

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования «Московский авиационный
институт (национальный исследовательский университет)»**

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»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
д.т.н. Семёнов Вадим Ильич

Москва – 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений.....	5
Список условных обозначений.....	6
ВВЕДЕНИЕ.....	7
РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ МАРШЕВЫМИ ЖРД.....	13
1.1. Основные понятия и определения теории управления и регулирования жидкостных ракетных двигателей.....	13
1.2. Совершенствование системы управления и регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива двигателей производства ОАО «НПО Энергомаш».....	14
1.3. Проблемы, связанные с созданием двигателя РД191 для РН серии «Ангара».....	30
1.4. Анализ литературы, связанный с обеспечением дросселирования жидкостных ракетных двигателей.....	32
Выводы по разделу 1.....	35
РАЗДЕЛ 2. НАСТРОЙКА ДВИГАТЕЛЯ РД191 ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПОЛЕТНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ.....	36
2.1. Методика настройки двигателя в процессе первого огневого испытания, обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне изменения тяги	36
2.1.1. Описание методики настройки двигателя РД191 при проведении КТИ..	37
2.1.2. Алгоритм управления и регулирования двигателя при проведении КТИ.....	39
2.2. Определение влияния температур компонентов на уровень режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива.....	56

2.3.	Описание алгоритма управления и регулирования двигателя в полете...	59
2.4.	Оценка точности настройки двигателей РД191 при проведении повторных испытаний.....	63
	Выводы по разделу 2.....	64
	РАЗДЕЛ 3. ВЛИЯНИЕ ВХОДНЫХ ДАВЛЕНИЙ КОМПОНЕНТОВ НА ТОЧНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ МАРШЕВЫХ КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВЫХ ЖРД ТИПА РД191.....	65
3.1.	Использование математической модели для определения степени влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива.....	65
3.2.	Экспериментальное исследование степени влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива.....	71
3.3.	Предложения по учету влияния входных давлений окислителя и горючего в части введения разовой поправки кода, выдаваемого на привод дросселя горючего.....	86
3.4.	Корректировка алгоритма управления и регулирования двигателя РД191, связанная с учетом влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива.....	94
3.4.1.	Определение коэффициентов влияния входных давлений окислителя и горючего на соотношение расходов компонентов топлива.....	96
3.4.2.	Методика расчета давлений компонентов топлива на входе в двигатель РД191 по данным полетных измерений.....	97
3.4.3.	Модификация алгоритма управления и регулирования двигателя РД191.....	99
3.5.	Экспериментальное подтверждение эффективности корректировки алгоритма управления и регулирования двигателя в части учета влияния входных давлений окислителя и горючего на соотношение расходов компонентов топлива.....	101

Выводы по разделу 3.....	107
РАЗДЕЛ 4. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ БОРТОВОЙ СУ РН И АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ.....	109
Выводы по разделу 4.....	116
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	117
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	120

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ДУ – двигательная установка;

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;

КТИ – контрольно-технологическое испытание;

ЛА – летательный аппарат;

ЛИ – летные испытания;

РН – ракета-носитель;

СУ – система управления;

СУРТ – система управления расходом топлива;

ТЗ – техническое задание;

ТНА – турбонасосный агрегат.

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

R – относительная тяга двигателя;

K_m – соотношение расходов компонентов топлива;

$R_{\text{НОМ}}$ – номинальная относительная тяга двигателя ($R_{\text{НОМ}} = 1,00$ (100%));

$K_{m_{\text{НОМ}}}$ – номинальное значение соотношения расходов компонентов топлива.

ВВЕДЕНИЕ

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

Важнейшей составляющей частью ракетной техники являются маршевые ЖРД первых ступеней, которые определяют мощность РН и, следовательно, массу выводимых в космическое пространство полезных нагрузок [14]. Создание мощных маршевых многорежимных ЖРД связано с разработкой высокоточных алгоритмов (систем) управления и регулирования двигателей [9, 18, 19].

Дальнейшее совершенствование и повышение эффективности летательных аппаратов с ЖРД связано с уменьшением энергетических затрат за счет улучшения, в том числе, точностных характеристик систем управления и регулирования [16, 29, 41].

В условиях постоянно растущей стоимости вывода полезной нагрузки на расчетную орбиту от двигателя требуется все более и более широкий диапазон изменения тяги. Также от ДУ требуется реализация максимально точных значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива, задаваемых СУ на различных режимах работы двигателя [6, 55], независимо от изменения так называемых внешних факторов на входе в двигатель таких, как температуры, давления компонентов топлива и, в отдельных случаях, их плотности. 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 (КТИ) испытания. 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.

В процессе отработки двигателей РД171М (РН «Зенит»), РД180 (РН «Atlas»), работающих в диапазоне режимов по тяге 100-47%, было отмечено влияние на точность поддержания тяги и соотношения расходов компонентов температур компонентов. Изменение значений входных давлений компонентов оказывало существенно меньшее влияние, в связи с чем соответствующие поправки в штатные алгоритмы управления и регулирования не вводились.

В двигателе РД191 (для центрального блока РН «Ангара-А5») диапазон режимов по тяге составляет 105-27%. Режим глубокого дросселирования (30-27%) характеризуется длительной протяженностью (~ 170 с), в процессе которого происходит монотонное увеличение входных давлений компонентов из-за 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) соотношения расходов компонентов, влияющим как на работу двигателя, так и на работу системы СУРТ РН.

Цель данной работы – совершенствование методов, которые обеспечивают высокую точность управления и регулирования современных маршевых ЖРД в широком диапазоне изменения режимов, включая режимы глубокого дросселирования.

Для выполнения поставленной цели необходимо было решить следующие 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.

Объект исследования – системы управления и регулирования маршевых ЖРД.

Предмет исследования – система управления и регулирования двигателя РД191.

Методологической и теоретической основой исследования стал опыт, достигнутый в ОАО «НПО Энергомаш» при разработке высокоточных систем управления и регулирования современных маршевых ЖРД, выраженный в трудах В.И. Семёнова, И.Г. Стороженко, Е.Н. Сёминой, А.И. Колбасенкова, В.И. Черныха и др., а также опыт сторонних организаций в изучении процессов управления и регулирования двигателей, выраженный в трудах В.Д. Дишеля, И.В. Васягиной (ФГУП «НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина»), А.А. Козлова (МАИ (НИУ)) и др.

Методы 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.

Информационная база исследования – результаты стендовых огневых испытаний двигателя РД191, а также данные из книг, статей, научных докладов и технических отчетов, материалов конференций по теории автоматического управления и регулирования ЖРД.

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

- разработана новая методика, позволяющая учитывать влияние входных давлений на точность управления и регулирования многорежимных маршевых ЖРД на режимах глубокого дросселирования;
- 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.

Достоверность результатов исследования. Разработанные алгоритмы, обеспечивающие высокую точность при управлении и регулировании с учетом влияния изменения входных давлений компонентов топлива отработаны и подтверждены в процессе огневых испытаний двигателя РД191 для семейства РН «Ангара» в диапазоне изменения режимов по тяге 105%-27% от номинального значения, а также успешным проведением ЛИ РН «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5».

Практическая значимость:

1. Подтверждена эффективность откорректированного 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 регулирования двигателя РД191 ОАО «НПО Энергомаш» при проведении повторных испытаний и при штатной эксплуатации в составе РН, которые позволили обеспечить более высокую точность управления и регулирования двигателя в широком диапазоне изменения режимов, задаваемых системой управления 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.

Апробация работы.

Основные результаты диссертационного исследования докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

1. Пушкарев Д.С. История совершенствования систем управления и регулирования тяги и соотношения компонентов топлива двигателей РД170 (РД171), РД171М, РД180, РД191. «Молодежная конференция, посвященная 105-й годовщине со дня рождения академика В.П. Глушко», 10 сентября 2013 года, ОАО «НПО Энергомаш», г. Химки, Московская область, Россия.
2. Лёвочкин П.С., Пушкарев Д.С., Семёнов В.И. и др. Использование внешних обратных связей при настройке двигателей в процессе приемо-сдаточного огневого испытания. «XLII общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина», 2015 год, г. Гагарин, Смоленская область, Россия (текст доклада опубликован в «Гагаринский сборник: материалы XLII общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина»).

Откорректированный автором алгоритм управления и регулирования, изложенный в диссертации, докладывался и обсуждался на научно-техническом совете ОАО «НПО Энергомаш».

Публикации.

Основные результаты работ опубликованы в рецензируемых научно-технических изданиях, одобренных ВАК:

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.

Личное участие. 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).

РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ МАРШЕВЫМИ ЖРД

1.1. Основные понятия и определения теории управления и регулирования жидкостных ракетных двигателей

Жидкостные ракетные двигатели являются сложнейшим техническим устройством, которое объединяет в себе многие пневмогидравлические системы и системы управления [29, 40, 49, 71].

Системой управления ЖРД называют комплекс систем, агрегатов, методов, алгоритмов и средств, которые обеспечивают управление режимами работы двигателя в зависимости от заданных в полетном задании значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива на определенном временном участке полета. Управление режимами работы двигателя чаще всего связано с изменением расхода и давлений компонентов топлива, поступающих в его агрегаты [3, 10, 48].

Система регулирования ЖРД предназначена для поддержания определенных характеристик двигателя (чаще всего тяги и соотношения расходов компонентов топлива) в заданных в ТЗ пределах.

В общем случае ЖРД управляют несколько систем: система настройки ЖРД, внутريدвигательная система регулирования, СУ ЛА.

Система настройки двигателя предназначена для некой компенсации неточностей в изготовлении агрегатов двигателя, так как создать два одинаковых двигателя с абсолютно идентичными характеристиками их агрегатов невозможно [13, 24, 45].

Внутريدвигательная система регулирования предназначена для поддержания определенных параметров ЖРД в заданных пределах [18, 19, 59, 61].

СУ ЛА, в зависимости от информации, выдаваемой от других систем (система управления расходом топлива, система одновременного опорожнения баков, система регулирования кажущейся скорости и т.д.), подает команды на исполнительные органы агрегатов системы управления и регулирования двигателем в соответствии с введенным в СУ ЛА полетным заданием.

Основная задача рассмотренных систем заключается в обеспечении наиболее полного использования запасов компонентов топлива при наиболее выгодных для энергетических характеристик РН режимах работы двигателей. Эта общая задача обычно разделяется на ряд самостоятельных задач, которые требуют отдельного изучения со стороны разработчиков РН [36, 53].

1.2. Совершенствование системы управления и регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива двигателей производства ОАО «НПО Энергомаш»

Традиционные методы (системы) настройки и регулирования двигателей предусматривают решение следующих основных задач [16, 38, 47, 50]:

- учет влияния разброса характеристик агрегатов, входящих в состав двигателя (внутродвигательные факторы);
- обеспечение заданных по ТЗ режимов работы двигателя при проведении испытаний и последующей эксплуатации;
- управление и регулирование двигателем в процессе его работы;
- компенсация влияния внешних факторов, влияющих на точность управления и регулирования двигателем.

В качестве исполнительных органов системы управления и регулирования двигателем обычно используются регуляторы и дросселирующие устройства [62].

Способ управления и регулирования по тяге и соотношению расходов компонентов топлива, который был реализован на двигателях РД107/РД108 (РН

«Союз»), впервые позволил значительно повысить их эффективность. Регулирование тяги двигателя в полете, необходимое при отклонении действительного значения скорости ракеты от ее программной величины, осуществлялось путем изменения расхода перекиси водорода для привода турбины турбонасосного агрегата (ТНА) за счет перенастройки редуктора воздуха (поз. 21 рисунок 1) с задействованием обратной связи по давлению в камерах сгорания двигателя. Регулирование соотношения расходов компонентов топлива обеспечивалось дросселем (поз. 6 рисунок 1), который установлен на магистрали керосина, идущей от насоса к клапану горючего перед камерами двигателя [4]. Именно эти решения обеспечили синхронную выработку компонентов топлива из баков и, как следствие, меньшее количество гарантированного остатка топлива в баках в конце полета РН. Повысилась и эффективность РН за счет обеспечения ее полета с заранее рассчитанной оптимальной скоростью по всей траектории полета [56]. Алгоритмы управления и регулирования двигателем были достаточно просты, а требования по точности настройки на режимы обеспечивались с точностью $\pm 5-7\%$ по тяге и соотношению расходов компонентов топлива.

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. От двигателей требуется все более широкий диапазон изменения тяги, который существенно повышает его эксплуатационные возможности, в том числе, по эффективности максимальной выработки заправляемой массы компонентов. Исследования показывают, что широкий диапазон регулирования тяги позволяет существенно (до 12%) увеличить полезную нагрузку РН [56].

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

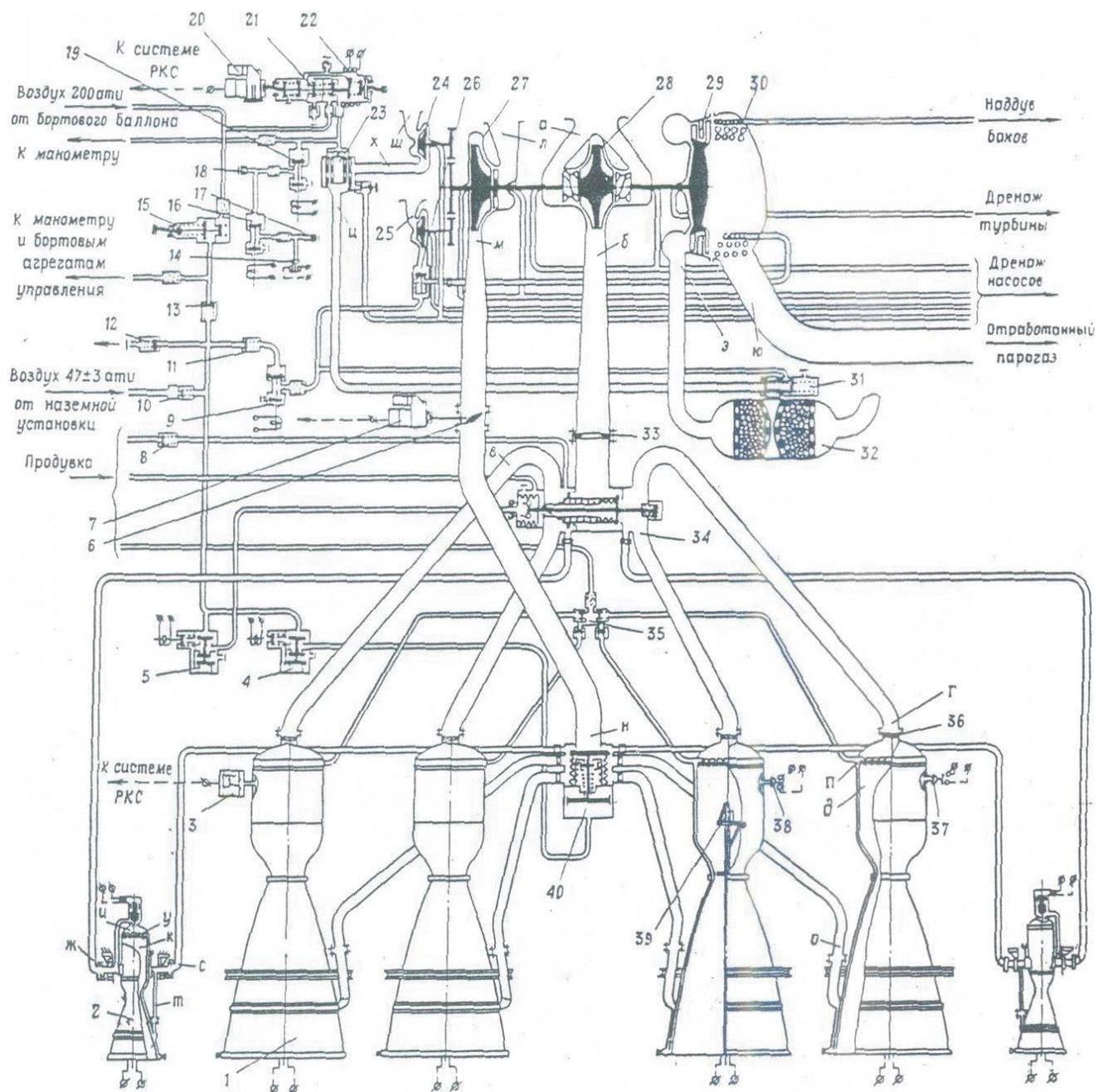


Рисунок 1. Пневмогидравлическая схема двигателя РД107 [4]

тс; давление в камере сгорания – 250 кгс/см^2) потребовало высокой точности настройки и регулирования – погрешность обеспечения режимов по тяге и соотношению расходов компонентов не должна была превышать по ТЗ $\pm 2\text{-}3\%$. Для обеспечения таких требований была разработана уникальная система регулирования с внутривдвигательными 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 [56].

Двигатель РД170 (РД171) представляет собой кислородно-керосиновый четырехкамерный ЖРД. Выполнен по схеме (рисунок 2) с дожиганием окислительного генераторного газа. Подача компонентов в камеры обеспечивается ТНА с осевой турбиной, работающей на генераторном газе, вырабатываемом в двух газогенераторах, и шнекоцентробежными насосами, перед которыми на каждой магистрали подвода компонента установлены бустерные насосные агрегаты, предотвращающие появление кавитации.

Для воспламенения основных компонентов топлива в камерах и газогенераторах используется пусковое горючее ПГ-2 (смесь триэтилбора 87% и триэтилалюминия 13%), размещенное в специальных пусковых ампулах.

Основными системами двигателя являются: система питания окислителем; система питания горючим; система вакуумирования полости горючего двигателя; система запуска двигателя; пневмосистема; система приводов автоматики; система подогрева газа для бортового наддува бака окислителя; система термостатирования; система телеметрических измерений; система управления и регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива.

Система питания окислителем предназначена для подачи окислителя к агрегатам двигателя и включает: фильтр, предназначенный для фильтрации окислителя, поступающего из бака на вход в двигатель; бустерный насосный

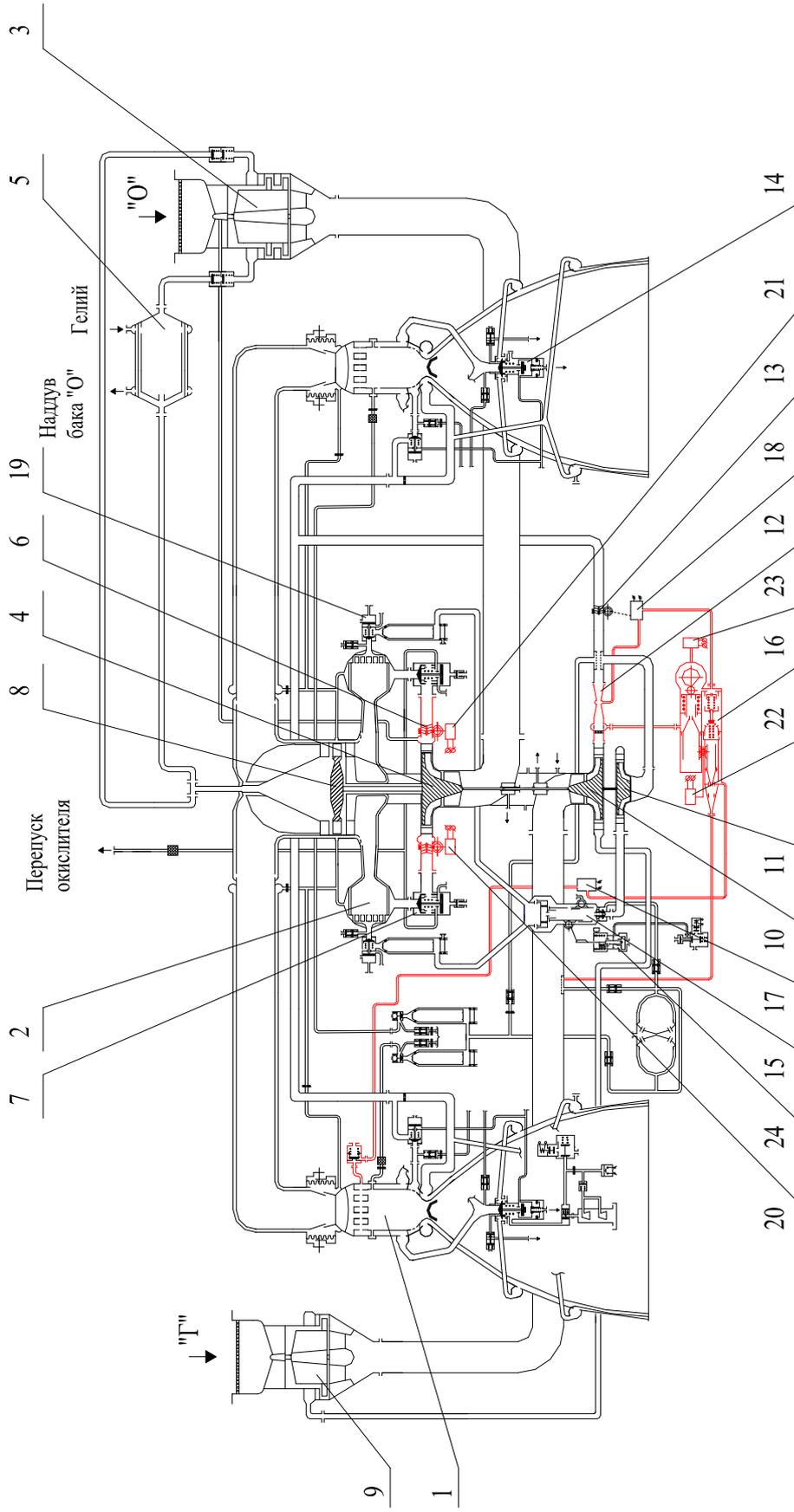


Рисунок 2. Пневмогидравлическая схема двигателя РД170 (РД171) [56]

1 – камера, 2 – газогенератор, 3 – БНА О, 4 – насос окислителя, 5 – теплообменник, 6 – дроссель окислителя, 7 – клапан окислителя, 8 – турбина, 9 – БНА Г, 10 – 1-я ступень насоса горючего, 11 – 2-я ступень насоса горючего, 12 – мерное устройство, 13 – дроссель горючего, 14 – клапан камеры, 15 – регулятор расхода, 16 – РКД, 17 – привод регулятора расхода горючего, 18 – привод дросселя горючего, 19 – клапан горючего газогенератора, 20 – привод дросселя окислителя, 21 – привод дросселя окислителя, 22 – привод РКД 1, 23 – привод РКД 2, 24 – пневмопривод

агрегат окислителя (поз. 3), предназначенный для обеспечения бескавитационного течения жидкости в насосе; шнекоцентробежный одноступенчатый насос (поз. 8), обеспечивающий подачу окислителя к двум газогенераторам, в тракт охлаждения статора, выхлопного коллектора турбины, узлов качания и газопроводов, а также в автоматическое разгрузочное устройство бустерного насосного агрегата окислителя (БНА О); дроссели окислителя (поз. 6), изменяющие гидросопротивление трактов от основного насоса окислителя до газогенераторов; клапаны (поз. 7), управляющие подачей окислителя к газогенераторам, при этом в закрытом положении обеспечивается предварительное захолаживание магистралей окислителя двигателя, в процессе которого обеспечивается естественная циркуляция окислителя, которая предназначена для удаления образующегося вследствие испарения газа; тракт течения генераторного газа, включающего коллектор турбины и ее проточную часть; газопроводы с узлами качания камер; газовые полости газогенераторов; трубопроводную арматуру.

Система питания горючим предназначена для подачи керосина к агрегатам двигателя и включает: фильтр, предназначенный для фильтрации керосина, поступающего из бака на вход в двигатель; бустерный насосный агрегат горючего (поз. 9), предназначенный для обеспечения бескавитационного течения жидкости в насосе; шнекоцентробежный двухступенчатый насос горючего (поз. 10 – первая ступень; поз. 11 – вторая ступень), обеспечивающий с выхода насоса горючего первой ступени подачу керосина к четырем камерам (поз. 1), блоку гидроснабжения приводов автоматики, гидротурбине бустерного насосного агрегата горючего (БНА Г (поз. 9)), а также для обеспечения промывки тракта пусковых ампул камер после их срабатывания, а с выхода из насоса горючего второй ступени подачу горючего в газогенераторы (поз. 2); мерное устройство (поз. 12); дроссель горючего (поз. 13), предназначенный для изменения гидравлического сопротивления тракта горючего двигателя для регулирования в заданных пределах соотношения расходов компонентов топлива; магистрали подвода горючего к камерам и газогенераторам двигателя с клапанами; регулятор расхода горючего (поз. 15), предназначенный для регулирования режима работы

двигателя путём изменения расхода горючего в тракте питания горючим газогенераторов на запуске, основном режиме и при останове, а также для поддержания требуемого значения величины расхода горючего на установившемся режиме работы двигателя; РКД (поз. 16), предназначенный для формирования и выдачи командных давлений на сравнивающие устройства приводов регулятора и дросселя в процессе работы двигателя.

Система приводов автоматики предназначена для управления регулирующими органами двигателя: дросселями окислителя, дросселем горючего, регулятором расхода горючего, идущего в газогенератор, РКД и включает в себя: блок гидравлического питания, предназначенный для питания системы приводов автоматики рабочей жидкостью (маслом или керосином); электрогидравлические цифровые приводы для управления регулирующими органами двигателей; магистрали для обеспечения подвода рабочей жидкости от блока гидравлического питания к приводам регулирующих органов и от двигателя к блоку гидравлического питания; вспомогательный агрегат питания, являющийся источником гидравлического питания приводов регулирующих органов.

Система управления и регулирования двигателем обеспечивает:

- запуск двигателя;
- выход на основной режим работы;
- работу двигателя на режиме при изменяющихся внешних условиях;
- управление и регулирование двигателем по командам СУ;
- останов двигателя;

Отличительной особенностью системы регулирования двигателей РД170 (РД171) являлось наличие внутрдвигательных гидромеханических обратных связей по давлению перед смесительной головкой одной из 4-х камер (характеризует уровень тяги двигателя) и по перепаду давления на мерном устройстве в магистрали горючего (поз. 12) (характеризует расход горючего через камеры двигателя).

Основными агрегатами системы регулирования являлись:

- регулятор расхода горючего на магистрали питания газогенератора со следящим приводом (поз. 15 и 17);
- дроссель горючего на магистрали питания камеры со следящим приводом (поз. 13 и 18);
- регулятор командных давлений с двумя цифровыми приводами (поз. 16, 22 и 23);
- два дросселя окислителя с цифровыми приводами (поз. 6, 20 и 21);
- пневмопривод регулятора горючего (поз. 24);
- трубопроводы отбора управляющих давлений от регулятора командных давлений в сравнивающие устройства следящих приводов;
- трубопроводы отбора давлений обратных связей от смесительной головки камеры и мерного устройства в сравнивающие устройства следящих приводов.

К сравнивающим устройствам следящих приводов подводится с одной стороны давление от РКД: к приводу регулятора расхода горючего – давление, которое должно быть перед смесительной головкой камеры, к приводу дросселя горючего – давление, которое должно быть в узком сечении мерного устройства (труба Вентури) (поз. 12). С другой стороны, к сравнивающим устройствам подводится фактическое давление соответственно перед смесительной головкой камеры и в узком сечении мерного устройства. При наличии сигнала рассогласования между задаваемым и фактическим значением давлений, например, в сравнивающем устройстве привода регулятора расхода горючего, данный привод изменяет положение исполнительного органа регулятора расхода горючего, в результате чего фактическое значение приближается к заданному.

Запуск двигателя РД170 (РД171) до режима предварительной ступени осуществляется переключкой пневмопривода регулятора горючего (поз. 24) от начального положения (соответствует начальной настройке регулятора) до конечного положения (соответствует настройке регулятора на предварительную ступень), при этом:

- дроссели окислителя находятся в положении начального открытия;
- следящие приводы находятся в исходном положении;
- приводы РКД находятся в положениях соответствующих номинальным значениям тяги и соотношения расходов компонентов топлива главной ступени.

Перевод двигателя с режима предварительной ступени на главную ступень осуществляется:

- переключением следящих приводов регулятора и дросселя в сторону их открытия, подачей в требуемой последовательности команд на встроенные в следящие приводы управляющие электрогидроклапаны;
- одновременной переключением цифровых приводов дросселей окислителя в сторону полного их открытия.

При этом приводы регулятора командных давлений продолжают находиться в положениях, соответствующих номинальным значениям тяги и соотношения расходов компонентов топлива, обратные связи от сравнивающих устройств следящих приводов отключены.

После выхода на режим главной ступени в фиксированные моменты времени, заданные пусковой циклограммой, включаются обратные связи по давлению в камере сгорания и соотношению расходов компонентов топлива, при этом следящие приводы занимают положение, задаваемое регулятором командных давлений.

В дальнейшем управление режимами работы двигателя осуществляется подачей команд от системы управления РН на цифровые приводы регулятора командных давлений. Останов двигателя осуществляется снятием команд, подаваемых на цифровые приводы регулятора командных давлений и дросселей окислителя. Так же подается команда на закрытие пневмопривода регулятора горючего.

Разработанная система регулирования двигателей РД170 (РД171) показала достаточную эффективность по управлению тягой и соотношением расходов компонентов топлива. 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 двигателя [28, 56].

В конструкции двигателя РД170 (РД171) в магистралях, подводящих жидкий кислород от двух выходов насоса окислителя к газогенераторам, установлены два дросселя, управление которыми осуществляется цифровыми электрогидроприводами (поз. 6, 20 и 21). При разработке конструкции двигателя считалось, что данные дроссели должны обеспечивать надежное управление запуском двигателя и устойчивость работы газогенераторов при работе на низких режимах [28, 56].

Принципиальной особенностью конструкции РКД должно было являться независимое управление по тяге и соотношению расходов компонентов топлива (при изменении уровня режима по тяге команды должны подаваться на привод, изменяющий значение давлений в камерах; привод, изменяющий значения перепада давления на мерном устройстве, сохраняет свое положение и наоборот). Настройка двигателя по управлению режимами в таком случае определялась настройкой РКД при его автономной проверке перед установкой на двигатель [56].

Двигатели РД170 (РД171) по штатной циклограмме полета должны работать с длительным (24 с) участком плавного дросселирования (тяга снижалась со 100% до 49,6% - уровень работы на конечной ступени). В процессе отработки двигателей выявилось, что при изменении тяги (работает только соответствующий привод) не обеспечивается постоянство соотношения расходов компонентов топлива. Значение K_m монотонно изменяется. Потребовалось

проводить дополнительную настройку каждого двигателя в процессе КТИ за счет использования внешних обратных связей [31].

В качестве таковых были задействованы стендовые измерения массовых расходов окислителя (\dot{m}_O) и горючего ($\dot{m}_Г$) с помощью турбинных расходомеров, установленных на входных магистралях подвода компонентов. Данные по измерениям поступали в стендовую СУ, в которой определялись относительное значение уровня тяги как отношения фактического суммарного расхода компонентов ($\dot{m}_O + \dot{m}_Г$) к суммарному расходу на номинальном (100% тяги) режиме ($\dot{m}_{O,НОМ} + \dot{m}_{Г,НОМ}$) и значение $K_m = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_Г}$. В итоге был разработан

алгоритм настройки каждого экземпляра двигателя в процессе КТИ. Временной период плавного дросселирования разбивался на 3 участка, на каждом из которых определялось постоянное (в дальнейшем) положение привода РКД по задаваемым значениям K_m , при котором обеспечивалось среднеинтегральное номинальное значение K_m [31].

Недостатком подобного метода настройки являлась его привязка к конкретной циклограмме полета РН.

В то же время подобная реализация системы управления и регулирования двигателем РД170 (РД171) позволила значительно упростить алгоритм управления и регулирования двигателем, а также понизить влияние внешних факторов, с одновременным значительным увеличением точности управления и регулирования.

Использование внешних обратных связей для настройки конкретных экземпляров двигателей оказалось настолько эффективным, что стало возможным без ущерба для точности настройки двигателя и надежности двигателя отказаться от внутридвигательных обратных связей, исключив такой сложный агрегат как РКД [56].

Двигатель РД171М (рисунок 3) – модифицированный вариант двигателя РД170 (РД171), который отличается от базового варианта упрощенной системой регулирования и рядом других мероприятий, направленных на повышение



Тяга: на Земле / в пустоте (тс)	740 / 806,4
Удельный импульс: на Земле / в пустоте (с)	309,5 / 337,2
Давление в камерах сгорания (кгс/см ²)	250
Номинальное соотношение компонентов	2,63
Диапазон регулирования, %: - по тяге - по соотношению компонентов	50...100 ± 7
Угол поворота камер	± 6°
Масса «сухого» двигателя, кг	9300

Рисунок 3. Двигатель РД171М и РН «Зенит-3SL» [25] в программе «Морской старт»

работоспособности двигателя. Двигатель РД171М имеет идентичную РД170 (РД171) эксплуатационную документацию и внешний интерфейс. Данный двигатель применяется в качестве ДУ для первой ступени РН «Зенит» для программ «Морской старт» и «Наземный старт» в рамках коммерческих контрактов и выполнения программ Федерального космического агентства (Роскосмос).

В процессе отработки экспериментальных образцов двигателя РД171М, в которых дроссели окислителя не использовались, было подтверждено, что запуск двигателя, его работа на всех предусматриваемых режимах характеризуется устойчивой работой всех агрегатов и систем. При этом обеспечивался заданный в ТЗ на двигатель закон изменения тяги при запуске и останове [28].

Результаты указанных работ послужили основанием для исключения из состава двигателя РД171М дросселей окислителя (с соответствующими приводами) [28].

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 [28].

Упрощение системы (исключаются два сложных следящих привода, РКД, трубопроводы) безусловно увеличивает надежность двигателя и снижает его массу. Отработка такой системы показала, что на всех рабочих режимах обеспечивается требуемая точность поддержания задаваемых СУ тяги и соотношения расходов компонентов топлива [28].

Следует отметить, что подобная схема управления (без РКД и дросселей окислителя) была использована и подтвердила свою эффективность на двигателе РД180, имеющего многорежимный профиль тяги и такие же как для РД171М требования по точности управления и регулирования [28].

В результате работы в части оптимизации системы управления и регулирования двигателей, проведенной в ОАО «НПО Энергомаш», последующие конструкции двигателей РД171М, РД180 (устанавливается на первой ступени РН семейства «Atlas», рисунок 4), РД191 (устанавливается на первой ступени РН семейства «Ангара», рисунок 5) 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 [56].

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 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 [23, 55].



Тяга: на Земле / в пустоте (тс)	390,2 / 423,4
Удельный импульс: на Земле / в пустоте (с)	311,9 / 338,4
Давление в камерах сгорания (кгс/см ²)	261,7
Номинальное соотношение компонентов	2,72
Диапазон регулирования, %: - по тяге - по соотношению компонентов	47...100 ± 7
Угол поворота камер	± 8°
Масса «сухого» двигателя, кг	5480

Рисунок 4. Двигатель РД180 и РН «Atlas V» [54]



Тяга: на Земле / в пустоте (тс)	196 / 212,6
Удельный импульс: на Земле / в пустоте (с)	311,2 / 337,5
Давление в камерах сгорания (кгс/см ²)	262,6
Номинальное соотношение компонентов	2,75
Диапазон регулирования, %: - по тяге - по соотношению компонентов	27...105 ± 7
Угол поворота камер	± 8°
Масса «сухого» двигателя, кг	2290

Рисунок 5. Двигатель РД191 и РН «Ангара-1.2ПП» [22]

1.3. Проблемы, связанные с созданием двигателя РД191 для РН серии «Ангара»

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 РД171М (РД171, РД170) (~ 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 [15].

Работа двигателя, устанавливаемого на центральном блоке перспективной РН «Ангара-А5», 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 [32] (полетные профили тяги центральной и боковых ступеней изображены на рисунке 6). Подобный режим полета РН позволяет существенно (до 12%) увеличить выводимую полезную нагрузку [2, 41, 64, 78].

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.

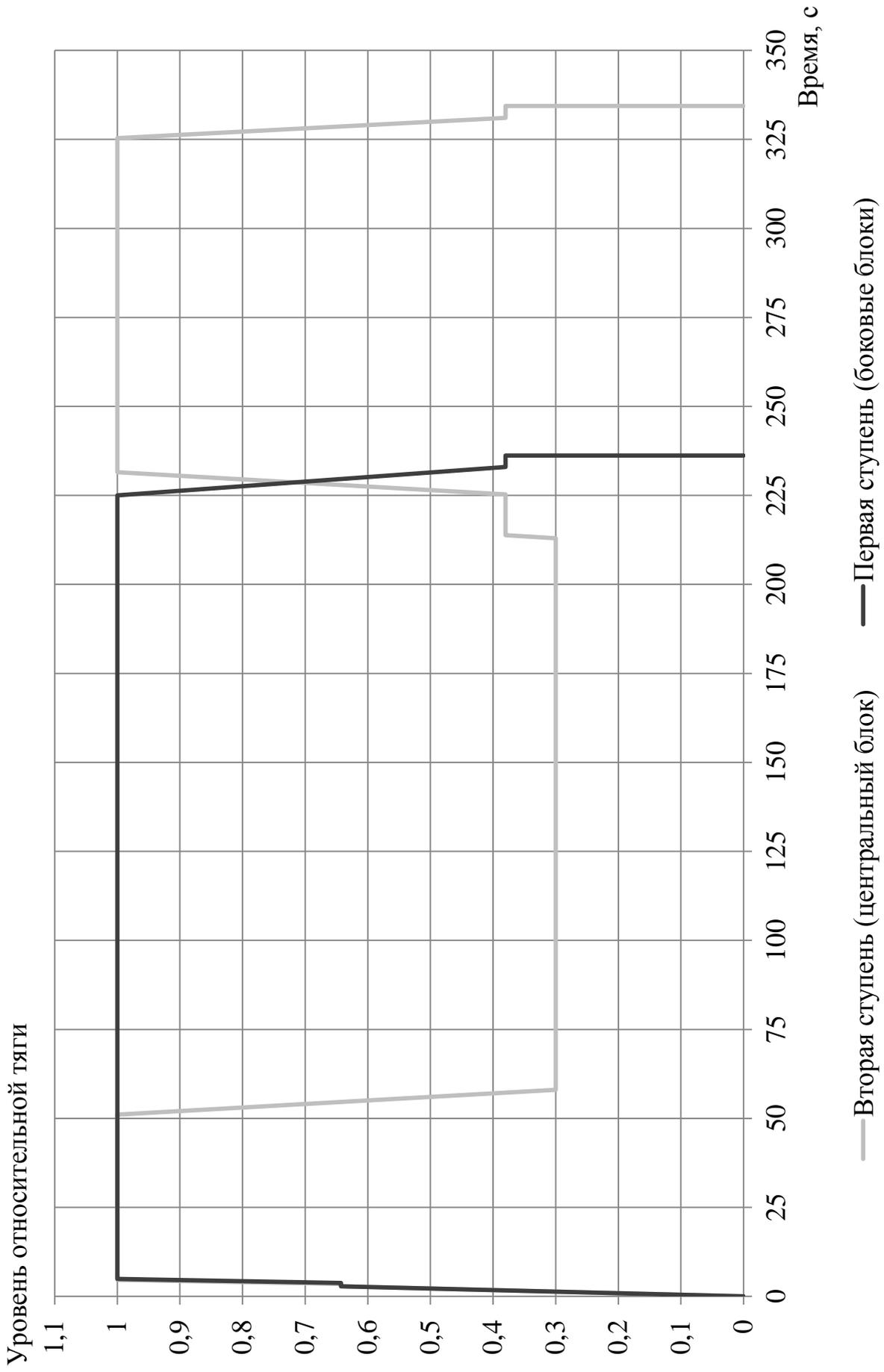


Рисунок 6. Полетные профили тяги второй и первой ступеней РН «Ангара-А5»

При отработке предшествующих двигателей (РД171М, РД180), работающих на тех же компонентах в эксплуатационном диапазоне изменения режимов по тяге $1,00 \div 0,47 R_{\text{НОМ}}$ было установлено крайне низкое влияние входных давлений компонентов на точность поддержания требуемых значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива. 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 отмеченный выше большой диапазон изменения режимов работы двигателя РД191 ($0,27 \div 1,05 R_{\text{НОМ}}$), 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 ($R \leq 0,38$) потребовали проведения исследований по учету влияния входных давлений компонентов в алгоритме управления и регулирования двигателем.

1.4. Анализ литературы, связанный с обеспечением дросселирования жидкостных ракетных двигателей

Исследования возможностей применения дросселируемых ЖРД велись с перерывами с начала 1930 годов (ранние [26, 44, 63, 68, 76, 77], более поздние [64, 66]). Влияние изменения тяги на статические и динамические процессы ЖРД, а также трудности и проблемы, связанные с самим процессом дросселирования, являются важными составляющими при разработке и отработке современных ЖРД [39, 42, 43, 72].

Изменение значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива значительно расширяет эксплуатационные характеристики ЖРД, снижается масса двигателя, необходимый запас топлива и т.п. В конечном итоге, как отмечалось

выше, увеличивается масса выводимой в космическое пространство полезной нагрузки. Некоторые из задач, таких как орбитальное ориентирование, стыковка и отстыковка космических аппаратов, посадка на другие планеты и пр., могут быть решены с помощью однорежимных ЖРД многократного включения, применение которых вызывает ряд проблем, приводящих к усложнению и утяжелению летательных аппаратов. Некоторые новые задачи полетов в космос вообще не могут быть решены без обеспечения плавного и глубокого изменения тяги. Область использования ЖРД довольно широка, а диапазон необходимого изменения тяги двигателя определяется конкретной задачей, выдаваемой разработчиками космических аппаратов и разработчиками ракет-носителей.

Все публикации по теме дросселирования ЖРД отражают решение частных вопросов (фрагментарный характер) в основном с помощью конструктивных изменений [27, 41, 60, 66]. При этом всеобъемлющей информации о возможностях глубокого дросселирования ЖРД как с помощью конструктивных изменений, так и других изменений, например алгоритмов работы (логических изменений) [11, 26, 27], нет ни в одном из проанализированных автором источников. Необходимо отметить, что наиболее значительных успехов в вопросах дросселирования ЖРД достигли ученые и конструкторы России и США.

Как правило, при отработке новых ЖРД ученые и конструкторы сталкиваются с проблемами при обеспечении дросселирования. Так, например, в процессе доводки двигателя РД191 с глубоким дросселированием возникла проблема, связанная с тем, что многие факторы как внутренние так и внешние влияют на работу двигателя совсем иначе, чем при работе на номинальных режимах. Кроме этого было невозможно использовать опыт разработки предшествующих двигателей из-за индивидуальности каждого типа двигателя (например, разные резонансные частоты, характеристики).

Одной из основных проблем при разработке ЖРД с глубоким дросселированием являются, проявляющиеся низкочастотные колебания давления в некоторых агрегатах двигателя, приводящих к его разрушению или разрушению отдельных его агрегатов. Проблеме проявляющихся низкочастотных

колебаний посвящено достаточное количество как теоретических [1, 35, 38, 46, 50], так и практических [5, 7, 21, 46, 51] научных работ.

В большинстве работ рассматриваются двигатели малых тяг (ЖРДМТ) [67, 69, 70, 74], однако следует учитывать, что применять разработанные и описанные мероприятия при конструировании мощных ЖРД больших тяг по меньшей мере некорректно из-за значительной разницы в характеристиках, размерах и динамических нагрузках на элементы конструкции двигателя. При этом необходимо учитывать по какой схеме будет разрабатываться новый двигатель.

Двигатель РД191, выполненный по схеме с дожиганием генераторного газа, разрабатывался для использования в составе универсальных ракетных модулей, из которых формировались первые ступени по, так называемой, пакетной схеме семейства ракет-носителей «Ангара». В то же время он должен был использоваться на центральном блоке, который является второй ступенью, тяжелых вариантов ракет-носителей, в первую очередь, на ракетах-носителях «Ангара-5». Следует отметить, что подобные циклограммы работы двигателей, в том числе, для РН, выполненных по пакетной схеме, в особенности работа двигателя на сверхнизких режимах работы (для двигателей больших тяг) до 27-30%, сопровождающихся существенным ростом входных давлений, ранее в мировой практике не использовались. Двигатель РД191 имеет всего 2 регулирующих органа: регулятор тяги и дроссель горючего, которые с помощью соответствующих логических алгоритмов управления обеспечивают широкий диапазон изменения тяги (27-105%) и необходимое регулирование значения соотношения расходов компонентов топлива ($\pm 10\%$ от номинальной величины), что обеспечивает простоту регулирования режимов его работы.

Самым совершенным двигателем США считается двигатель SSME (Space Shuttle Main Engine), который имеет диапазон регулирования 65-109%. При этом у двигателя SSME пять управляющих и регулирующих органов, описание работы которых приведено в источниках [65, 73, 75]. Система управления и регулирования двигателя SSME характеризуется относительной сложностью, по сравнению с двигателем РД191, задействования агрегатов управления и логикой

их управления, тем не менее обеспечивает необходимую точность управления и регулирования.

Необходимо отметить, что алгоритмы управления и регулирования двигателей являются уникальными для каждого предприятия, занимающегося разработкой ЖРД, поэтому при их создании и отработке предприятия опираются в основном на свой собственный опыт разработки систем управления и регулирования.

Выводы по разделу 1

1. Для обеспечения высокой точности при управлении и регулировании двигателем РД191 по тяге и соотношению расходов компонентов топлива в широком диапазоне режимов работы двигателя эффективным является метод настройки двигателей с использованием в процессе огневого испытания внешних обратных связей по расходам компонентов топлива, поступающим на вход в двигатель.
2. Применительно к двигателю РД191 актуальным явилось проведение исследований по определению степени влияния входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов топлива на режимах глубокого дросселирования, сопровождающихся существенным ростом входных давлений компонентов топлива.

РАЗДЕЛ 2. НАСТРОЙКА ДВИГАТЕЛЯ РД191 ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПОЛЕТНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

2.1. Методика настройки двигателя в процессе первого огневого испытания, обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне изменения тяги

В ОАО «НПО Энергомаш» используется стендовая система управления и регулирования ЖРД, которая позволяет проводить настройку двигателя в автоматическом режиме в процессе приемо-сдаточного испытания (КТИ), основанная на использовании внешних обратных связей.

Методы управления и регулирования двигателя в процессе приемо-сдаточного испытания постоянно совершенствовались при отработке двигателей РД170 (РД171), РД171М, РД180, РД191 [57, 58]. 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 «выхода» двигателя на нерасчетные режимы работы.

Система управления и регулирования двигателем при его штатном использовании в полете должна выдавать команды на агрегаты управления и регулирования двигателем (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 реальных значениях внешних факторов (температуры, 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 выдает команды на изменение величин R и K_m [31]. 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.

2.1.1. Описание методики настройки двигателя РД191 при проведении КТИ

При КТИ точная настройка на каждом из режимов работы двигателя проводится по результатам измерения тяги и соотношения расходов компонентов топлива при последовательных изменениях положений приводов регулятора и дросселя. Управляющая система стенда непрерывно получает данные от стендовых турбинных расходомеров, установленных в подводящих компоненты топлива магистралях стенда (обратная внешняя связь), о значениях расхода окислителя \dot{m}_O и расхода горючего $\dot{m}_Г$.

Суммарное значение расходов компонентов фактически пропорционально тяге. Таким образом, стендовая система управления в каждый момент времени

«знает» относительное значение (уровень режима) тяги $R = \frac{\dot{m}_O + \dot{m}_Г}{\dot{m}_{O,НОМ} + \dot{m}_{Г,НОМ}}$, где

$\dot{m}_{O,НОМ}$, $\dot{m}_{Г,НОМ}$ – известные расходы окислителя и горючего на номинальном

(100%-ном) режиме тяги, и соотношение расходов компонентов $K_m = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_Г}$ [31].

Основная особенность управления и регулирования двигателем РД191, как и других двигателей, заключается в том, что при изменении, например, положения исполнительного механизма регулятора расхода (ΔN_1) происходит не только изменение величины тяги (ΔR), но и изменение соотношения расходов компонентов топлива (ΔK_m). Такое же явление наблюдается и при изменении

положения исполнительного механизма дросселя горючего (ΔN_2), т.е. изменяется не только соотношение расходов компонентов топлива (ΔK_m), но и величина тяги двигателя (ΔR) [33, 37].

Каждому заданному режиму соответствуют определенные положения приводов регулятора расхода и дросселя горючего (N_1 и N_2). При отклонении этих величин от заданных на ΔN_1 и ΔN_2 происходят отклонения значений уровня режима ΔR и соотношения расходов компонентов ΔK_m , которые определяются уравнениями (1).

$$\begin{aligned}\Delta R &= \frac{\partial R}{\partial N_1} \Delta N_1 + \frac{\partial R}{\partial N_2} \Delta N_2; \\ \Delta K_m &= \frac{\partial K_m}{\partial N_1} \Delta N_1 + \frac{\partial K_m}{\partial N_2} \Delta N_2,\end{aligned}\quad (1)$$

где частные производные: $\frac{\partial R}{\partial N_1} = a$, $\frac{\partial K_m}{\partial N_1} = b$, $\frac{\partial R}{\partial N_2} = c$, $\frac{\partial K_m}{\partial N_2} = d$ определяют эффективность воздействия регулятора расхода и дросселя горючего на значения R и K_m .

Таким образом, из системы уравнений (1) следует, что при известных значениях указанных производных СУ может обеспечивать изменение положения регулирующих органов, реализуя тем самым задаваемый в циклограмме уровень режима по R и K_m , при задаваемых значениях величин отклонений ΔR и ΔK_m .

Решив систему уравнений (1), находятся поправки на коды приводов регулятора ΔN_1 и дросселя ΔN_2 :

$$\begin{aligned}\Delta N_1 &= m\Delta R + s\Delta K_m; \\ \Delta N_2 &= n\Delta R + p\Delta K_m,\end{aligned}\quad (2)$$

$$\text{где } m = \frac{d}{a \cdot d - b \cdot c}, \quad s = \frac{-c}{a \cdot d - b \cdot c}, \quad n = \frac{-b}{a \cdot d - b \cdot c}, \quad p = \frac{a}{a \cdot d - b \cdot c}.$$

При проведении КТИ двигателя рациональным явилось определение в процессе испытания производных в уравнении (1). С этой целью на стационарном режиме проводятся последовательные изменения (перекладки) регулятора расхода (ΔN_1) и дросселя горючего (ΔN_2), на каждой из которых СУ по

значениям регистрируемых массовых расходов компонентов ($\dot{m}_O, \dot{m}_Г$) определяет новые значения R и K_m , получаемые изменения значений тяги и соотношения расходов компонентов (ΔR и ΔK_m) и далее значения

$$a = \frac{\partial R}{\partial N_1} = \frac{\Delta R}{\Delta N_1}, \quad b = \frac{\partial K_m}{\partial N_1} = \frac{\Delta K_m}{\Delta N_1}, \quad c = \frac{\partial R}{\partial N_2} = \frac{\Delta R}{\Delta N_2}, \quad d = \frac{\partial K_m}{\partial N_2} = \frac{\Delta K_m}{\Delta N_2}.$$

Через уравнения (2) СУ определяет значения команд на приводы, при которых обеспечивается задаваемый режим R и $K_m = K_{m_{НОМ}}$.

Эффективность регулятора расхода и дросселя горючего различна для разных режимов работы двигателя (рисунок 7, рисунок 8). Для обеспечения высокоточного управления и регулирования двигателем в процессе полета РН на КТИ описанная выше процедура расчета кодов установки приводов регулятора и дросселя должна проводиться на различных режимах работы двигателя (в пределах рабочего диапазона). Для двигателя РД191 на КТИ целесообразным оказалось выводить двигатель на 5 режимов: $R=1,0$; $R=0,75$; $R=0,50$; $R=0,38$; $R=0,30$.

Таким образом, в процессе анализа результатов КТИ, наряду с проверкой качества работы двигателя, определяются полиномиальные зависимости

$$N_1 = \sum_i A_i R^i \Big|_{K_m=K_{m_{НОМ}}} \quad \text{и} \quad N_2 = \sum_i B_i R^i \Big|_{K_m=K_{m_{НОМ}}}, \quad \text{где } A_i \text{ и } B_i -$$

индивидуальные коэффициенты для данного двигателя.

Полученные зависимости являются основой последующего формирования полетного алгоритма управления двигателем.

2.1.2. Алгоритм управления и регулирования двигателя при проведении КТИ

Ниже на примере двигателя РД191 представлен алгоритм управления и регулирования двигателя при КТИ, одним из разработчиков которого был автор,

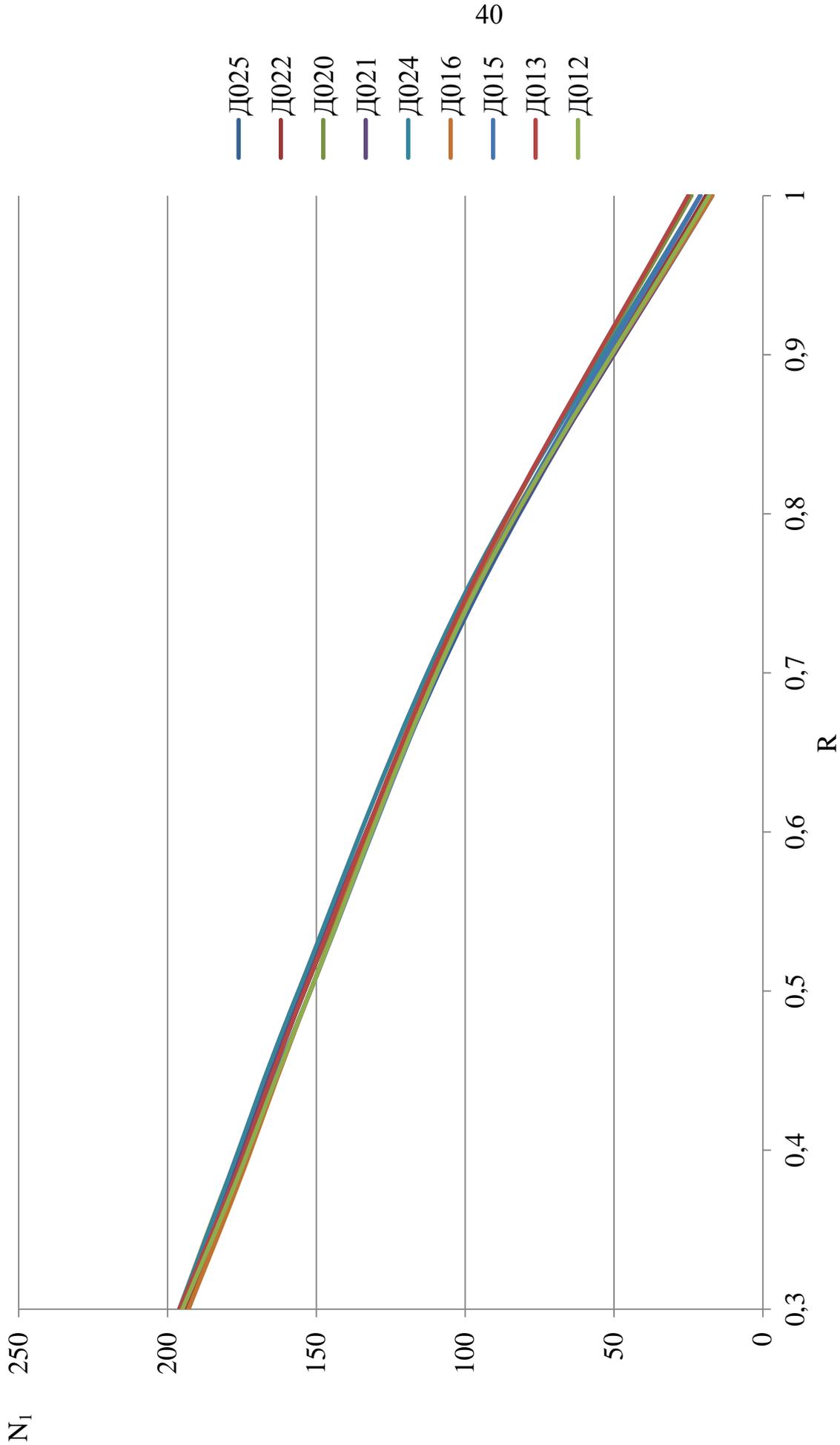


Рисунок 7. Зависимость кода привода регулятора расхода (N_1) от уровня режима (R) для двигателей РД191 при номинальном соотношении расходов компонентов топлива

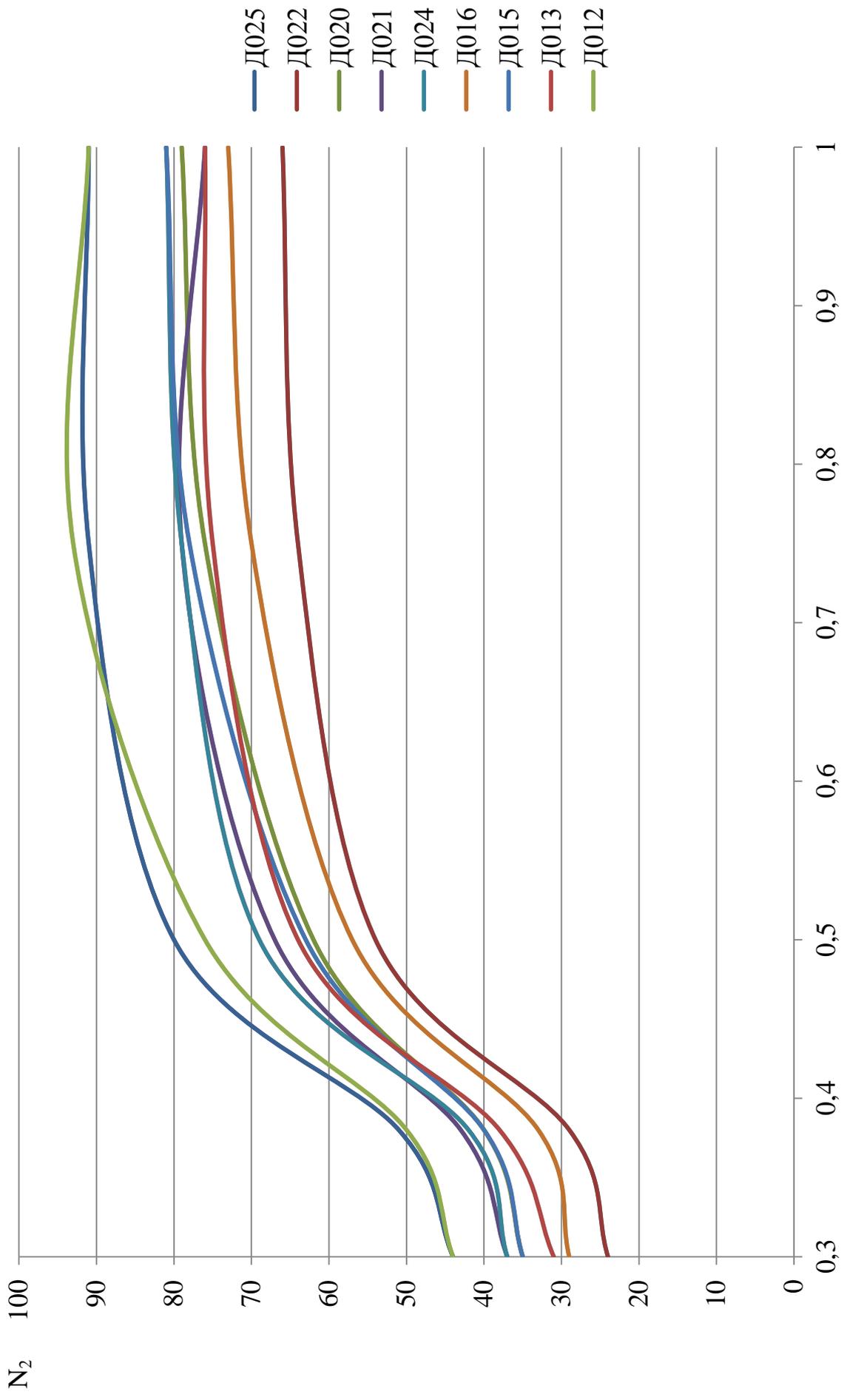


Рисунок 8. Зависимость кода привода дросселя горючего (N_2) от уровня режима (R) для двигателей РД191 при номинальном соотношении расходов компонентов топлива

представляющий основные особенности проведения испытания и формирования алгоритма управления и регулирования двигателя при штатной работе.

На рисунке 9 изображен профиль изменения режимов работы двигателя при проведении КТИ двигателя РД191.

Запуск двигателя и его вывод на режим предусматривает 4 участка:

В момент времени $\tau=0,3$ с (от момента подачи команды на запуск двигателя) происходит установка приводов управления регулятором в исходное положение для запуска: $N_1 = M, N_2 = P$, где коды команд M и P обеспечивают определенный расход горючего через регулятор расхода и дроссель горючего соответственно в момент запуска.

В промежутке времени $\tau_1 \leq \tau < \tau_2$ ($1,8639 \text{ с} \leq \tau < 2,3217 \text{ с}$) и $\tau_2 \leq \tau < \tau_3$ ($2,3217 \text{ с} \leq \tau < 2,8122 \text{ с}$) переключки приводов соответствуют зависимостям:

$$N_1 = M + \frac{Q - M}{(\tau_2 - \tau_1)}(\tau - \tau_1); N_2 = P,$$

где $Q = M + \frac{S - M}{(\tau_3 - \tau_1)}(\tau_2 - \tau_1)$, S – код команды на привод регулятора для режима

$R=0,647$ и

$$N_1 = Q + \frac{S - Q}{(\tau_3 - \tau_2)}(\tau - \tau_2); N_2 = P + \frac{L - P}{(\tau_3 - \tau_2)}(\tau - \tau_2),$$

где L – код команды на привод дросселя для режима $R=0,647$.

На интервале времени $\tau_3 \leq \tau < \tau_4$ ($2,8122 \text{ с} \leq \tau < 3,7932 \text{ с}$) двигатель работает на режиме предварительной ступени: $N_1 = S; N_2 = L$.

За время $\tau_4 \leq \tau < \tau_5$ ($3,7932 \text{ с} \leq \tau < 4,6107 \text{ с}$) двигатель переводится на режим $R=0,95$; управление проводится по зависимостям:

$$N_1 = S + \frac{N_{11} - S}{(\tau_5 - \tau_4)}(\tau - \tau_4); N_2 = L + \frac{N_{21} - L}{(\tau_5 - \tau_4)}(\tau - \tau_4).$$

Для снижения возможности выхода двигателя на нерасчетные режимы работы в результате возникших случайных отклонений в системе управления и регулирования или двигателе алгоритм предусматривает корректировку ($\tau=10$ с)

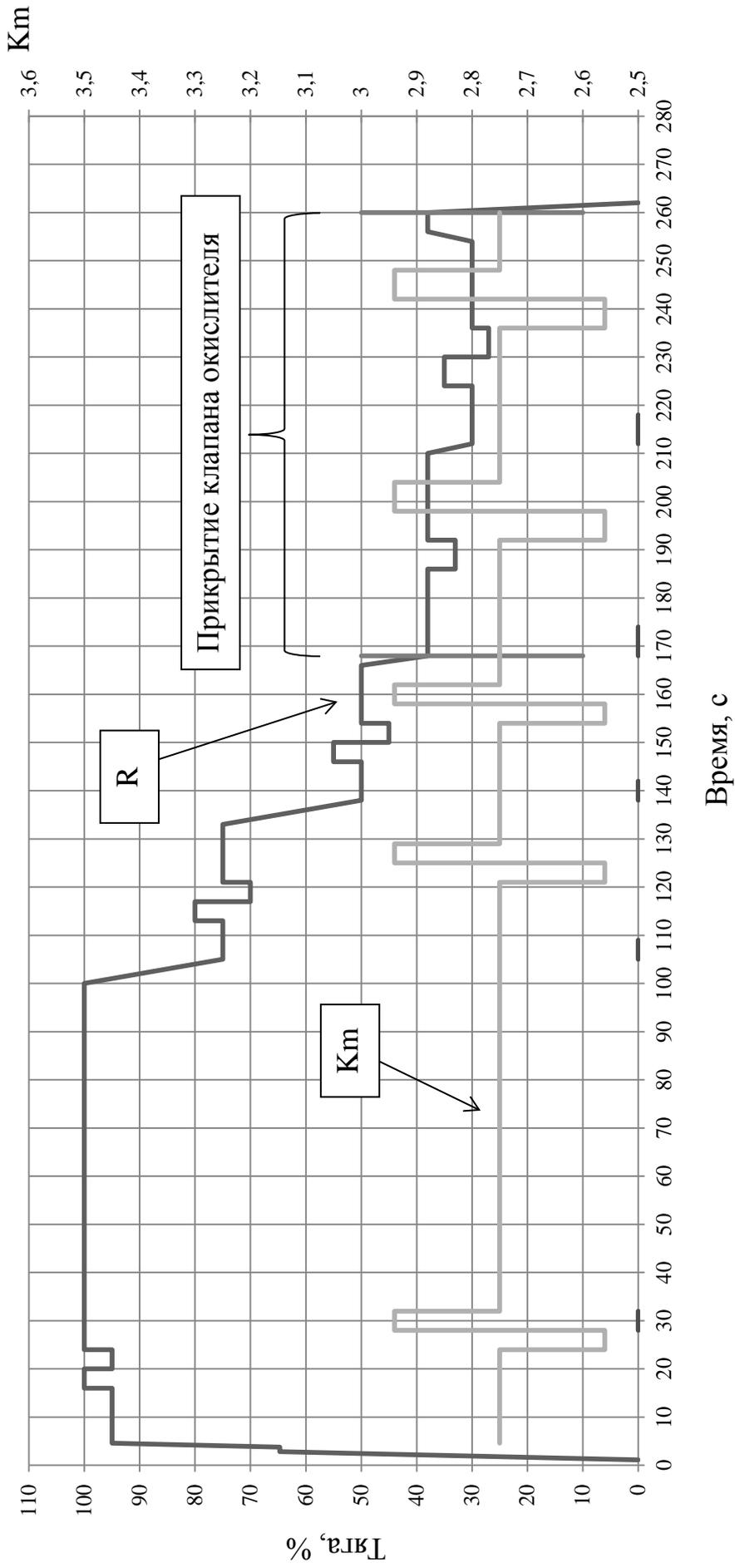


Рисунок 9. Профиль изменения режимов работы при проведении КТИ двигателя РД191

режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива по среднестатистическим значениям коэффициента эффективности регулятора расхода по R (a) и дросселя горючего по K_m (d) для режима $R=0,95$.

$$\dot{m}_{O_1}; \dot{m}_{\Gamma_1}; \dot{m}_{O_1} + \dot{m}_{\Gamma_1} = \dot{m}_{\Sigma_1}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_1}}{\dot{m}_{\Sigma_{\text{НОМ}}}} = R_1; \quad \frac{\dot{m}_{O_1}}{\dot{m}_{\Gamma_1}} = K_{m_1};$$

$$\Delta N_{12} = \frac{0,95 - R_1}{a}; \quad \Delta N_{22} = \frac{2,75 - K_{m_1}}{d}$$

$$\boxed{N_{12} = N_{11} + \Delta N_{12}}$$

$$\boxed{N_{22} = N_{21} + \Delta N_{22}}$$

Значение $\dot{m}_{\Sigma_{\text{НОМ}}} = 629,9$ кг/с;

$$K_{m_{\text{НОМ}}} = 2,75$$

Обеспечивается режим $R=0,95$

(здесь и далее указываются величины, которые определяет СУ. Прямоугольником выделяются команды, выдаваемые СУ)

Для первого изменения уровня режима до $R=1,00$ ($\tau=16$ с) и соотношения расходов компонентов топлива до $K_{m_{\text{НОМ}}}$ используются среднестатистические значения a и d для режима $R=0,95$, т.к. данный режим является наиболее близким к режиму $R=1,00$ и ошибка в определении реальных значений R и K_m будет незначительна.

$$\dot{m}_{O_2}; \dot{m}_{\Gamma_2}; \dot{m}_{O_2} + \dot{m}_{\Gamma_2} = \dot{m}_{\Sigma_2}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_2}}{\dot{m}_{\Sigma_{\text{НОМ}}}} = R_2; \quad \frac{\dot{m}_{O_2}}{\dot{m}_{\Gamma_2}} = K_{m_2};$$

$$\Delta N_{13} = \frac{1,0 - R_2}{K_d}; \quad \Delta N_{23} = \frac{2,75 - K_{m_2}}{K_G}$$

$$\boxed{N_{13} = N_{12} + \Delta N_{13}}$$

$$\boxed{N_{23} = N_{22} + \Delta N_{23}}$$

Выход на режим $R=1,0$

На $\tau=20$ с происходит первая переключка привода регулятора расхода.

$$\dot{m}_{O_3}; \dot{m}_{\Gamma_3}; \dot{m}_{O_3} + \dot{m}_{\Gamma_3} = \dot{m}_{\Sigma_3}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_3}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_3; \quad \frac{\dot{m}_{O_3}}{\dot{m}_{\Gamma_3}} = Km_3;$$

$$\boxed{N_{14} = N_{13} + \Delta N_{14}} \\ \boxed{N_{24} = N_{23}}$$

ΔN_{14} – поправка на код, выдаваемый на привод регулятора расхода, обеспечивающая изменение значения тяги на -5%

Через 4 секунды ($\tau=24$ с) проводится переключка привода дросселя горючего и определение коэффициентов a_1 и d_1 .

$$\dot{m}_{O_4}; \dot{m}_{\Gamma_4}; \dot{m}_{O_4} + \dot{m}_{\Gamma_4} = \dot{m}_{\Sigma_4}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_4}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_4; \quad \frac{\dot{m}_{O_4}}{\dot{m}_{\Gamma_4}} = Km_4;$$

$$a_1 = \frac{R_4 - R_3}{N_{14} - N_{13}}; \quad b_1 = \frac{Km_4 - Km_3}{N_{14} - N_{13}};$$

$$\boxed{N_{15} = N_{13}} \\ \boxed{N_{25} = N_{23} + \Delta N_{25}}$$

ΔN_{25} – поправка, выдаваемая на привод дросселя, обеспечивающая изменение исходного значения соотношения расходов компонентов на -7%

В момент времени $\tau=28$ с обеспечивается переключка привода дросселя горючего, изменяющая номинальное значение соотношения компонентов на +7% $Km_{НОМ}$.

$$\dot{m}_{O_5}; \dot{m}_{\Gamma_5}; \dot{m}_{O_5} + \dot{m}_{\Gamma_5} = \dot{m}_{\Sigma_5}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_5}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_5; \quad \frac{\dot{m}_{O_5}}{\dot{m}_{\Gamma_5}} = Km_5;$$

ΔN_{26} – поправка, выдаваемая на привод дросселя, обеспечивающая изменение исходного значения соотношения расходов

$$\begin{aligned} N_{16} &= N_{13} \\ N_{26} &= N_{23} + \Delta N_{26} \end{aligned}$$

компонентов на +7%

На $\tau=32$ с происходит поднастройка двигателя на требуемый режим по тяге ($R=1,00$) и соотношению компонентов топлива ($Km_{\text{НОМ}} = 2,75$) с учетом вычисленных для конкретного экземпляра двигателя РД191 коэффициентов влияния a_1, b_1, c_1, d_1 для режима $R=1,00$.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{O_6}; \dot{m}_{\Gamma_6}; \dot{m}_{O_6} + \dot{m}_{\Gamma_6} &= \dot{m}_{\Sigma_6} \\ \frac{\dot{m}_{\Sigma_6}}{\dot{m}_{\Sigma_{\text{НОМ}}}} &= R_6; \quad \frac{\dot{m}_{O_6}}{\dot{m}_{\Gamma_6}} = Km_6; \\ c_1 &= \frac{R_6 - R_5}{N_{26} - N_{25}}; \quad d_1 = \frac{Km_6 - Km_5}{N_{26} - N_{25}}; \\ m_1 &= \frac{d_1}{a_1 \cdot d_1 - b_1 \cdot c_1}; \quad s_1 = \frac{-c_1}{a_1 \cdot d_1 - b_1 \cdot c_1}; \\ p_1 &= \frac{a_1}{a_1 \cdot d_1 - b_1 \cdot c_1}; \quad n_1 = \frac{-b_1}{a_1 \cdot d_1 - b_1 \cdot c_1}; \\ \Delta R_{1_{\text{НОМ}}} &= 1,0 - R_3; \quad \Delta Km_{1_{\text{НОМ}}} = 2,75 - Km_3; \\ \Delta N_{17} &= m_1 \cdot \Delta R_{1_{\text{НОМ}}} + s_1 \cdot \Delta Km_{1_{\text{НОМ}}} \\ \Delta N_{27} &= n_1 \cdot \Delta R_{1_{\text{НОМ}}} + p_1 \cdot \Delta Km_{1_{\text{НОМ}}} \end{aligned}$$

Определяются поправки на положение приводов регулятора расхода и дросселя горючего

$$\begin{aligned} N_{17} &= N_{13} + \Delta N_{17} \\ N_{27} &= N_{23} + \Delta N_{27} \end{aligned}$$

До $\tau=100$ с двигатель работает на режиме $R=1,00$ при номинальном значении соотношения расходов компонентов топлива.

В момент времени $\tau=100$ с осуществляется перевод двигателя с режима по тяге $R=1,00$ на режим $R=0,75$. При переходе с режима $R=1,00$ на режим $R=0,75$ значения кодов команд на приводы регулятора N_1 и дросселя N_2 определяются

системой управления с использованием среднестатистического коэффициента $a_1^П$ и поправки кода дросселя ΔN_{28} , которая уменьшает отклонение значения соотношения компонентов топлива от номинальной величины вследствие изменения положения привода регулятора расхода. Перевод двигателя осуществляется за 5 секунд.

$$\dot{m}_{O7}; \dot{m}_{Г7}; \dot{m}_{O7} + \dot{m}_{Г7} = \dot{m}_{\Sigma7}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma7}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_7; \quad \frac{\dot{m}_{O7}}{\dot{m}_{Г7}} = Km_7;$$

$$\Delta N_{18} = \frac{(0,75 - R_7)}{a_1^П}$$

$$N_{18} = N_{17} + \Delta N_{18}$$

$$N_{28} = N_{27} + \Delta N_{28}$$

$$N_1 = N_{17} + \frac{N_{18} - N_{17}}{5,0} (\tau - 100)$$

$$N_2 = N_{27} + \frac{N_{28} - N_{27}}{5,0} (\tau - 100)$$

Переход на режим $R=0,75$ за 5 с

К моменту времени $\tau=105$ с двигатель выведен на режим по тяге $R=0,75$.

$$N_1 = N_{18}$$

$$N_2 = N_{28}$$

Работа двигателя на режиме $R=0,75$

На $\tau=109$ с перед проведением последовательных переключений по регулятору и дросселю проводится поднастройка на режим $R=0,75$ и $Km = Km_{НОМ}$. При этом значения кодов команд на приводы регулятора N_1 и дросселя N_2 определяются СУ с использованием среднестатистических коэффициентов $a^{0,75}$ и $d^{0,75}$.

$$\dot{m}_{O_8}; \dot{m}_{\Gamma_8}; \dot{m}_{O_8} + \dot{m}_{\Gamma_8} = \dot{m}_{\Sigma_8}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_8}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_8; \quad \frac{\dot{m}_{O_8}}{\dot{m}_{\Gamma_8}} = Km_8;$$

$$\Delta N_{19} = \frac{0,75 - R_8}{a^{0,75}}; \quad \Delta N_{29} = \frac{2,75 - Km_8}{d^{0,75}}$$

$$\boxed{N_{19} = N_{18} + \Delta N_{19}} \\ \boxed{N_{29} = N_{28} + \Delta N_{29}}$$

Определяются поправки на приводы регулятора расхода и дросселя для обеспечения $R=0,75$ и $Km = Km_{НОМ}$

В момент времени $\tau=113$ с осуществляется переключка по регулятору расхода, изменяющая тягу двигателя на +5% ($R=0,8$) от величины $R=0,75$.

$$\dot{m}_{O_9}; \dot{m}_{\Gamma_9}; \dot{m}_{O_9} + \dot{m}_{\Gamma_9} = \dot{m}_{\Sigma_9}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_9}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_9; \quad \frac{\dot{m}_{O_9}}{\dot{m}_{\Gamma_9}} = Km_9;$$

$$\boxed{N_{110} = N_{19} + \Delta N_{110}} \\ \boxed{N_{210} = N_{29}}$$

ΔN_{110} – поправка на код, выдаваемый на привод регулятора расхода, обеспечивающая изменение значения тяги на +5%

В дальнейшем на $\tau=117$ с осуществляется переключка по регулятору расхода, изменяющая тягу двигателя на -5% ($R=0,7$) от величины $R=0,75$.

$$\dot{m}_{O_{10}}; \dot{m}_{\Gamma_{10}}; \dot{m}_{O_{10}} + \dot{m}_{\Gamma_{10}} = \dot{m}_{\Sigma_{10}}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_{10}}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_{10}; \quad \frac{\dot{m}_{O_{10}}}{\dot{m}_{\Gamma_{10}}} = Km_{10};$$

$$\boxed{N_{111} = N_{19} + \Delta N_{111}} \\ \boxed{N_{211} = N_{29}}$$

ΔN_{111} – поправка на код, выдаваемый на привод регулятора расхода, обеспечивающая изменение значения тяги на -5%

Далее на $\tau=121$ с и $\tau=125$ с производятся переключки по дросселю на $\pm 7\%$ от $Km_{НОМ}$:

$$\dot{m}_{O11}; \dot{m}_{\Gamma11}; \dot{m}_{O11} + \dot{m}_{\Gamma11} = \dot{m}_{\Sigma11}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma11}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_{11}; \quad \frac{\dot{m}_{O11}}{\dot{m}_{\Gamma11}} = Km_{11};$$

$$a_2 = \frac{R_{11} - R_{10}}{N_{111} - N_{110}}; \quad b_2 = \frac{Km_{11} - Km_{10}}{N_{111} - N_{110}};$$

$$\boxed{N_{112} = N_{19}}$$

$$\boxed{N_{212} = N_{29} + \Delta N_{212}}$$

ΔN_{212} – поправка на привод дросселя, обеспечивающая изменение номинального значения соотношения расходов компонентов на -7%

и соответственно

$$\dot{m}_{O12}; \dot{m}_{\Gamma12}; \dot{m}_{O12} + \dot{m}_{\Gamma12} = \dot{m}_{\Sigma12}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma12}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_{12}; \quad \frac{\dot{m}_{O12}}{\dot{m}_{\Gamma12}} = Km_{12};$$

$$\boxed{N_{113} = N_{19}}$$

$$\boxed{N_{213} = N_{29} + \Delta N_{213}}$$

ΔN_{213} – поправка на привод дросселя, обеспечивающая изменение номинального значения соотношения расходов компонентов на $+7\%$

В момент времени $\tau=129$ с происходит поднастройка двигателя на требуемый режим по тяге ($R=0,75$) и соотношению расходов компонентов топлива ($Km_{НОМ} = 2,75$) с учетом вычисленных для конкретного экземпляра двигателя коэффициентов влияния a_2, b_2, c_2, d_2 для режима $R=0,75$.

$$\dot{m}_{O_{13}}; \dot{m}_{\Gamma_{13}}; \dot{m}_{O_{13}} + \dot{m}_{\Gamma_{13}} = \dot{m}_{\Sigma_{13}}$$

$$\frac{\dot{m}_{\Sigma_{13}}}{\dot{m}_{\Sigma_{НОМ}}} = R_{13}; \quad \frac{\dot{m}_{O_{13}}}{\dot{m}_{\Gamma_{13}}} = Km_{13};$$

$$c_2 = \frac{R_{13} - R_{12}}{N_{213} - N_{212}}; \quad d_2 = \frac{Km_{13} - Km_{12}}{N_{213} - N_{212}};$$

$$m_2 = \frac{d_2}{a_2 \cdot d_2 - b_2 \cdot c_2}; \quad s_2 = \frac{-c_2}{a_2 \cdot d_2 - b_2 \cdot c_2};$$

$$p_2 = \frac{a_2}{a_2 \cdot d_2 - b_2 \cdot c_2}; \quad n_2 = \frac{-b_2}{a_2 \cdot d_2 - b_2 \cdot c_2};$$

$$\Delta R_{2_{НОМ}} = 0,75 - R_9; \quad \Delta Km_{2_{НОМ}} = 2,75 - Km_9;$$

$$\Delta N_{114} = m_2 \cdot \Delta R_{2_{НОМ}} + s_2 \cdot \Delta Km_{2_{НОМ}}$$

$$\Delta N_{214} = n_2 \cdot \Delta R_{2_{НОМ}} + p_2 \cdot \Delta Km_{2_{НОМ}}$$

$$N_{114} = N_{19} + \Delta N_{114}$$

$$N_{214} = N_{29} + \Delta N_{214}$$

Определяются поправки на положение приводов регулятора расхода и дросселя горючего

Далее двигатель работает на режиме $R=0,75$ и $Km = Km_{НОМ}$.

В момент времени $\tau=133$ с обеспечивается перевод двигателя с режима $R=0,75$ на режим $R=0,50$ и в дальнейшем алгоритм управления и регулирования при КТИ практически полностью идентичен режиму $R=0,75$ за исключением некоторых особенностей, указанных ниже.

В силу того, что двигатель РД191 должен работать в широком диапазоне режимов по тяге (по ТЗ 105%-30%) из-за проявления низкочастотных колебаний (4 Гц) параметров на режимах менее 38% в конструкцию двигателя РД191 в процессе доводки был введен трехпозиционный клапан окислителя, который прикрывается на режимах $R \leq 0,38$, обеспечивая увеличение гидросопротивления по тракту окислителя двигателя, и, следовательно, повышение режима работы ТНА, приводящее к снижению амплитуд колебаний [17, 56].

По команде СУ происходит прикрытие клапана окислителя. На режимах $R > 0,38$ клапан окислителя находится в открытом положении. Для компенсации

роста K_m при задействовании прикрытия клапана окислителя была введена дополнительная поправка на код команды, выдаваемый на привод дросселя горючего. Эта поправка задействуется на режимах $R \leq 0,38$.

Другой особенностью алгоритма управления и регулирования двигателем на КТИ для режима $R=0,30$ является то, что на данном режиме не производится симметричной перекладки по тяге в $\pm 5\%$ в силу того, что на режимах $R < 0,30$ возникают значительные амплитуды колебаний и неустойчивая работа некоторых агрегатов двигателя. На данном режиме обеспечивается перекладка по регулятору в $+5\%$ и -3% .

В момент времени $\tau=260,2$ с происходит отключение двигателя путем прикрытия регулятора (подача команды на привод регулятора расхода $N_1 = 240$).

В результате проведенного испытания имеется набор режимов, максимально приближенных к заданным значениям R и K_m , близком к номинальному, при внешних факторах, которые имели место при проведении испытания. Кроме этого, имеется набор коэффициентов m_i , n_i , s_i , p_i , которые учитывают влияние величин R и K_m на положение приводов регулятора расхода и дросселя горючего для данного экземпляра двигателя (графики изменения коэффициентов m_i , n_i , s_i , p_i в зависимости от уровня режима по тяге приведены на рисунках 10, 11, 12, 13).

Для того, чтобы определить зависимости положений приводов от уровня режима по тяге для номинальных внешних условий при номинальном значении K_m с учетом влияния внешних факторов, в основном температур компонентов, проводится приведение параметров R и K_m к номинальным значениям и в итоге устанавливаются полиномиальные зависимости (достаточным является второй порядок) положений приводов от уровня режима двигателя по тяге.

$$N_1 = \sum_{i=0}^2 A_i R^i \Big|_{K_m=K_{m_{\text{ном}}}}, \quad N_2 = \sum_{i=0}^2 B_i R^i \Big|_{K_m=K_{m_{\text{ном}}}}$$

Например, указанные выше зависимости имеют вид:

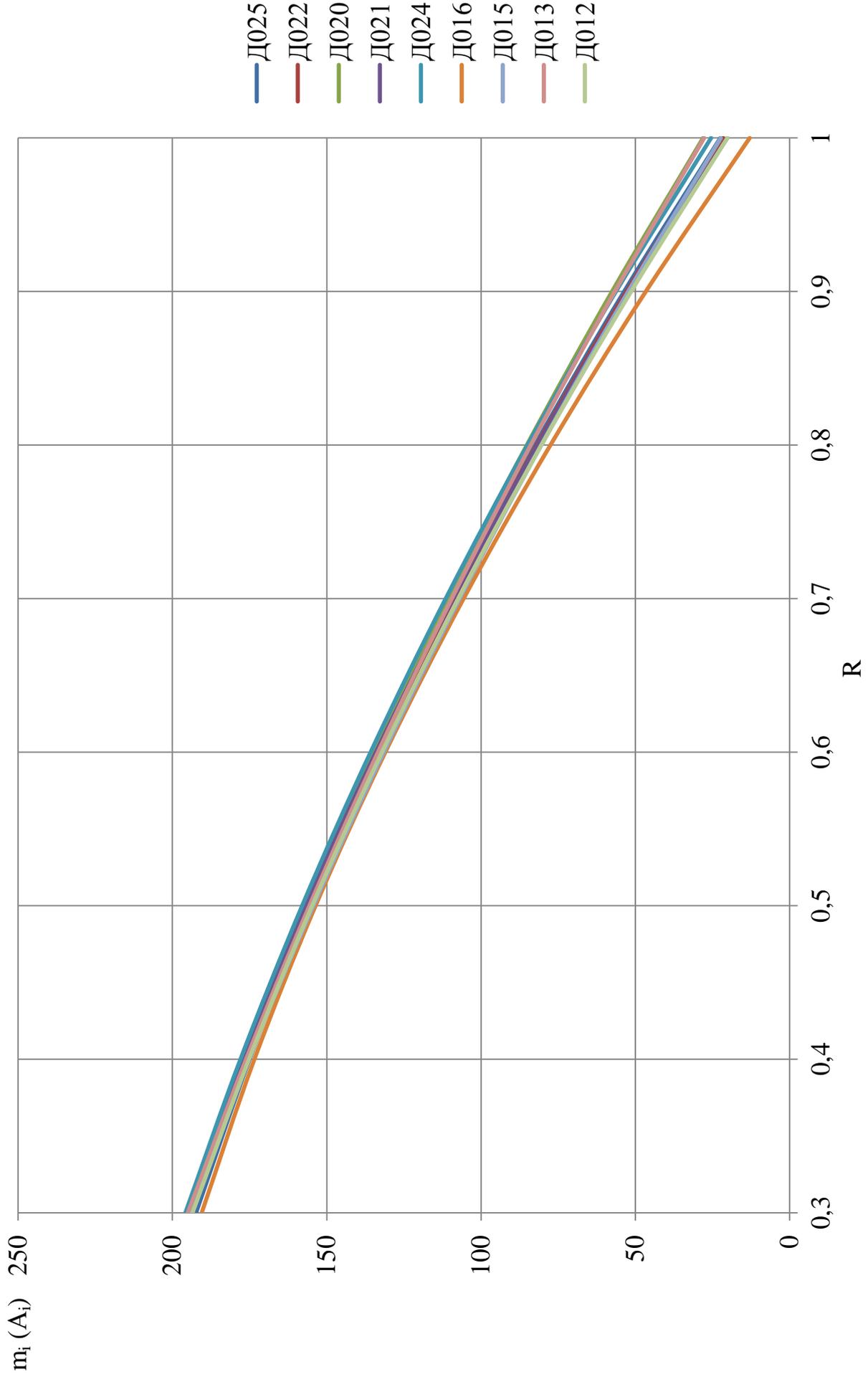


Рисунок 10. Коэффициенты $m_i(A_i)$ в зависимости от уровня режима (R) для двигателей РД191

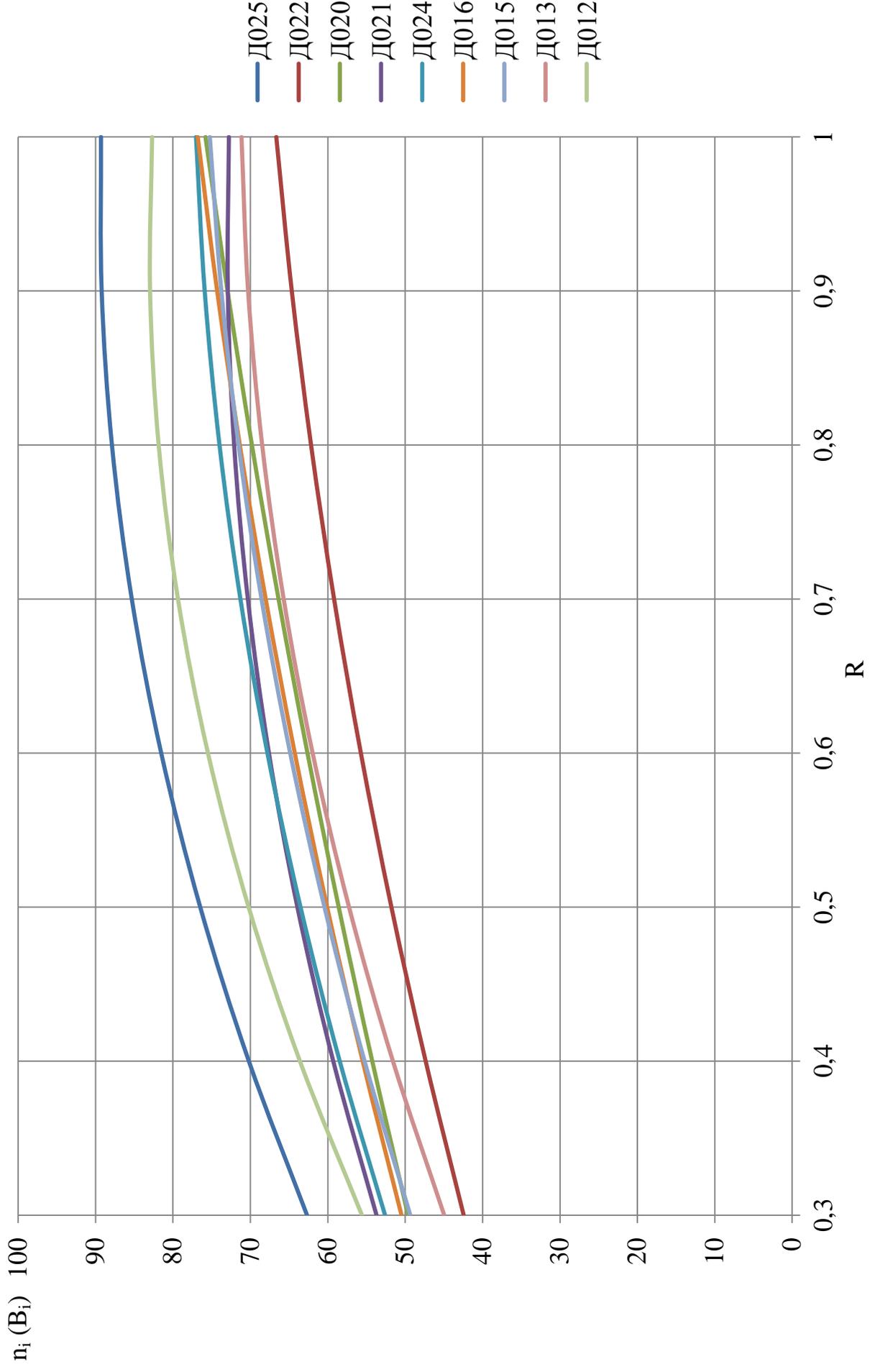


Рисунок 11. Коэффициенты $n_i (B_i)$ в зависимости от уровня режима (R) для двигателей РД191

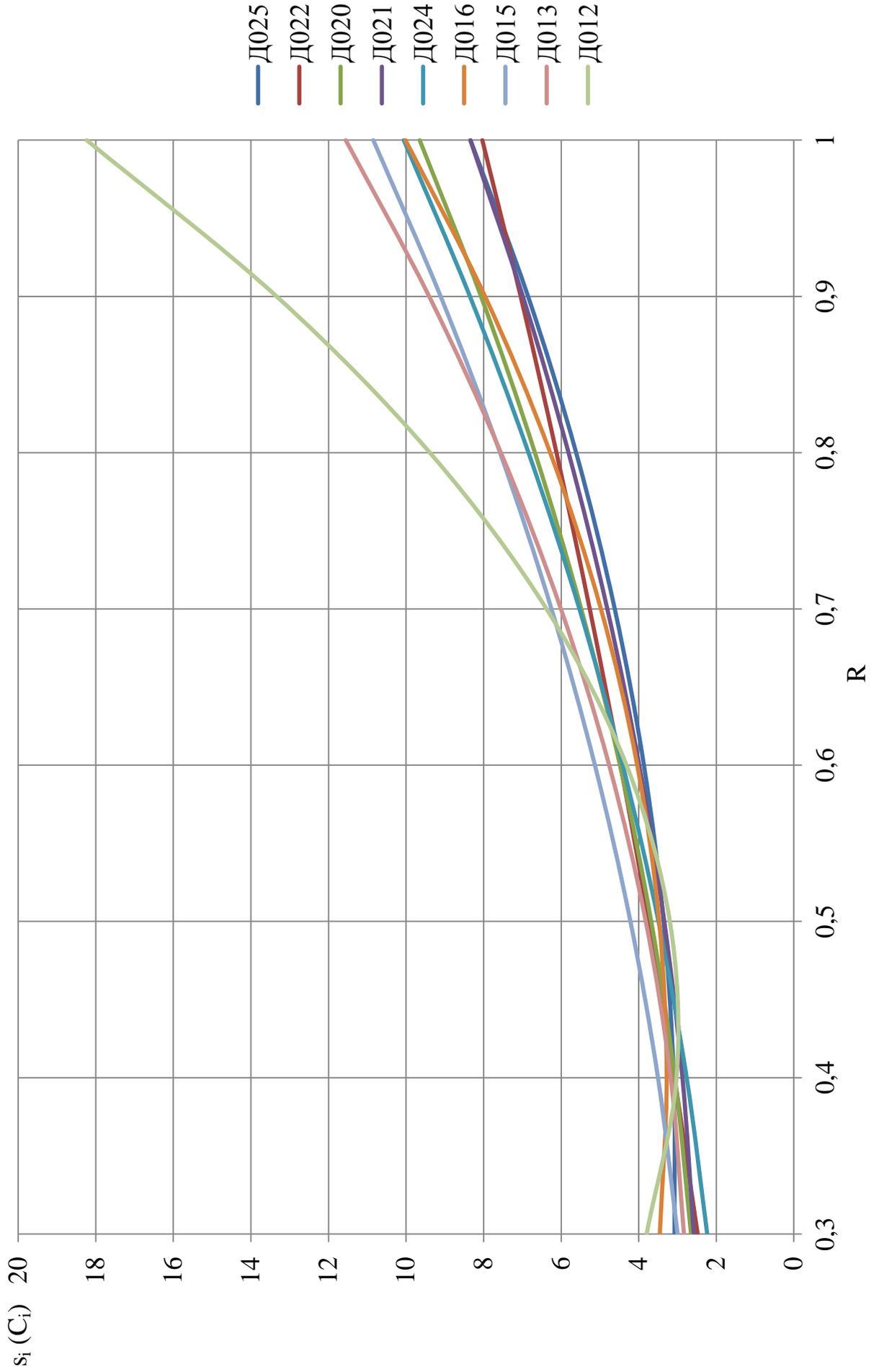


Рисунок 12. Коэффициенты $s_i(C_i)$ в зависимости от уровня режима (R) для двигателей РД191

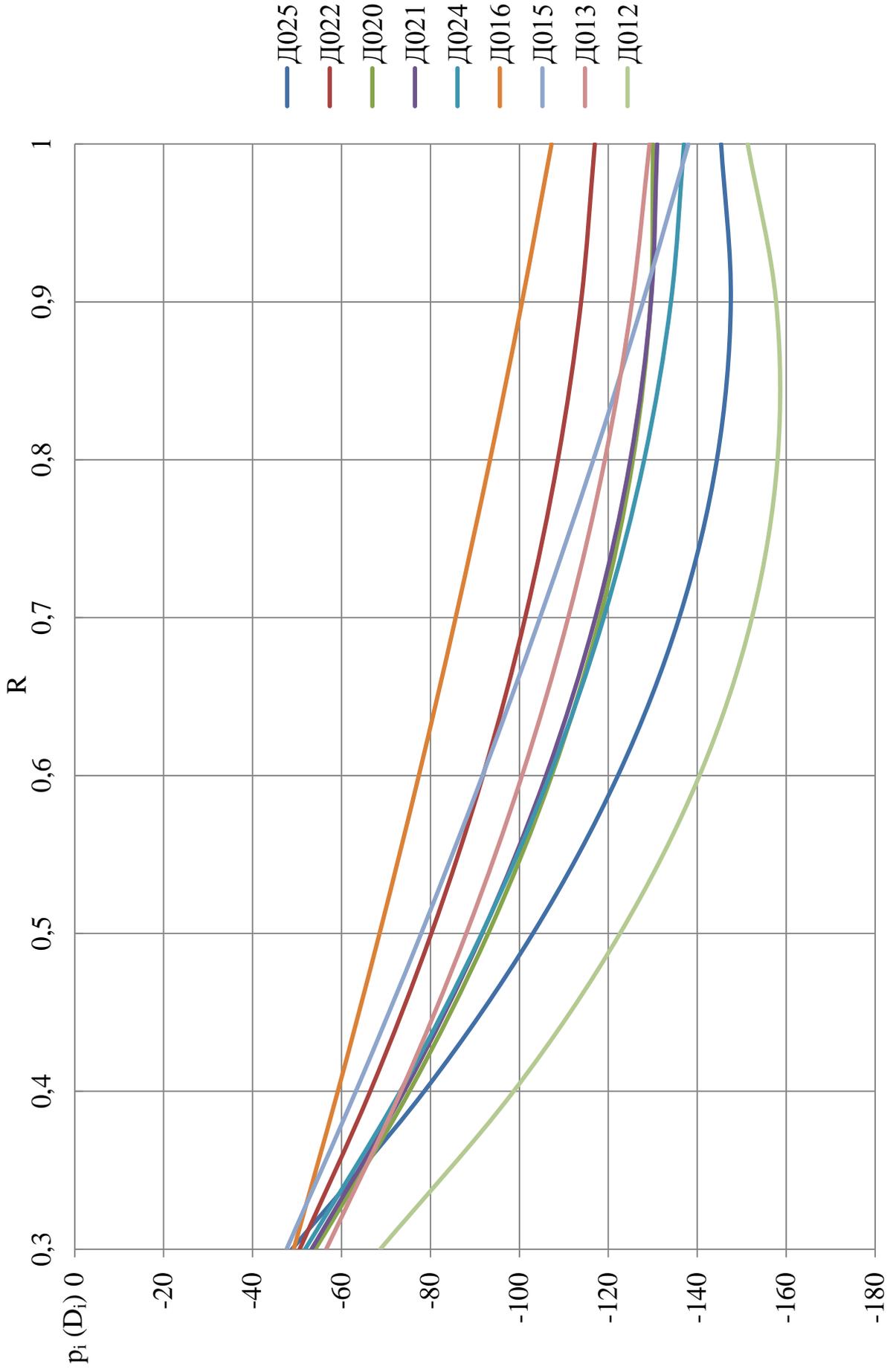


Рисунок 13. Коэффициенты $R_i(D_i)$ в зависимости от уровня режима (R) для двигателей РД191

для двигателя РД191 №Д016/1:

$$N_1 = 236,391 - 114,958R - 101,863R^2$$

$$N_2 = 31,102 + 44,712R - 10,605R^2$$

для двигателя РД191 №Д024:

$$N_1 = 236,320 - 102,639R - 108,206R^2$$

$$N_2 = 30,307 + 86,149R - 39,431R^2$$

для двигателя РД191 №Д026:

$$N_1 = 233,876 - 99,804R - 112,549R^2$$

$$N_2 = 24,797 + 66,085R - 24,226R^2$$

Для работы двигателя при внешних условиях, отличающихся от номинальных, и отработки задаваемого СУ значения K_m вычисляются коэффициенты C_i и D_i :

$$\frac{\partial N_1}{\partial K_m} = \sum_{i=0}^2 C_i R^i, \quad \frac{\partial N_2}{\partial K_m} = \sum_{i=0}^2 D_i R^i$$

Таким образом, в результате проведения КТИ и проведения последующих расчетных операций имеется набор индивидуальных коэффициентов конкретного экземпляра двигателя, необходимых для последующего их использования при проведении повторных испытаний и для использования в полетном алгоритме управления и регулирования двигателя. Эти индивидуальные коэффициенты (A_i , B_i , C_i , D_i) заносятся в формуляр двигателя.

2.2. Определение влияния температур компонентов на уровень режима по тяге и соотношению расходов компонентов топлива

Ранее указанное влияние оценивалось с использованием математической модели двигателя, данных по теплофизическим свойствам компонентов, сопоставимым с результатами огневых стендовых испытаний. Полученные

результаты распространялись на всю генеральную совокупность данного семейства ЖРД [31].

Ниже приведена отработанная при активном участии автора и далее использованная на практике методика определения, так называемых, температурных поправок для двигателя РД191 по результатам доводочных испытаний данных двигателей.

Применительно к конкретному двигателю, прошедшему КТИ при температурах компонентов t_{o1} , t_{r1} , последующее испытание проводилось при отличающихся температурах t_{o2} , t_{r2} , но при тех же положениях (кодах) приводов регулятора расхода и дросселя горючего как на предшествующем испытании. В результате для каждого из режимов определялись отклонения по тяге (ΔR_1) и соотношению расходов компонентов (ΔK_{m1}). Данные отклонения могут быть представлены как:

$$\Delta R_1 = \frac{\partial R}{\partial t_o} \Delta t_{o1} + \frac{\partial R}{\partial t_r} \Delta t_{r1};$$

$$\Delta K_{m1} = \frac{\partial K_m}{\partial t_o} \Delta t_{o1} + \frac{\partial K_m}{\partial t_r} \Delta t_{r1},$$

где $\Delta t_{o1} = t_{o2} - t_{o1}$, а $\Delta t_{r1} = t_{r2} - t_{r1}$.

Проведение последующего испытания при тех же положениях (кодах) приводов регулятора расхода и дросселя горючего, но отличающихся от предыдущих испытаний температурах компонентов (t_{o3} , t_{r3}), позволяет определить новые отклонения ΔR_2 и ΔK_{m2} , определяемые как:

$$\Delta R_2 = \frac{\partial R}{\partial t_o} \Delta t_{o2} + \frac{\partial R}{\partial t_r} \Delta t_{r2};$$

$$\Delta K_{m2} = \frac{\partial K_m}{\partial t_o} \Delta t_{o2} + \frac{\partial K_m}{\partial t_r} \Delta t_{r2},$$

где $\Delta t_{o2} = t_{o3} - t_{o1}$, а $\Delta t_{r2} = t_{r3} - t_{r1}$.

Решение системы уравнений:

$$\Delta R_1 = \frac{\partial R}{\partial t_o} \Delta t_{o1} + \frac{\partial R}{\partial t_r} \Delta t_{r1};$$

$$\Delta R_2 = \frac{\partial R}{\partial t_o} \Delta t_{o2} + \frac{\partial R}{\partial t_r} \Delta t_{r2},$$

позволяет определить на каждом из режимов, на которые выводился двигатель, значения $\frac{\partial R}{\partial t_o}$ и $\frac{\partial R}{\partial t_r}$.

Решая аналогичную систему для значений K_m , определяются на каждом из режимов значения $\frac{\partial K_m}{\partial t_o}$ и $\frac{\partial K_m}{\partial t_r}$.

В итоге, для данного двигателя значения данных производных могут быть представлены в виде полиномиальных зависимостей от уровня по тяге:

$$\frac{\partial R}{\partial t_r} = \beta_1 = \sum_{i=0}^2 F_i \cdot R^i;$$

$$\frac{\partial K_m}{\partial t_r} = \beta_2 = \sum_{i=0}^2 H_i \cdot R^i;$$

$$\frac{\partial R}{\partial t_o} = \beta_3 = \sum_{i=0}^2 E_i \cdot R^i;$$

$$\frac{\partial K_m}{\partial t_o} = \beta_4 = \sum_{i=0}^2 G_i \cdot R^i,$$

где E_i, F_i, G_i, H_i – коэффициенты аппроксимации, которые принимаются постоянными для данного типа двигателей.

Проведенная обработка результатов огневых испытаний двигателей РД191 показала, что для всей генеральной совокупности двигателей достаточным является использование следующих зависимостей:

$$\beta_1 = 8,18 \cdot 10^{-5} - 1,68 \cdot 10^{-4} \cdot R - 2,2 \cdot 10^{-5} \cdot R^2;$$

$$\beta_2 = 8,6 \cdot 10^{-3} - 1,03 \cdot 10^{-2} \cdot R + 5,1 \cdot 10^{-3} \cdot R^2;$$

$$\beta_3 = 1,5 \cdot 10^{-4} - 6,1 \cdot 10^{-4} \cdot R - 1,05 \cdot 10^{-3} \cdot R^2;$$

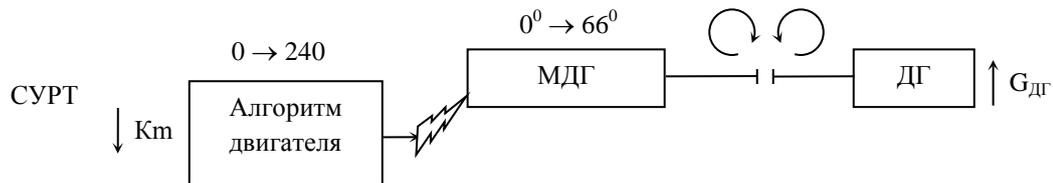
$$\beta_4 = -4,65 \cdot 10^{-2} + 5,98 \cdot 10^{-2} \cdot R - 3,14 \cdot 10^{-2} \cdot R^2.$$

2.3. Описание алгоритма управления и регулирования двигателя в полете

Алгоритм управления и регулирования двигателя 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 равным 1Тц (1Тц = 0,032768 с).

СУ РН в соответствии с циклограммой полета РН и информации, поступающей из СУРТ, в каждый такт счета БЦВМ в соответствии с полетным алгоритмом управления и регулирования выдает команды на приводы регулятора расхода и дросселя горючего.

Ниже на рисунках 14 и 15 представлены схемы управления и регулирования двигателем по соотношению расходов компонентов и тяге.



МДГ – привод дросселя горючего;

G – расход горючего;

0-240 – диапазон кодов команд, выдаваемых на привод дросселя горючего системой управления;

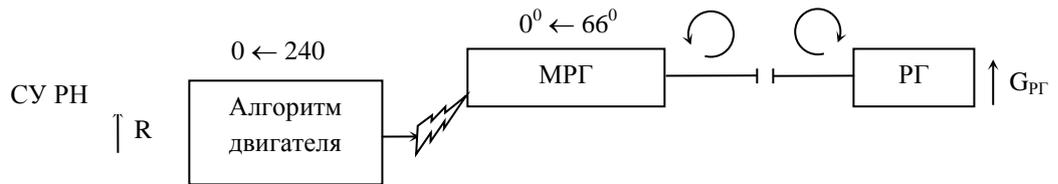
0°-66° – диапазон изменения угла привода дросселя горючего;

ДГ – дроссель горючего (соотношения компонентов);

↻ ↻ – направление вращения (по и против часовой стрелки) вала привода дросселя, если смотреть на торец вала соответствующего агрегата;

↓ - уменьшение параметра.

Рисунок 14. Схема управления и регулирования двигателем по соотношению расходов компонентов топлива



МРГ – привод регулятора расхода горючего;

G – расход горючего;

0-240 – диапазон кодов команд, выдаваемых на привод регулятора расхода горючего системой управления;

0°-66° – диапазон изменения угла привода регулятора расхода горючего;

РГ – регулятор расхода горючего (тяги);

↑ – увеличение параметра.

Рисунок 15. Схема управления и регулирования двигателем по тяге

Исходными данными для работы алгоритма управления и регулирования двигателя являются значения индивидуальных коэффициентов двигательной установки (A_i , B_i , C_i , D_i), коды команд M, P, Q, необходимые для запуска двигателя и поправка ΔN_2 на привод дросселя, учитывающая прикрытие клапана окислителя на режимах $R \leq 0,38$ [6, 31].

Кроме этого, в исходные данные записывается значение температуры в баке горючего перед запуском двигателя.

Пусковые диапазоны температур горючего перед запуском двигателя определяются как:

- первый диапазон : от -20°C до -6°C (для справки $t_{\text{ГИ}} = -13^\circ\text{C}$);
- второй диапазон : от -6°C до $+10^\circ\text{C}$ (для справки $t_{\text{ГИ}} = +2^\circ\text{C}$);
- третий диапазон : от $+10^\circ\text{C}$ до $+20^\circ\text{C}$ (для справки $t_{\text{ГИ}} = +15^\circ\text{C}$).

После подачи команды на запуск двигателя в момент времени $\tau=0,294912$ с начинается установка приводов регулятора расхода и дросселя горючего в положение, соответствующее $N_1=M$ и $N_2=P$. До момента времени $\tau=1,867776$ с,

обеспечиваются коды $N_1=M$ и $N_2=P$. Здесь и далее указанные времена кратны такту счета БЦВМ СУ РН (0,032768 с).

В период $\tau_1 \leq \tau < \tau_2$ (1,867776 с $\leq \tau < 2,326528$ с) проводится вывод двигателя на режим предварительной ступени по тяге ($R=0,643$) по зависимостям:

$$N_1 = M + \frac{Q-M}{(\tau_2 - \tau_1)}(\tau - \tau_1); N_2 = P.$$

Далее в период $\tau_2 \leq \tau < \tau_3$ (2,326528 с $\leq \tau < 2,818048$ с) управление проводится по зависимостям:

$$N_1 = Q + \frac{N_{11} - Q}{(\tau_3 - \tau_2)}(\tau - \tau_2); N_2 = P + \frac{N_{21} - P}{(\tau_3 - \tau_2)}(\tau - \tau_2).$$

На интервале времени $\tau_3 \leq \tau < \tau_4$, где $\tau_4 = \tau_3 + \Delta_1$ (Δ_1 – продолжительность работы двигателя на режиме ПСТ, которая выбирается разработчиком РН кратным 0,032768 из интервала 0,229376 с \div 0,983040 с), двигатель работает на режиме предварительной ступени:

$$N_1 = N_{11}; N_2 = N_{21}.$$

За время $\tau_4 \leq \tau < \tau_5$ ($\tau_5 = \tau_4 + 0,032768$ с) двигатель переводится на режим $R=1,00$, по кодам:

$$N_1 = S + \frac{N_{12} - S}{(\tau_5 - \tau_4)}(\tau - \tau_4); N_2 = L + \frac{N_{22} - L}{(\tau_5 - \tau_4)}(\tau - \tau_4).$$

К моменту времени $\tau_6 = \tau_5 + 0,032768$ с двигатель выведен на режим $R=1,00$:

$$N_1 = N_{12}; N_2 = N_{22}.$$

Время τ_6 является временем начала регулирования двигателя по описанной ниже методике.

Как уже отмечалось выше, расчет и выдача кодов команд на приводы агрегатов системы управления и регулирования производится с тактом счета 0,032768 с. Процедура расчета кодов команд в каждом такте счета включает в себя следующие операции:

- определяется величина температурной поправки по горючему:

$$\Delta t_{\Gamma} = t_{\Gamma И} - t_{\Gamma.НОМ} + \Delta t_{\Gamma}^{\Pi}$$

где:

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

Δt_{Γ}^{Π} – среднестатистическая температурная поправка, учитывающая прогрев в полете горючего относительно ожидаемой температуры в баке горючего перед запуском двигателя, °С;

- определяется величина температурной поправки по окислителю:

$$\Delta t_{\text{O}} = \Delta t_{\text{O}}^{\Pi}$$

где $\Delta t_{\text{O}}^{\Pi}$ – 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:

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

$$\Delta K m_t = \beta_2 \cdot \Delta t_{\Gamma} + \beta_4 \cdot \Delta t_{\text{O}};$$

- рассчитываются коды команд на приводы регулятора расхода N_1 и дросселя горючего N_2 для обеспечения задаваемых СУ значений R и Km:

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

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

где $z=1$ при $R \leq 0,38$ и $z=0$ при $R > 0,38$.

2.4. Оценка точности настройки двигателей РД191 при проведении повторных испытаний

В таблицах 1 и 2 представлены средние величины отклонений значений тяги и соотношений расходов компонентов топлива двигателя РД191 для разных режимов работы двигателя при повторных испытаниях. Поскольку данные, полученные с разных испытаний, отличаются тем, что на каждом из испытаний были разные входные условия (температуры компонентов топлива и т.д.), проводилось приведение выбранных параметров к номинальным значениям внешних факторов.

В соответствии с техническим заданием двигатель РД191 должен обеспечивать точность поддержания тяги и соотношения расходов компонентов топлива $\pm 2,5\%$ и $\pm 3,5\%$ на режимах от 100% до 65% и $\pm 3,5\%$ и $\pm 4,5\%$ для режимов менее 65%.

Таблица 1

Средние величины отклонений значений тяги двигателя РД191

Режимы по тяге (R)	1,0	0,75	0,5	0,38	0,3
Средние величины отклонений R, %	-0,42	0,163	0,37	-0,46	-0,92

Таблица 2

Средние величины отклонений значений соотношений расходов компонентов топлива двигателя РД191

Режимы по тяге (R)	1,0	0,75	0,5	0,38	0,3
Средние величины отклонений K _m , %	-0,716	-0,157	0,16	0,762	-0,7

Выводы по разделу 2

1. Проведенный анализ результатов стендовых многоразовых испытаний двигателя РД191 в процессе отработки показывает, что приведенная методика настройки системы управления и регулирования многорежимных двигателей с использованием внешних обратных связей и 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. ВЛИЯНИЕ ВХОДНЫХ ДАВЛЕНИЙ КОМПОНЕНТОВ НА ТОЧНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ МАРШЕВЫХ КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВЫХ ЖРД ТИПА РД191

3.1. Использование математической модели для определения степени влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива

При создании новейших ЖРД наряду с традиционными экспериментальными исследованиями широкое применение получили методы математического моделирования рабочих процессов [8, 12, 20, 30].

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

Используя физические представления о процессах, протекающих при работе ЖРД, можно описать их в виде физико-математических зависимостей. Именно такое описание процессов в ЖРД принято называть математической моделью.

Для одного типа двигателя можно разработать огромное множество моделей, характеризующихся разной степенью подробности и сложности, глубине и т.п. При этом математическая модель считается удовлетворительной, если результаты, полученные при ее использовании, подтверждаются в процессе проведения испытаний или экспериментов.

Математическое моделирование сопровождает весь цикл создания ЖРД и позволяет существенно сократить сроки и стоимость разработки за счет рационального сочетания экспериментальных и расчетных методов исследования [8].

Модель двигателя строится из составляющих ее микромоделей отдельных агрегатов, на основе которых в дальнейшем строится математическая модель всего двигателя. Такой принцип обеспечивает возможность комплектования моделей двигателей из стандартных программ моделирования отдельных агрегатов [8].

Нелинейные динамические математические модели позволяют оценить, в том числе, поведение регулирующих органов при изменяющихся во времени входных условиях, возможность глубокого дросселирования, исследование процессов, протекающих при глубоком дросселировании, и т.п.

В ОАО «НПО Энергомаш» была разработана специальная нелинейная динамическая математическая модель для каждого типа двигателей, которая позволяет учитывать влияние изменения внешних факторов на точность их управления и регулирования, в том числе влияние изменения входных давлений компонентов.

Используя данную математическую модель, были определены коэффициенты, которые позволяют оценить влияние изменения входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов. Графики влияния изменения давлений компонентов на входе в двигатель на $+1 \text{ кгс/см}^2$ на значения R и K_m в зависимости от уровня режима по тяге для двигателей РД171М, РД180, РД191 приведены на рисунках 16.1, 16.2, 17.1, 17.2.

Необходимо отметить, что исследование влияния входных давлений компонентов на точность управления и регулирования двигателей велось в ОАО «НПО Энергомаш» постоянно как при создании и доводке двигателя РД170 (РД171, РД171М), так и при создании и доводке двигателя РД180.

Особенности полета РН «Зенит» с двигателями РД171М и РН типа «Atlas» с двигателями РД180 не предусматривают значительного изменения входных давлений компонентов, кроме этого указанные двигатели дросселируются примерно до 50% от номинальной величины тяги. В результате проведенных расчетов по математической модели и серии проведенных испытаний было установлено крайне низкое влияние входных давлений компонентов на точность

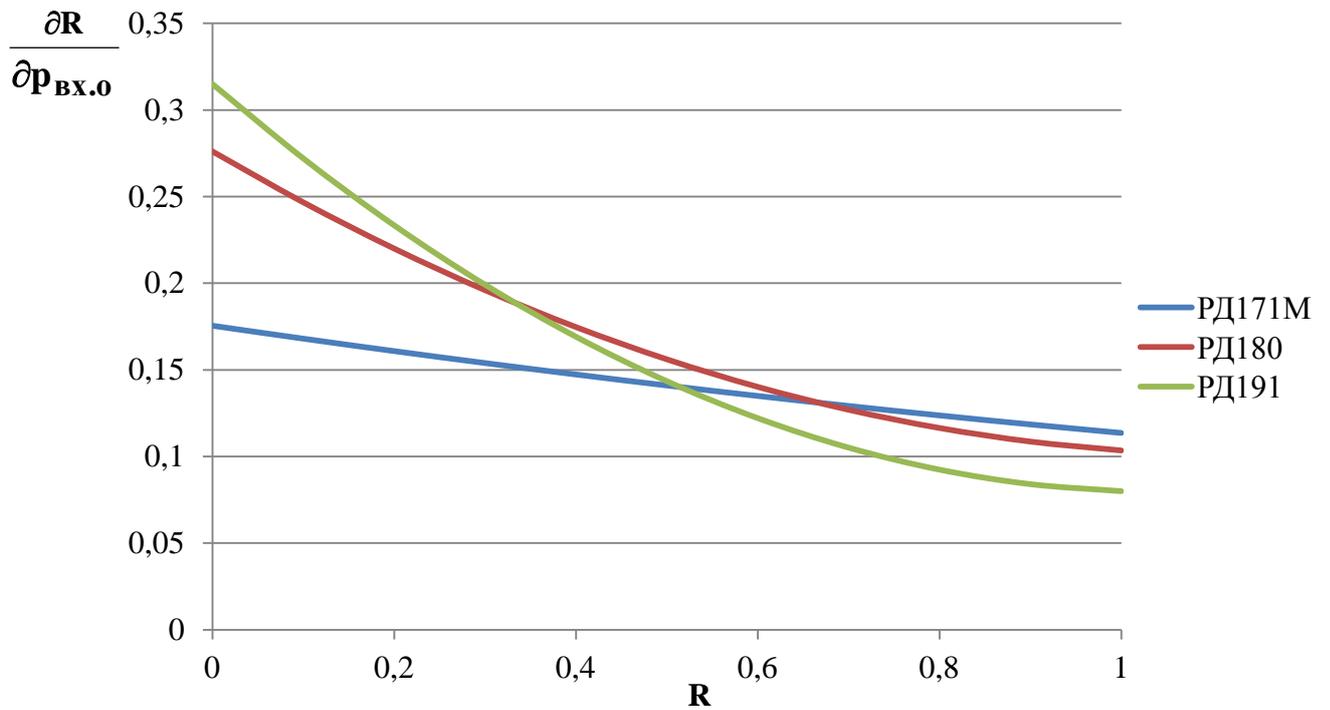


Рисунок 16.1. Влияние изменения давления окислителя на входе в двигатель на R в зависимости от уровня режима, в %

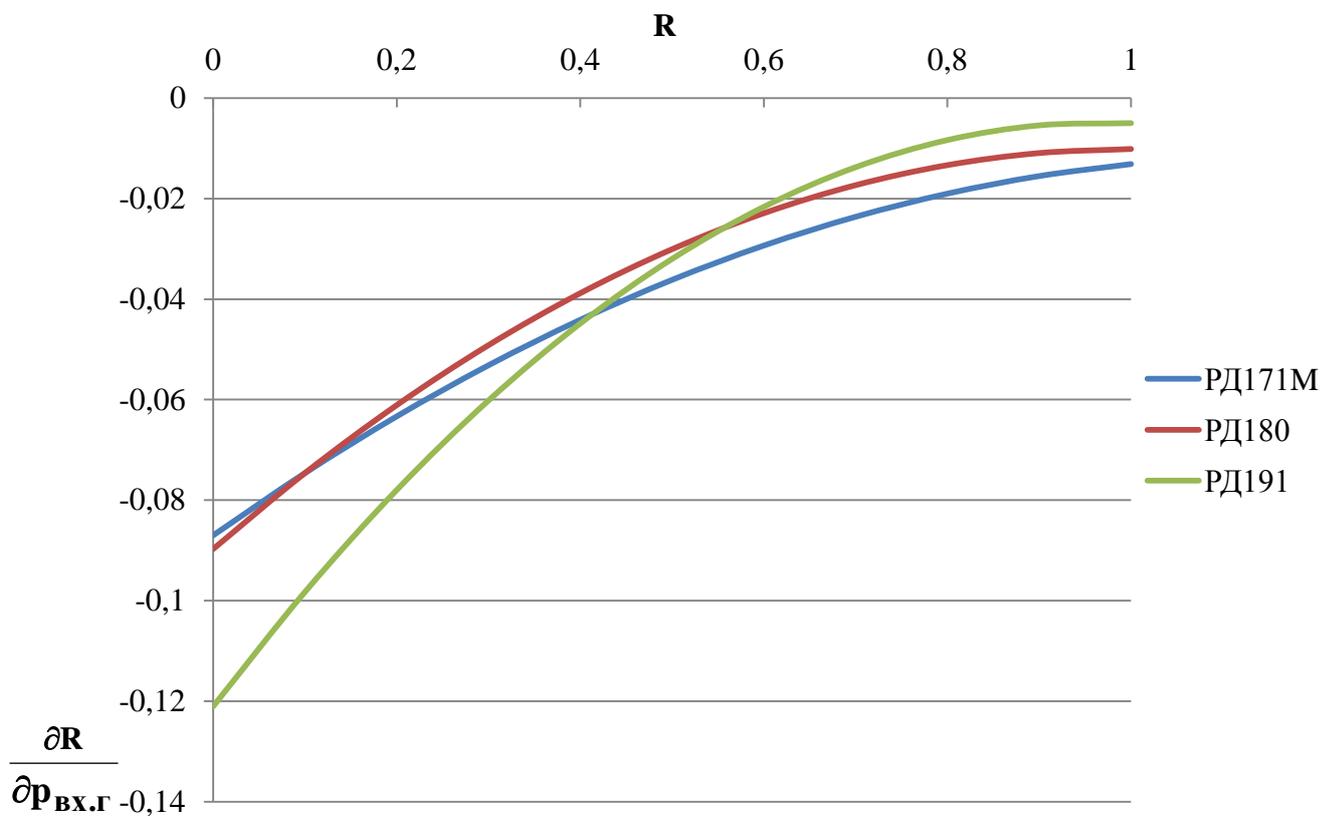


Рисунок 16.2. Влияние изменения давления горючего на входе в двигатель на R в зависимости от уровня режима, в %

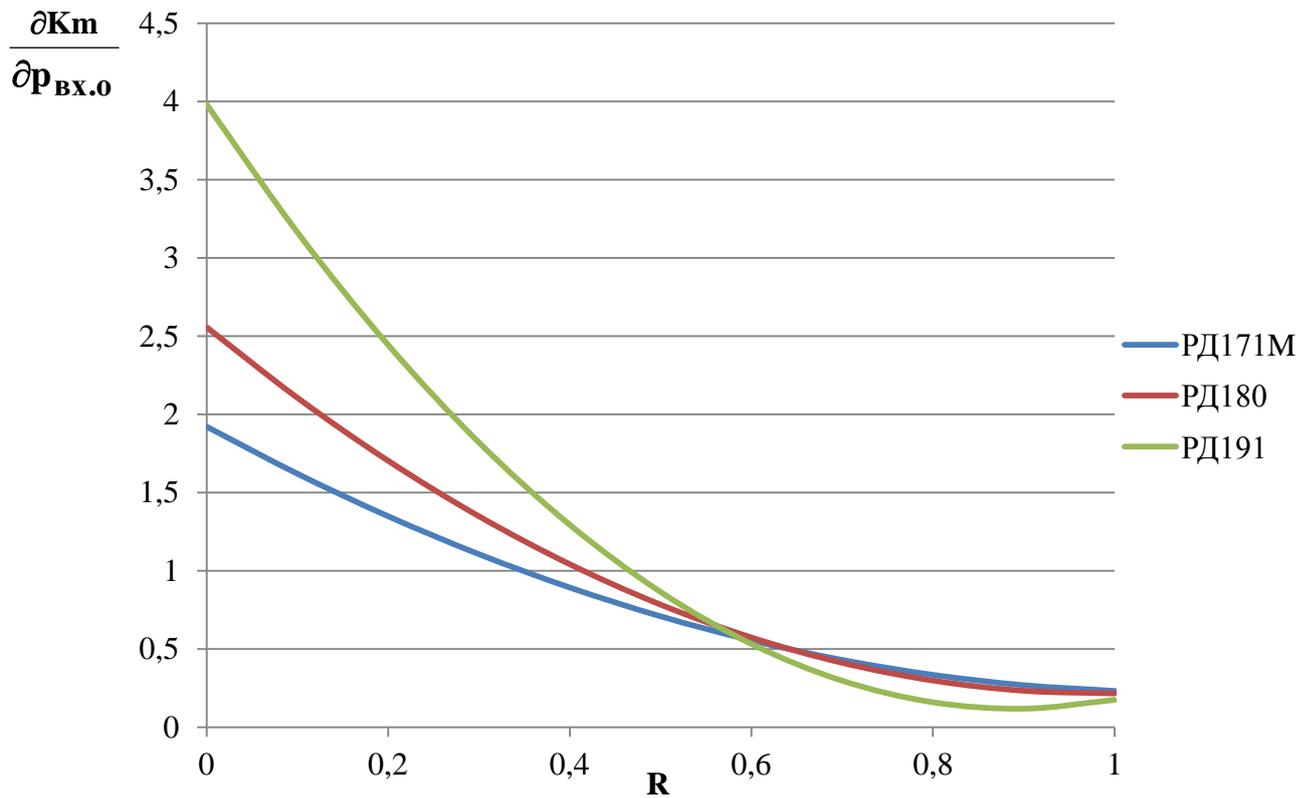


Рисунок 17.1. Влияние изменения давления окислителя на входе в двигатель на K_m в зависимости от уровня режима, в %

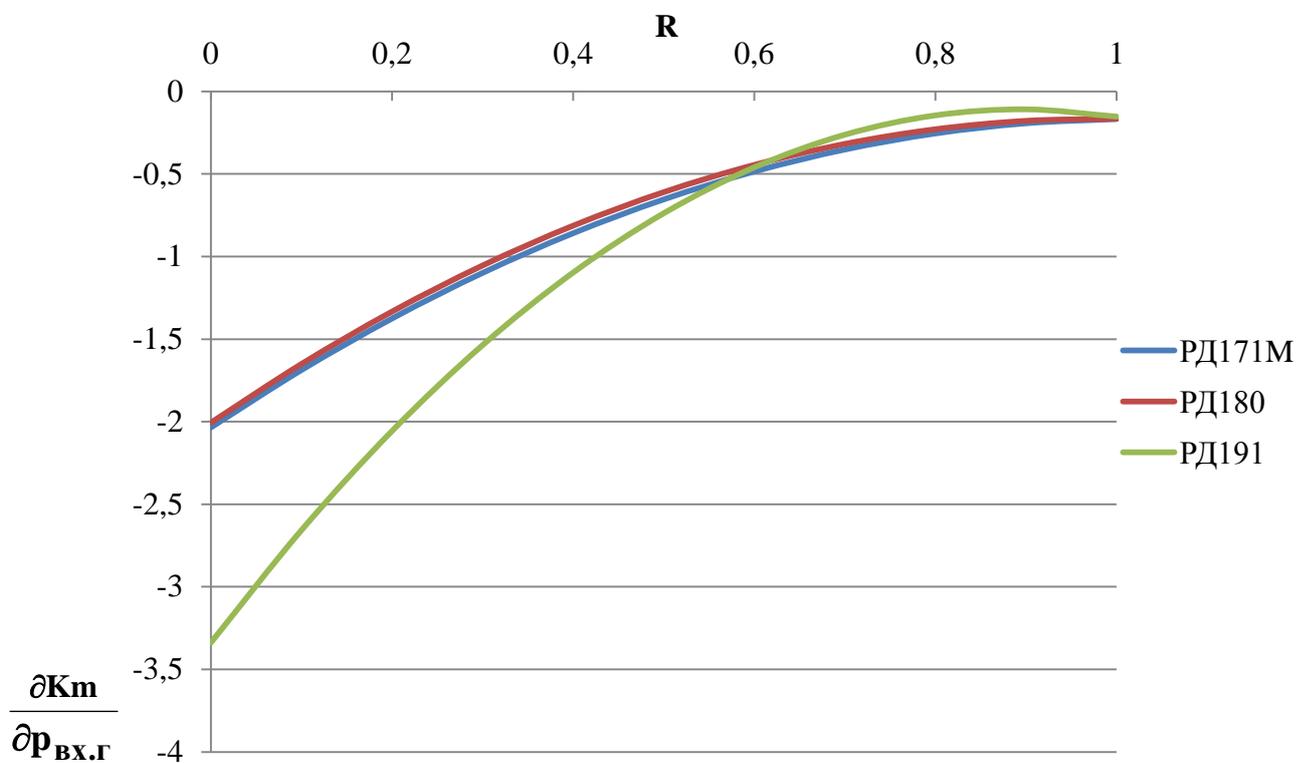


Рисунок 17.2. Влияние изменения давления горючего на входе в двигатель на K_m в зависимости от уровня режима, в %

управления и регулирования данных двигателей, поэтому при создании алгоритмов их управления и регулирования решено было не учитывать влияние такого внешнего фактора как изменение входных давлений компонентов.

Их можно было бы не учитывать и далее, однако, как уже отмечалось выше, особенность полета РН «Ангара-А5», а именно, непрерывное ускорение РН при работе двигателя центрального блока (рисунок 18) на режиме дросселирования (30% от номинальной величины тяги) приводит к монотонному росту давления окислителя и горючего на входе в двигатель.

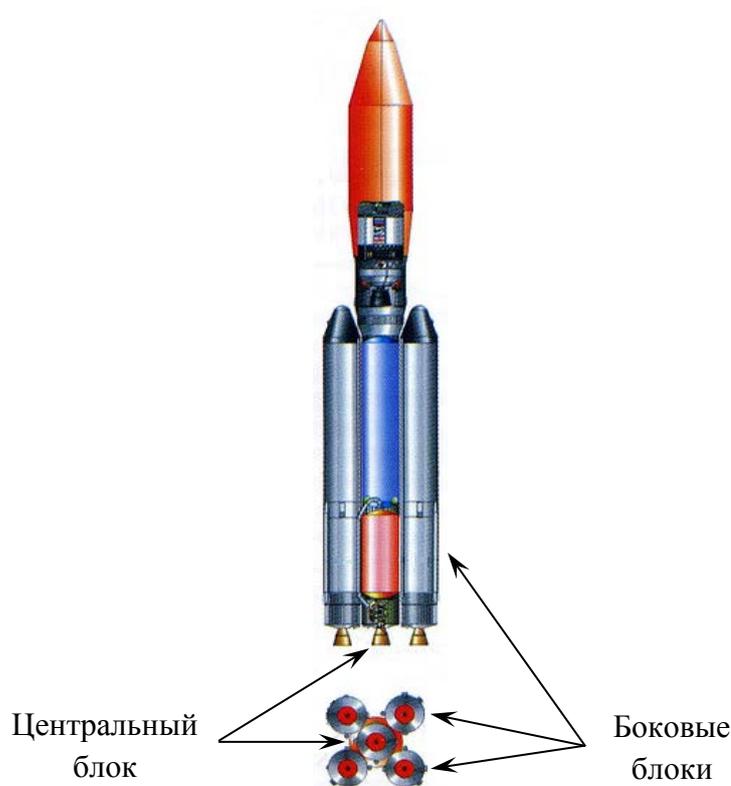


Рисунок 18. Ракета-носитель «Ангара-А5». Схема блоков

На рисунке 19 представлены расчетные зависимости изменения давлений на входе в двигатель по линиям окислителя и горючего в процессе работы двигателя центрального блока [34]. Видно, что в течение ~ 155 с давления окислителя и горючего на входе в двигатель монотонно возрастают соответственно от $\sim 4,5$ кгс/см² и $\sim 2,7$ кгс/см² до $\sim 9,8$ кгс/см² и $\sim 3,7$ кгс/см² и далее (при переводе работы

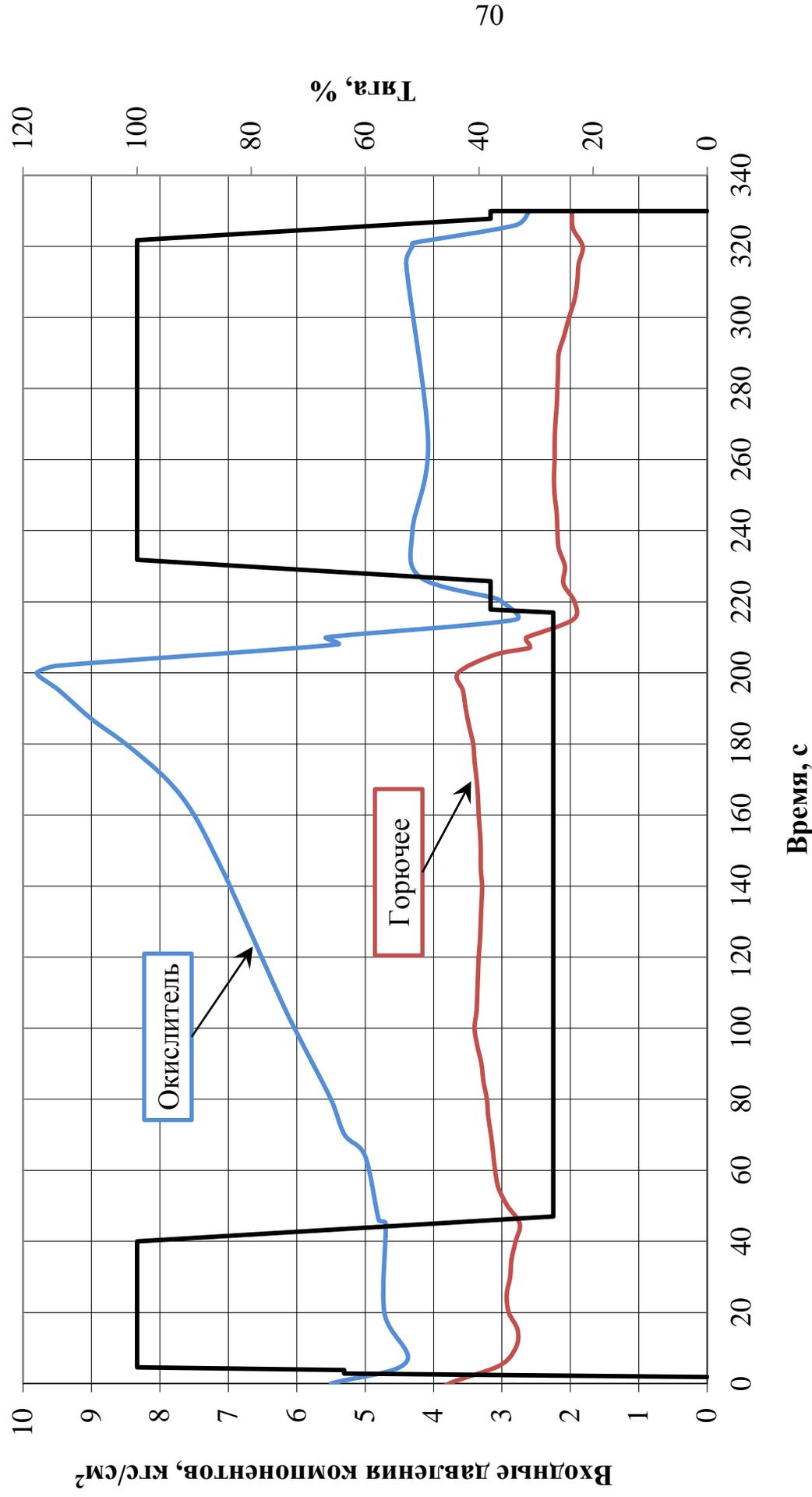


Рисунок 19. Прогноз изменения давлений компонентов на входе в двигатель и циклограмма работы двигателя РД191, установленного на центральном блоке РН «Ангара-А5»

двигателей боковых ступеней на пониженный режим тяги перед отстыковкой) снижаются [32].

Проведенный по математической модели расчет показал значительное влияние входных давлений компонентов на точность управления и регулирования на низких режимах. Изменение давления окислителя на входе в двигатель на +1 кгс/см² 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 (см. рисунки 16.1, 16.2, 17.1, 17.2).

Для подтверждения адекватности данных, полученных в результате расчета по разработанной математической модели двигателя, необходимо было провести ряд экспериментов, на практике подтверждающих существенное влияние входных давлений компонентов топлива на режимах дросселирования двигателя.

3.2. Экспериментальное исследование степени влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива

Экспериментальное исследование степени влияния входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов было начато с проверки данных, полученных в результате расчета по математической модели двигателя для 100% режима по тяге.

В программе испытания №054 двигателя РД191 №Д004/2 (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 20) предусмотрен вывод двигателя на 100% режим работы, его работа на данном

режиме ~ 220 с, дросселирование до уровня тяги 38% (режим конечной ступени (КСТ)) и его отключение. Общая продолжительность испытания 237 с. В процессе испытания планировалось последовательно увеличить входное давление окислителя с 30 с от величины $4,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $7,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и входное давление горючего с 100 с от $1,1 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $4,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.).

В процессе проведения испытания было обеспечено увеличение входного давления окислителя с величины ~4 кгс/см² (изб.) до величины ~7 кгс/см² (изб.) с ~30 с по ~80 с и входного давления горючего с величины ~1,4 кгс/см² (изб.) до величины ~4,5 кгс/см² (изб.) с ~100 с по ~150 с. При этом до увеличения входного давления окислителя были реализованы значения $R=100,209\%$ и $K_m=2,73$. После увеличения входного давления окислителя были реализованы значения $R=100,38\%$ и $K_m=2,755$, т.е. рост значений R и K_m от повышения входного давления окислителя ~ на 3 кгс/см² составил примерно ~0,17% и ~0,9% соответственно. Увеличение входного давления горючего ~ на 3 кгс/см² оказало обратное влияние на R и K_m . Так до увеличения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,286\%$ и $K_m=2,751$ после увеличения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,246\%$ и $K_m=2,741$, т.е. значения R и K_m снизились на ~0,04% и ~0,4%.

Указанные выше изменения значений R и K_m оказались довольно малы. Эти изменения лежат в допустимом диапазоне погрешности измерений параметров двигателя.

Одного испытания недостаточно для подтверждения данных, полученных в результате расчета по математической модели двигателя в части влияния изменения входных давлений компонентов топлива на тягу и соотношение расходов компонентов топлива на 100% режиме его работы, поэтому потребовалось провести еще несколько экспериментов.

В процессе последующего испытания в программе испытания №055 двигателя РД191 №Д004/2 (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения

тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 21) предусмотрен вывод двигателя на 100% режим работы, его работа на данном режиме ~ 220 с, дросселирование до уровня тяги 38% (режим КСТ) и его отключение. Общая продолжительность испытания 237 с. В процессе испытания планировалось последовательно увеличить входное давление окислителя с 60 с от величины $3,8 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $7,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и входное давление горючего со 120 с от $1,1 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $4,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.).

В процессе проведения испытания было обеспечено увеличение входного давления окислителя с величины ~3,8 кгс/см² (изб.) до величины ~7 кгс/см² (изб.) с ~60 с по ~85 с и входного давления горючего с величины ~1,4 кгс/см² (изб.) до величины ~4,0 кгс/см² (изб.) с ~120 с по ~165 с. При этом до увеличения входного давления окислителя были реализованы значения $R=100,016\%$ и $K_m=2,762$. После увеличения входного давления окислителя были реализованы значения $R=100,254\%$ и $K_m=2,783$, т.е. рост значений R и K_m от повышения входного давления окислителя ~ на 3 кгс/см² составил примерно ~0,24% и ~0,76% соответственно. Увеличение входного давления горючего ~ на 3 кгс/см² оказало обратное влияние на R и K_m . Так до увеличения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,254\%$ и $K_m=2,783$ после увеличения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,042\%$ и $K_m=2,766$, т.е. значения R и K_m снизились на ~0,21% и ~0,61%.

Указанные выше изменения значений R и K_m после повышения входных давлений компонентов как и при проведении испытания №054 двигателя РД191 №Д004/2 оказались довольно малы. Эти изменения лежат в допустимом диапазоне погрешности измерений параметров двигателя, т.е. данным изменением можно пренебречь.

Следующее испытание №062 проводилось на другом экземпляре двигателя РД191 №Д005/2 (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и

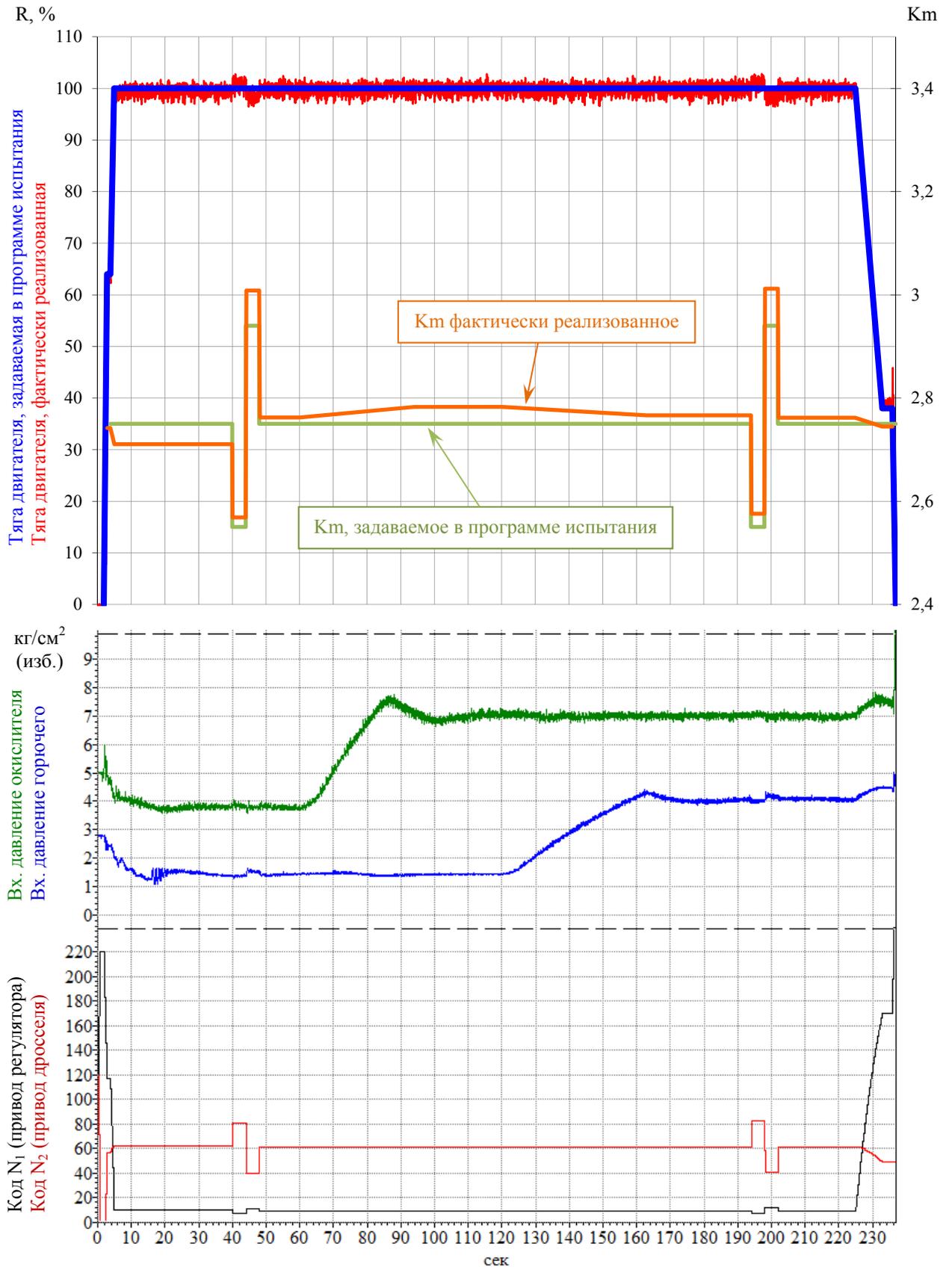


Рисунок 21. Испытание №055 двигателя РД191 №Д004/2

соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 22). В программе испытания предусмотрен вывод двигателя на 100% режим работы, его работа на данном режиме ~ 220 с, дросселирование до уровня тяги 38% (режим КСТ) и его отключение. Общая продолжительность испытания 237 с. В процессе испытания планировалось последовательно уменьшать входное давление горючего в 2 этапа: с 35 с от величины $3,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $1,8 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.), затем со 130 с от $1,8 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $1,1 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.).

В процессе проведения испытания было обеспечено уменьшение входного давления горючего в 2 этапа: с величины ~3,6 кгс/см² (изб.) до величины ~1,8 кгс/см² (изб.) с ~35 с по ~100 с, затем с величины ~1,8 кгс/см² (изб.) до величины ~1,4 кгс/см² (изб.) со ~130 с по ~180 с. При этом до первого понижения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,034\%$ и $K_m=2,801$. После первого уменьшения входного давления горючего были реализованы значения $R=100,003\%$ и $K_m=2,794$, т.е. снижение значений R и K_m от понижения входного давления горючего ~ на $1,8$ кгс/см² составило примерно ~0,03% и ~0,25% соответственно. При последующих проведенных переключках привода дросселя горючего к 108 с был обеспечен режим $R=99,554\%$ и $K_m=2,762$. Дальнейшее второе понижение входного давления горючего ~ на $0,4$ кгс/см² понизило значения R до $99,479\%$ и K_m до $2,754$, т.е. примерно на 0,08% и 0,29% соответственно.

Указанные выше изменения значений R и K_m оказались также довольно малы. Эти изменения лежат в допустимом диапазоне погрешности измерений параметров двигателя и могут не учитываться алгоритмом управления двигателя.

Анализ данных полученных по результатам проведенных испытаний (№№ 054, 055, 062) показывает хорошую сходимость задаваемых и реализованных в процессе испытания значений тяги и соотношения расходов компонентов.

Проведенные испытания подтвердили предварительные выводы, полученные в результате расчета по математической модели двигателя, в части

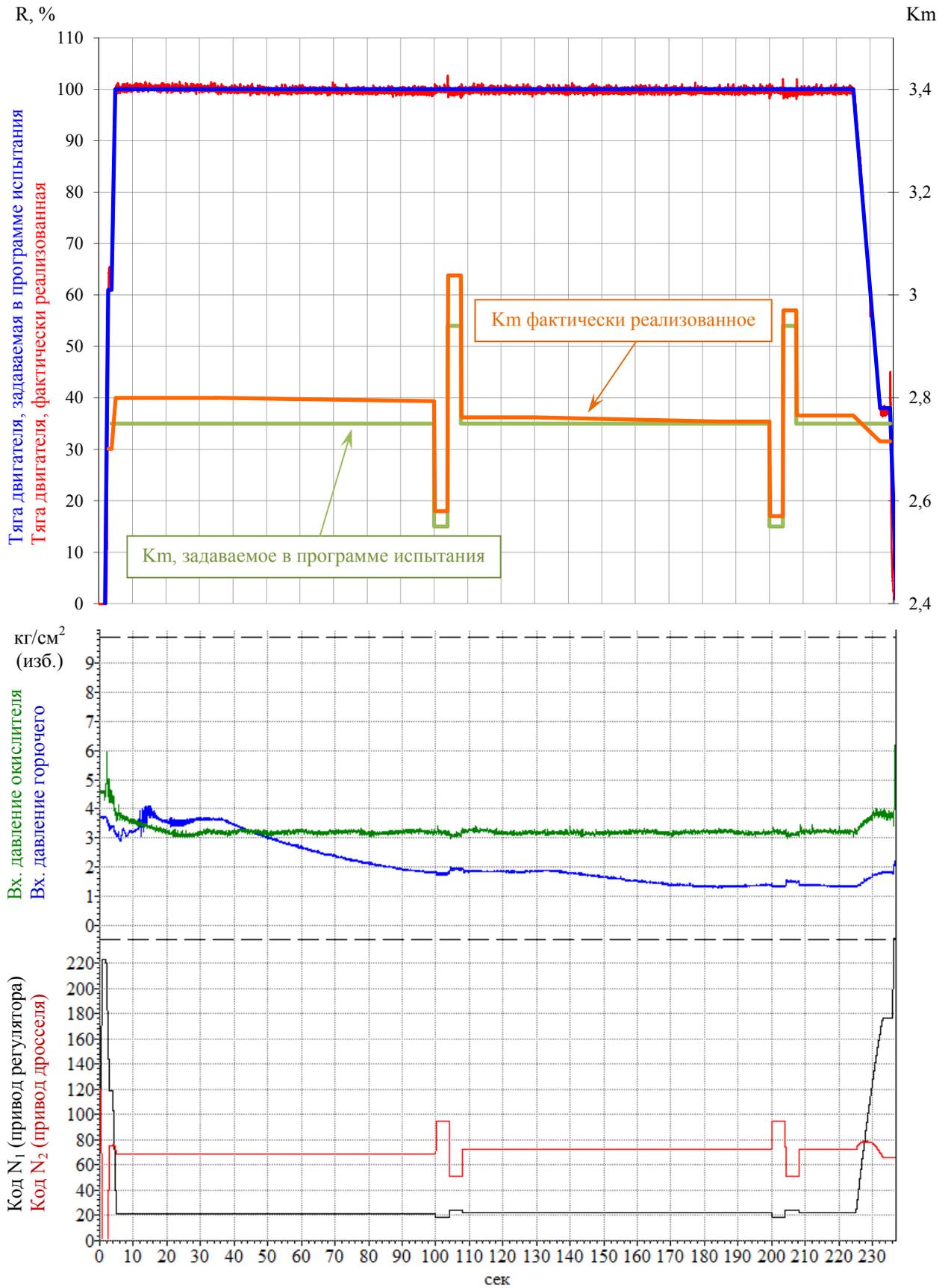


Рисунок 22. Испытание №062 двигателя РД191 №Д005/2

крайне низкого влияния изменения входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов для 100% режима работы двигателя РД191.

Однако особенность полета РН «Ангара-А5», в частности значительный рост входных давлений окислителя и горючего (рисунок 19), потребовали проведения ряда исследований по определению степени влияния изменения входных давлений окислителя и горючего именно на низких ($\leq 38\%$ по тяге от номинала) режимах работы двигателя.

Испытание №072 проводилось на двигателе РД191 №Д008. В процессе испытания предусматривалось выведение двигателя на 100% режим работы, его работа на данном режиме до 40 с, последующее глубокое дросселирование до уровня тяги 27% за 7 с, работа на данном режиме 170 с, последующее форсирование до уровня тяги 100%, работа на данном режиме 90 с, переход на КСТ и выключение двигателя. Общая продолжительность испытания 325 с. В процессе испытания планировалось увеличение входного давления окислителя со 140 с по 180 с с $3,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $7,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 23).

Особенностью данного испытания являлось то, что его планировалось проводить по «жесткой» программе. «Жесткая» программа предусматривает выдачу заранее рассчитанных по математической модели двигателя кодов команд на приводы регулятора и дросселя. Кроме этого на данном двигателе был впервые задействован и апробирован трехпозиционный клапан окислителя для борьбы с низкочастотными колебаниями, возникающими при работе двигателя на режимах $\leq 38\%$ (раздел 2.3. диссертации) [17, 56].

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим 99,554% по тяге, при этом значение соотношения расходов компонентов топлива составило 2,722. После последующего дросселирования с 40-47 с значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива установились на уровне 26,225% и

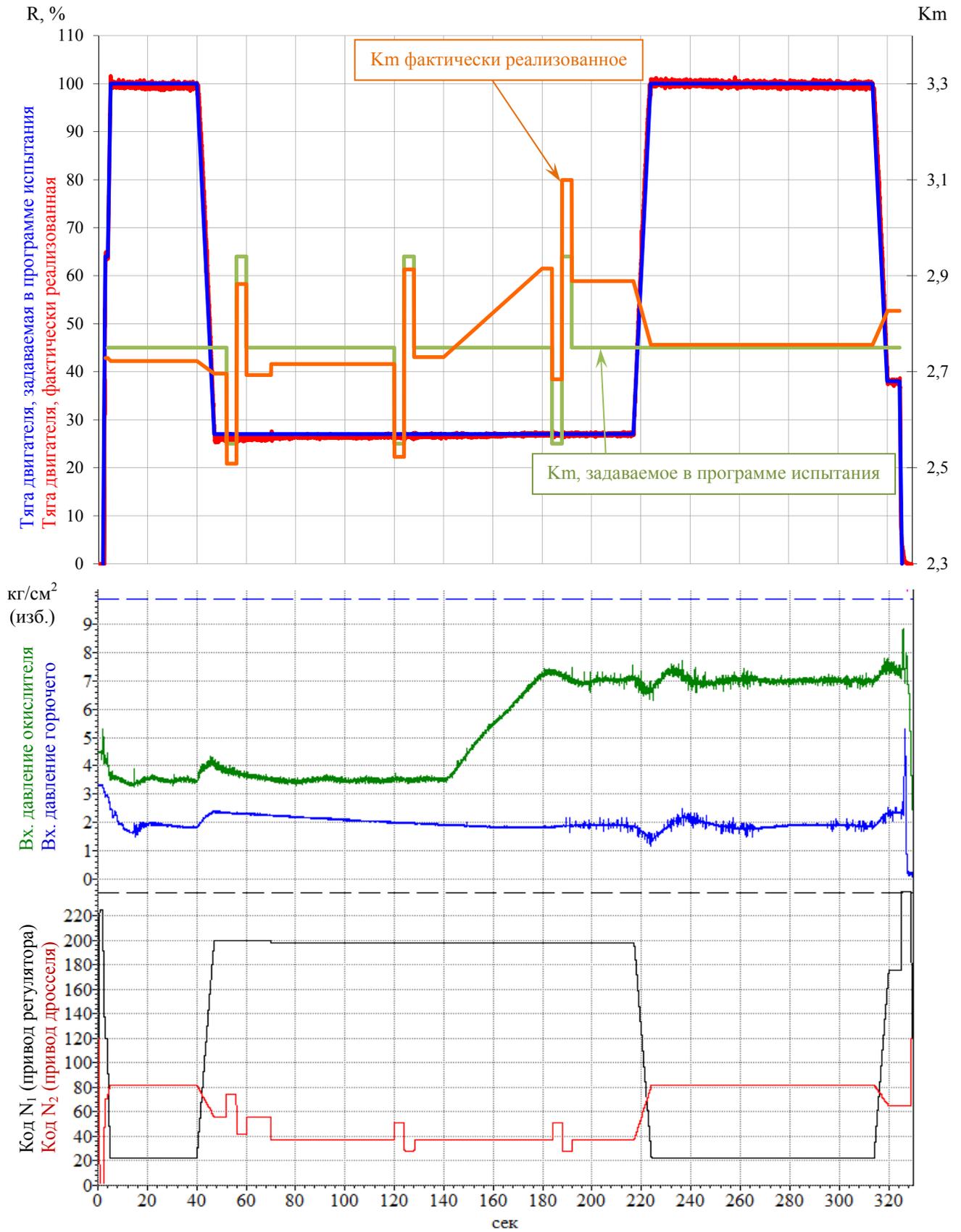


Рисунок 23. Испытание №072 двигателя РД191 №Д008

2,696. Далее (на 52 с) проведены переключки положения привода дросселя, после которых обеспечены значения $R=26,318\%$ и $K_m=2,692$. На 70 с был задействован трехпозиционный клапан окислителя, в результате чего было увеличено значение K_m до 2,716. На 120 с также проводились переключки привода дросселя после которых, установились значения $R=26,996\%$ и $K_m=2,73$. Со 140 с по 180 с было обеспечено увеличение входного давления окислителя с $3,5\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $\sim 7,0\pm 0,5$ кгс/см² (изб.). При этом данный отрезок времени сопровождался значительным увеличением значения соотношения компонентов топлива до величины 2,915. Рост K_m в процентном отношении составил $\sim 7\%$. В дальнейшем, после проведения переключек по дросселю (на 184 с) обеспечены значения $R=27,525\%$ и $K_m=2,889$. Далее каких-либо особенностей в работе двигателя до его останова выявлено не было.

Существенный рост значения соотношения расходов компонентов топлива на 7% от повышения только входного давления окислителя значительно выходит за рамки допустимых значений, оговоренных в ТЗ на двигатель ($\sim \pm 4,5\%$ по K_m для низких режимов работы ($\leq 60\%$ по тяге)).

Следующая оценка степени влияния входных давлений компонентов проводилась на двигателе РД191 №Д008/1 (испытание №Д092). В процессе данного испытания планировалось вывести двигатель на режим 100% с последующей его работой на данном режиме 35 с; дальнейшее дросселирование до 30%, работа на данном режиме 170 с; форсирование до уровня тяги 38%, работа на данном режиме ~ 8 с, форсирование до тяги 100% и работа на данном режиме 90 с, переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя. Общая продолжительность испытания 330 с. В процессе испытания предусматривалось повышение входного давления по линии окислителя с $4,0\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $7,0\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) после 120 с (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 24).

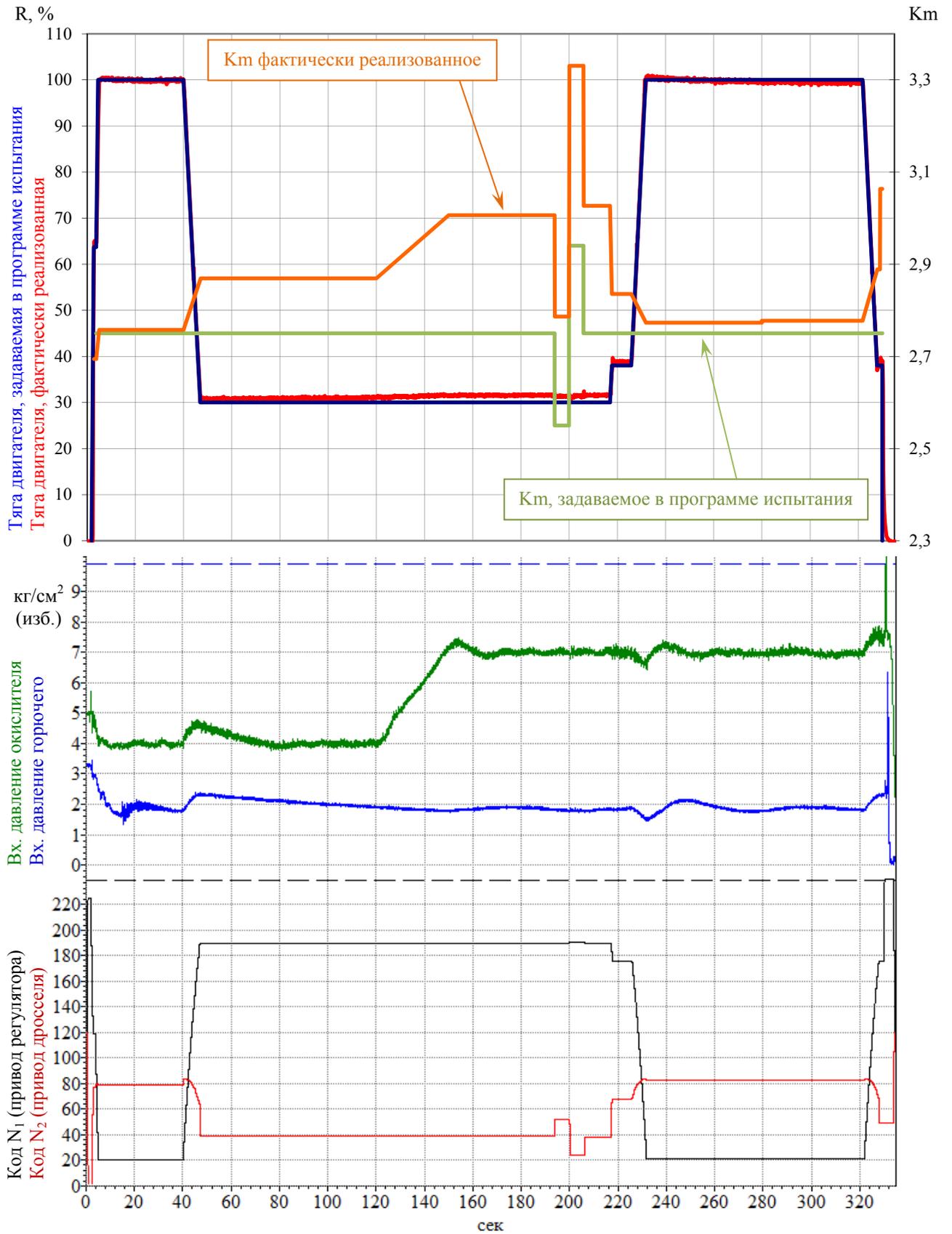


Рисунок 24. Испытание №092 двигателя РД191 №Д008/1

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим 100,132%. Значение соотношения расходов компонентов топлива составило 2,757. После последующего дросселирования с 40-47 с значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива установились на уровне 30,97% и 2,869. Данное «непопадание» в номинальное значение ($K_m=2,75$) соотношения компонентов топлива объясняется особенностями определения индивидуальных коэффициентов двигателя, которые используются алгоритмом управления и регулирования двигателя для определения положения регулирующих органов. Со 120 с реализовано повышение входного давления по линии окислителя с $\sim 4,0$ кгс/см² (изб.) до 7,0 кгс/см² (изб.) к 150 с. Данный отрезок времени сопровождался интенсивным ростом K_m до величины 3,006 ($R=31,625\%$). Рост K_m в процентном отношении составил $\sim 5\%$ рост значения тяги $\sim 1,5\%$. В сочетании с особенностями определения индивидуальных коэффициентов двигателя разница в реализованном значении K_m и его номинальной величиной ($K_{m_{ном}}=2,75$) составила $\sim 9,5\%$. После этого на 194 с выполнены перекладки по дросселю для определения производных для определения коэффициента эффективности дросселя. Значения R и K_m после проведенных перекладок составили 31,571% и 3,027. Далее особенностей в работе двигателя до его останова, кроме повышенных значений R и K_m на низких режимах выявлено не было.

Данное испытание подтвердило существенное влияние повышения входного давления окислителя в значительной степени на K_m .

При проведении дальнейших испытаний необходимо было определить суммарное воздействие повышенных входных давлений окислителя и горючего для оценки их совместного влияния на тягу и соотношение расходов компонентов топлива.

Испытание №100 двигателя РД191 №Д009 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

102%, с последующей работой на данном режиме ~ 35 с; дросселирование до уровня тяги 27% и работа на данном режиме 68 с; форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме 8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 170 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания приведены, на рисунке 25). Общая продолжительность испытания 330 с.

В ходе проведения данного испытания было обеспечено повышенное давление окислителя ~ 8 кгс/см² (изб.) и горючего ~ 3,5 кгс/см² (изб.) к ~ 20 с. Двигатель был выведен на режим $R=101,954\%$ и $K_m=2,72$. Далее двигатель переведен с режима ~102% на режим 29,462%, при этом обеспечено $K_m=2,918$. Повышенное значение тяги 29,462% вызвано особенностями определения индивидуальных коэффициентов двигательной установки и не выходит за допустимое отклонение от заданной величины, которое оговорено в ТЗ ($\pm 3,5\%$). Отклонение от номинальной величины составило ~ 7%, которое существенно выходит за допустимое значение в ТЗ $\pm 4,5\%$. Далее особенностей в работе двигателя до его останова выявлено не было.

Испытание №114 двигателя РД191 №Д011/1 также планировалось проводить при изначально высоком входном давлении по линии окислителя ~ $8,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и повышенном входном давлении по линии горючего ~ $3,5 \pm 0,5$ 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 K_m до 2,94 для определения работоспособности двигателя при условии повышенного K_m на низких режимах; 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

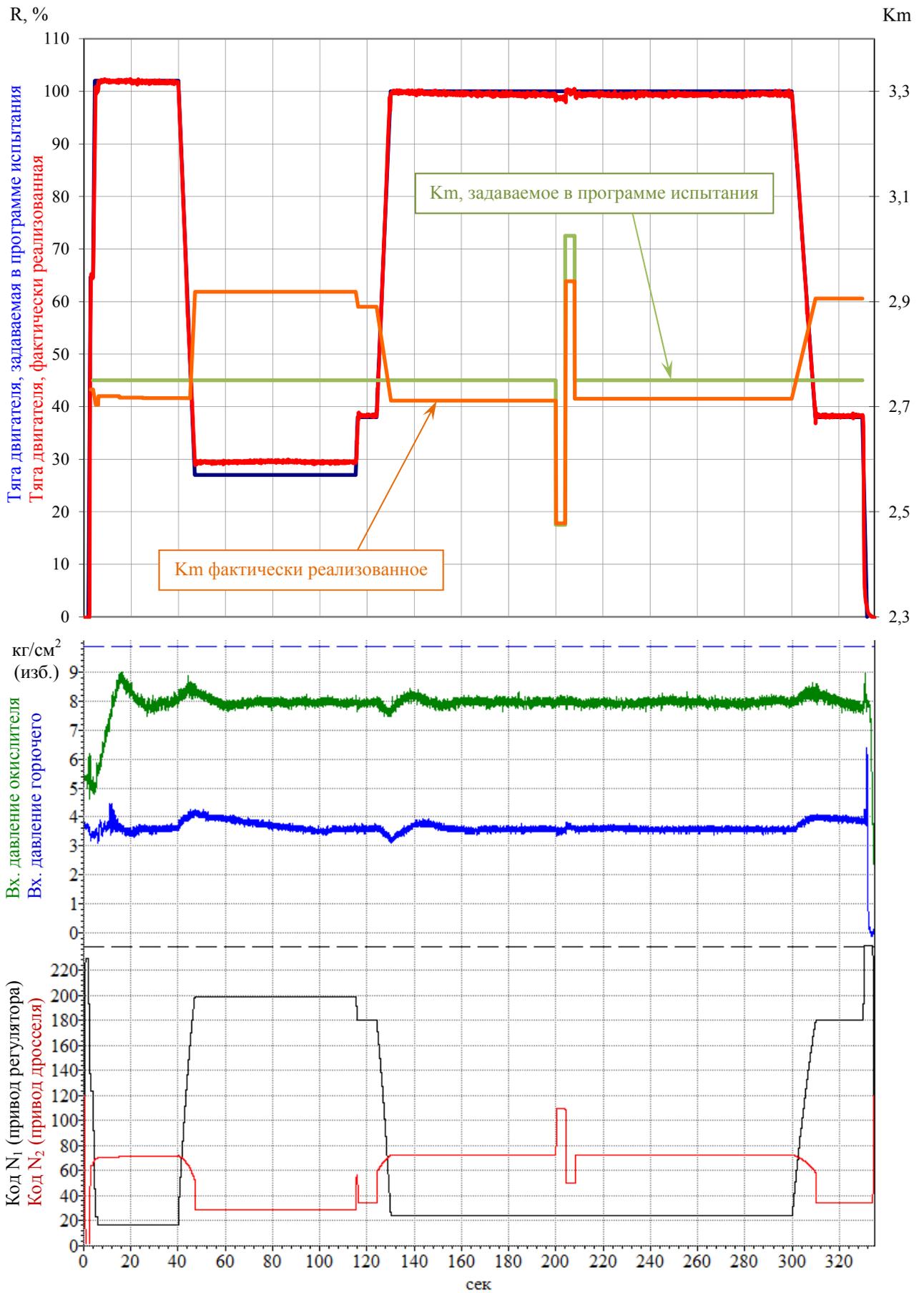


Рисунок 25. Испытание №100 двигателя РД191 №Д009

задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 26). Общая продолжительность испытания 223 с.

В ходе проведения данного испытания было обеспечено повышенное давление окислителя $\sim 8 \text{ кгс/см}^2$ (изб.) и горючего $\sim 3,5 \text{ кгс/см}^2$ (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 приведенные выше цифры, 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 $\sim 9\%$.

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

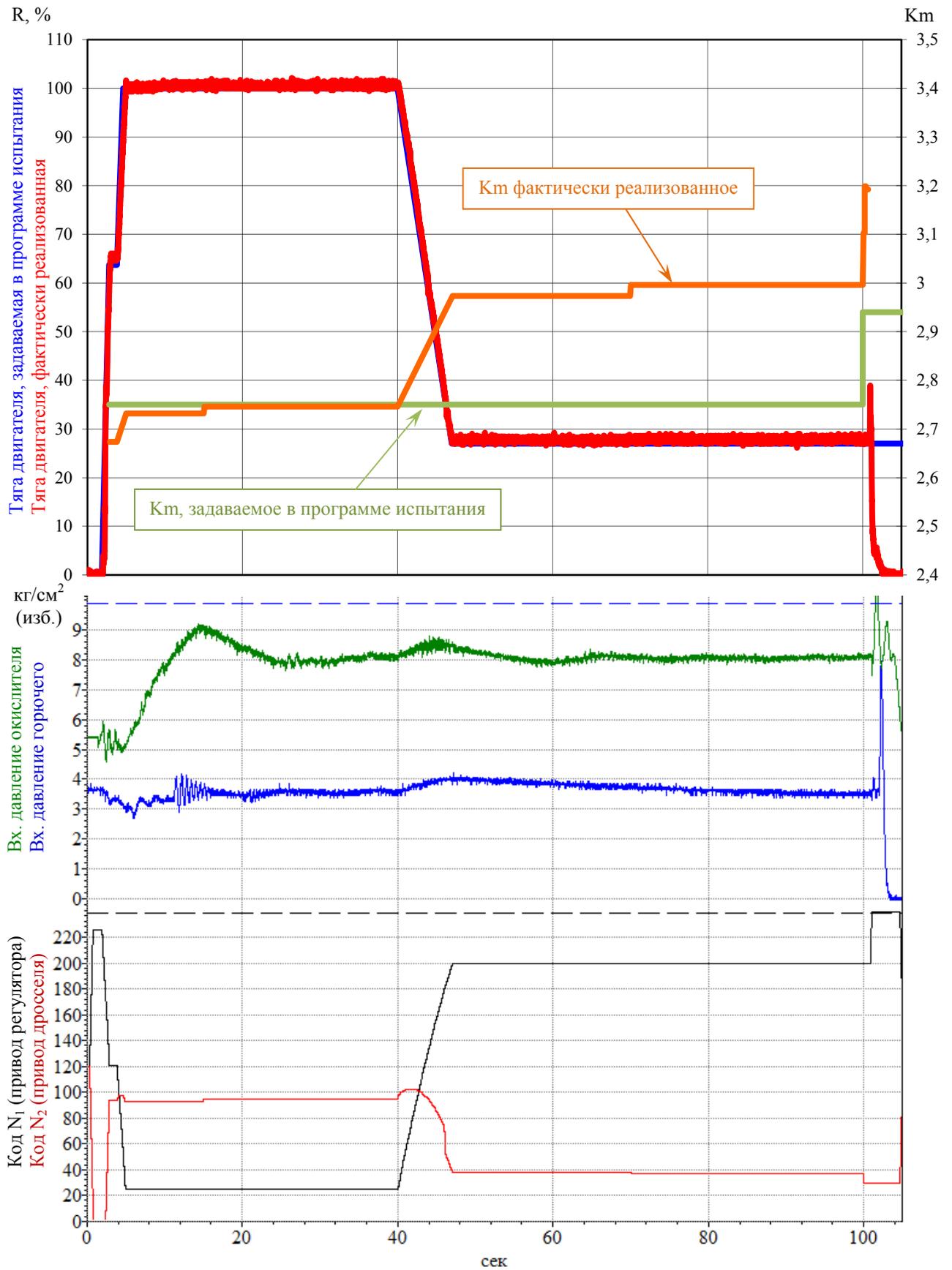


Рисунок 26. Испытание №114 двигателя РД191 №Д011/1

3.3. Предложения по учету влияния входных давлений окислителя и горючего в части введения разовой поправки кода, выдаваемого на привод дросселя горючего

Двигатель №Д011/1 прошел 3 испытания, включая испытание №114. После преждевременного останова двигатель был осмотрен, проведены соответствующие электро-пнеumoиспытания. Замечания по техническому состоянию двигателя отсутствовали. Техническое состояние двигателя позволяло проводить дальнейшие испытания.

В результате работы аварийной комиссии по расследованию причин аварийного выключения двигателя был предложен иной способ проведения последующего испытания, в части учета влияния повышенных давлений окислителя и горючего на входе в двигатель.

Испытание №115 двигателя №Д011/1 предусматривало работу также в течение 223 с. Однако в целях подтверждения эффективности предложенных корректировок значений K_m при больших входных давлениях компонентов предложено провести испытание №115 двигателя №Д011/1 иным образом.

Время испытания увеличилось с 223 с до 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 задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 27).

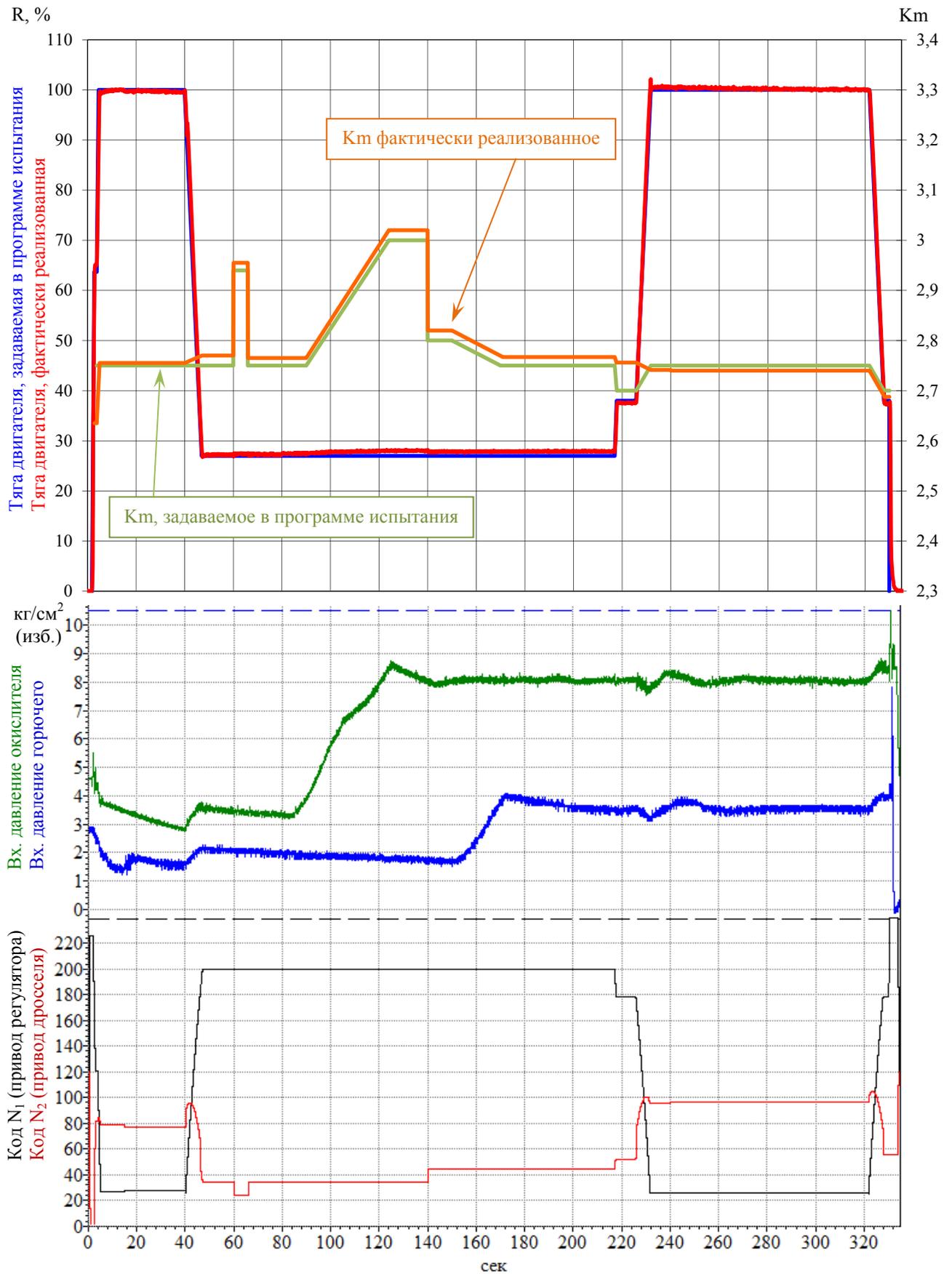


Рисунок 27. Испытание №115 двигателя РД191 №Д011/1

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 команды на привод управления дросселем, которые должны 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.

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 ~ 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. Однако для подтверждения эффективности принятых мероприятий потребовалось провести несколько испытаний на других экземплярах двигателей.

Испытание №123 двигателя РД191 №Д016 планировалось проводить по той же циклограмме, что и при испытании №115 двигателя Д011/1. 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 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 (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически

полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 28). Общая продолжительность испытания 330 с.

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 ~ 5 с после установления данного давления стендовая система управления выдает команды на привод управления дросселем, которые должны 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.

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим $R=99,758\%$ и $K_m=2,695$. Такое низкое значение K_m объясняется особенностями определения индивидуальных коэффициентов двигателя, используемых в ходе испытания алгоритмом управления и регулирования. Далее (40 с – 47 с) двигатель переведен на режим 29,015%, при этом обеспечено $K_m=2,733$, после проведенной переключки дросселя (60 с – 66 с), имитирующей работу системы СУРТ, было обеспечено $R=28,664\%$ и $K_m=2,696$. В дальнейшем, в связи с увеличением входного давления по линии окислителя, к ~ 125 с были реализованы $R=29,451\%$ и $K_m=2,903$, через примерно 15 с после этого была введена разовая поправка на код, выдаваемый на привод дросселя, в результате которой реализованы $R=29,607\%$ и $K_m=2,689$. Далее в программе испытания было предусмотрено повышение входного давления по линии горючего, в результате чего реализованы значения $R=29,763\%$ и $K_m=2,64$. При дальнейшем снятии разовой поправки на привод дросселя в ходе перевода двигателя с режима 27% на режим 38%

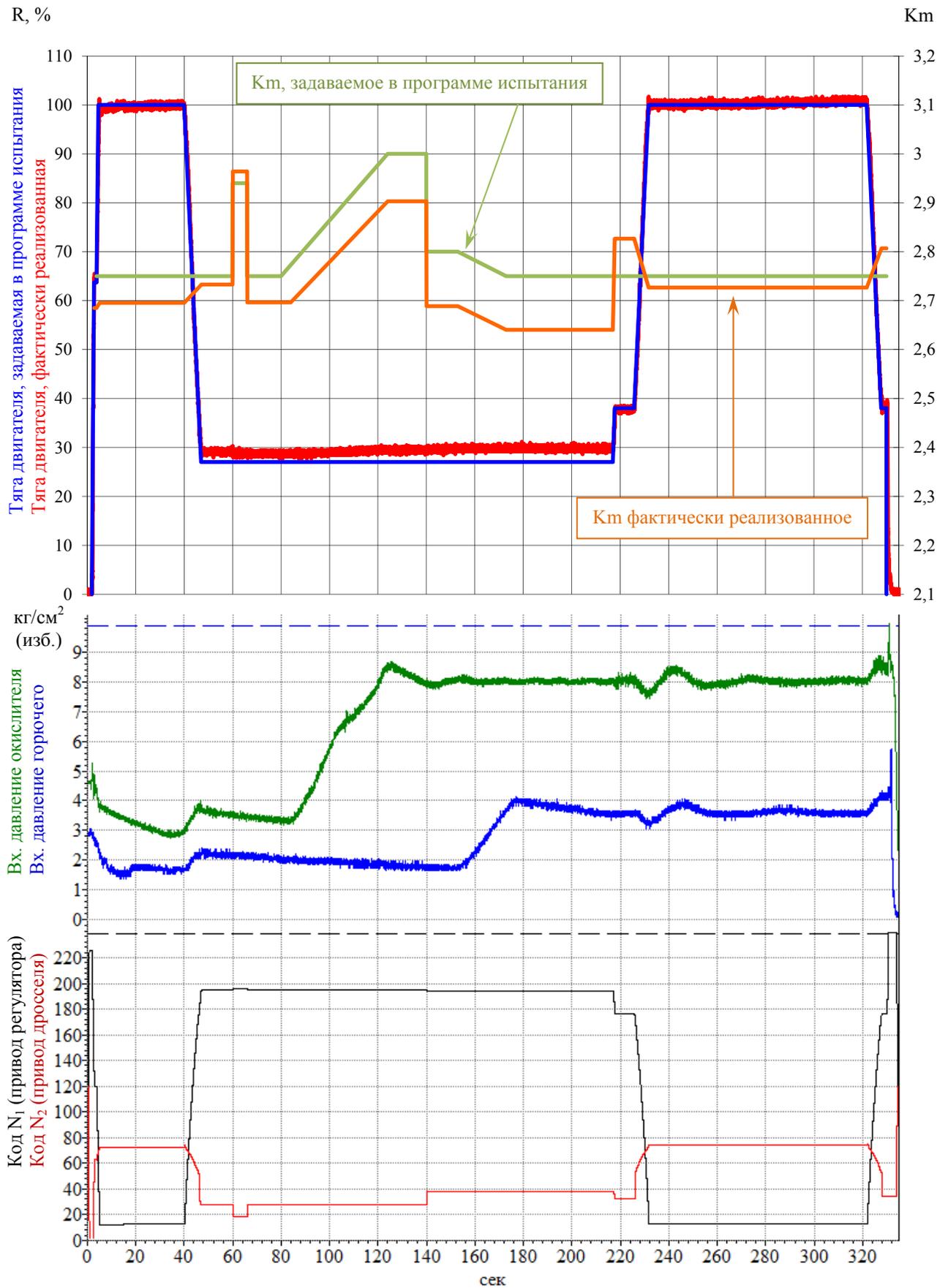


Рисунок 28. Испытание №123 двигателя РД191 №Д016

обеспечены значения $R=37,745\%$ и $K_m=2,827$. Особенностей при последующей работе двигателя на режиме 100% выявлено не было.

Анализируя данные, полученные в ходе данного испытания, а также учитывая особенности определения индивидуальных коэффициентов двигателя, можно отметить, что отклонение значений тяги и соотношения расходов компонентов после роста входного давления окислителя от запланированных величин составило $\sim +2,5\%$ по тяге и $\sim +5,5\%$ по соотношению компонентов. После роста входного давления по линии горючего и введения разовой поправки отклонения составили $\sim +2,7\%$ по тяге и $\sim -2,5\%$ по соотношению расходов компонентов. После снятия разовой поправки на режиме 38% отклонения составили $\sim -0,3\%$ по тяге и $\sim +3\%$ по соотношению расходов компонентов.

В программе испытания №138 двигателя РД191 №Д011/2 предусматривалось его выведение на режим 100% (5 с – 40 с); дросселирование (40 с – 47 с) до уровня тяги 27% и работа на данном режиме до 187 с; форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме до 195,8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 120 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 29). Общая продолжительность испытания 330 с. Циклограмма изменения входных давлений окислителя и горючего практически идентична той, что была реализована при проведении испытания №123 двигателя №Д016.

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим $R=99,582\%$ и $K_m=2,757$. Далее (40 с – 47 с) двигатель переведен на режим 27,907%, при этом обеспечено $K_m=2,729$, после проведенной переключки дросселя (60 с – 66 с), имитирующей работу системы СУРТ, было обеспечено $R=27,728\%$ и $K_m=2,715$. В дальнейшем, в связи с увеличением входного давления

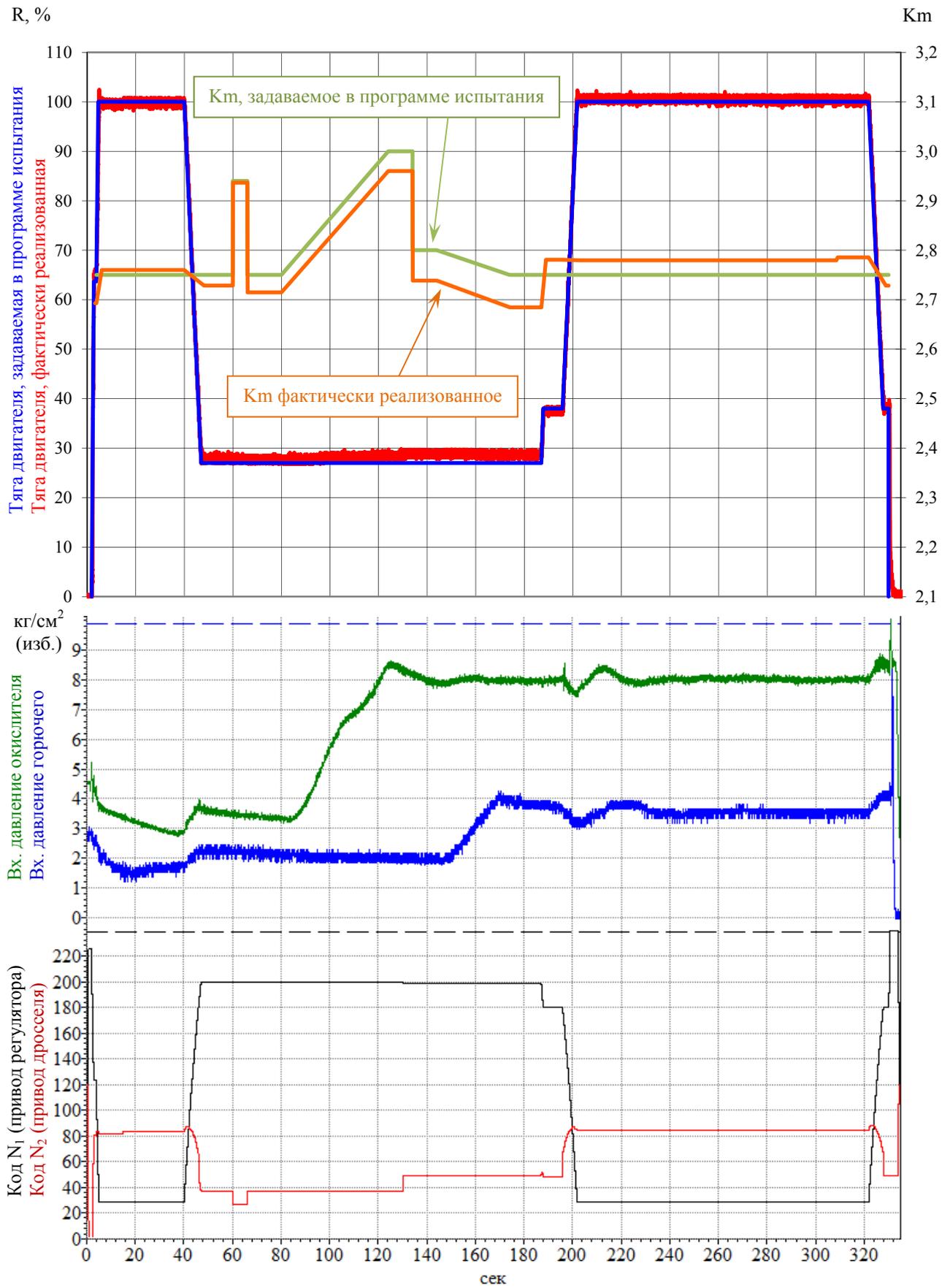


Рисунок 29. Испытание №138 двигателя РД191 №Д011/2

по линии окислителя, $k \sim 125$ с были реализованы $R=28,469\%$ и $Km=2,997$, через примерно 10 с после этого была введена разовая поправка на код, выдаваемый на привод дросселя, в результате которой реализованы $R=28,759\%$ и $Km=2,748$. Далее в программе испытания было предусмотрено повышение входного давления по линии горючего, в результате чего реализованы значения $R=28,593\%$ и $Km=2,685$. При дальнейшем снятии разовой поправки на привод дросселя в ходе перевода двигателя с режима 27% на режим 38% обеспечены значения $R=37,526\%$ и $Km=2,781$. Особенности при последующей работе двигателя на режиме 100% выявлено не было.

Анализируя данные, полученные в ходе данного испытания, можно отметить, что отклонение значений тяги и соотношения компонентов после роста входного давления окислителя от запланированных величин составило $\sim +1,5\%$ по тяге и $\sim +9\%$ по соотношению компонентов. После роста входного давления по линии горючего и введения разовой поправки отклонения составили $\sim +1,5\%$ по тяге и $\sim -2,5\%$ по соотношению компонентов. После снятия разовой поправки на режиме 38% отклонения составили $\sim +0,5\%$ по тяге и $\sim +1\%$ по соотношению компонентов.

Как видно из результатов проведенных трех 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 компонентов, 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.

В связи с вышеизложенным остро встал вопрос: «Каким образом необходимо осуществлять управление и регулирование двигателем на режимах глубокого дросселирования, сопровождающихся существенным ростом давлений на входе в двигатель, для обеспечения заданных значений тяги и соотношения расходов компонентов?».

3.4. Корректировка алгоритма управления и регулирования двигателя РД191, связанная с учетом влияния входных давлений окислителя и горючего на тягу и соотношение расходов компонентов топлива

Существенное возрастание входного давления по линии окислителя на режиме дросселирования является определяющим фактором, который будет приводить к монотонному увеличению значения K_m на данном режиме. Безусловно данное увеличение K_m не может не сказаться на рассогласовании уровней выработки компонентов, контролируемых СУРТ. Следует отметить, что СУРТ в зависимости от проявляющегося рассогласования уровней выдает в систему управления корректирующие значения ΔK_m , которые далее реализуются системой управления через уравнения для определения N_1 и N_2 , описанные в алгоритме управления двигателя (раздел 2.3 диссертации). СУРТ имеет возможность выдавать коррекции по значениям K_m 2 раза на начальном 100%-м по режиму участке работы двигателя (см. рис. 19), 3 раза на режиме дросселирования (47 с – 217 с) и 6 раз на завершающем 100%-м по тяге режиме. Соответственно на последнем режиме должно быть обеспечено окончательное

отсутствие рассогласования контролируемых уровней в баках РН, при котором обеспечивается оптимальная выработка ракетного топлива.

Проведенное ИПУ РАН, ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», ОАО «НПО Энергомаш» рассмотрение данного вопроса 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 автор предложил провести модификацию зависимости управления двигателя по K_m в части введения в нее новой поправки, не изменяя зависимости управления по тяге, учитывая, как показывают испытания, низкое воздействие значения входных давлений компонентов на значения R .

Для управления двигателем с учетом отклоняющихся от номинальных величин входных давлений компонентов топлива в каждый такт выдачи команд на привод дросселя должна быть определена величина поправки ΔK_{m_p} :

$$\Delta K_{m_p} = \frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}} \Delta p_{вх.о} + \frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.г}} \Delta p_{вх.г}$$

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

3.4.1. Определение коэффициентов влияния входных давлений окислителя и горючего на соотношение расходов компонентов топлива

В связи с проведенной серией экспериментов имеется достаточно экспериментальных данных для определения указанных коэффициентов влияния для режима 30% по тяге $(\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}}, \frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.г}})$.

В процессе испытания №072 двигателя РД191 №Д008 при его работе на режиме дросселирования было увеличено давление окислителя с 4,5 кгс/см² до 8,3 кгс/см², что привело к увеличению K_m от значения 2,73 до значения 2,915.

В итоге следует, что $\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}} = \frac{2,915 - 2,73}{8,3 - 4,5} = \frac{0,185}{3,8} = 0,0487 \text{ см}^2/\text{кгс}$.

При испытании №092 двигателя РД191 №Д008/1 также проводилось увеличение давления окислителя на входе с 5,1 кгс/см² до 8 кгс/см² при практически неизменном давлении горючего на входе $\sim 2,8 \text{ кгс/см}^2$. Увеличение значения K_m составило с 2,869 до 3,006. Отсюда

$$\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}} = \frac{3,006 - 2,869}{8 - 5,1} = \frac{0,137}{2,9} = 0,0472 \text{ см}^2/\text{кгс}.$$

Аналогичное рассмотрение испытаний с повышением входного давления по линии горючего показывает малозначимое влияние давления горючего на

значение K_m , в среднем $\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.г}} = -0,028 \text{ см}^2/\text{кгс}$.

В результате расчета по математической модели двигателя были рассчитаны эти же коэффициенты для 30% режима работы двигателя:

$$\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}} = 0,042 \text{ см}^2/\text{кгс}; \quad \frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.г}} = -0,03 \text{ см}^2/\text{кгс}.$$

В итоге для дальнейшего использования в алгоритме управления двигателя применительно к режиму дросселирования (30% по тяге) решено использовать

осредненные значения коэффициентов влияния $\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.о}}$, $\frac{\partial K_m}{\partial p_{вх.г}}$, как полученные в результате испытаний, так и рассчитанные по математической модели:

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

3.4.2. Методика расчета давлений компонентов топлива на входе в двигатель РД191 по данным полетных измерений

Для расчета поправки ΔK_{m_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:

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

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 изделия 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:

$$p_{вх.о} = p_{б.о} + (h_{б.о} + h_{рм.о}) \cdot \gamma_о \cdot n_x \cdot 10^{-4};$$

$$p_{вх.г} = p_{б.г} + (h_{б.г} + h_{рм.г}) \cdot \gamma_г \cdot n_x \cdot 10^{-4},$$

где

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

n_x – продольная осевая перегрузка в момент времени τ (регистрируемые значения поступают в СУ РН);

γ_o – удельный вес окислителя, принимаемый $\gamma_o = 1126$ кг/м³ (при температуре 180°C);

$\gamma_{г}$ – удельный вес горючего (в кг/м³), который выбирается в соответствии с таблицей 3 в зависимости от значения среднемассовой температуры в баке горючего перед запуском двигателя;

Таблица 3

Значения удельного веса керосина в зависимости от значения среднемассовой температуры в баке горючего перед запуском двигателя (изменение удельного веса в пределах каждого интервала линейное)

t, °C	-23	-13	-3	7	17	27
$\gamma_{г}$, кг/м ³	867,82	860,32	852,66	844,93	837,13	829,21

$h_{б.о}$, $h_{б.г}$ – высоты уровня жидкости в баке окислителя и горючего на режиме 30% по тяге, м (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. Формат данных по высоте уровней представлен в таблице 4);

Таблица 4

Формат данных по высотам уровней компонентов окислителя и горючего (изменение уровней в пределах временных интервалов линейное)

№ константы	τ , с	$h_{б.о}$, м	$h_{б.г}$, м
1.	XXX,XX	XX,XX	XX,XX
...
10.	XXX,XX	XX,XX	XX,XX

$h_{рм.о}$, $h_{рм.г}$ – расстояние от полюсов нижних днищ баков окислителя и горючего до стыка с двигателем РД191, м ($h_{рм.о} = 8,3$ м; $h_{рм.г} = 1,1$ 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.

3.4.3. Модификация алгоритма управления и регулирования двигателя РД191 [52]

В связи с достаточностью данных для определения величины поправки $\Delta K_{тp}$, учитывающей влияние входных давлений компонентов топлива, в процедуру расчета кодов команд (см. раздел 2.3. диссертации) вносится несколько операций.

После процедуры расчета тяги двигателя с учетом влияния изменения температур компонентов топлива, которая вносится в расчет кодов команд на приводы регулятора расхода и дросселя горючего для обеспечения требуемого режима по тяге, вычисляется поправка $\Delta K_{тp}$, при этом:

при $R > 0,3$:

$$\Delta K_{тp} = 0$$

при $R \leq 0,3$ последовательно определяются:

$$P_{вх.о} = P_{б.о} + (h_{б.о} + h_{рм.о}) \cdot \gamma_о \cdot n_x \cdot 10^{-4}$$

$$P_{вх.г} = P_{б.г} + (h_{б.г} + h_{рм.г}) \cdot \gamma_г \cdot n_x \cdot 10^{-4}$$

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

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

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

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

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

Необходимо обратить внимание на то, что поправка ΔK_{m_p} задействуется 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 $R > 0,38$, а R и ΔK_m также задаются СУ РН.

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 .

Данная корректировка алгоритма управления и регулирования двигателя потребовала проведения ряда испытаний для подтверждения эффективности разработанного мероприятия.

3.5. Экспериментальное подтверждение эффективности корректировки алгоритма управления и регулирования двигателя в части учета влияния входных давлений окислителя и горючего на соотношение расходов компонентов топлива

Откорректированный алгоритм управления и регулирования двигателя в первый раз планировалось проверить на том же двигателе Д011/2, проходившем испытания без предлагаемых изменений (испытание №138). В ходе проведения испытания №139 двигателя РД191 №Д011/2 планировалось проводить при последовательном повышении входного давления окислителя с $3,5 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $8,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и повышении входного давления по линии горючего с $2,0 \pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $3,5 \pm 0,5$ 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 140 с; форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме 8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 120 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 30). Общая продолжительность испытания 330 с.

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим $R=99,437\%$ и $K_m=2,765$. Далее (40 с – 47 с) двигатель переведен на режим 27,873%, при этом обеспечено $K_m=2,819$, после проведенной переключки дросселя (60 с – 66 с), имитирующей работу системы СУРТ, было обеспечено $R=27,759\%$ и $K_m=2,821$. В дальнейшем, в связи с увеличением входного давления по линии окислителя, к ~ 130 с были реализованы $R=28,25\%$ и $K_m=2,808$. Далее, в связи с ростом входного давления горючего, примерно к 172 с были реализованы

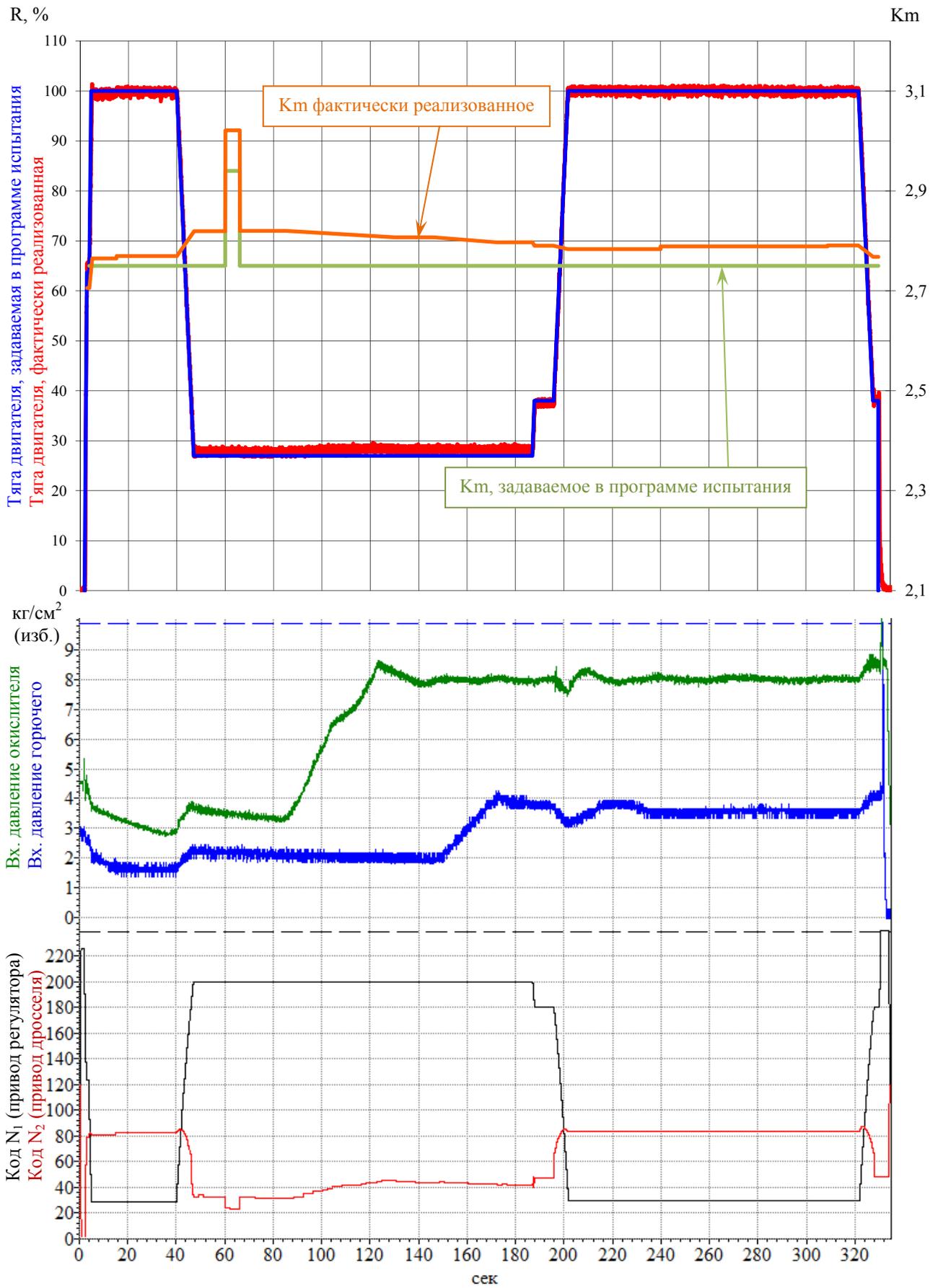


Рисунок 30. Испытание №139 двигателя РД191 №Д011/2

$R=28,209\%$ и $K_m=2,797$. Особенностей при последующей работе двигателя на режиме 38%, а затем 100% выявлено не было.

Анализируя данные, полученные в ходе данного испытания, необходимо отметить, что отклонение значения соотношения расходов компонентов после роста входного давления окислителя от запланированной величины составило $\sim +2\%$. После роста входного давления по линии горючего отклонение составило $\sim +1,7\%$.

В результате проведенного испытания можно сделать вывод о том, что использование откорректированного алгоритма управления и регулирования двигателя позволило обеспечить значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива в заданных по ТЗ пределах.

Одного испытания для проверки эффективности разработанного мероприятия недостаточно. Поэтому потребовалось провести еще несколько экспериментов на других экземплярах двигателей.

Следующее испытание №144 планировалось провести на двигателе РД191 №Д016/1. В программе испытания предусматривалось выведение двигателя на режим 100% (5 с – 40 с); дросселирование (40 с – 47 с) до уровня тяги 27% и работа на данном режиме до 217 с; форсирование до уровня тяги 38% и работа на этом режиме до 225,8 с; форсирование до режима 100%, работа на этом режиме 90 с; переход на КСТ и дальнейшее отключение двигателя (профили задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 31). Общая продолжительность испытания 330 с. Особенностью данного испытания по сравнению с предыдущими являлось одновременное повышение входных давлений окислителя и горючего с $3,5\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $8,0\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) и с $2,0\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) до $3,5\pm 0,5$ кгс/см² (изб.) соответственно.

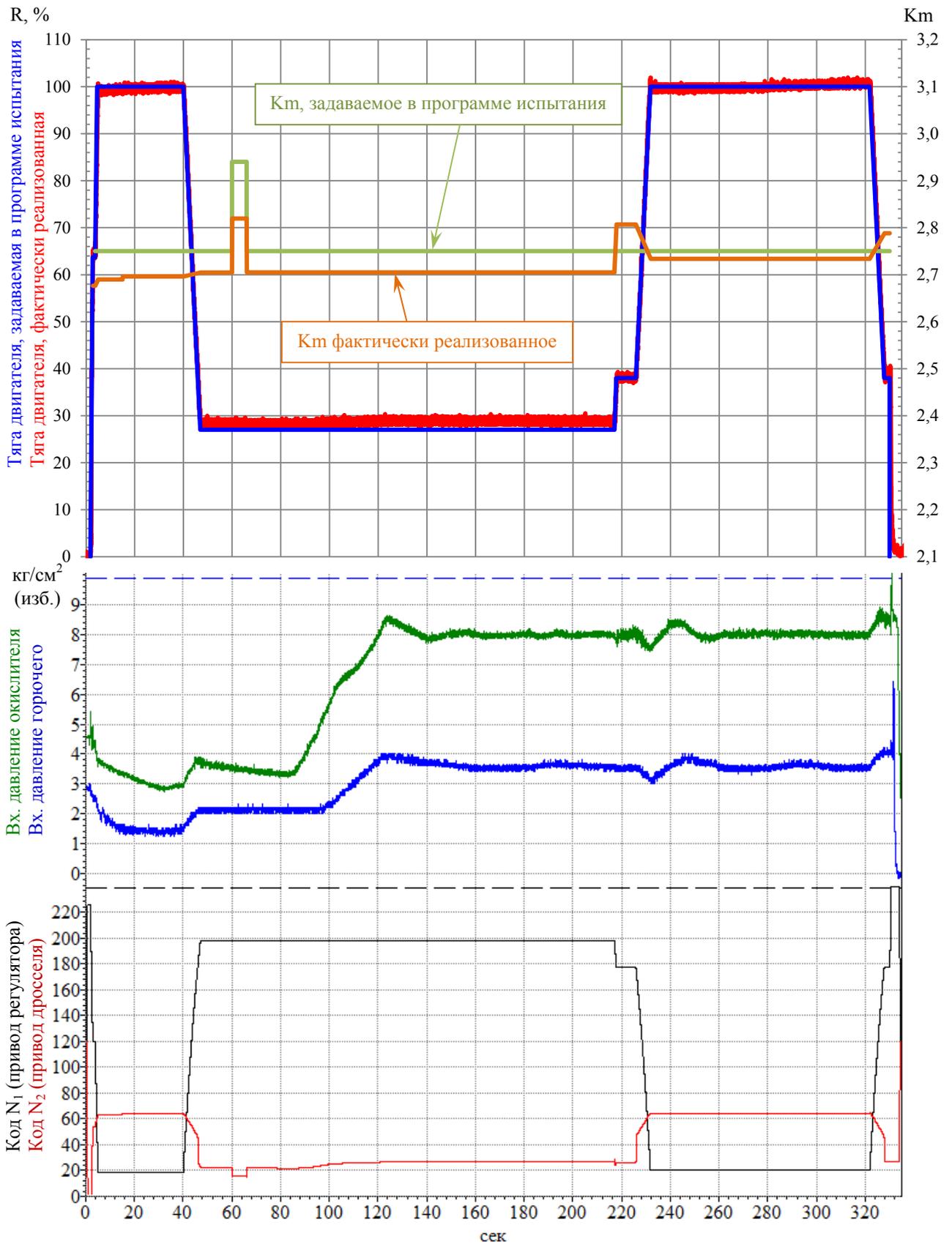


Рисунок 31. Испытание №144 двигателя РД191 №Д016/1

В ходе проведения данного испытания двигатель был выведен на режим $R=99,371\%$ и $K_m=2,696$. Далее (40 с – 47 с) двигатель переведен на режим $28,439\%$, при этом обеспечено $K_m=2,705$, после проведенной переключки дросселя (60 с – 66 с), имитирующей работу системы СУРТ, было обеспечено $R=27,225\%$ и $K_m=2,701$. В дальнейшем, в связи с увеличением входного давления компонентов топлива, к ~ 125 с были реализованы $R=28,857\%$ и $K_m=2,705$. Особенностей при последующей работе двигателя на режиме 38% и 100% выявлено не было.

В результате анализа данных, полученных в ходе данного испытания, можно отметить, что отклонение значений R и K_m после роста входных давлений компонентов топлива от запланированных величин составило $\sim +1,8\%$ и $\sim -1,7\%$ соответственно. Использование откорректированного алгоритма управления и регулирования двигателя позволило «парировать» влияние повышения входных давлений компонентов при этом были обеспечены значения R и K_m с достаточной точностью, не превышающей оговоренную в ТЗ.

Завершающим испытанием экспериментального подтверждения эффективности работы откорректированного алгоритма управления и регулирования двигателя РД191 было испытание №150 двигателя РД191 №Д024. Данное испытание 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 задаваемых по программе тяги и соотношения расходов компонентов топлива, фактически полученные значения тяги и соотношения расходов компонентов топлива, входные давления окислителя и горючего, коды, выдаваемые на приводы регулятора и дросселя в процессе испытания, приведены на рисунке 32). 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;

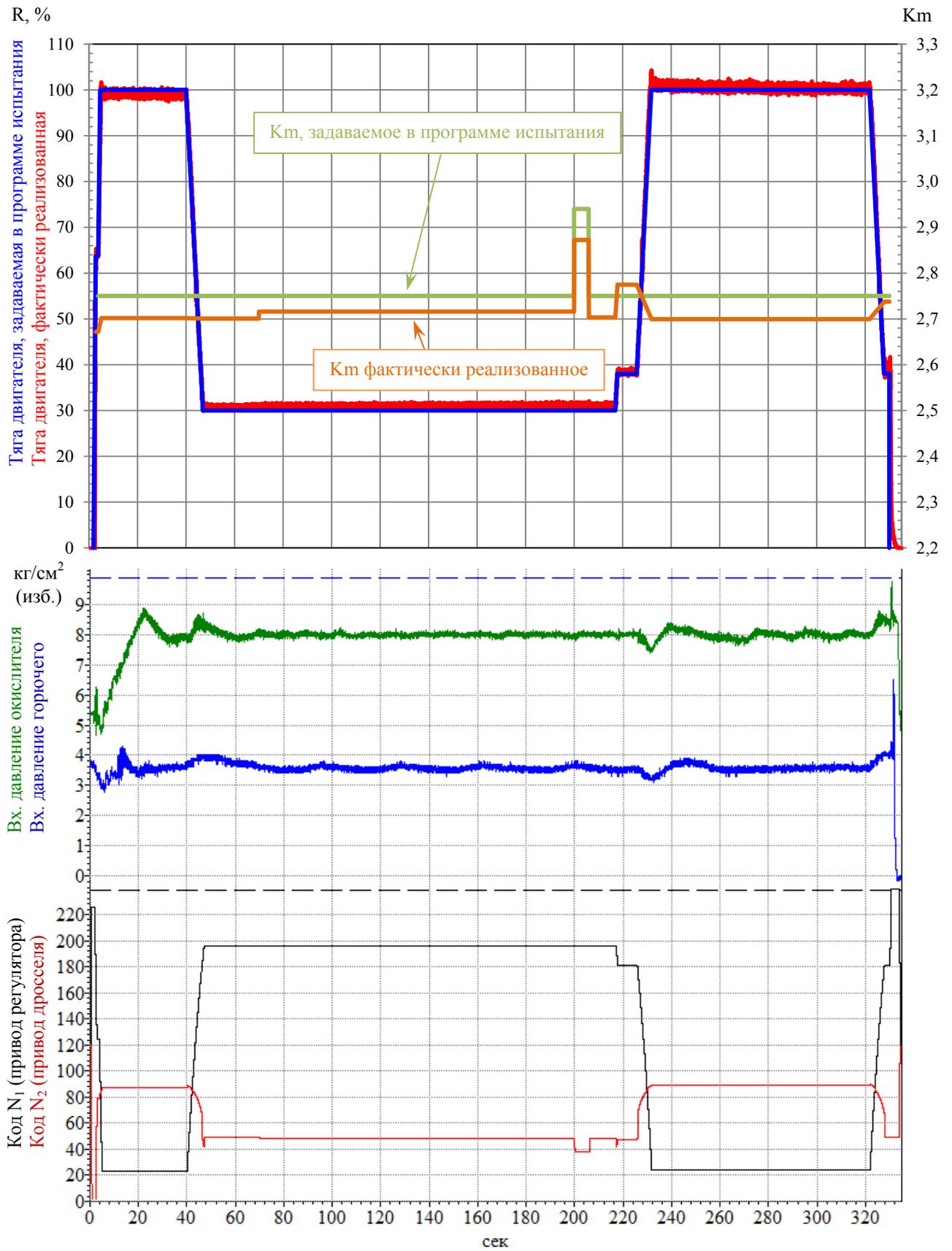


Рисунок 32. Испытание №150 двигателя РД191 №Д024

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 $K_m=2,703$. Особенностей при последующей работе двигателя на режиме 38% и 100% выявлено не было.

Анализируя данные, полученные от проведенного испытания, необходимо отметить, что отклонение значения соотношения расходов компонентов при повышенных входных давлениях окислителя и горючего от запланированной величины составило $\sim -1,8\%$.

В результате проведенного испытания, а также принимая во внимание результаты предыдущих испытаний, можно сделать вывод о том, что использование откорректированного 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.

Выводы по разделу 3

1. Экспериментально и теоретически подтверждено крайне низкое влияние изменения входных давлений компонентов на тягу и соотношение расходов компонентов при работе двигателя РД191 на 100% режиме его работы.
2. Высокие входные давления окислителя и горючего на низких режимах работы двигателя ($27-30\%$) в сочетании с конкретным экземпляром двигателя, а именно его индивидуальными коэффициентами, могут обеспечить существенный рост значения соотношения компонентов по сравнению с номинальной величиной вплоть до 10% .

3. Введение разовой поправки после роста входного давления по линии окислителя на коды, выдаваемые на привод дросселя на низких режимах, не может быть оценено как достаточно эффективное решение проблемы управления двигателем на режимах глубокого дросселирования.
4. Определены коэффициенты влияния величин входных давлений компонентов топлива на соотношение расходов компонентов при работе на низких режимах для последующего использования алгоритмом управления и регулирования двигателя.
5. Разработана методика расчета давлений компонентов топлива на входе в двигатель РД191 по данным полетных измерений.
6. Изменен алгоритм управления и регулирования двигателя в части учета влияния входных давлений компонентов при расчете кодов команд, выдаваемых на привод дросселя.
7. Экспериментальным путем подтверждена возможность «парирования» изменения величин входных давлений компонентов на соотношение компонентов двигателя. При этом обеспечивается заданная по ТЗ точность обеспечения R и K_m с большим запасом.
8. Использование измененного алгоритма управления и регулирования двигателя РД191 при полете РН позволит обеспечить требуемую точность работы СУРТ РН и работу двигателя в эксплуатационном диапазоне значений R и K_m в широких пределах изменения входных давлений компонентов топлива на любых режимах работы двигателя, в том числе на участке глубокого дросселирования.

РАЗДЕЛ 4. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ БОРТОВОЙ СУ РН И АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Для проверки взаимодействия бортовой СУ РН и алгоритма управления и регулирования двигателя при разработке двигателей для РН «Зенит» и «Atlas» широко использовались специально разрабатываемые тестовые примеры. При разработке двигателя РД191 также было решено использовать опыт предыдущих разработок.

Исходными данными для расчета тестовых примеров являются:

- индивидуальные коэффициенты двигательной установки (А, В, С, D, М, Р, Q) (для данного тестового примера выбраны коэффициенты, указанные в таблице 5 и таблице 6);

Таблица 5

Индивидуальные коэффициенты А, В, С, D двигателя РД191

Обозначение коэффициента	Порядковый номер коэффициента		
	0	1	2
А	228,78	-123,33	-81,71
В	10,03	175,08	-120,78
С	-13,73	48,99	-27,36
D	31,66	-404,81	273,78

Таблица 6

Индивидуальные коэффициенты, используемые для запуска двигателя РД191, М,
Р, Q

Обозначение кода команды на приводы регулятора и дросселя	Значение кода
М	211
Р	0
Q	142

- поправка на привод дросселя, учитывающая закрытие клапана окислителя на режимах $\leq 38\% \Delta N_2$, в нашем случае равная -20;
- ожидаемая температура горючего перед запуском $t_{\text{ги}}=15^\circ\text{C}$;
- значения температурных поправок в зависимости от времени полета, задаваемые разработчиком РН (для данного тестового примера значения температурных поправок указаны в таблице 7);

Таблица 7

Значения температурных поправок (изменение в пределах временных интервалов линейное)

№	Время, τ , с	Температурная поправка по окислителю относительно номинального значения,	Температурная поправка по горючему относительно ожидаемого значения $t_{\text{ги}}$,
		$\Delta t_o^{\text{п}}$, °C	$\Delta t_r^{\text{п}}$, °C
1	0,0	0,0	0,0
2	20,0	0,5	0,5
3	60,0	0,7	0,5
4	100,0	0,8	0,6
5	140,0	0,9	0,7
6	180,0	1,2	0,9
7	220,0	1,5	1,2
8	240,0	2,0	1,5
9	270,0	2,5	1,7
10	310,0	3,0	2,0

- значение удельного веса горючего (в нашем случае при $t_{\text{ги}}=15^\circ\text{C}$ равное $838,69 \text{ кг/м}^3$);

- высоты уровней жидкости в баках окислителя $h_{б\ o}$ и горючего $h_{б\ г}$ на режиме 30% в зависимости от времени полета (для данного тестового примера приведены в таблице 8).

Таблица 8

Высоты уровней жидкости в баках окислителя и горючего (изменение в пределах временных интервалов линейное)

№ константы	τ , с	$h_{б\ o}$, м	$h_{б\ г}$, м
1	58,03	10,31	4,96
2	75,24	9,99	4,81
3	92,45	9,67	4,66
4	109,66	9,36	4,51
5	126,87	9,04	4,36
6	144,08	8,72	4,20
7	161,29	8,40	4,05
8	178,50	8,09	3,90
9	195,71	7,77	3,75
10	212,93	7,45	3,60

В соответствии с заранее намеченной циклограммой условного полета составляется условное полетное задание и разрабатывается таблица (в нашем случае таблица 9) прохождения команд от СУ РН:

Таблица 9

Прохождение команд от СУ РН

	τ , с	Команды системы управления		Примечание
		R	Km	
	0			Команда на запуск, включение ЭПК ВНБ.

	τ, c	Команды системы управления		Примечание
		R	Km	
	0,294912			Установка приводов регулятора и дросселя в исходное положение
τ_1	1,867776			Запуск двигателя Температура горючего = 15 °С Температура окислителя = -182,5 °С
τ_2	2,326528			
τ_3	2,818048	0,643	2,75	
τ_4	3,538944			
τ_5	4,653056	1,0	2,75	
τ_6	4,685824	1,0	2,75	R=1,0 и Km = 2,75
	7,69	1,05	3	Аварийное форсирование до уровня R=1,05 при Km = 3,0
	20	1,05	3	Корректировка по температурным поправкам
	40	1,05	3	Корректировка по температурным поправкам.
	47,69	1	2,75	Переход на номинальный режим R=1,00 и Km=2,75
	51,05	1	2,75	Переход на режим R=0,3 за 7,01с При достижении программного значения $R \leq 0,6$ включить ЭПК ВСУ При достижении программного значения $R \leq 0,38$ включить ЭПК ВРГ
	58,06	0,30	2,75	Выход на режим R=0,3
	74,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	94,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	114,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов

	τ, c	Команды системы управления		Примечание
		R	Km	
	134,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	154,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	174,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	194,33	0,30	2,75	Корректировка по температурным поправкам Корректировка по входным давлениям компонентов
	212,99	0,30	2,75	Переход на режим R=0,38 за 0,82с
	213,81	0,38	2,75	Выход на режим R=0,38
	225,31	0,38	2,75	Переход на режим R=1,00 за 6,23с При достижении программного значения R>0,38 выключить ЭПК ВРГ При достижении программного значения R>0,60 выключить ЭПК ВСУ
	231,54	1	2,75	Выход на режим R=1,00
	233	1	2,8	Корректировка по температурным поправкам Переход на Km=2,8
	245	1	2,8	Корректировка по температурным поправкам
	280	1	2,75	Корректировка по температурным поправкам Переход на Km=2,75
	325,35	1	2,75	Переход на КСТ R=0,38 за 5,71с При достижении программного значения R≤0,6 включить ЭПК ВСУ При достижении программного значения R≤0,38 включить ЭПК ВРГ

	τ, c	Команды системы управления		Примечание
		R	Km	
	331,06	0,38	2,75	Выход на режим R=0,38
	334,17			Команда на останов

Далее, в соответствии с формулами алгоритма управления и регулирования двигателя, производится расчет кодов команд на приводы регулятора и дросселя, которые должны быть выданы в соответствии с полетным заданием (таблица 10 и таблица 11).

Таблица 10

Расчет кодов команд при запуске двигателя

	τ	R	Km	Δt_{Γ}^{Π}	Δt_{0}^{Π}	$p_{6\Gamma}$	p_{60}	$h_{6\Gamma}$	h_{60}	n_x	N_1	N_2
	0										120	120
	0,294912										128	112
	0,753664										211	0
τ_1	1,867776										211	0
	1,900544										206	0
	2,29376										147	0
τ_2	2,326528										142	0
	2,359296										140	5
	2,78528										117	77
τ_3	2,818048	0,643	2,75								115	82
	2,850816										115	82
	3,506176										115	82
τ_4	3,538944										115	82

	τ	R	Km	Δt_{Γ}^{Π}	$\Delta t_{\text{O}}^{\Pi}$	$p_{\text{бг}}$	$p_{\text{бo}}$	$h_{\text{бг}}$	$h_{\text{бo}}$	n_x	N_1	N_2
	233	1	2,8	1,4	1,83						22	63
	245	1	2,8	1,53	2,09						22	63
	280	1	2,75	1,78	2,63						22	67
	325,35	1	2,75	2	3						22	66
	331,06	0,38	2,75	2	3						170	42
	334,17	0,38	2,75	2	3						170	42
	334,37										240	42

Совпадение фактических кодов, выданных СУ РН, расчеты которых проводит ФГУП «НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина» для отработки алгоритмов работы СУ РН, с кодами СУ двигателя говорит о правильности работы СУ РН.

Выводы по разделу 4

1. Подобные тестовые примеры использованы при отработке алгоритмов работы СУ РН «Ангара». Коды выдаваемые СУ двигателя совпадают с фактическими кодами, выданными СУ РН, что говорит о правильности работы СУ РН.
2. В связи с положительными результатами проверки алгоритмов работы СУ РН «Ангара» можно сделать вывод о возможности использования откорректированного алгоритма управления и регулирования двигателя в части учета влияния входных давлений компонентов топлива при обеспечении полетов РН данного семейства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Эффективным средством обеспечения высокой точности при управлении и регулировании ЖРД явилась разработанная в ОАО «НПО Энергомаш» методика настройки каждого экземпляра двигателя в процессе приемо-сдаточного (КТИ) испытания с задействованием внешних обратных связей по контролируемым расходам компонентов топлива. В итоге применительно к конкретному двигателю устанавливаются полиномиальные зависимости положений приводов регулирующих органов в функции задаваемых СУ значений тяги и соотношения расходов компонентов топлива.

Применительно к двигателю РД191 автором проведен анализ результатов использования данной методики в процессе доводочных испытаний двигателей, 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. Проведенный автором анализ результатов стендовых многоразовых испытаний, в частности, двигателя РД191 в процессе отработки показывает, что приведенная в диссертации методика настройки системы управления и регулирования многорежимных двигателей и предложенный алгоритм управления при штатной эксплуатации с учетом влияния температур компонентов обеспечивают высокую точность управления и регулирования по тяге и соотношению расходов компонентов.
3. Одной из задач диссертационного исследования было исследование степени влияния входных давлений компонентов на точность управления и регулирования при работе двигателя РД191 на всех режимах его работы. 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.

4. Характерной особенностью работы двигателей центральных блоков РН пакетной схемы является работа на режимах так называемого глубокого дросселирования. При работе на режиме 100% тяги боковых ступеней РН «Ангара-А5» непрерывно возрастает ускорение РН и, как следствие, давление компонентов топлива на входе в двигатель центрального блока, который работает на начальном этапе на режиме 30%, что при низких напорных режимах агрегатов подачи должно приводить к изменению соотношения расходов компонентов топлива. Проведенный автором анализ результатов испытаний двигателя РД191 позволил определить для данного двигателя коэффициенты влияния величин входных давлений компонентов топлива на тягу и соотношение расходов компонентов при работе на низких режимах (~30% тяги).
5. Автором 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. При этом в алгоритм введена методика расчета входных давлений компонентов топлива.
6. 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.
7. Использование измененного 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. В итоге достигнута цель диссертационного исследования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г.Н. Прикадная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
2. Абугов Д.И., Базаров В.Г. Анализ схем маршевых двигательных установок // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации – М.: Наука, 1983. – С. 214-215.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 553 с.
4. Альбом конструкции ЖРД. / Под ред. В.П. Глушко – М.: Воениздат, 1969. – Ч. 3. – 69 с.
5. Артамонов К.И. Термоакустическая неустойчивость. – М.: Машиностроение, 1982. – 261 с.
6. Бабкин А.И., Белов С.И., Рутовский Н.Б. и др. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками. – М.: Машиностроение, 1986. – 456 с.
7. Базаров В.Г., Люлька Л.А. Исследования автоколебательного режима течения жидкостной пелены в соосном воздушном потоке // Известия ВУЗов. Авиационная техника – 1978. – №3. – С. 19-24.
8. Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. – М., 1999. – 225 с.
9. Беляев Н.М., Уваров Е.Н. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974. – 199 с.
10. Бердников В.В. Прикладная теория гидравлических цепей. М.: Машиностроение, 1977. – 192 с.
11. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. – М.: Наука, 1972. – 384 с.
12. Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем. – М.: Наука, 1978. – 399 с.

13. Волков Е.Б., Головкин Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели. Основы теории агрегатов ЖРД и двигательных установок. – М.: Воениздат, 1970. – 592 с.
14. Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. В 2 кн. Кн. 2. Динамика, – М.: Машиностроение, 1978. – 320 с.
15. Воробьев Н.Н., Елисеев В.В., Никитин О.Д. и др. Двигатель РД191 для РН «Ангара» // Научно-технические разработки КБ «Салют» – М.: Машиностроение, 2012. – С. 461-476.
16. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А. и др. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
17. Гемранова Е.А., Колбасенков А.И., Кошелев И.М. Способы подавления низкочастотных колебаний в ЖРД на режимах глубокого дросселирования. // Труды ОАО НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко – М., 2013. – №30. – С. 104-110.
18. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 296 с.
19. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 396 с.
20. Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. – М.: Наука, 1986. – 368 с.
21. Гликман Б.Ф. Нестационарные течения в пневмогидравлических цепях. – М.: Машиностроение, 1979. – 256 с.
22. Государственное информационно-аналитическое агентство Российской Федерации (РИА Новости) : запуск ракеты-носителя «Ангара-1.2ПП» – <http://visualrian.ru/ru/site/gallery/#2459905>. (Дата обращения 17.07.14г.).
23. Григоренко Д.И., Семина Е.Н. Управление ЖРД с помощью шаговых электрогидроприводов. // Труды ОАО НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко – М., 2006. – №24. – С. 130-139.

24. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1968. – 398 с.
25. Запуск ракеты-носителя «Зенит» – http://dnepr.comments.ua/images/5_19.jpg. (Дата обращения 03.07.14г.).
26. Иващенко Н.Н. Автоматическое регулирование. – М.: Машиностроение, 1973. – 606 с.
27. Изерман Р. Цифровые системы управления М.: Мир, 1984. – 541 с.
28. Каторгин Б.И., Семенов В.И., Чванов В.К. и др. Двигатель РД171М. // Труды ОАО НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко – М., 2004. – №22. – С. 55-80.
29. Козлов, А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1988. – 388 с.
30. Кокорин В.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. – М.: Машиностроение, 1983. – 184 с.
31. Колбасенков А.И., Кравченко Л.Я., Семенов В.И. и др. Методика настройки двигателя в процессе огневых испытаний, обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне тяги, температур компонентов топлива и плотности горючего // Труды ОАО НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко – М., 2002. – №20. – С. 276-286.
32. 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.
33. 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.

34. 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.
35. Корс, Бехмен, Уолкер. Модель экономичности ЖРД с учетом эффективности испарения топлива // ВРТ – 1970. – №5. – С. 36-47.
36. Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.
37. Лёвочкин П.С., Пушкарев Д.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.
38. Махин В.А., Миленко Н.П., Пронь Л.В. Теория жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1973.
39. Махин В.А., Пресняков В.Ф., Белик Н.П. Динамика жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1969 – 381 с.
40. Мелькумов Т.М., Н.И. Мелик-Пашаев, Чистяков П.Г. и др. Ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1976. – 400 с.
41. Михайлов В.В., Базаров В.Г. Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1985. – 168 с.
42. Мошкин Е.К. Динамические процессы в ЖРД. – М.: Машиностроение, 1964. – 256 с.
43. Мошкин Е.К. Нестационарные режимы работы ЖРД. – М.: Машиностроение. 1970. – 336 с.
44. Мошкин Е.К. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. – М.: Машиностроение, 1973. – 328 с.
45. Неустойчивость горения в ЖРД: Пер. с англ. / Под ред. Д.Т. Хартъе, Ф.Г. Рирдона – М.: Мир, 1975. – 869 с.
46. Основы теории автоматического регулирования / Под ред. В.И. Крутова – М.: Машиностроение, 1984. – 367 с.

47. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева – М.: Высшая школа, 1983. – 703 с.
48. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей : Учебник / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.П. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Высшая школа, 1983. – 703 с.
49. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / Под ред. В.Н. Челомея – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
50. Попов Д.Н. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. – М.: Машиностроение, 1977. – 424 с.
51. Попов Д.Н. Нестационарные гидромеханические процессы. – М.: Машиностроение, 1982. – 240 с.
52. 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.
53. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. – 598 с.
54. Российская академия ракетных и артиллерийских наук : запуск ракеты-носителя «Atlas V» – <http://www.guraran.ru/news/newslit/start-120/cid-24>. (Дата обращения 03.07.14г.).
55. Сёмина Е.Н. Обеспечение высокой точности при управлении и регулировании многорежимных ЖРД с помощью шаговых электроприводов // Конверсия в машиностроении – М., 2006. – №6. – С. 32-36.
56. Сёмина, Е.Н. Обеспечение высокой точности управления и регулирования многорежимных маршевых ЖРД : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / Сёмина Елена Николаевна. – Химки, 2009. – 129 с.
57. Способ настройки и регулирования параметров жидкостного ракетного двигателя: пат. 2278988 Рос. Федерация: МПК F02K 9/56 / Каторгин Б.И., Колбасенков А.И., Ноянов В.М. и др.; заявитель и патентообладатель ОАО

- «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко» – № 2003137070/06; заявл. 25.12.03; опубл. 27.06.06, Бюл. № 18 – 17 с.
58. Способы настройки и регулирования параметров изделия, в частности жидкостного ракетного двигателя: пат. 2282046 Рос. Федерация: МПК F02K 9/80 / Каторгин Б.И., Колбасенков А.И., Ноянов В.М. и др.; заявитель и патентообладатель ОАО «НПО Энергомаш им. акад. В.П. Глушко» – № 2003117333/06; заявл. 10.12.04; опубл. 20.08.06, Бюл. № 23 – 15 с.
59. Теория автоматического управления / Под ред. А.В. Нетушила – М.: Высшая школа, 1983. – 432 с.
60. Федоров С.М., Литвинов А.П. Автоматические системы с цифровыми управляющими машинами. – М.: Энергия, 1965. – 223 с.
61. Чистяков П.Г. Точность систем автоматического регулирования ЖРД и ТРД. – М.: Машиностроение, 1977. – 160 с.
62. Шевяков А.А., Калнин В.М., Науменкова Н.В. и др. Теория автоматического управления ракетными двигателями. – М.: Машиностроение, 1978. – 288 с.
63. Amneus J.S., First progress report on rocket motor throttling. – Michigan: Willow Run Research Center Engineering Research Institute University of Michigan, 1950. – UMM-71.
64. Beichel R., D'Brien C.J., Single-stage-to-orbit Propulsion; Conception and their merit // AIAA paper – № 78-974. – 7 p.
65. Bradley M.A. SSME off-nominal low power level operation // 33 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997. – AIAA Paper 1997-2685.
66. Casiano M.J., Hulka J.R., Yang V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review // Journal of propulsion and power – 2010. – №5. – Vol. 26. – P. 897-923.
67. Dressler G.A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE // 42 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit – 2006. – AIAA Paper 2006-5220.

68. Farthing E.D. A survey of US progress and future developments in throttleable liquid propellant rocket engine // 3 International Conference of Space Technology, 1971. – 11 p.
69. Giuliano V.J., Leonard T.G., Adamski W.M. and oth. CECE: a deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's Lunar lander // 43 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007. – AIAA 2007-5480.
70. Giuliano V.J., Leonard T.G., Kim T.S. Development status of the CECE cryogenic deep throttling demonstrator engine // Space Propulsion – 2008: 2nd International Symposium on Propulsion for Space Transportation, 2008.
71. Huzel D.K., Huang D.H., Seebass A.R. and oth. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines // Progress in astronautics and aeronautics – Washington: AIAA, 1992. – Vol. 147.
72. Rivard J.G. New techniques for throttleable bipropellant rocket engines // AIAA joint propulsion specialists conference, 1965. – AIAA Paper 65-560.
73. Rollbuhler H.J. Experimental investigation of reaction control storable bipropellant thrusters // NASA TN-D № 4416 – Washington: NASA, 1978. – 168 p.
74. Rutkowski E.V. Variable-thrust rocket engine // Astronautics – 1959. – №10. – Vol. 4. – P. 40.
75. Seitz P.F., Searle R.F. Space Shuttle main engine control system. – SAE Transactions, 1973. – P. 73 0927.
76. Welton D.E., Bensky M.S., Hiland, J.R. Variable-thrust liquid propellant rocket engines // AIAA Summer Meeting – 1963. – AIAA Paper 63-268.
77. Welton D.E., Bensky S.M., Hiland J.R. Toward the variable-thrust liquid-rocket engine // Astronautics and Aerospace Engineering – 1963. – №11. – Vol. 1. – P. 77.
78. Wilhite A.W. Optimisation and evaluation of main liquid rocket propulsion systems for advanced Earth-to-orbit Shuttles // AIAA paper – New York: AIAA papers, 1978. – № 972. – 7 p.