

На правах рукописи



Пушкарев Дмитрий Сергеевич

**Влияние входных давлений компонентов топлива на точность
управления и регулирования многорежимных маршевых кислородно-
керосиновых ЖРД типа РД191**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2015

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: доктор технических наук
Семёнов Вадим Ильич

Официальные оппоненты: **Ягодников Дмитрий Алексеевич**,
доктор технических наук, профессор,
МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ),
заведующий кафедрой «Ракетные двигатели»

Мосолов Сергей Владимирович,
кандидат физико-математических наук,
ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»,
начальник отделения ЖРД

Ведущая организация: федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова Российской академии наук

Защита диссертации состоится «08» июня 2015 года в 15 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института (национального исследовательского университета), http://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=56613.

Автореферат разослан «___» _____ 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д212.125.08,
д.т.н., профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Развитие ракетно-космической техники рассматривается Правительством Российской Федерации как одно из основных направлений развития науки и промышленности. Совершенствование ракетной техники ставит перед инженерами ряд новых проблем.

Важнейшей составляющей частью ракетной техники являются маршевые ЖРД первых ступеней, которые определяют тяговооруженность ракеты-носителя (РН) и, следовательно, массу выводимых в космическое пространство полезных грузов. Создание мощных маршевых многорежимных ЖРД связано с разработкой высокоточных алгоритмов (систем) управления и регулирования двигателей.

Дальнейшее совершенствование и повышение эффективности летательных аппаратов с ЖРД связано с уменьшением энергетических затрат за счет улучшения точности систем управления и регулирования.

В условиях постоянно растущей стоимости вывода полезной нагрузки на расчетную орбиту от двигателя требуется все более широкий диапазон изменения тяги. Расчеты разработчиков РН показывают, что широкий диапазон изменения тяги двигателей и оптимизация ускорения РН по мере набора высоты позволяют существенно повысить массу выводимой в космическое пространство полезной нагрузки (вплоть до 12%). Также от ДУ требуется реализация максимально точных значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива, задаваемых системами управления (СУ) на различных режимах работы двигателя, независимо от изменения так называемых внешних факторов на входе в двигатель таких, как температуры, давления компонентов топлива и, в отдельных случаях, их плотности (например, использование разных типов керосина). В ОАО «НПО Энергомаш» разработана методика настройки ЖРД, работающих по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа на компонентах кислород-керосин, в процессе проведения приемо-сдаточного испытания (КТИ). Данная методика постоянно совершенствовалась, и применительно к времени отработки и КТИ двигателей РД191 при активном участии автора позволяет формировать штатные алгоритмы управления и регулирования двигателя, обеспечивая высокую точность воспроизведения заданных СУ тяги и соотношения расходов компонентов.

Диапазон режимов по тяге двигателя РД191 составляет 105-27%. Режим глубокого дросселирования (30-27%) двигателя РД191 центрального блока РН «Ангара-5» (2 ступень) характеризуется длительной протяженностью (~170 с), на котором происходит монотонное увеличение входных давлений компонентов из-за непрерывного роста ускорения РН при

работе на режиме 100% тяги двигателей боковых ступеней и последующее снижение давлений при отделении боковых ступеней.

При существенном снижении напорности агрегатов подачи компонентов на режиме глубокого дросселирования монотонное изменение входных давлений компонентов стало фактором, приводящим к значительному изменению (до ~10% от номинала) значения соотношения расходов компонентов, влияющим как на работу двигателя, так и на работу системы управления расходом топлива (СУРТ) РН.

Цель диссертационного исследования заключается в совершенствовании методов, которые обеспечивают высокую точность управления и регулирования современных маршевых ЖРД в широком диапазоне изменения режимов, включая режимы глубокого дросселирования.

Объект исследования – системы управления и регулирования маршевых ЖРД.

Предмет исследования – система управления и регулирования двигателя РД191.

Основные задачи диссертационного исследования. Для достижения поставленной цели диссертационного исследования необходимо было решить следующие основные задачи:

1. Провести анализ влияния входных давлений компонентов для компонентов кислород-керосин на точность обеспечения задаваемых системой управления РН соотношений расходов компонентов топлива при работе на различных режимах по тяге.
2. Разработать методику, позволяющую учитывать влияние входных давлений компонентов на точность управления и регулирования на режимах глубокого дросселирования.
3. В случае существенного влияния входных давлений компонентов на точность управления и регулирования, в частности, на режимах глубокого дросселирования, разработать алгоритмы управления двигателем в полете и при проведении повторных испытаний на стенде, обеспечивающие требуемые уровни режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива.

Методы проведения диссертационного исследования. К основным методам диссертационного исследования следует отнести аналитические исследования с последующей проверкой при огневых стендовых испытаниях двигателя. Кроме этого для подтверждения и проверки теоретических заключений и экспериментальных исследований использовалось моделирование на персональном компьютере с использованием стандартных программ пакета Microsoft Office и пакета MathCad.

Научная новизна. В ходе проведенного диссертационного исследования были получены следующие основные результаты:

1. Разработана новая методика, позволяющая учитывать влияние входных давлений на точность управления и регулирования мощных многорежимных маршевых ЖРД на режимах глубокого дросселирования;
2. Разработаны алгоритмы управления и регулирования ЖРД при проведении доводочных испытаний двигателей и при штатной эксплуатации, обеспечивающие высокоточное управление и регулирование с учетом влияния изменения входных давлений компонентов.

Теоретическая и практическая значимость диссертационного исследования:

1. Подтверждена эффективность метода настройки двигателей ОАО «НПО Энергомаш» в процессе КТИ с учетом влияния внешних факторов, таких как температуры, плотности и давления компонентов на входе в двигатель.
2. Разработаны алгоритмы управления и регулирования двигателя РД191 ОАО «НПО Энергомаш» при проведении повторных испытаний и при штатной эксплуатации в составе РН, обеспечивающие более высокую точность управления и регулирования двигателя в широком диапазоне изменения режимов по тяге (27-105%), задаваемых СУ РН.
3. Результаты диссертационного исследования могут быть использованы при разработке высокоточных систем управления и регулирования любых новых двигателей производства ОАО «НПО Энергомаш», а также для увеличения точности систем управления и регулирования двигателей РД171М и РД180.

Степень достоверности результатов диссертационного исследования. Разработанные алгоритмы, обеспечивающие высокую точность при управлении и регулировании, отработаны и подтверждены в процессе огневых испытаний двигателя РД191 для семейства РН «Ангара» в диапазоне изменения режимов по тяге 105%-27%, а также при проведении летных испытаний РН «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5».

Личный вклад соискателя. Автором разработана новая методика проведения испытаний двигателей РД191, на основе которой определено влияние изменения входных давлений компонентов топлива на их соотношение расходов, проведен анализ полученных результатов испытаний. В технические условия на двигатель РД191 введен разработанный автором алгоритм управления и регулирования, включающий управление двигателем при работе на режиме глубокого дросселирования (~27-30% по тяге).

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Результаты анализа испытаний РД191, выявили существенное влияние входных давлений компонентов топлива на тягу и соотношение расходов компонентов топлива на режимах глубокого дросселирования (~27-30% номинальной тяги) и коэффициенты влияния величин входных давлений компонентов топлива на тягу и соотношение расходов компонентов топлива при работе двигателя на этих режимах.
2. Разработан алгоритм управления и регулирования двигателя, согласованный с предприятием-разработчиком РН семейства «Ангара», учитывающий влияние входных давлений компонентов при расчете кодов команд, выдаваемых на привод дросселя горючего, с введенной в него методикой расчета входных давлений компонентов топлива.
3. Результаты экспериментальных исследований, показавшие эффективность использования измененного алгоритма управления и регулирования двигателя РД191 при полете РН и при испытаниях двигателя, обеспечивающий требуемую точность работы СУРТ РН и работу двигателя в эксплуатационном диапазоне значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива в широких пределах изменения входных давлений компонентов топлива на любых режимах работы двигателя, в том числе на участке глубокого дросселирования.

Апробация результатов исследования.

Результаты диссертационного исследования в полном объеме докладывались на: «Молодежной конференции, посвященной 105-й годовщине со дня рождения академика В.П. Глушко», доклад «История совершенствования систем управления и регулирования тяги и соотношения компонентов топлива двигателей РД170 (РД171), РД171М, РД180, РД191», автор: Пушкарев Д.С., 10 сентября 2013 года, ОАО «НПО Энергомаш» Химки, Московская область, Россия; «XLII общественно-научных чтениях, посвященных памяти Ю.А. Гагарина», доклад «Использование внешних обратных связей при настройке двигателей в процессе приема-сдаточного огневого испытания», авторы: Лёвочкин П.С., Пушкарев Д.С., Семёнов В.И. и др., 2015 год, г. Гагарин, Смоленская область, Россия.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа содержит 126 страниц машинописного текста, включая введение, четыре раздела, заключение, список литературы из 78 наименований, 32 рисунка, 11 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы, сформулированы цель исследования, задачи, методологическая и теоретическая основа, информационная база, достоверность результатов, практическая значимость, апробация работы, личное участие автора в достижении результатов исследования.

Раздел 1 посвящен анализу состояния проблемы обеспечения высокоточного управления и регулирования маршевыми ЖРД в ОАО «НПО Энергомаш».

В разделе описана история совершенствования систем управления и регулирования двигателей производства ОАО «НПО Энергомаш», начиная с двигателей РД107 (РД108), заканчивая современными маршевыми многорежимными двигателями семейства РД170 (РД171М, РД180, РД191).

В связи со стремительным развитием ракетно-космической техники во второй половине XX века существенно расширились задачи, возлагаемые на маршевые ЖРД. В настоящее время вместо одного или двух базовых режимов, оптимизация траектории полета РН требует от двигателя обеспечения возможности постоянного регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива в широком диапазоне.

Создание в 80-х годах прошлого века мощных маршевых двигателей РД170 и РД171 для РН «Энергия» и РН «Зенит» на компонентах жидкий кислород-керосин, с высоким уровнем энергетических характеристик (тяга в пустоте – 806,4 тс; давление в камере сгорания – 250 кгс/см²) потребовало высокой точности настройки и регулирования – погрешность обеспечения режимов по тяге и соотношению расходов компонентов не должна была превышать по техническому заданию (ТЗ) $\pm 2-3\%$. Для обеспечения таких требований была разработана уникальная система регулирования с внутридвигательными обратными связями, замкнутыми на регулятор командных давлений (РКД), который по командам СУ РН или стендовой системы испытательного комплекса управлял режимом работы двигателя по тяге и соотношению расходов компонентов. Такая система позволила обеспечить высокую точность управления и регулирования не превышающую $\pm 2\%$ по каналу тяги и $\pm 3\%$ по каналу соотношения расходов компонентов топлива. Однако следует отметить, что несмотря на эффективное управление двигателем, система характеризуется сложностью задействованных агрегатов (РКД, следящие приводы со сравнивающими устройствами для управления регулятором и дросселем горючего) и, как следствие, привносит повышенные требования к обеспечению надежного функционирования всех своих элементов. В частности, повреждение любого из трубопроводов, идущих к сравнивающим устройствам следящих приводов, выводит двигатель из строя.

Высокой сложностью характеризуется и алгоритм управления и регулирования двигателем.

В процессе отработки двигателей выявилось, что при изменении тяги (работает только соответствующий привод) не обеспечивается постоянство соотношения расходов компонентов топлива. Значение K_m изменяется. Потребовалось проводить дополнительную настройку каждого двигателя в процессе КТИ за счет использования внешних обратных связей (расходы компонентов топлива, измеряемые турбинными расходомерами в подводящих стендовых магистралях).

Использование внешних обратных связей для настройки конкретных экземпляров двигателей оказалось настолько эффективным, что стало возможным без ущерба для точности настройки двигателя отказаться от внутридвигательных обратных связей, исключив такой сложный агрегат как РКД.

Двигатель РД171М – модифицированный вариант двигателя РД170 (РД171), отличающийся упрощенной системой регулирования и рядом других мероприятий, направленных на повышение работоспособности двигателя. Отказ от использования дросселей окислителя, накопленный опыт настройки системы управления двигателя в процессе КТИ с использованием внешних обратных связей позволили перейти в процессе отработки экспериментальных образцов двигателя РД171М к существенно более простой системе управления, состоящей всего из 2-х цифровых приводов, управляющих непосредственно регулятором тяги и дросселем горючего.

Упрощение системы управления и регулирования двигателя (исключаются два сложных следящих привода, РКД, трубопроводы) увеличило надежность двигателя и снизило его массу. Отработка упрощенной системы показала, что на всех рабочих режимах обеспечивается требуемая точность поддержания задаваемых СУ тяги и соотношения расходов компонентов топлива.

В результате работы в части оптимизации системы управления и регулирования двигателей, проведенной в ОАО «НПО Энергомаш», последующие конструкции двигателей РД171М, РД180, РД191 выполнены по схеме, в которой управление и регулирование режимами работы двигателя осуществляется СУ через приводы, установленные на регуляторе тяги и дросселе горючего. Высокая точность задаваемых СУ значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива обеспечивается разработанными методами проведения доводочных и контрольно-технологических испытаний, а также методикой проведения настройки двигателей с использованием внешних обратных связей.

В конце 1993г. Постановлением Правительства РФ в долгосрочную космическую программу был включен проект создания нового семейства РН

«Ангара». Данное семейство РН предполагалось разрабатывать по модульной (блочной) схеме. Согласно техническому проекту потребовался двигатель с тягой ~ 200 тс, работающий на компонентах кислород-керосин. Поскольку двигатели кратной тяги, например РД170 (РД171) (~ 800 тс в пустоте) и РД180 (~ 400 тс в пустоте), уже находились в эксплуатации и демонстрировали высокую надежность, целесообразно было на их основе спроектировать однокамерный двигатель с использованием уровня достигнутых технологий. Данному двигателю был присвоен индекс РД191.

Работа двигателя, устанавливаемого на центральном блоке перспективной РН «Ангара-5», характеризуется тем, что при старте РН данный двигатель выводится (одновременно с двигателями боковых ступеней) на режим 100% номинальной тяги, а через некоторое время (~ 40 с) переводится на режим 30% номинальной тяги при тяге боковых ступеней 100%. Режим 30% по тяге сохраняется в течение всего времени работы боковых ступеней. После отстыковки этих ступеней двигатель центрального блока форсируется до уровня 100% номинальной тяги (рисунок 1). Подобный режим полета РН, по заявлениям разработчиков РН, позволяет существенно (до 15%) увеличить выводимую полезную нагрузку.



Рисунок 1. Циклограмма работы двигателя центрального блока РН «Ангара-А5» и изменение входных давлений компонентов топлива

При работе двигателя центрального блока на режиме дросселирования происходит существенно меньшая выработка компонентов из центрального блока (по сравнению с боковыми ступенями), при непрерывно возрастающем ускорении РН, что приводит к значительному росту давлений компонентов на входе в двигатель (рисунок 1).

При отработке предшествующих двигателей (РД171М, РД180), работающих на тех же компонентах в эксплуатационном диапазоне изменения режимов по тяге 100-47%, было установлено крайне низкое

влияние входных давлений компонентов на точность поддержания требуемых значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива. Кроме этого особенности полета РН «Зенит» с двигателем РД171М и РН семейства «Atlas» с двигателями РД180 не предусматривают значительного повышения входных давлений компонентов топлива (разброс в полете от номинальной величины ± 1 кгс/см²). Именно поэтому разработанные ранее алгоритмы управления и регулирования двигателем не учитывали влияние такого внешнего фактора как давления компонентов на входе в двигатель в силу их незначительного влияния.

Однако в процессе доводки двигателя РД191 с диапазоном изменения режимов работы двигателя от 27-105% было обнаружено, что многие факторы (в т.ч. внешние, такие как входные давления компонентов топлива) влияют на работу двигателя совсем иначе, чем на других двигателях, таких как РД171М и РД180, а оптимизация ускорения РН по мере набора высоты и, как следствие, значительное изменение входных давлений компонентов топлива, а также низкая напорность насосов на низком режиме работы двигателя (~27-30%) потребовали проведения исследований по учету влияния входных давлений компонентов алгоритмом управления и регулирования двигателя.

В разделе 2 описаны методика настройки двигателя в процессе первого огневого испытания (КТИ), обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне изменения тяги, алгоритм проведения КТИ, алгоритм управления и регулирования двигателя РД191 в полете, рассмотрен, разработанный ранее в ОАО «НПО Энергомаш» учет влияния температур компонентов на входе в двигатель.

В ОАО «НПО Энергомаш» используется стендовая система управления и регулирования ЖРД, которая позволяет при последующем анализе результатов КТИ проводить настройку двигателя. Стендовая система управления и регулирования основана на использовании внешних обратных связей (массовые расходы компонентов топлива, измеряемые турбинными расходомерами).

Методы управления и регулирования двигателя в процессе приемо-сдаточного испытания (КТИ) постоянно совершенствовались при отработке двигателей РД170 (РД171), РД171М, РД180, РД191. К настоящему времени реализованы решения, обеспечивающие максимально точное приближение задаваемых и регистрируемых в процессе испытания значений тяги и соотношения расходов компонентов, а также максимальное снижение риска «вывода» двигателя на нерасчетные режимы работы.

Система управления и регулирования двигателя при его штатном использовании в полете должна выдавать команды на агрегаты управления и регулирования двигателя (в данном случае на приводы регулятора расхода

(тяги) и дросселя горючего), обеспечивающие задаваемый СУ уровень режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива с точностью, не меньшей допустимой по ТЗ при изменяющихся значениях величин внешних факторов (температуры, входные давления, плотности компонентов топлива и т.д.). Для этого в исходные данные для управления и регулирования конкретным двигателем вводятся зависимости положений приводов регулятора расхода и дросселя горючего от уровня режима, учитывающие влияние внутренних и внешних факторов, в соответствии с которыми СУ РН выдают команды на изменение величин R (относительная тяга) и K_m (соотношение расходов компонентов топлива). Задача усложняется тем, что на эти полиномиальные зависимости влияют особенности изготовления деталей, узлов и агрегатов двигателя. В этой связи для каждого экземпляра двигателя в данных зависимостях определяются индивидуальные коэффициенты полиномов, которые рассчитываются по результатам проведения КТИ, в соответствии с алгоритмом проведения КТИ, одним из разработчиков которого был автор. Таким образом, в результате проведения КТИ и проведения последующих расчетных операций имеется набор индивидуальных коэффициентов конкретного экземпляра двигателя, необходимых для работы алгоритма управления и регулирования двигателя в полете.

Алгоритм управления и регулирования двигателя РД191 в полете предназначен для расчета и последующей выдачи кодов команд на приводы регулирующих органов двигателя – регулятора расхода и дросселя горючего. Расчет и выдача кодов команд производится с интервалом (тактом) счета бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) СУ РН (такт счета БЦВМ 0,032768 с). СУ РН в соответствии с циклограммой полета РН и информации, поступающей от СУРТ, в каждый такт счета БЦВМ в соответствии с полетным алгоритмом управления и регулирования выдает команды на приводы регулятора расхода и дросселя горючего.

Необходимо отметить, что в ходе проектирования двигателя РД191 решено было уйти от традиционных для ОАО «НПО Энергомаш» цифровых электрогидроприводов (разработчик – ОАО «РКК «Энергия») для управления двигателем, при использовании которых алгоритм управления и регулирования основывался на зависимостях углов поворота валов приводов регулятора расхода и дросселя горючего от уровня режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива, к шаговым электрогидроприводам (разработчик – ОАО «ЦНИИАГ»). При их использовании в алгоритме управления и регулирования двигателем использованы зависимости кодов команд от задаваемых уровней режимов по тяге и соотношению расходов компонентов топлива. В примененных шаговых электрогидроприводах используется шаговый двигатель, который

обеспечивает 241 дискретное положение выходного вала привода. Каждому положению присвоен код N от 0 до 241. Основным достоинством шаговых электрогидроприводов явились их малые габариты и масса.

Проведенный анализ результатов стендовых многоразовых испытаний двигателя РД191 в процессе отработки показывает, что приведенная методика настройки системы управления и регулирования многорежимных двигателей и предложенный алгоритм управления при штатной эксплуатации с учетом влияния температур компонентов обеспечивают высокую точность по тяге и соотношению расходов компонентов. Достаточно отметить, что практически на всех режимах погрешность настройки по тяге и соотношению компонентов не превышает 1% при требовании в ТЗ по тяге $\pm 2,5\%$ и соотношению компонентов топлива $\pm 3,5\%$ на режимах 100-65% и $\pm 3,5\%$, $\pm 4,5\%$ для режимов менее 65%.

Раздел 3 посвящен расчетному и экспериментальному исследованию влияния входных давлений компонентов топлива на точность управления и регулирования многорежимных маршевых кислородно-керосиновых ЖРД типа РД191 и корректировке алгоритма управления и регулирования двигателя РД191, учитывающей значительное влияние входных давлений компонентов топлива на соотношение расходов компонентов топлива на режимах глубокого дросселирования (~ 27-30%).

При создании новейших ЖРД (например, РД191) наряду с традиционными экспериментальными исследованиями широкое применение получили методы математического моделирования рабочих процессов.

Процессы, происходящие в ЖРД, довольно сложны и точно описать их с использованием только лишь математических зависимостей практически невозможно. Однако существует несколько главных факторов, определяющих внутриводительные процессы, которые поддаются теоретическому анализу.

В ОАО «НПО Энергомаш» была разработаны специальные нелинейные динамические математические модели для каждого типа двигателей, которые позволяют учитывать влияние изменения внешних факторов на точность их управления и регулирования, в том числе влияние изменения входных давлений компонентов.

Используя математическую модель двигателя РД191, были определены коэффициенты, которые позволяют оценить влияние изменения входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов.

Проведенный по математической модели расчет показал значительное влияние входных давлений компонентов на соотношение компонентов топлива на режимах глубокого дросселирования ($\leq 30\%$ по тяге). Изменение давления окислителя на входе в двигатель на $+1 \text{ кгс/см}^2$

соответствует изменению тяги на 0,2% и соотношения компонентов на 1,82%, а изменение давления горючего на входе в двигатель на +1 кгс/см² соответствует изменению тяги на -0,06% и соотношения компонентов на -1,54% от номинальных величин.

Для экспериментального определения степени влияния изменения значений входных давлений компонентов был проведен ряд испытаний разных экземпляров двигателя с выведением двигателей на различные режимы работы и изменением значений входных давлений компонентов.

Самым характерным из них стало испытание №114 двигателя РД191 №Д011/1. Испытание планировалось проводить при изначально высоком входном давлении по линии окислителя $\sim 8,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и повышенном входном давлении по линии горючего $\sim 3,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.). В программе испытания предусматривалось выведение двигателя на режим 100%, с последующей работой на данном режиме ~ 35 с; дросселирование до уровня тяги 27% и работа на данном режиме 81 с с увеличением значения соотношения расходов компонентов топлива до 2,94 для определения работоспособности двигателя при условии повышенного K_m на низких режимах (номинальное $K_m=2,75$); форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме 8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 69 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя (профили фактически полученных значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего приведены на рисунке 2). Общая продолжительность испытания 223 с.

В ходе проведения испытания было обеспечено повышенное давление окислителя ~ 8 кгс/см² (изб.) и горючего $\sim 3,5$ кгс/см² (изб.) к ~ 20 с. Двигатель был выведен на режим $R=100,504\%$ и $K_m=2,732$, после изменения фактических температур компонентов топлива к 16 с обеспечено $K_m=2,746$. Далее двигатель переведен на режим 27,734%, при этом обеспечено $K_m=2,973$, а после изменения фактических температур компонентов на входе в двигатель было обеспечено $R=27,857\%$ и $K_m=2,996$. В дальнейшем, в соответствии с программой испытания, двигатель должен был быть переведен на повышенное значение соотношения расходов компонентов топлива +7%. Однако в процессе перехода двигателя на повышенный режим работы (по K_m) двигатель был аварийно выключен стендовой системой аварийной защиты по порогу превышения K_m (порог стендовой системы аварийной защиты по каналу K_m равен 3,2) на 100 с испытания.

Анализируя результаты испытания, можно отметить, что сочетание высоких входных давлений окислителя и горючего на низких режимах работы двигателя (27%), а также, в данном случае, конкретный экземпляр двигателя, обеспечило существенный рост значения соотношения расходов

компонентов по сравнению с номинальной величиной. Превышение составило ~9%.

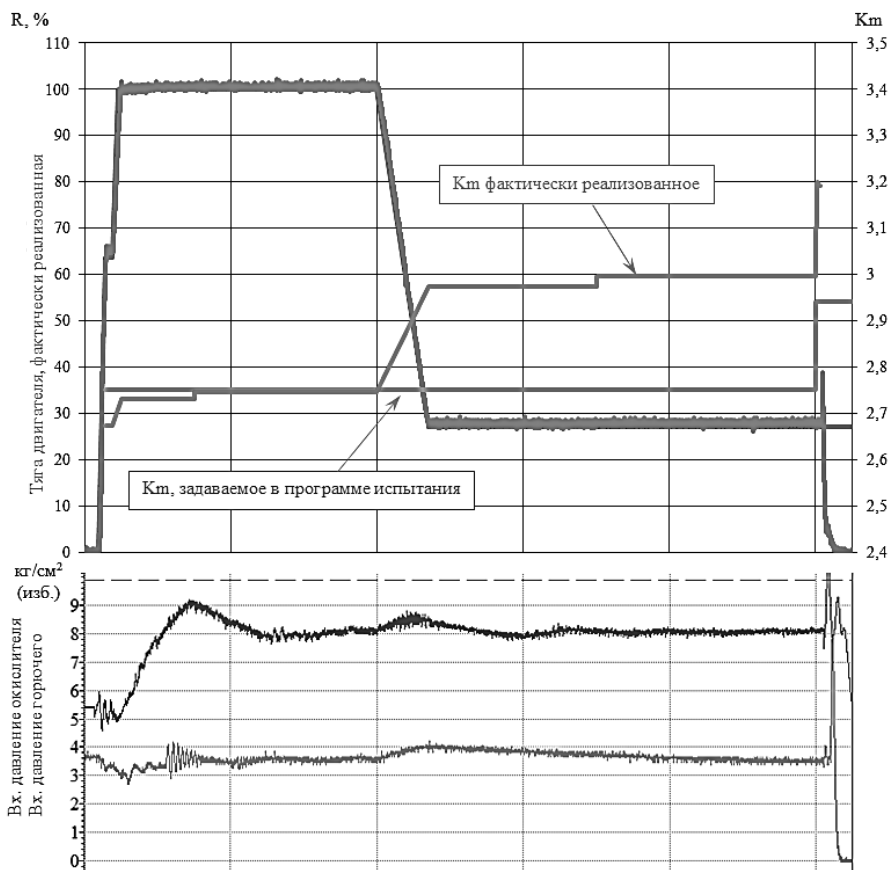


Рисунок 2. Испытание №114 двигателя РД191 №Д011/1.

В связи с аварийным исходом испытания необходимо было разработать меры по предотвращению подобных отключений при проведении дальнейших испытаний.

Испытание №115 двигателя №Д011/1 предусматривало работу в течение 330 с. Предусматривался выход на режим 100% и работа на нем до 40 с, далее снижение (в течение 7 с) до режима дросселирования (27-30%), после чего работа на режиме дросселирования (47 с – 217,8 с), форсирование до 38% (217,8 с – 225,8 с), форсирование до режима 100% и работа на этом

режиме до 321,8 с, переход на режим КСТ, отключение двигателя (профили фактически полученных значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего приведены на рисунке 3).

После выхода на режим 100% и далее на режиме дросселирования до ~ 90 с двигатель работает при пониженных входных давлениях компонентов. С ~ 90 с производится повышение входного давления окислителя до уровня ~ 8 кгс/см² (изб.), что должно привести к увеличению значения K_m до ~ 3. Через ~ 15 с после реализации данного давления стендовая система управления выдает команду на привод управления дросселем, которая должна обеспечить снижение K_m , приближая его к номинальному значению с учетом дальнейшего повышения входного давления горючего до уровня ~ 3,5 кгс/см² (изб.). Дальнейшая работа двигателя проходит при установленных повышенных входных давлениях компонентов.

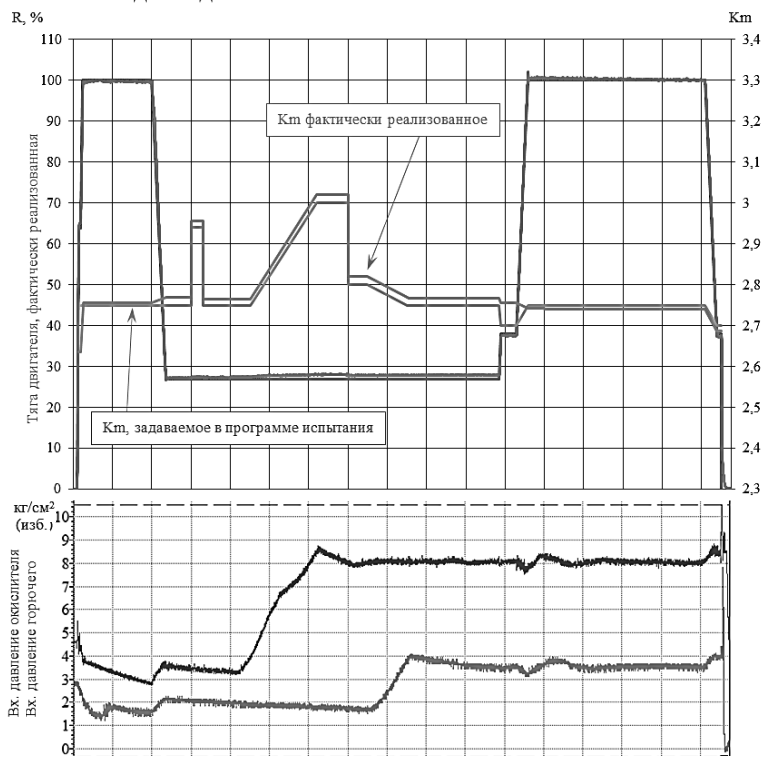


Рисунок 3. Испытание №115 двигателя РД191 №Д011/1

В результате проведенного испытания с учетом введения разовой поправки на коды, выдаваемые на привод управления дросселем, и

увеличения входных давлений на низких режимах работы двигателя было обеспечено $K_m=2,767$. Реализованное значение на $\sim 0,6\%$ отличается от номинального значения соотношения компонентов. Погрешность в обеспечении заданного уровня режима составила менее 1% на низких режимах, что не выходит за заданные в ТЗ пределы.

Таким образом, предлагаемая схема проведения испытания демонстрирует возможность «парирования» увеличения входных компонентов на режиме дросселирования разовой поправкой, вводимой после роста давления окислителя на привод дросселя горючего. Однако для подтверждения эффективности принятых мероприятий потребовалось провести несколько испытаний на других экземплярах двигателей. Результаты были аналогичны.

От проведенных испытаний с введением разовой поправки на коды, выдаваемые на привод дросселя на режимах глубокого дросселирования, желаемого результата, т.е. обеспечения равенства реализованного и задаваемого значения соотношения расходов компонентов (номинального значения соотношения расходов компонентов на режиме глубокого дросселирования), достичь не удалось, в том числе, принимая во внимание особенности системы управления и регулирования двигателя в части определения и дальнейшего использования алгоритмом управления индивидуальных коэффициентов двигателя. В результате проведенных испытаний двигателей РД191 с введением разовой поправки на коды, выдаваемые на привод дросселя на низких режимах, был сделан вывод о том, что предлагаемое мероприятие не может быть оценено как достаточно эффективное, т.к. не ясно в какой момент времени в полете эту разовую поправку нужно вводить.

Проработка вопроса, связанного с учетом существенного влияния входных давлений компонентов на режимах глубокого дросселирования на соотношение расходов компонентов, параллельно велась и разработчиками системы СУРТ семейства РН «Ангара» в ИПУ РАН, которая также не привела к положительному результату.

Проведенное ИПУ РАН, ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», ОАО «НПО Энергомаш» совместное рассмотрение вопроса учета влияния входных давлений компонентов алгоритмом управления и регулирования двигателя РД191 в процессе полета РН показало необходимость изыскания решения по обеспечению постоянства K_m на режиме глубокого дросселирования в условиях роста входных давлений компонентов.

Для «парирования» существенного роста значений K_m на режиме глубокого дросселирования автором предложено провести модификацию зависимости управления двигателя по K_m в части введения в нее новой поправки, не изменяя существующей зависимости управления по тяге,

учитывая, как показывают испытания и математическая модель, низкое влияние повышенных значений входных давлений компонентов на значения R (значительное влияние на Km).

Для учета влияния входных давлений компонентов топлива должна быть определена поправка ΔKm_p :

$$\Delta Km_p = \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}} \Delta p_{вх.о} + \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}} \Delta p_{вх.г}$$

Для вычисления данной величины необходимо определить коэффициенты влияния входных давлений компонентов на значения Km ($\frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}}$, $\frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}}$), которые в свою очередь должны быть введены в алгоритм управления двигателя, а также определить отклонения величин входных давлений ($\Delta p_{вх.о}$, $\Delta p_{вх.г}$) от их номинальных значений. Это позволит, с одной стороны, за счет вносимых поправок на приближение Km к номинальному значению обеспечить работу двигателя в заведомо эксплуатационном диапазоне значений Km, а СУРТ вносить более точные корректировки по уровням компонентов в баках.

В связи с проведенной серией экспериментов имеется достаточно экспериментальных данных для определения указанных коэффициентов влияния для режима 30% по тяге ($\frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}}$, $\frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}}$). Данные коэффициенты были определены экспериментально-теоретическим методом (результаты испытаний и математическая модель двигателя):

$$\beta_5 = \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}} = 0,046 \text{ см}^2/\text{кгс}; \beta_6 = \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}} = -0,029 \text{ см}^2/\text{кгс}.$$

Для расчета поправки ΔKm_p кроме коэффициентов влияния входных давлений необходимо знать отклонения величин входных давлений компонентов $\Delta p_{вх.о}$, $\Delta p_{вх.г}$ от их номинальных значений:

$$\Delta p_{вх.о} = p_{вх.о} - p_{вх.о.ном}; \Delta p_{вх.г} = p_{вх.г} - p_{вх.г.ном}.$$

Однако замер давлений $p_{вх.о}$ и $p_{вх.г}$ с непрерывной подачей информации в СУ РН не предусмотрен конструкцией двигателя РД191 и РН «Ангара». В связи с этим по предложению головного разработчика РН ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» была разработана методика расчета статического давления на входе в двигатель РД191 как по линии окислителя, так и по линии горючего с использованием имеющихся данных полетных измерений некоторых параметров.

Поскольку в СУ РН непрерывно поступают показания датчиков, контролирующих давление наддува в баках, было принято решение использовать данные показания для определения давлений компонентов на входе в двигатель.

Статические давления на входе в двигатель определяются по формулам:

$$P_{вх.о} = P_{б.о} + (h_{б.о} + h_{рм.о}) \cdot \gamma_{о} \cdot n_{х} \cdot 10^{-4};$$

$$P_{вх.г} = P_{б.г} + (h_{б.г} + h_{рм.г}) \cdot \gamma_{г} \cdot n_{х} \cdot 10^{-4},$$

где:

$P_{б.о}$, $P_{б.г}$ – давления в подушке бака окислителя и горючего, значения которых поступают в СУ РН, кгс/см²;

$n_{х}$ – продольная осевая перегрузка в момент времени τ (регистрируемые значения поступают в СУ РН);

$\gamma_{о}$ – удельный вес окислителя, принимаемый постоянной величиной, кг/м³;

$\gamma_{г}$ – удельный вес горючего (в кг/м³), который выбирается в зависимости от значения среднemasсовой температуры в баке горючего перед запуском двигателя;

$h_{б.о}$, $h_{б.г}$ – высоты уровня жидкости в баке окислителя и горючего на режиме 30% по тяге (учет изменения высоты уровня в баках окислителя и горючего при расходовании топлива приводится в разделе индивидуальных коэффициентов двигательной установки данных на пуск, в который вводится таблица высоты уровня в баке окислителя и горючего в функции времени полета (τ) на режиме 30% тяги), м;

$h_{рм.о}$, $h_{рм.г}$ – расстояние от полюсов нижних днищ баков окислителя и горючего до стыка с двигателем РД191, м.

Расчет статических давлений на входе в двигатель РД191 по линиям окислителя и горючего, с учетом погрешностей измерения давлений в баке, удельных весов компонентов топлива и гидравлических сопротивлений магистралей, ведется с достаточной точностью. Погрешность определения составляет не более $\pm 0,5$ кгс/см².

В связи с достаточностью данных для определения величины поправки $\Delta K_{тp}$, учитывающей влияние входных давлений компонентов топлива, в процедуру расчета кодов команд вносится несколько операций.

Процедура расчета кодов команд, выдаваемых на приводы управления регулятором и дросселем для обеспечения требуемых R и K_т, в каждом такте счета БЦВМ включает в себя следующие операции:

– определяется величина температурной поправки по горючему:

$$\Delta t_{\Gamma} = t_{\Gamma\text{и}} - t_{\Gamma.\text{ном}} + \Delta t_{\Gamma}^{\text{п}}$$

где:

$t_{\Gamma\text{и}}$ – ожидаемая среднемассовая температура в баке горючего перед запуском двигателя, °С;

$t_{\Gamma.\text{ном}} = -5$ – номинальная температура горючего (постоянная величина), °С;

$\Delta t_{\Gamma}^{\text{п}}$ – среднестатистическая температурная поправка, учитывающая прогрев в полете горючего относительно ожидаемой температуры в баке горючего перед запуском двигателя (исходные данные для работы алгоритма управления и регулирования двигателя);

- определяется величина температурной поправки по окислителю $\Delta t_{\text{о}} = \Delta t_{\text{о}}^{\text{п}}$, где $\Delta t_{\text{о}}^{\text{п}}$ – среднестатистическая температурная поправка, учитывающая прогрев окислителя в полете относительно номинального значения (-182,5°С);
- рассчитываются коэффициенты влияния на R и Km температур окислителя и горючего в зависимости от заданного режима работы двигателя ($\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ (см. раздел 2.2 диссертации));

- рассчитываются величины температурных поправок на тягу и соотношение компонентов топлива:

$$\Delta R_t = \beta_1 \cdot \Delta t_{\Gamma} + \beta_3 \cdot \Delta t_{\text{о}};$$

$$\Delta K_{m_t} = \beta_2 \cdot \Delta t_{\Gamma} + \beta_4 \cdot \Delta t_{\text{о}};$$

- далее в процедуру расчета кодов вносятся новые операции, учитывающие изменение входных давлений компонентов топлива :

при задаваемых СУ значениях $R > 0,3$:

$$\Delta K_{m_p} = 0 ;$$

при задаваемых СУ значениях $R \leq 0,3$ последовательно определяются:

$$P_{\text{вх.о}} = P_{\text{б.о}} + (h_{\text{б.о}} + h_{\text{рм.о}}) \cdot \gamma_{\text{о}} \cdot n_{\text{х}} \cdot 10^{-4} ;$$

$$P_{\text{вх.г}} = P_{\text{б.г}} + (h_{\text{б.г}} + h_{\text{рм.г}}) \cdot \gamma_{\text{г}} \cdot n_{\text{х}} \cdot 10^{-4} ;$$

$$\Delta P_{\text{вх.о}} = P_{\text{вх.о}} - P_{\text{вх.о.ном}} ;$$

$$\Delta P_{\text{вх.г}} = P_{\text{вх.г}} - P_{\text{вх.г.ном}} ;$$

$$\Delta K_{m_p} = \beta_5 \cdot \Delta P_{\text{вх.о}} + \beta_6 \cdot \Delta P_{\text{вх.г}} ,$$

где β_5 и β_6 , определенные ранее коэффициенты влияния входных давлений на соотношение расходов компонентов топлива.

Необходимо обратить внимание на то, что поправка ΔK_{m_p} действует только для задаваемых СУ РН или стендовой СУ значений тяги $\leq 30\%$. При значениях тяги $> 30\%$ данная поправка приравнивается к нулю.

- После определения этой поправки рассчитываются коды команд, выдаваемые на приводы регулятора расхода N_1 и дросселя горючего N_2 для обеспечения требуемого уровня режима по тяге R и соотношению расходов компонентов топлива K_m с учетом влияния как температур компонентов топлива так и их входных давлений:

$$N_1 = \sum_{i=0}^2 A_i \cdot (R - \Delta R_t)^i + (\Delta K_m - \Delta K_{m_t}) \cdot \sum_{i=0}^2 C_i \cdot (R - \Delta R_t)^i;$$

$$N_2 = \sum_{i=0}^2 B_i \cdot (R - \Delta R_t)^i + (\Delta K_m - \Delta K_{m_t} - \Delta K_{m_p}) \cdot \sum_{i=0}^2 D_i \cdot (R - \Delta R_t)^i + \Delta N_2 \cdot z,$$

где $z=1$ при $R \leq 0,38$ и $z=0$ при $R > 0,38$; R и ΔK_m также задаются СУ; A_i, B_i, C_i, D_i - индивидуальные коэффициенты двигателя, вносимые в его формуляр и в исходные данные алгоритма управления и регулирования.

Подобный учет алгоритмом управления и регулирования двигателя изменения входных давлений компонентов при работе двигателя РД191 в составе второй ступени РН «Ангара-А5» и введение в алгоритм регулирования коэффициентов влияния входных давлений компонентов на значение K_m при работе на продолжительном режиме дросселирования ($\leq 30\%$ по тяге) во время полета данной РН обеспечивают требуемую точность работы СУРТ РН и работу двигателя в эксплуатационном диапазоне значений K_m .

Эффективность проведенной корректировки была проверена рядом испытаний. Так, например, испытание №150 двигателя РД191 №Д024 планировалось проводить при изначально высоких уровнях входных давлений компонентов (входное давление окислителя $\sim 8,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.), входное давление горючего $\sim 3,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) (профили фактически полученных значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего приведены на рисунке 4). В программе испытания предусматривалось выведение двигателя на режим 100%, с последующей работой на данном режиме ~ 35 с; дросселирование до уровня тяги 30% и работа на данном режиме 170 с; форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме 8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 90 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя. Общая продолжительность испытания 330 с.

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим $R=99,328\%$ и $K_m=2,702$. Далее (40 с – 47 с) двигатель переведен на

режим 30,713%, при этом обеспечено $K_m=2,716$, после проведенной переключки дросселя (60 с – 66 с), имитирующей работу системы СУРТ, было обеспечено $R=30,794\%$ и $K_m=2,703$. Особенности при последующей работе двигателя на режиме 38% и 100% выявлено не было.

Анализируя результаты испытания, необходимо отметить, что отклонение значения соотношения расходов компонентов при повышенных входных давлениях окислителя и горючего от запланированной величины составило примерно 1,8%.

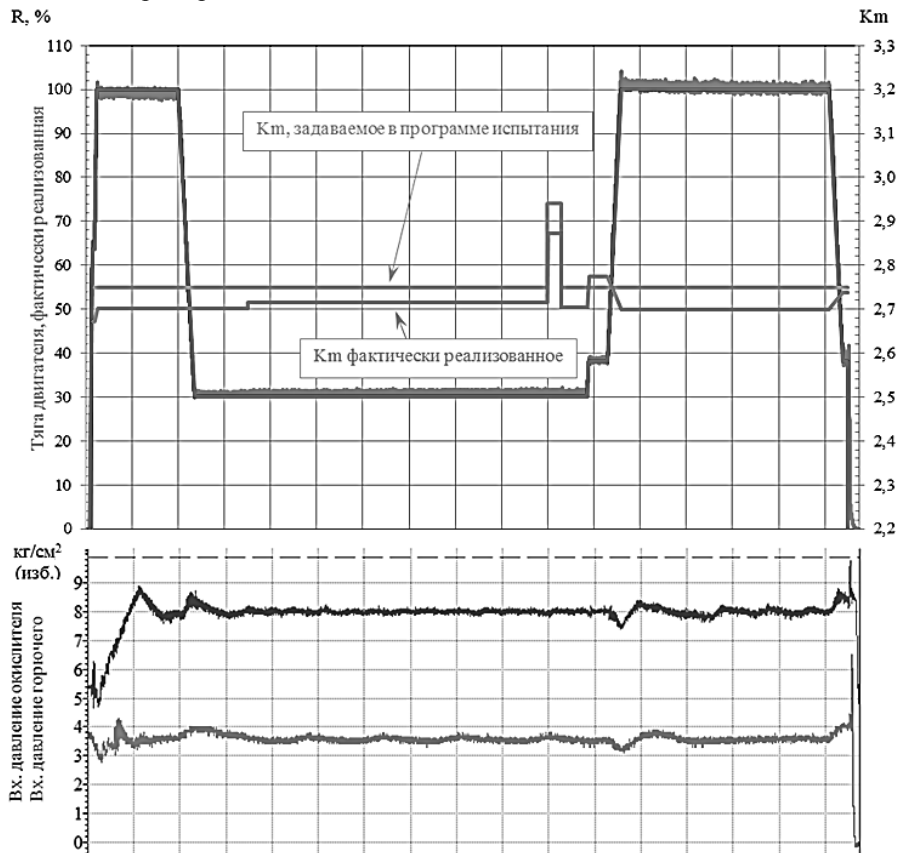


Рисунок 4. Испытание №150 двигателя РД191 №Д024.

В результате проведенного испытания, а также, принимая во внимание результаты других испытаний, можно сделать вывод о том, что использование нового алгоритма управления и регулирования двигателя в

части учета влияния входных давлений компонентов топлива обеспечивает заданные в программе испытаний значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива с заданной в ТЗ точностью с большим запасом.

В разделе 4 представлен один из тестовых примеров для проверки бортового программного обеспечения управления приводами регулятора и дросселя двигателя РД191, предназначенного для центрального блока РН «Ангара-5». Тестовые примеры широко использовались при отработке двигателей РД171М и РД180 для РН «Зенит» и РН семейства «Atlas», являются важным этапом взаимодействия системы управления двигателя с бортовой СУ РН и являются приложением к алгоритму управления и регулирования двигателя. Тестовые примеры разработаны и согласованы с головным предприятием-разработчиком РН «Ангара» ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» для всех возможных вариантов полетных циклограмм.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Применительно к двигателю РД191 автором проведен анализ результатов использования методики настройки каждого двигателя в процессе приемосдаточного испытания с задействованием внешних обратных связей по контролируемым расходам компонентов топлива, предложены усовершенствованные алгоритмы настройки, управления и регулирования двигателя с помощью зависимостей, определяющих кодовые команды (вместо значений положений приводов), выдаваемые СУ на приводы регулирующих органов, учитывающие особенности работы двигателя на режимах глубокого дросселирования.
2. Теоретически показано и экспериментально подтверждено низкое влияние изменения входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов, в частности, при работе двигателя РД191 на режимах $> 50\%$ номинальной тяги.
3. Проведенный автором анализ результатов испытаний двигателя РД191 при повышенных входных давлениях компонентов топлива позволил определить для данного двигателя коэффициенты влияния величин входных давлений компонентов топлива на тягу и соотношение расходов компонентов при работе на низких режимах ($\sim 30\%$ тяги).
4. Автором разработан и внедрен алгоритм управления и регулирования двигателя, учитывающий влияние входных давлений компонентов при расчете кодов команд, выдаваемых на привод дросселя горючего. При этом в алгоритм введена методика расчета входных давлений компонентов топлива.
5. Экспериментальным путем подтверждена возможность «парирования» изменения величин входных давлений компонентов, приводящих к изменению соотношения расходов компонентов топлива. При этом

обеспечивается заданная по ТЗ точность обеспечения тяги и соотношения расходов компонентов топлива с большим запасом. Тем самым решены основные задачи диссертационного исследования.

6. Использование нового, разработанного автором, алгоритма управления и регулирования двигателя РД191 при полете РН обеспечивает требуемую точность работы СУРТ РН и работу двигателя в эксплуатационном диапазоне значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива в широких пределах изменения входных давлений компонентов топлива на любых режимах работы двигателя, в том числе на участке глубокого дросселирования.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Научные труды, опубликованные в ведущих рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России:

1. Колбасенков А.И., Лёвочкин П.С., Пушкарёв Д.С. и др. Настройка современных ЖРД для обеспечения высокой точности при управлении и регулировании // Общероссийский научно-технический журнал «Полет» – М., 2013. – №10. – С. 57-60.
2. Колбасенков А.И., Лёвочкин П.С., Пушкарёв Д.С. и др. Исследования влияния значений входных давлений на тягу и соотношение расходов компонентов при работе ЖРД на низких режимах // Двигатель – М., 2013. – №5. – С. 28-29.
3. Колбасенков А.И., Пушкарёв Д.С., Семенов В.И. и др. Влияние входных давлений компонентов при работе двигателя на режиме дросселирования // Общероссийский научно-технический журнал «Полет» – М., 2013. – №11. – С. 34-36.
4. Пушкарев Д.С. Системы управления и регулирования тяги и соотношения компонентов топлива современных ЖРД производства ОАО «НПО Энергомаш» // Двигатель – М., 2014. – №6. – С. 18-21.

Другие научные труды, опубликованные по теме диссертации:

Статьи в сборниках и трудах конференций:

1. Пушкарев Д.С., Лёвочкин П.С., Семёнов В.И. и др. Использование внешних обратных связей при настройке двигателей в процессе приемо-сдаточного огневого испытания // Гагаринский сборник: материалы XLII общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина – Гагарин, 2015.