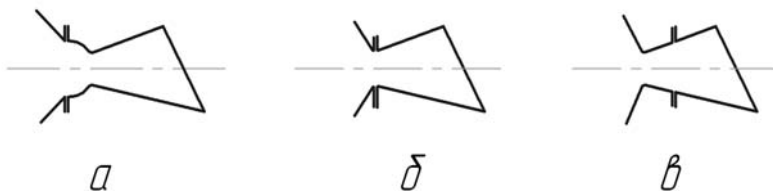


Рис. 1.

В этом случае конструкции вращающихся сопел могут отличаться расположением места разъема между подвижной и неподвижной частями, который может находиться в докритической (рис. 2а), критической (рис. 2б) и закритической частях сопла (рис. 2в).

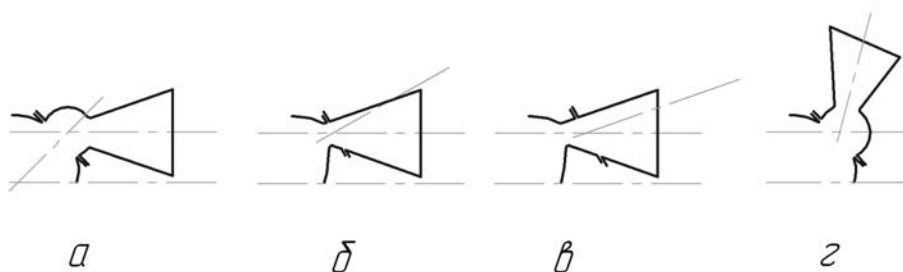


Рис. 2.

В настоящее время актуально создание конструкции РДТТ, который может отклонять суммарный вектор тяги на угол $\pm 90^\circ$. Боковые усилия, равные по величине суммарному вектору тяги, в любой из плоскостей вращения можно получить с помощью исполнительного устройства, содержащего четыре сопла, расположенные, например, в плоскости стабилизации (рис. 3). Такой подход позволяет совместить в одном устройстве функции двигателя и органа управления ракеты как по направлению, так и величине.

Наиболее простым и достаточно эффективным способом изменения величины вектора тяги РДТТ является управление площадью критического сечения сопла.

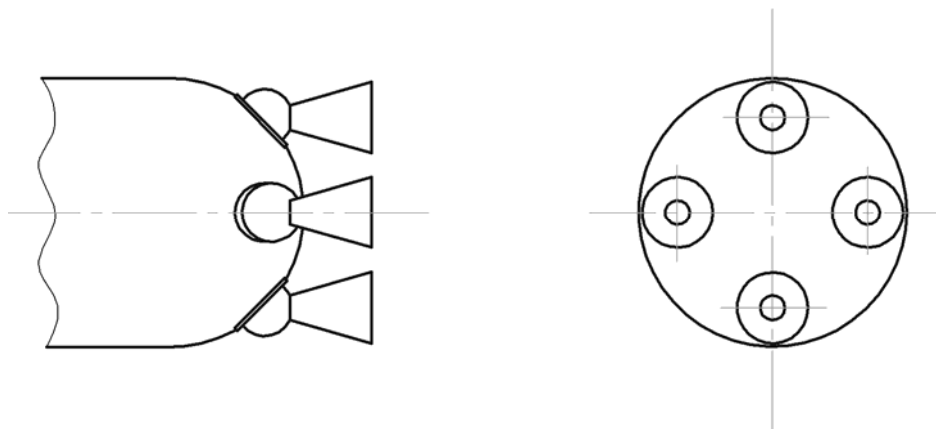


Рис. 3.

На рис. 4 показана схема регулируемого сопла с деформируемым внутренним контуром. Контур сопла без приложения кольцевой нагрузки занимает положение 1, а с приложением внешней распределенной радиальной нагрузки Q - положение 2. Достоинство этих схем состоит в том, что отсутствует непосредственный контакт между подвижными деталями и потоком продуктов сгорания (ПС). В настоящее время схемы сопел, соответствующие рис. 4, исследуются на различных предприятиях промышленности.

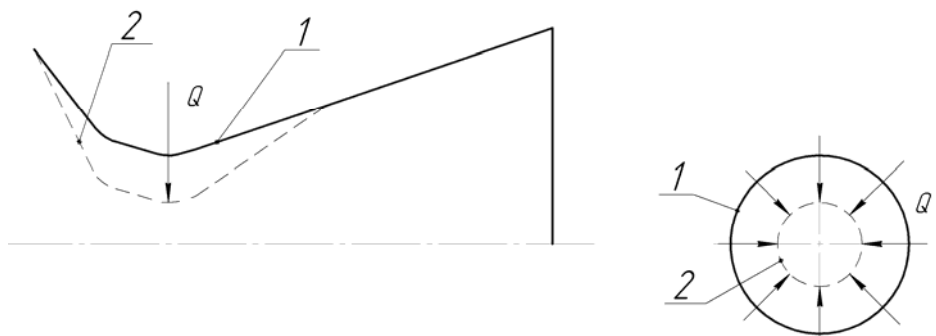


Рис. 4.

Наиболее приемлемы для РДТТ схемы типа «статор-ротор». Изменение площади критического сечения обеспечивается угловым поворотом вала привода, связанного с цилиндрической полый деталью (ротором). Ротор имеет на боковой поверхности одно или

несколько сквозных отверстий. Они размещены относительно неподвижной детали (статора), имеющей аналогичные окна. Максимальной площади критического сечения соответствует случай, когда окна ротора совпадают с окнами статора. Имеется несколько разновидностей схем регуляторов: регулятор, у которого внутренняя полость ротора нагружена давлением камеры сгорания (рис. 5); регулятор, в котором продукты сгорания из камеры двигателя проходят через окна статора и ротора в направлении продольной оси (рис 6).

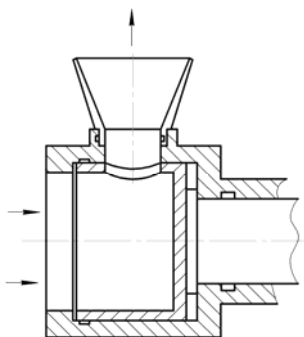


Рис. 5.

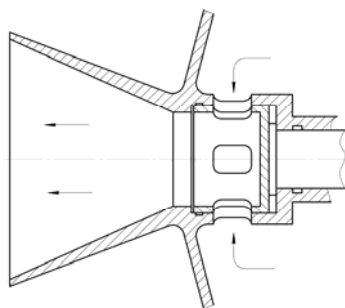


Рис. 6.

Проведенный анализ показал, что ряд известных схемных решений не эффективен для практического использования. В таких схемах имеются: сложные геометрические формы проточного тракта и его значительное изменение при перемещении исполнительного элемента, существуют тяжелые условия работы РДТТ под действием механических и тепловых нагрузках, присутствуют значительные потери импульса тяги, реализуется большая затрачиваемая мощность привода и существенная нелинейность изменения тяги при перемещении РДТТ, имеется возможность забивания минимального проточного тракта продуктами разложения материалов тепловой защиты камеры сгорания и др.

К недостаткам вращающихся сопел можно отнести: наличие больших боковых сил и газодинамических моментов, возникают сложные проблемы эрозии материала в шарнире и более высокие потери в сопле. Для сопла с поворотным раструбом эффективность управления в большой степени зависит от места разреза сопла. Кроме того, место разреза имеет особое значение в связи с тем, что в области разреза приложена большая часть эффективной управляющей силы. Размещение центра поворота раструба является определяющим с точки зрения минимизации газодинамического момента. Наиболее сложными задачами при разработке сопла с поворотным раструбом являются:

- 1) предотвращение эрозии материала из-за рециркуляции газа непосредственно за линией разреза, где присутствуют большие тепловые нагрузки;
- 2) обеспечение механической прочности неподвижной части сопла в районе разреза;
- 3) обеспечение нужного зазора в шарнире;
- 4) выбор материалов, способных выдержать эрозионные условия работы.

Анализ существующих литературных источников позволил сформулировать задачи исследования.

Во второй главе разработана конструкция РДТТ с поперечным вектором тяги для ДУ САС (рис. 7). РДТТ с поперечной тягой состоит из камеры, заряда, воспламенителя, пиропатрона и четырех сопел с механизмами, которые создают поперечную тягу. Площади критических сечений сопел равны при максимально открытом положении. Сопла расположены в одной плоскости перпендикулярно оси двигателя, их оси также перпендикулярны друг другу (рис. 8 и 9). Такое расположение сопел дает максимальную поперечную тягу во всех плоскостях.

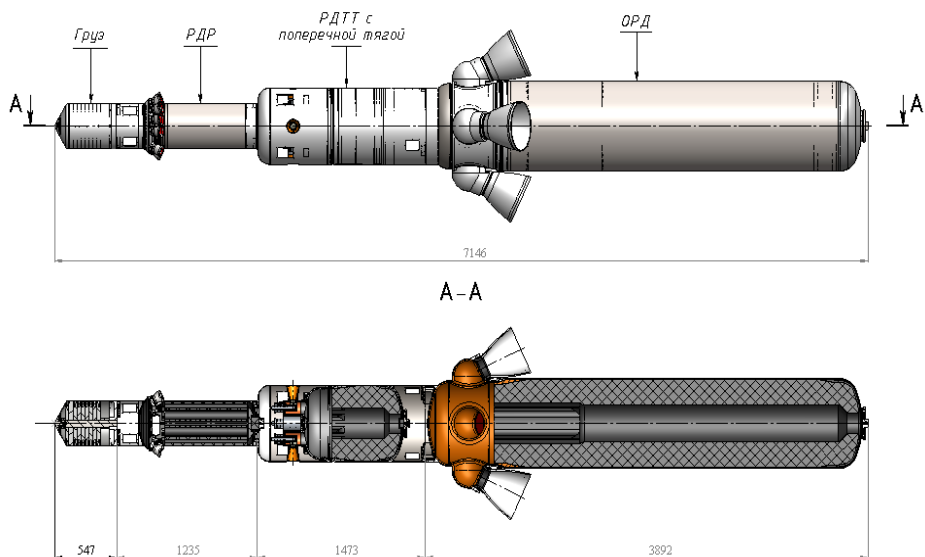


Рис. 7.

Для поддержания постоянного давления в камере сгорания необходимо, чтобы суммарная площадь критических сечений сопел оставалась постоянной.

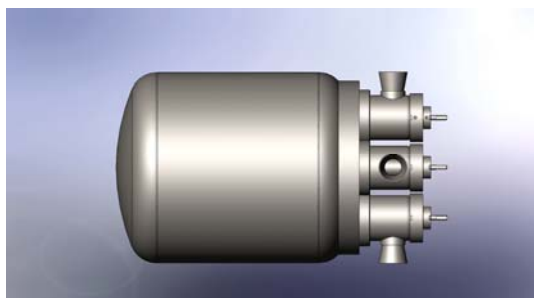


Рис. 8.

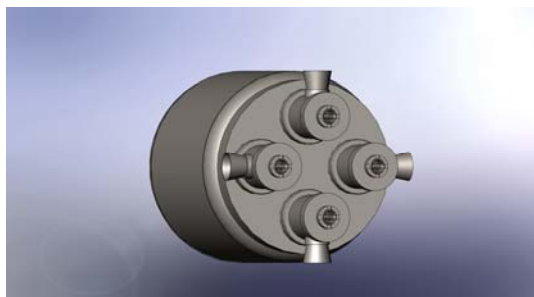


Рис. 9.

Рассмотрим работу РДТТ с поперечной тягой для ДУ системы аварийного спасения космонавтов. При уводе ДУ системы аварийного спасения площадь критического сечения одного из сопел максимально открыта, а площади критических сечений трех других сопел одинаковы и открыты на одну треть от максимальной площади. При необходимости площади критических

сечений можно менять, но так, чтобы суммарная площадь критических сечений всех четырех сопел оставалась неизменной. Это нужно для поддержания постоянного давления в камере сгорания. В отличие от штатных двигателей увода, которые отклоняют ДУ только в одном из четырех направлений, РДГТ с поперечной тягой способен уводить установку в любом направлении. Кроме того, можно изменять направление увода. Такие технические операции обеспечиваются возможностью непрерывного изменения площади критического сечения двигателя.

Также во второй главе разработана конструкция, в которой изменяется площадь критического сечения (рис. 10, 11) сопел, расположенных перпендикулярно продольной оси двигателя.



Рис. 10.

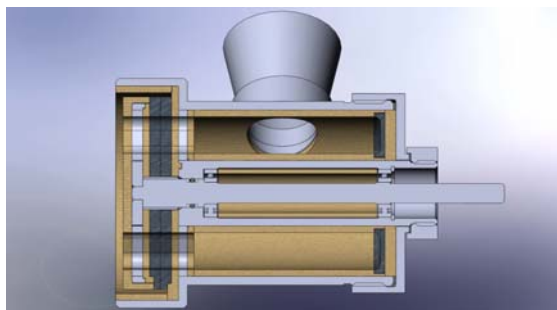


Рис. 11.

Конструкция состоит из корпуса, вала, теплозащитного покрытия, подшипников и сопла.

На валу расположена диски с четырьмя отверстиями. Такие же отверстия выполнены на стенке корпуса. Эти отверстия и являются критическим сечением.

Вал устанавливается на подшипнике и совершает вращательные движения. Это приводит к смещению отверстий

дисков и корпуса. Таким образом, изменяется площадь критического сечения и соответственно, величина вектора тяги.

На рисунке 12 представлен чертеж конструкции с необходимыми размерами для оценки и представление габаритов.

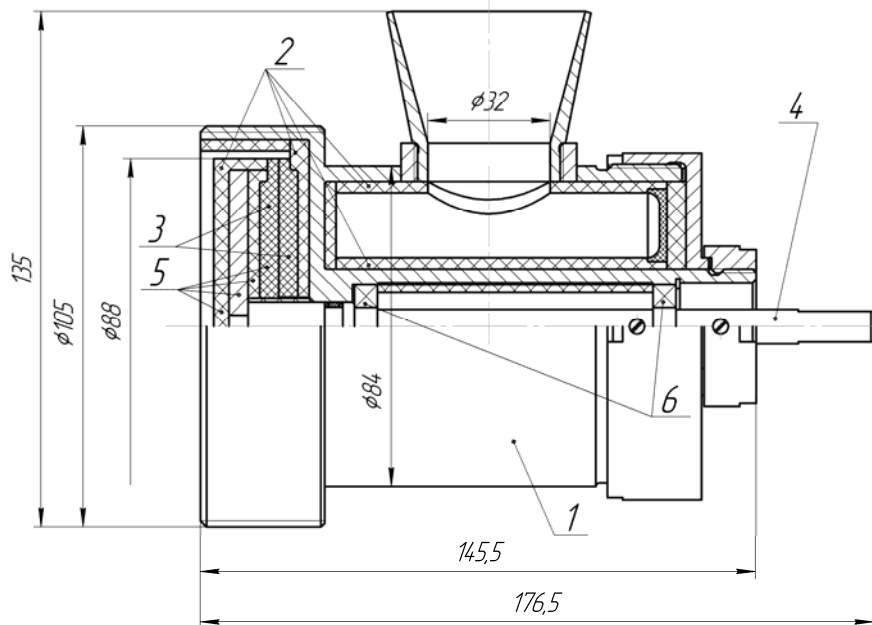
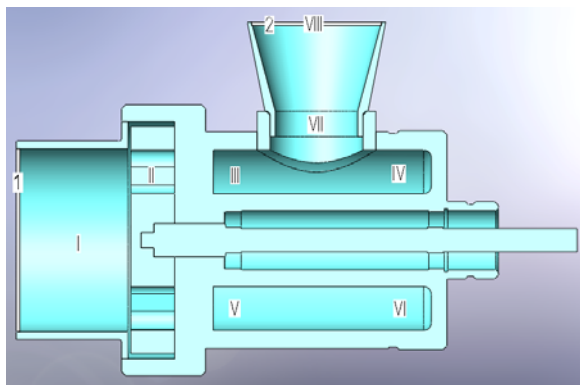


Рис. 12.

Корпус 1 конструкции выполнен из стали марки 30ХГСА. Теплозащитный материал 2 – из стеклотекстолита ПСК. Графит МПГ-7 (поз. 3) минимизирует силу трения трущихся дисков и исключает зашлаковку зазоров. Вал 4 с дисками 5 имеет возможность вращения на подшипниках 6.

В третьей главе представлен термогазодинамический расчет модели конструкции РДТТ с поперечной тягой и анализ результатов.

Для проведения термогазодинамического расчета создана модель конструкции РДТТ с поперечной тягой в программе Solid Works. Используя программу COSMOS Flo Works, задаются граничные и начальные условия задачи. Граничные условия задаются на всех поверхностях стенок модели, включая все входные и выходные отверстия модели, которые условно закрыты моделями-заглушками.



Расчетную область модели (рис. 13) разбиваем на восемь участков. Выполняем термогазодинамические расчеты при различных значениях диаметра критического сечения. Определяются

Рис.13. величины давления,

скорости, температуры во всех сечениях двигателя.

Результаты одного из расчетов представлены в виде линий тока газа (рис. 14).

Как видно из рисунка 14, во внутренней полости происходит существенное перемешивание продуктов сгорания. В рабочих частях IV и VI находится область повышенного давления, что объясняется образованием крупного вихря. Такое вихревое течение продуктов сгорания приводит к повышенным потерям удельного импульса тяги двигателя.

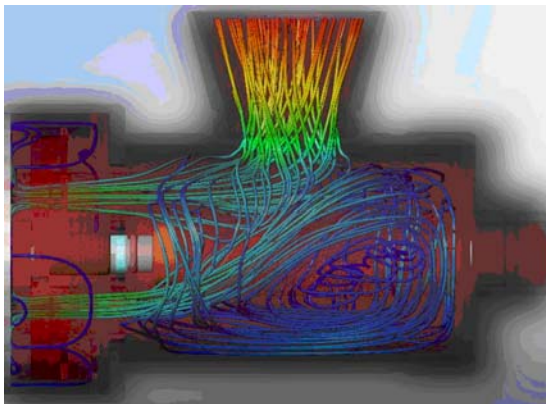


Рис. 14.

Был создан ряд вставок, которые формируют различные геометрические формы предсопловой полости. На рис. 15а, 15в, 15д указаны позиции этих вставок, соответственно 3, 5 и 8. Вставки предназначены для проведения экспериментальных

исследований конструкции предопловой камеры, обеспечивающей наименьшие потери. Для каждой конструкции был проведен газодинамический расчет. На рисунке 15 представлены только некоторые результаты расчетов.

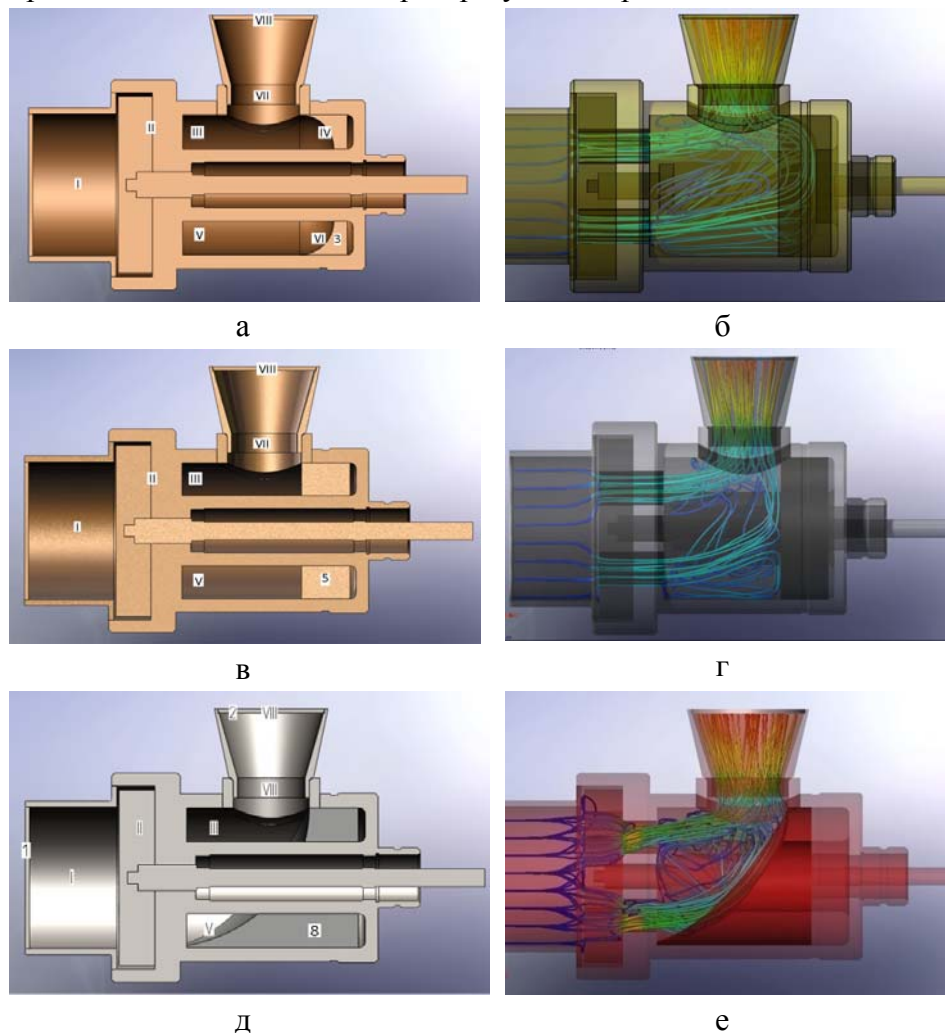


Рис. 15.

Исследования проводилось при различных значениях критического сечения: $D_{кр}=32\text{мм}$ (полностью открыто), $D_{кр}=28\text{мм}$ (открыто на 3/4), $D_{кр}=24\text{мм}$ (открыто на 1/2), $D_{кр}=16\text{мм}$ (открыто на 1/4). В таблице 1 представлены значения тяги исследуемого РДТТ

без вставки в предсопловой камере (рис 13.) и со вставкой (рис. 15д) в зависимости от диаметра критического сечения.

Таблица 1.

$D_{кр}$	Р, кгс (рис. 1)	Р, кгс (рис.3д)
1	2654	2817
3/4	2186	2369
1/2	1347	1553
1/4	504	729

Видно, что величина тяги в РДТТ со вставкой в предсопловой камере имеет большие значения. Это объясняется снижением сопротивления в предсопловой камере.

В третьей главе представлена приближенная аналитическая методика оценки основных параметров РДТТ с поперечной тягой на этапе раннего проектирования. Алгоритм методики состоит из следующих последовательных операций. Используя предварительные результаты расчета в системе COSMOS Flo Works и методику Г.А. Любимова, рассчитываются величины среднего давления в предсопловой камере при различных $D_{кр}$. Анализ предварительных расчетов в системе COSMOS Flo Works выполняется для областей III – VI (рис. 13). Методика А.Г. Любимова позволяет найти средние значения давления, температуры и скорости в этих областях. По средним значениям характеристик газового потока в областях определяют их средние величины в предсопловой камере. Среднее давление $p_{срк}$ в предсопловой камере связано со средним давлением $p_{вх}=p_{VII}$ на входе в сопло через коэффициент k предсопловой камеры. Этот коэффициент определялся при расчетах предсопловой камеры. Анализ полученных результатов показал, что для различных $D_{кр}$ коэффициент имеет постоянное значение, а для различной конструкций предсопловой камеры коэффициент имеет различные значения. Чем ближе значения коэффициента к 1-е, тем меньше потерь удельного импульса, а соответственно больше тяга. Для

конструкции без вставки коэффициент k равен 0,72. Таким образом, можно записать

$$p_{вх} = k p_{срк}, \quad (1)$$

Зная давление на входе в сопло, по таблице газодинамические функции находим давление на срезе.

$$p_a = \pi p_{вх}, \quad (2)$$

Для определения тяги все необходимые значения найдены. По формуле 3 находим тягу.

$$P = \varphi_1 \varphi_2 2(2/(n+1))^{1/(n-1)} p_{ср} S Z(\alpha) - p_a F_a, \quad (3)$$

где φ_1 – энергетические потери = 0,95, φ_2 – коэффициент расхода = 0,95, n – показатель изоэнтропы = 1,247, $p_{ср}$ – давление среднее, S – площадь сечения, $Z(\alpha)$ – газодинамическая функция, p_a – давление на срезе сопла, F_a – площадь выходного сечения

В четвертой главе представлены экспериментальные исследования конструкции РДТТ с поперечной тягой.

Экспериментальная установка для проверки работоспособности конструкции РДТТ с поперечной тягой и определения усилия вращения штока показана на рисунке 16 и 17. Она была спроектирована таким образом, чтобы максимально приблизить все воздействующие внутрибаллистические характеристики на РДТТ с поперечной тягой при его работе. Установка содержит предсопловой объем 1 и систему 2 регулирования площади критического сечения двигателя. Предсопловая камера образована корпусом 3 и крышками 4, 5. Внутренняя полость защищена теплозащитным материалом.

Для проведения статических испытаний использовано следующее оборудование: стапельная оснастка ССИ.532.ПТ, с помощью которой экспериментальная установка крепится к стенду статических испытаний; шланги для подачи и съема давления в предсопловую полость, один из которых подсоединен к компрессору, а второй - к емкости для воды; трос диаметром 4 мм, жестко скрепленный с качалкой вала для передачи усилия на систему регулирования, и плечом 38 мм; динамометр и манометр.

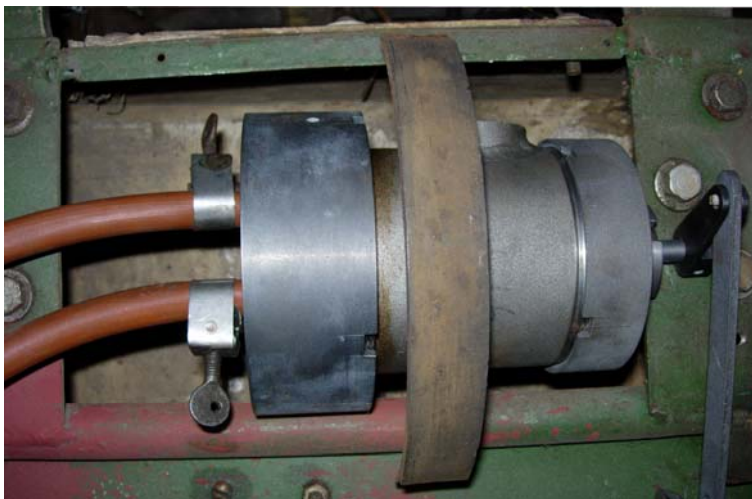


Рис. 16.

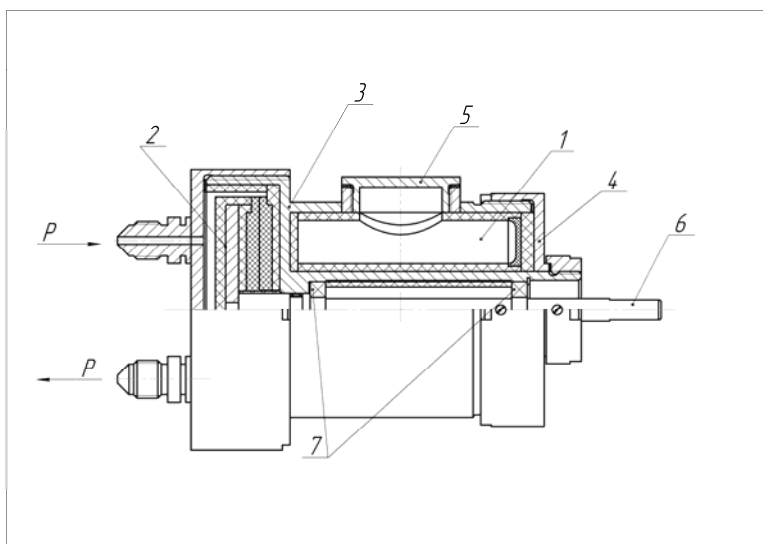


Рис. 17.

С помощью манометра контролируется давление в предсопловой области. Динамометр служит для определения усилия при различных давлениях. Во время эксперимента определялась величина усилия на штоке при его вращения на 35° . Эксперименты проводились сначала без внутреннего гидравлического давления, а затем с фиксацией давления с

выдержкой 2 мин. через каждые $p=5$ МПа. Регистрация усилия выполнялась динамометром с предельным значением 500 кгс. Давление регистрировалось манометром с предельным значением $p=40$ МПа. Нагружение блоков производилось гидравлическим давлением 20 ± 1 МПа.

В процессе нагружения экспериментальной установки, при выдержке в 2 мин, на каждой ступени давление оставалось постоянным. Определялась герметичность конструкции. После проведения статических испытаний гидравлическое давление сбрасывалось до нуля, и производился тщательный осмотр состояния материальной части на предмет протечек, трещин, деформации конструкции.

Получено, что при отсутствии гидравлического давления усилие вращения штока составляет $R=1$ кгс на плече 38мм. Далее установка нагружается внутренним гидравлическим давлением до $p=20$ МПа через $p=5$ МПа на плече 38 мм.

Значения усилия вращения штока представлено в таблице 2.

Таблице 2.

Давление в предопловой полости p , МПа	Усилие R , кгс
5	10
10	15
15	15
20	20

После определения усилия проведен анализ, посвященный выбору существующих рулевых машинок. Выбор рулевой машинки основывался на следующих технических характеристиках: максимальном усилии, создаваемом рулевой машинкой; потребляемой мощности; габаритно-массовых характеристиках; угле поворота; скорости поворота.

Таблица 3. Технические характеристики выбранной рулевой машинки.

Рабочее напряжение, В	6.0
Усилие,	26 - 31

Скорость, сек	0.19 - 0.14 / 45°
Усилие на удержание	нет данных
Габариты ДхШхВ, мм	100 x 70 x 58
Вес, кг	0,6
Подшипники	двойные

Вторая экспериментальная установка предназначена для определения усилия необходимого для вращения двух штоков. Это нужно для того, чтобы подобрать рулевую машинку для огневых стендовых испытаний.

Экспериментальная установка (рис. 18 и 19) состоит из двух предсопловых камер 1, газоходов 2 и переходник 3. На штоках 4 установлено по одной качалке 5. К качалкам прикреплена рейка 6. Через штуцеры крышки 7 производилась подача и сьем давления.

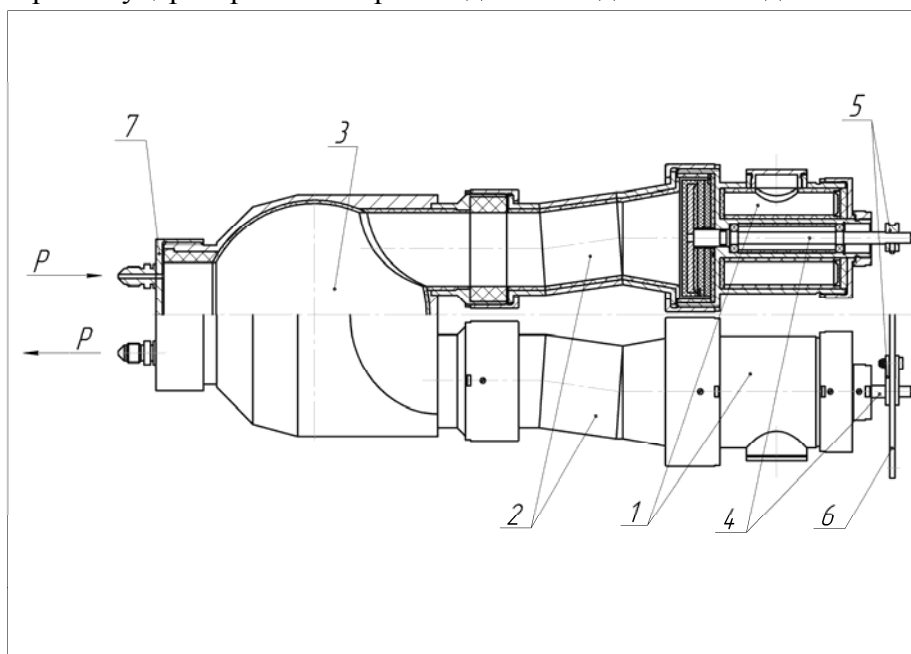


Рис. 18

При отсутствии гидравлического давления усилие вращения штока составляет $R=2$ кгс. Далее установка нагружается внутренним гидравлическим давлением до $p=20$ МПа через каждые $p=5$ МПа.



Рис 19.

Таблица 4. Значения усилия перемещения рейки.

Давление в предсоловой полости p , МПа	Усилие R , кгс
5	20
10	25
15	30
20	40

Для проведения огневых стендовых испытаний разработан и изготовлен рабочий образец двигателя, показанный на рисунках 20 и 21.



Рис. 20.

Многошашечный заряд состоит из 37 шашек баллистического топлива, воспламенитель содержит состав КЗДП-2

массой 0,06 кг, выбраны пиропатроны ДП4-3. Корпус двигателя выполнен из стали 30ХГСА. Предсопловую камеру защищает теплозащитный слой из стеклотекстолита марки ПСК.

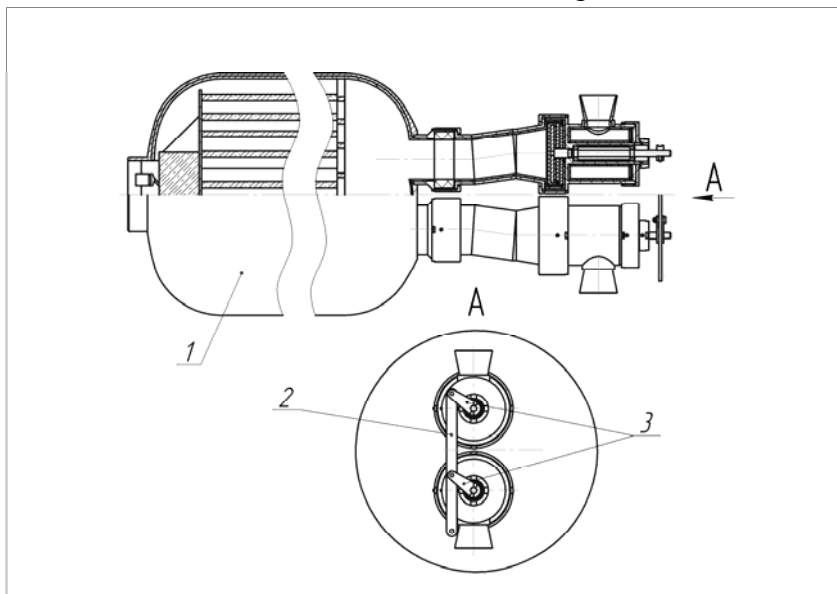


Рис. 21.

Установка качалок осуществляется так, чтобы критическое сечение одной предсопловой камеры было открыто, а другой закрыто. Положение качалок определяют риски, которые видны на рис. 20. Между собой качалки взаимозаменяемы.

При огневых стендовых испытаниях отказов функционирования конструкции не зафиксировано. Скорость поворота штока на угол 35° составила величина 1,3 с. Угол 35° обеспечивает полное перекрытие площади критического сечения первой предсопловой камеры и полное открытие критического сечения второй камеры

При визуальном осмотре двигателя после огневых стендовых испытаний протоков газов по уплотнительным стыкам, прогаров, трещин, вспучиваний металла корпуса, разрушений предсопловых камер не обнаружено. Однако при разборке двигателя обнаружилось, что на стенках предсопловых

камер наблюдалось интенсивное вымывание теплозащитного покрытия глубиной до 2 мм. Неравномерное вымывание объясняется существованием зон завихренного газового потока. Также при осмотре предсопловых корпусов обнаружен значительный налет твердой фазы на раструбах и вспучивание теплозащитного материала. Поверхность диска покрыта сажистым налетом и возле отверстий имеются шлаковые наросты. Имеются участки уноса материала по перемычке и с внешней стороны отверстий (глубиной до 1 мм суммарной площадью до 2 см²). Клеевое соединение прочное. На поверхности графитового диска наблюдается самоотслоение твердой фазы, не препятствующее вращению дисков. Поворотные усилия штока после работы возросли в связи с образованием нагара на поверхностях дисков по посадке Ø88.

Полученные результаты внутрибаллистических характеристик представлены в таблице 5.

Таблица 5.

D _{кр}		P _{max} , кгс		p _{max} , МПа	T, с
I	II	I	II		
0	32	0	2448	24,9	1,472
16	28	457	1945	25	
24	24	1220	1227	24,9	
28	16	1936	460	24,8	
32	0	2431	0	24,9	

В пятой главе представлен расчет конструкции РДТТ с поперечной тягой по аналитической приближенной методике и выполнено сравнение результатов расчета с экспериментальными значениями.

В таблице 6 приведены значения среднего давления в предсопловой камере при различных D_{кр}, рассчитанные по методике.

Таблица 6.

D _{кр}	3/4D _{кр}	1/2D _{кр}	1/4D _{кр}
p _{ср} = 23,7 Мпа	p _{ср} = 20,6 Мпа	p _{ср} = 17 Мпа	p _{ср} = 11,3 Мпа

С помощью коэффициента $k = 0,72$ предсопловой камеры находится давление на входе в сопло и давление p_a на срезе сопла через газодинамическую функцию. Полученные результаты представлены в таблице 7. Из таблиц газодинамических функций, зная показатель изоэнтропы n (определяется маркой топлива) и коэффициент ξ (отношение диаметра на срезе к диаметру критического сечения), определяем значение π . Для данного вида топлива $\pi = 0,17$.

Таблица 7.

$D_{кр}$	$p_s = k_1 p_{ср}$, Мпа	$p_a = \pi p_s$, Мпа
1	17,1	2,9
3/4	14,9	2,5
1/2	12,2	2
1/4	8,1	1,37

Подставим полученные значения в уравнение:

$$P = \varphi_1 \varphi_2 2(2/(n+1))^{1/(n-1)} p_{ср} S Z(\alpha) - p_a F_a,$$

где φ_1 – энергетические потери = 0,95, φ_2 – коэффициент расхода = 0,95, n – показатель изоэнтропы = 1,247, $p_{ср}$ – давление среднее, S – площадь сечения, $Z(\alpha)$ – газодинамическая функция, p_a – давление на срезе сопла, F_a – площадь выходного сечения.

Расчетная тяга конструкции при различных значениях $D_{кр}$ показана в таблице 8. В третьем столбце таблицы 8 приведены значения тяги, полученные экспериментально.

Таблица 8.

$D_{кр}$	P , кгс (методика)	P , кгс (эксперимент)
1	2662	2431
3/4	2178	1936
1/2	1323	1220
1/4	480	457

На рисунке 22 представлено сравнение по величине тяги расчетных и экспериментальных данных. Максимальные расхождения результатов – 11,1%.

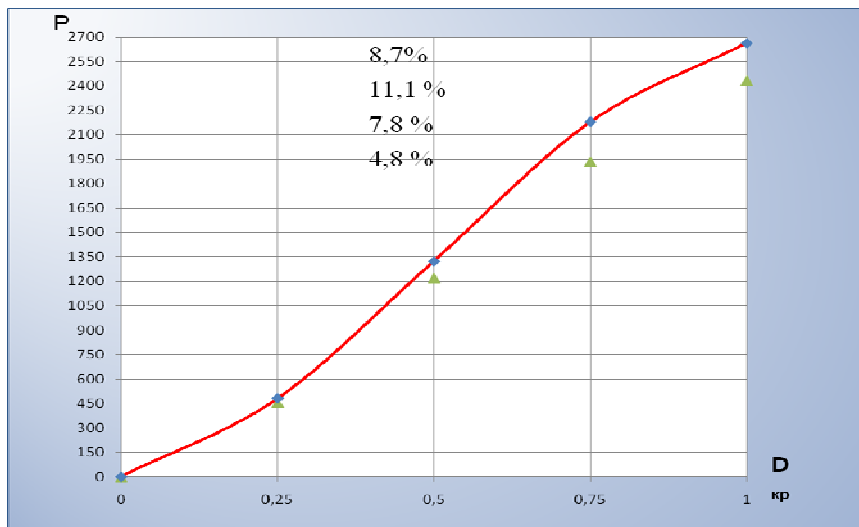


Рис. 22. □ - расчетные точки, Δ - экспериментальные значения.

Основные выводы по работе

1. Проведен анализ исполнительных устройств системы управления вектора тяги в РДТТ. Определены области применения существующих РДТТ авиационно-космического назначения с поперечной тягой и выявлены их основные недостатки.

2. Сформирован рациональный облик РДТТ с регулируемой поперечной тягой. Достигнуто наибольшее снижение потерь удельного импульса тяги на 9% по сравнению с традиционным РДТТ.

3. Разработана, изготовлена и испытана конструкция двигателя поперечной тяги с изменяемой площадью критического сечения применительно для двигательной установки системы аварийного спасения пилотируемого космического корабля «Союз-ТМА».

4. Разработана аналитическая приближенная методика расчета РДТТ с поперечной тягой, позволяющая найти основные параметры двигателя на этапе раннего проектирования. Методика внедрена на предприятии ОАО «МКБ «Искра».

5. Проведены термогазодинамические расчеты конструкции РДТТ с управляемой поперечной тягой, найдены осредненные параметры в характерных сечениях и введен новый коэффициент,

характеризующий совершенство конструкции предсоплового объема двигателя. Максимальное значение коэффициента для создания конструкции равно 0,86.

7. Разработаны и изготовлены экспериментальные стенды для испытаний РДТТ с управляемой поперечной тягой, предназначенные для: проверки двигателя на герметичность и прочность, определения усилия необходимого для вращения штока, проверки работоспособности конструкции работающего двигателя и определения его характеристик.

8. Проведенные экспериментальные исследования РДТТ с поперечной тягой показали, что конструкция работоспособна: обеспечивает надежное регулирование величины тяги; определение усилия, необходимого для вращения штока – $R_{\max} = 20$ кгс; максимальные различия между теоретическим и экспериментальным значением находятся в диапазоне (4,8-11)%.

Основные положения и результаты работы изложены в следующих публикациях и научно-технических отчетах:

1. Князев И.А. Влияние геометрической формы внутренней полости в конструкции поперечной тяги // Труды МАИ. 2010г. №38.

2. Князев И.А. Исследования конструкции создания поперечной тяги в программе COSMOS Flo works // Двойные технологии. 2010г. С 36-40.

3. Князев И.А. Методика анализа конструкции поперечной тяги // 8-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2009». Тезисы докладов. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009г. С 137.

4. Князев И.А. Облик конструкции поперечной тяги // 8-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2009». Тезисы докладов. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009г. С 136.

5. Разработка предложений по конструкции и технической реализации ракетного блока аварийного спасения САС ППТС. НТО/МКБ «Искра»; Исп. Князев И.А. – Инв. № 1486. 2009г.