



Хохлов Алексей Николаевич

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ УТОЧНЯЮЩИХ ИСПЫТАНИЙ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛЫХ ТЯГ**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

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

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент,
Коломенцев Александр Иванович

Официальные оппоненты: **Ягодников Дмитрий Алексеевич**
доктор технических наук, профессор
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»
Заведующий кафедрой «Ракетные двигатели»

Мосолов Сергей Владимирович
кандидат физико-технических наук
Государственный научный центр Российской Федерации - федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В.Келдыша»
Начальник отделения «Жидкостные ракетные двигатели»

Ведущая организация: Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (ФКП «НИЦ РКП»)

Защита состоится «21» декабря 2015 г. в 13⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института (национального исследовательского университета) <http://www.mai.ru/events/defence/>.

Автореферат разослан: « » _____ 2015 г.

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

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации. Работа посвящена решению проблемы проведения стендовых испытаний ракетных двигателей малых тяг (РДМТ). Рассмотрены РДМТ, работающие на жидких и газообразных компонентах топлива (КТ), которые входят в состав двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА) и могут выполнять все функции исполнительных органов в системах коррекции и стабилизации орбиты, ориентации КА. Проблема заключается в необходимости сокращения стоимости и времени наземной экспериментальной отработки (ЭО) – самого дорогого этапа жизненного цикла изделия. Для решения этого вопроса на токсичных компонентах топлива разработчики отказались от уточняющих испытаний (УИ) (одного из этапов ЭО), т.к. суммарная стендовая наработка, статистика по испытаниям прошлых лет, масштабирование РДМТ позволяет это сделать.

На сегодняшний момент появилась необходимость в разработке РДМТ на экологически безопасных КТ. Это обусловлено тем, что почти все новые проекты перспективных средств выведения и разгонных блоков планируются на высокоэнергетических экологически чистых и безопасных КТ, таких как кислород+водород, кислород+метан, кислород+керосин, а следовательно, и реактивные системы управления должны быть на основных бортовых КТ.

РДМТ на таких КТ не имеют достаточного объема статистических данных по отработке конструкций, поэтому для подтверждения работоспособности необходимо проведение уточняющих испытаний. А т.к. стоимость испытаний достаточно высока, есть необходимость в сокращении времени проведения и затрат на испытания за счет совершенствования технологии проведения уточняющих испытаний.

Актуальность темы настоящей работы состоит в совершенствовании технологии уточняющих испытаний РДМТ, работающих на экологически безопасных жидких и газообразных компонентах топлива (КТ), таких как кислород+метан, кислород+водород, водорода пероксид высококонцентрированный (ВПВ)+керосин в части повышения информативности и качества экспериментальной отработки.

Совершенствование технологии испытаний основано на применении теории математического планирования и регрессионного анализа. Данной темой занимались такие ученые как Трофимов Р.С., Кесаев Х.В., Жуковский А.Е. и др. Но их методики планирования и анализа результатов испытаний относятся, в основном, к ЖРД большой мощности и ими не проведен подробный анализ построенных регрессионных моделей и планов экспериментов для конкретных двигателей.

Усовершенствованная технология позволяет оперативно оценить работоспособность конструкции РДМТ с помощью регрессионных моделей основных параметров двигателей, что позволяет сократить объем испытаний.

Целью настоящей научной работы является совершенствование технологии уточняющих испытаний для сокращения объема экспериментальной отработки РДМТ, работающих на жидких и газообразных КТ.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

- провести анализ существующих методов математического планирования испытаний, регрессионного анализа и экспериментальных исследований для определения рационального объема параметров и определяющих факторов, на основе которых может быть установлена работоспособность РДМТ;

- определить вид функциональных зависимостей и коэффициенты регрессии выбранных параметров, позволяющих установить работоспособность двигателей, испытанных в лаборатории Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ (НИУ));

- обобщить результаты исследований с использованием собственных и результатов других авторов, для подтверждения возможности использования разработанной технологии стендовых испытаний РДМТ;
- разработать технологию уточняющих испытаний для повышения качества экспериментальной отработки РДМТ.

Методы исследования, которые будут использованы при решении указанных задач:

- анализ и обобщение опыта проведения стендовых испытаний с использованием научных положений экспериментальной отработки РДМТ ракетно-космических систем;
- математического планирования экспериментов, регрессионного и статистического анализа результатов испытаний;
- формирования статистическо-математических программ для планирования экспериментов и регрессионного анализа результатов испытаний;

Решение указанных задач осуществлялось при исследованиях, проведенных в МАИ с привлечением экспериментальных данных, полученных в ГНЦ РФ – ФГУП «Исследовательский центр имени М.В.Келдыша» и EADS Astrium.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Предложена технология уточняющих испытаний РДМТ на жидких и газообразных КТ с использованием рационального планирования экспериментов и построения адекватных регрессионных моделей с оценкой работоспособности двигателей по полученным значениям удельного импульса тяги и температуры конструкции.
2. Разработан комплекс программ для построения планов экспериментов при испытаниях РДМТ и статистической обработки результатов испытаний с построением регрессионных моделей.
3. Обоснован способ подтверждения адекватности регрессионных моделей по результатам испытаний РДМТ с использованием F-критерия.

Теоретическая и практическая значимость диссертационной работы.

Усовершенствованная технология уточняющих испытаний позволяет уменьшить объем испытаний и формировать регрессионные модели для оценки технических характеристик и оперативной оценки работоспособности РДМТ, что повышает информативность и качество экспериментальной отработки двигателей.

Результаты исследований и разработок нашли применение в МАИ и ФКП «НИЦ РКП» при проведении испытаний и могут быть использованы в КБхиммаш им. А.М. Исаева, ФГУП «НИИМАШ» и др.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту:

- экспериментальную установку для проведения огневых испытаний РДМТ;
- методику проведения испытаний РДМТ для различных компонентов топлива и тяг двигателей;
- алгоритм и программное обеспечение для построения планов экспериментов и статистической обработки результатов испытаний;
- регрессионные модели основных параметров РДМТ;
- анализ разработанных регрессионных моделей;
- оценку соответствия выходных параметров двигателей требованиям ТЗ с помощью полученных моделей;
- проверку эффективности разработанной технологии испытаний на предприятиях ракетно-космической отрасли.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность диссертационной работы обеспечена:

- использованием современных физико-технических методов для решения инженерных задач по определению характеристик РДМТ;
- получением и обоснованием данных по результатам испытаний РДМТ на натурном стенде с сертифицированными средствами измерений;
- согласованием результатов теоретических и экспериментальных исследований с точностью, необходимой для определения характеристик РДМТ конкретной конструкции.

Апробация результатов работы. Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на следующих зарубежных, международных и всероссийских конференциях:

- 2-ой, 3-ей, 4-ой, 6-ой Общероссийских молодежных науч.-техн. конф. «Молодежь. Техника. Космос.» Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2010-2012, 2014;
- Всероссийской научно-технической конференции «Ракетно-космические двигательные установки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 2010;
- «Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Международной науч.-техн. конф». Самара: СГАУ (НИУ), 2011;
- 10-ой, 13-ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика», МАИ (НИУ), 2011, 2014;
- 19-ой научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. РКК «Энергия», Королев, 2011;
- Московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике-2012», МАИ (НИУ), 2012;
- 17-ом Международном конгрессе двигателестроителей, п. Рыбачье, Украина, 2012;
- Международной молодежной научной конференции «XX Туполевские чтения», КАИ, Казань, 2012;
- Всероссийской молодежной научно-технической конференции «Космос-2012», СГАУ (НИУ), Самара, 2012;
- 64th International Astronautical Congress 2013, Space Propulsion Symposium (C4) Special session: Thematic Workshop with Professionals and Students (5). Пекин, 2013;
- Международной молодежной научной конференции «XII Королёвские чтения», СГАУ, Самара, 2013;
- II-м Всероссийском форуме школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение», НИТПУ, Томск, 2014;
- Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ФГУП ЦНИИмаш, ФГУП ЦНИИмаш, Королев, 2015;
- Всероссийской научно-технической конференции «Ракетные двигатели и энергетические установки», КАИ (НИУ), Казань, 2015.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 26 работ, из них 6 опубликовано в рецензируемых журналах и изданиях, рекомендованных ВАК и 1 статья в зарубежном научно-техническом журнале, 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ, 17 материалов докладов были представлены в трудах зарубежных, международных и всероссийских конференций.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка использованных источников из 82 наименований, приложения на 38 страницах, изложена на 172 страницах машинописного текста, включающего 79 иллюстраций и 14 таблиц.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы исследования, формулируются цель работы и задачи исследования, отражены научная новизна, практическая значимость, приведены положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассмотрены основные проблемы качественного проведения испытаний.

Проведен обзор этапов ЭО и руководящих документов для проведения испытаний РДМТ на предприятиях РКП.

Экспериментальная отработка РДМТ включает в себя следующие этапы:

- автономная отработка РДМТ: вибродинамические, проливочные («холодные»), электрические и огневые испытания РДМТ;
- комплексная отработка РДМТ в составе КА: макетно–конструкторские, вибропрочностные, тепловакуумные, электрические и огневые испытания;
- летные испытания в объёме, необходимом для проведения работ по передаче РДМТ Заказчику.

В общем виде ЭО РДМТ может быть представлена в виде схемы на рисунке 1.

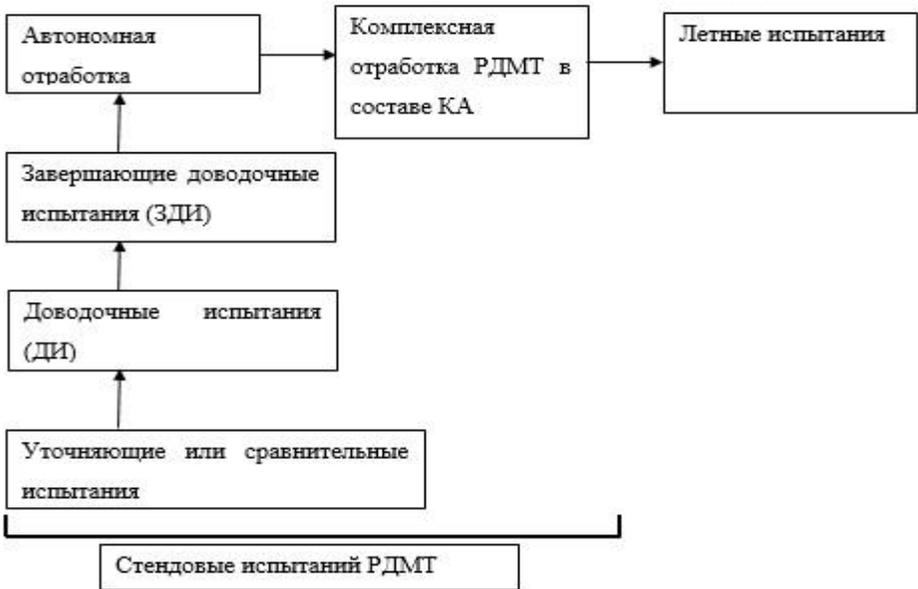


Рисунок 1 – Этапы ЭО РДМТ

На этапах ДИ и ЗДИ определены параметры и факторы двигателя, а изменения конструкции на ДИ уже не критичны и находятся на уровне доработок конструкции. А на этапе УИ, особенно это актуально для вновь разрабатываемых двигателей на экологически безопасных КТ, основные параметры, факторы и конструкция еще не определены, что расширяет диапазон исследования двигателя. Это, в свою очередь, приводит к удорожанию отработки на этапе УИ. На этом этапе также необходимо оперативно принимать решения об оценке параметров двигателей и изменении конструкции. Для этого в работе выбраны основные параметры РДМТ и разработана технология повышения информативности отработки на этапе УИ.

В целом УИ состоят из вибродинамических, гидравлических, электрических и огневых испытаний. В работе выбраны огневые испытания РДМТ, т.к. они являются самым информационно ёмким, трудным и дорогим видом испытаний.

Проведен обзор методик и технологий проведения испытаний РДМТ.

На сегодняшний момент на предприятиях РКП испытания РДМТ проводятся по следующим документам:

1. комплексная программа экспериментальной обработки (КПЭО);
2. программы и методики испытаний (ПМ).

Эти документы устанавливаются в соответствии со стандартами.

Однако для определения количества экспериментов каждый раз при испытаниях разрабатывают технологию испытаний, которая включает различные планы экспериментов.

Под технологией испытаний понимается документ, устанавливающий виды, последовательность и объем проводимых экспериментов.

Различные планы экспериментов и технологии испытаний разработчиков имеют как свои преимущества, так и недостатки. Например, в технологии «Конструкторского бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» для испытаний по полному «квадрату» проводится 27 запусков для полного факторного эксперимента (9 точек на плане и 3 повторения в каждой точке). Для построения адекватной модели второго порядка данное количество избыточно – возможно использование и меньшего количества экспериментов: 9 точек и 2 повторения в каждой (двух повторений в каждой точке плана достаточно для расчета дисперсии воспроизводимости). В технологии ФКП «НИЦ РКП» используется всего 13 запусков для построения адекватной регрессионной модели при испытании по полному «квадрату» (8 точек плана и 5 повторений в номинальном режиме). Эта технология имеет несомненное преимущество по количеству запусков, но из-за сложности работы РДМТ необходимо повторять запуски в каждой точке плана для подтверждения работоспособности в них, иначе при расчете дисперсии воспроизводимости испытаний, при проверке на адекватность регрессионной модели есть вероятность ошибочного определения минимальной и максимальной дисперсий, что в итоге приведет к неадекватности самой модели.

Применение экологически безопасных КТ

На сегодняшний момент актуальным стоит вопрос разработки РДМТ на экологически безопасных КТ.

Вопросы экологической безопасности и перспективы применения двигателей на экологически безопасных КТ все чаще и чаще заостряются при разработке новых КА.

К экологически безопасным жидким КТ относятся:

- 1) КТ, которые не оказывают вредного воздействия на организм человека при работе с ними;
- 2) КТ, продукты горения которых не содержат вредных примесей;
- 3) КТ, которые относятся к 3 - 4 классу опасности по ГОСТ 12.1.007-76.

На рисунке 2 представлена схема по использованию экологически безопасных КТ в ракетно-космической отрасли на сегодняшний момент.

Стоимость разработки и последующего производства РДМТ (один из показателей уровня качества) во всем мире достаточно высока (цена РДМТ тягой 150 Н составляет 1 млн. рублей). Самая дорогостоящая часть жизненного цикла – ЭО.

Высокая стоимость испытаний связана с расходами КТ до 0,6 кг/с и уникальностью испытательного оборудования. В связи с этим возникают требования высокой информативности испытаний и рационального их планирования, позволяющие получить возможно более полные данные о двигателе в кратчайшее время (это связано с особенностями огневых испытаний РДМТ: кратковременностью, повышенной опасностью, высокой стоимостью).

Отсюда, остро стоит вопрос о сокращении времени и стоимости испытаний.

Для сокращения числа опытов и построения регрессионных моделей основных параметров РДМТ, а соответственно, и более качественного проведения испытаний, автором разработана методика проведения экспериментов РДМТ, в которой используются оптимальные планы.

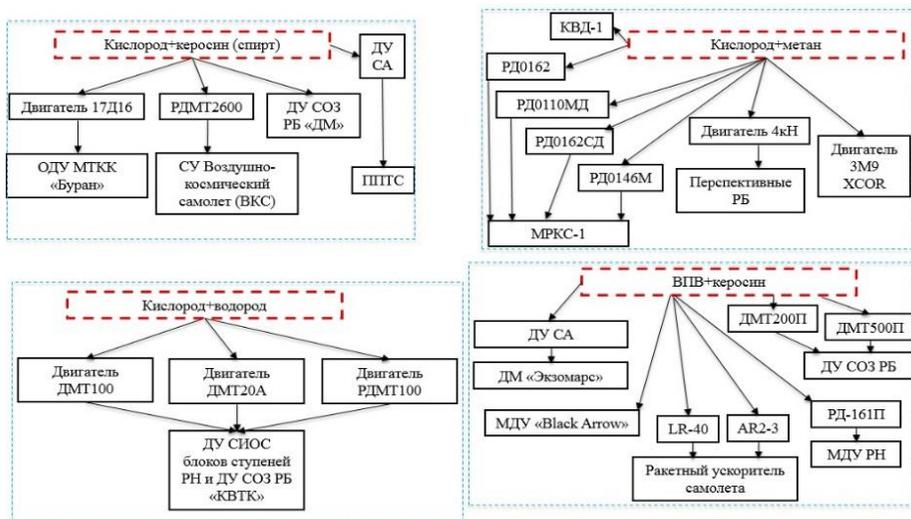


Рисунок 2 – Подтверждение актуальности применения экологически безопасных КТ

Также проведен анализ работ по **применению методов планирования экспериментов и регрессионного анализа.**

Отмечено, что разработка и применение регрессионных моделей в технике, в том числе и двигателестроении – актуальный вопрос, т.к. в СУ, САЗ, АВД регрессионные или корреляционные модели имеют преимущества перед математическими моделями (простота моделей по сравнению с математическими, малое количество опытов для их построения, высокий уровень адекватности). Также регрессионные модели позволяют оперативно оценить и спрогнозировать основные параметры вновь разрабатываемых двигателей.

Для построения регрессионной модели выбраны методы планирования экспериментов и регрессионный анализ результатов испытаний.

Для проведения исследований необходимо использовать:

- модели простые и требующие меньшего количества опытов для построения адекватных зависимостей.
- полиномы наиболее простые и максимально точно описывающие процесс в заданных диапазонах.

Данным условиям удовлетворяют полиномы не выше второго порядка, т.к. для построения моделей более высокого порядка требуется большое количество опытов, например, для полного факторного эксперимента для модели третьего порядка при трех факторах требуется 64 опыта ($N = 4^3$), а с учетом повтора опытов их количество будет 128.

Соответственно, при проведении испытаний целесообразно использовать полиномиальные модели первого и второго порядков, а также квазилинейные. В работе для двух уровней варьирования использована квазилинейная модель, т.к. она учитывает эффекты взаимодействия факторов, а для трех уровней варьирования – модель 2 порядка.

Общий вид моделей для удельного импульса тяги и температуры стенки выглядят следующим образом:

$$I_y = b_0 + b_1 \overline{\dot{m}_o} + b_2 \overline{\dot{m}_z} + b_{12} \overline{\dot{m}_o \dot{m}_z} + b_{11} \overline{\dot{m}_o^2} + b_{22} \overline{\dot{m}_z^2};$$

$$T_{cm} = b_0 + b_1 \overline{\dot{m}_o} + b_2 \overline{\dot{m}_z} + b_{12} \overline{\dot{m}_o \dot{m}_z},$$

где $\overline{\dot{m}_o}$ и $\overline{\dot{m}_z}$ – массовые расходы окислителя и горючего в кодовом (безразмерном) виде; I_y – удельный импульс тяги двигателя; T_{cm} – температура стенки. Входные факторы будем рассматривать в безразмерном виде:

$$\overline{x_i} = \frac{x_i - x_{i,ном}}{\Delta x},$$

где Δx – интервал варьирования; $x_i (i=1,2) \in \dot{m}_o, \dot{m}_z$.

По результатам анализа состояния проблемы в первой главе формируются цель и задачи исследования.

Во второй главе описан стенд для огневых испытаний РДМТ, который был модернизирован при участии автора на кафедре «Ракетные двигатели» МАИ (НИУ).

Модернизация испытательной базы заключалась в следующем: изменены ПГС, АСУ, АСИ и система безопасности стенда; смонтированы дополнительные топливные системы для перспективных КТ (керосина, метана, кислорода, водорода пероксида высококонцентрированного (ВПВ)).

Для проведения огневых испытаний разработана методика проведения и анализа испытаний РДМТ.

При разработке методики испытаний были выбраны РДМТ, работающие на компонентах газообразный кислород+газообразный метан (ДМТ-МАИ-200М) и ВПВ+керосин (ДМТ-МАИ-500П), тягой 500 Н и 200 Н соответственно.

Составлены планы проведения испытаний для данных двигателей.

ДМТ-МАИ-500П

Испытания для построения квазинелинейной регрессионной модели температуры стенки проводятся по плану, приведенному в таблице 1 (n – номер опыта с учетом рандомизации, N – номер неповторного опыта, \dot{m}_o – массовый расход окислителя, \dot{m}_z – массовый расход горючего).

Таблица 1

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z	
		код	г/с	код	г/с
1	3	+	179	+	29
	4				
2	6	-	162	+	29
	2				
3	5	-	162	-	21
	1				
4	7	+	179	-	21
	8				

ДМТ-МАИ-200М

Испытания для построения регрессионной модели 2-го порядка удельного импульса тяги проводятся по разработанной матрице планирования (таблица 2)

Таблица 2

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z	
		код	г/с	код	г/с
1	1	+	73	+	4,5
	6				
2	8	-	47	+	4,5
	15				
3	3	-	47	-	2,5
	9				
4	4	+	73	-	2,5
	13				
5	2	+	73	0	3,5
	12				
6	10	0	60	+	4,5
	16				
7	5	-	47	0	3,5
	7				
8	11	0	60	-	2,5
	17				
9	14	0	60	0	3,5
	18				

Испытания для построения линейной регрессионной модели температуры стенки проводятся по плану (таблица 3).

Таблица 3

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z	
		код	г/с	код	г/с
1	3	+	73	4,5	+
	4				
2	6	-	47	4,5	+
	2				
3	5	-	47	2,5	-
	1				
4	7	+	73	2,5	-
	8				

Далее приведена методика обработки результатов испытаний. Оценка параметров регрессионной модели производится по результатам испытаний, проведенных в соответствии с построенной матрицей планирования факторного эксперимента, в следующей последовательности:

1. оценка воспроизводимости (ошибки опыта) и стационарности;
2. расчет коэффициентов регрессионной модели и проверка их на значимость;
3. проверка регрессионной модели на адекватность;
4. оценка соответствия выходного параметра требованиям ТЗ.

Для планирования и обработки эксперимента создано программное обеспечение (ПО)

Программа предназначена для построения планов полного факторного эксперимента, дробного факторного эксперимента, плана Хартли, плана Бокса-Вилсона для испытаний

ракетных двигателей малых тяг и построения регрессионных моделей: линейной, квазилинейной, 2-го порядка. Программа разделена на два основных связанных модуля и два вспомогательных.

В общем виде алгоритм ПО представлен на рисунке 3.

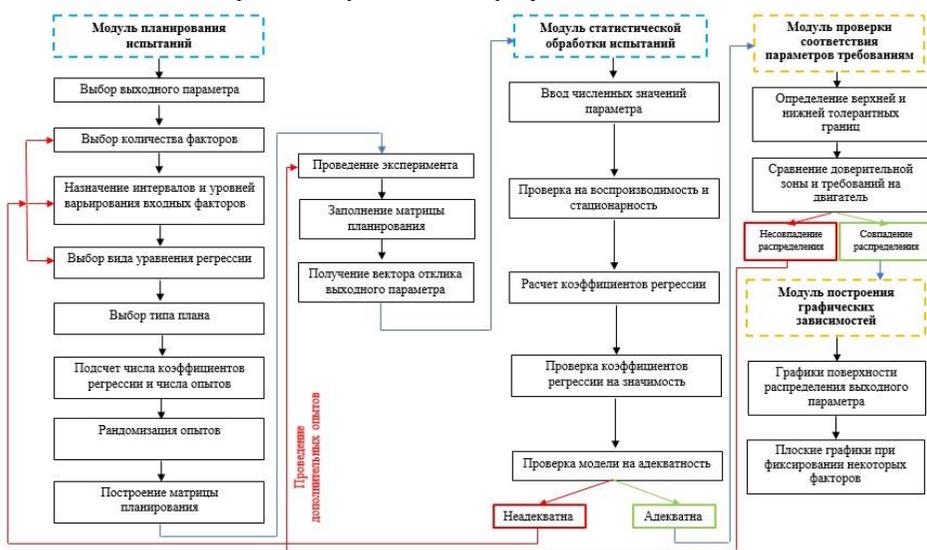


Рисунок 3 – Алгоритм программного обеспечения

В третьей главе приведены результаты исследований разработанной методики анализа испытаний. Проведены огневые испытания.

В таблицах 4,5,6 представлены результаты огневых испытаний двигателей.

Таблица 4 – Результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-500П

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		T_{cm} , К	$(T_{cm})_{cp}$, К
		код	г/с	код	г/с		
1	3	+	179	+	29	371	367
	4					363	
2	6	-	162	+	29	386	382
	2					378	
3	5	-	162	-	21	408	404
	1					400	
4	7	+	179	-	21	470	465
	8					460	

Таблица 5 – Результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-200М

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		I_{y_i} , с	$(I_{y_i})_{cp}$, с
		код	г/с	код	г/с		
1	1	+	73	+	4,5	131	129
	6					127	

Продолжение таблицы 5.

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		$I_{y_i}, \text{с}$	$(I_{y_i})_{cp}, \text{с}$
		код	г/с	код	г/с		
2	8	+	73	-	2,5	108	106,5
	15					105	
3	3	-	47	+	4,5	137	136
	9					135	
4	4	-	47	-	2,5	121	119,5
	13					118	
5	2	0	60	+	4,5	136	134,5
	12					133	
6	10	+	73	0	3,5	118	117
	16					116	
7	5	-	47	0	3,5	133	132
	7					131	
8	11	0	60	-	2,5	118	116
	17					114	
9	14	0	60	0	3,5	120	118,5
	18					117	

Таблица 6 – Результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-200М

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		$T_{cm_i}, \text{К}$	$(T_{cm_i})_{cp}, \text{К}$
		код	г/с	код	г/с		
1	3	+	73	+	4,5	778	775
	4					773	
2	6	-	47	+	4,5	797	795
	2					793	
3	5	-	47	-	2,5	639	736
	1					633	
4	7	+	73	-	2,5	554	552
	8					550	

Далее на основании проведенных испытаний сформированы регрессионные модели, а также проведен их анализ.

ДМТ-МАИ-500П

После статистической обработки испытаний получена регрессионная модель вида:

$$T_{cm_i}, [K] = 404,5 + 11,5\overline{\dot{m}_o} - 30\overline{\dot{m}_z} - 19\overline{\dot{m}_o\dot{m}_z}.$$

На рисунке 4 графически представлены результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-500П.

Относительная ошибка модели определяется по формуле $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{T_{cm_{cp}}}$, где δ – относительная ошибка модели, σ_{\max} – максимальное среднеквадратичное отклонение, которое равно $\sigma_{\max} = \sqrt{D_{\max}}$, где D_{\max} – максимальная дисперсия воспроизводимости

опытов, $T_{ст,р}$ – среднее значение температуры стенки Относительная ошибка равна:

$$\delta = \frac{\sigma_{\max}}{T_{ст,р}} = \frac{\sqrt{50}}{404,5} = 0,017 = 1,7\% .$$

ДМТ-МАИ-200М

После статистической обработки испытаний получена регрессионная модель вида:

$$I_{y, [c]} = 122,278 - 5,83\overline{m}_o + 9,583\overline{m}_e + 1,5\overline{m}_o\overline{m}_e .$$

Относительная ошибка $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{I_{y,р}} = 2,3\% .$

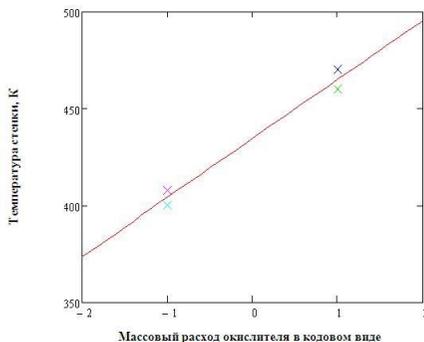
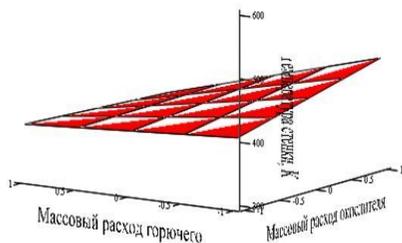


Рисунок 4 – График поверхности отклика температуры стенки двигателя ДМТ-МАИ-500П и температуры стенки в зависимости от расхода окислителя при постоянном расходе горючего – 21 г/с: - – расчетная модель, x – экспериментальные точки

На рисунке 5 графически представлены результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-200М для удельного импульса тяги.

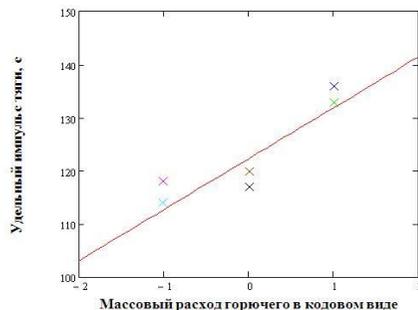
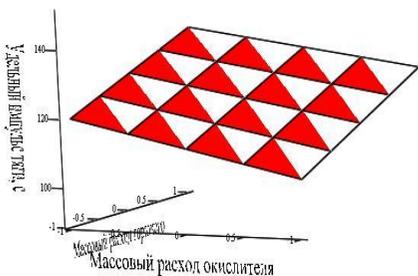


Рисунок 5 – Графики поверхности отклика удельного импульса тяги двигателя ДМТ-МАИ-200М и удельного импульса тяги в зависимости от расхода горючего при постоянном расходе окислителя – 60 г/с: - – расчетная модель, x – экспериментальные точки

После статистической обработки испытаний получена регрессионная модель вида:

$$T_{ст, [K]} = 689 - 25\overline{m}_o + 95\overline{m}_e + 16\overline{m}_o\overline{m}_e .$$

Относительная ошибка модели равна $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{T_{\text{ст,сп}}} = 1,5\%$.

Уравнение регрессии для двигателя ДМТ-МАИ-200М для удельного импульса тяги при постоянном расходе окислителя (47 г/с) выглядит следующим образом:

$$I_{y, \text{г}}[c] = 122,278 + 9,583\bar{m}_x.$$

На рисунке 6 графически представлены результаты испытаний двигателя ДМТ-МАИ-200М для температуры стенки.

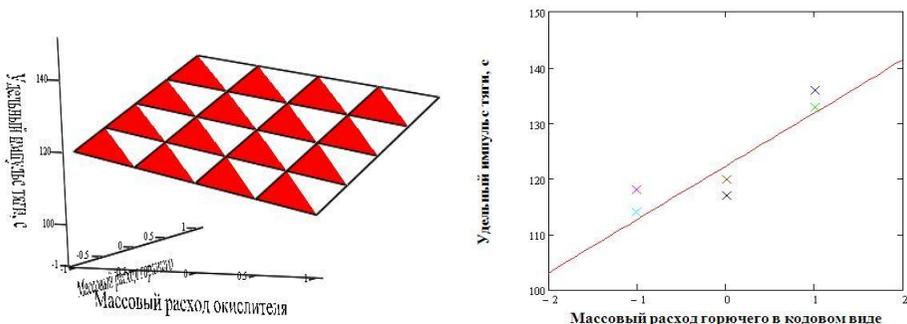


Рисунок 6 – Графики поверхности отклика температуры стенки двигателя ДМТ-МАИ-200М и температуры стенки в зависимости от расхода горючего при постоянном расходе окислителя – 47 г/с: - – расчетная модель, x – экспериментальные точки

Далее проведена оценка соответствия параметров двигателя заданным требованиям. Гарантированные границы работоспособности двигателя, регрессионная модель и значения удельного импульса, заданного по ТЗ показаны на рисунке 7. Оценка соответствия параметров двигателя ДМТ-МАИ-200М проводилась по критерию на соответствие требованиям, заданных в ТЗ, удельного и импульса тяги и полученного при испытаниях.

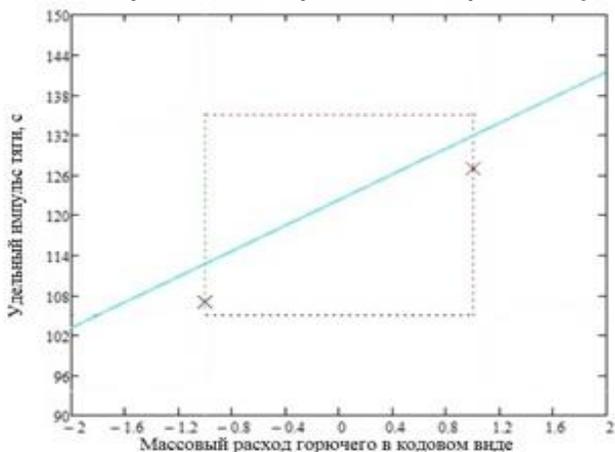


Рисунок 7 – График для исследования соответствия параметров требованиям ТЗ. -- – гарантированные границы работоспособности двигателя, - - уравнение регрессии при постоянном расходе окислителя 60 г/с, x – максимальное и минимальное значения удельного импульса тяги, указанные в ТЗ

В нашем случае оценку требований ТЗ будем проводить по формуле:

$$\frac{I_{\max(\min)}^{T3} \mp I_{cp}^p}{\sigma_i} \geq k(p, \gamma, N),$$

где $I_{\max(\min)}^{T3}$ – максимальное (минимальное) значение удельного импульса тяги, заданное в ТЗ; I_{cp}^p – расчетное значение удельного импульса тяги по регрессионной модели; σ_i – среднеквадратическое отклонение удельного импульса тяги в данной точке; k – квантиль распределения, p – параметрическая вероятность; N – число опытов, γ – доверительная вероятность.

Для максимального значения удельного импульса тяги по ТЗ $I_{\max}^{T3} = 127$ с, $I_{cp}^p = 132.9$ с, $\sigma_i = \sqrt{4.5}$.

$$\frac{I_{\max}^{T3} - I_{cp}^p}{\sigma} = \frac{127 - 132.9}{\sqrt{4.5}} = -2.781$$

При доверительной вероятности $\gamma = 0.95$, $k = -2.871$ параметрическая вероятность удельного импульса тяги равна $P_{I_y} = 1 - 0.00256 = 0.99744$, что соответствует требованиям ТЗ.

В четвертой главе приведены результаты применимости разработанной технологии для испытаний двигателей на КТ газообразный кислород+газообразный водород и АТ+ММГ.

Для подтверждения применимости разработанной технологии помимо своих собственных результатов, были использованы результаты испытаний других авторов: ГНЦ РФ – ФГУП «Исследовательский центр имени М.В.Келдыша» и EADS Astrium.

В ГНЦ РФ – ФГУП «Исследовательский центр имени М.В.Келдыша» был разработан и изготовлен экспериментальный образец РДМТ100 с номинальной тягой 100Н на газообразных компонентах топлива «кислород+водород».

С помощью разработанной методики был построен и заполнен план испытаний двигателя РДМТ100 для формирования регрессионной модели 2-го порядка удельного импульса тяги (таблица 7).

Таблица 7 – Результаты испытаний двигателя РДМТ100

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_e		I_{y_i} , с	$(I_{y_i})_{cp}$, с
		код	г/с	код	г/с		
1	1	+	17,1	+	4	396	397,5
	6					398	
2	8	-	7,8	+	4	428	427
	15					426	
3	3	-	7,8	-	1,4	397	396
	9					395	
4	4	+	17,1	-	1,4	390	387
	13					385	
5	2	0	12,45	0	2,7	389	387,5
	12					386	
6	10	-	7,8	0	2,7	438	437
	16					436	

Продолжение таблицы 7.

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		$I_{y_i}, \text{с}$	$(I_{y_i})_{cp}, \text{с}$
		код	г/с	код	г/с		
7	5	+	17,1	0	2,7	423	421,5
	7					420	
8	11	0	12,45	+	4	381	382
	17					383	
9	14	0	12,45	-	1,4	417	418
	18					419	

После статистической обработки испытаний получена регрессионная модель вида:

$$I_{y_i}[c] = 405,222 - 9\overline{m}_o - 5,375\overline{m}_o\overline{m}_z + 15,167\overline{m}_o^2 - 14,083\overline{m}_z^2.$$

Относительная ошибка модели равна $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{I_{y_{cp}}} = 0,9\%$.

На рисунке 7 графически представлены результаты испытаний двигателя РДМТ100 для удельного импульса тяги.

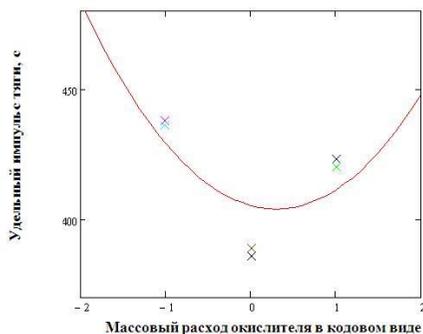
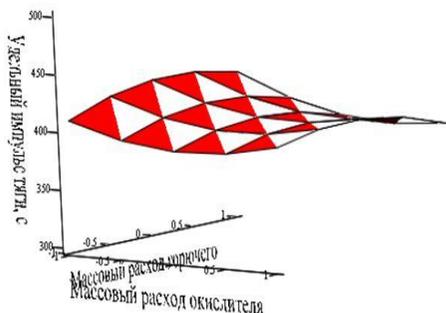


Рисунок 7 – Графики поверхности отклика удельного импульса тяги двигателя РДМТ100 и удельного импульса тяги в зависимости от расхода окислителя при постоянном расходе горючего – 2,7 г/с: - – расчетная модель, x – экспериментальные точки

Оценка соответствия качества двигателя РДМТ100 проводилась по критерию на соответствие заданному в ТЗ значению удельного импульса тяги и полученного при испытаниях. Гарантированные границы работоспособности двигателя, регрессионная модель и значения удельного импульса, заданные по ТЗ показаны на рисунке 8. Уравнение регрессии для двигателя РДМТ100 удельного импульса тяги при постоянном расходе горючего (2,7 г/с) выглядит следующим образом:

$$I_{y_i}[c] = 405,222 - 9\overline{m}_o + 15,167\overline{m}_o^2.$$

Для минимального значения удельного импульса тяги по ТЗ $I_{\min}^{T3} = 390 \text{ с}$, $I_{cp}^p = 391,899 \text{ с}$, $\sigma_i = \sqrt{2}$.

$$\frac{I_{\max}^{T3} - I_{cp}^p}{\sigma} = \frac{390 - 391,899}{\sqrt{2}} = -1,366.$$

При доверительной вероятности $\gamma = 0.95$, $k = -1,366$ параметрическая вероятность удельного импульса тяги равна $P_{I_y} = 1 - 0,004115 = 0,99588$, что соответствует требованиям ТЗ.

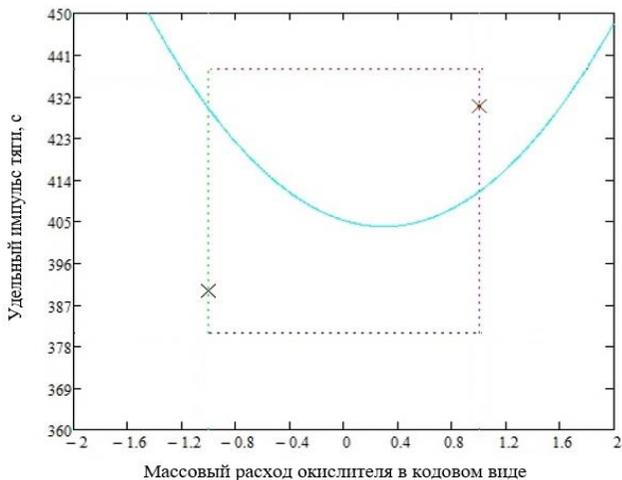


Рисунок 8 – График для исследования соответствия параметров требованиям ТЗ. -- – гарантированные границы работоспособности двигателя, - - - уравнение регрессии при постоянном расходе горючего – 2,7 г/с, x – максимальное и минимальное значения удельного импульса тяги, указанные в ТЗ

В EADS Astrium разработаны, экспериментально отработаны и поставлены для летных испытаний двухкомпонентные двигатели (ММГ+N₂O₄) тягой 10Н S10-18, S10-21 (рисунок 9) для КА AFRISTAR(1998), Stallat (2002), EUROSTAR 2015 (2008), Astra 1N (2011) и др., а также двигатель тягой 420Н – S400-12, S400-15 (рисунок 9), для КА SYMPHONIE(1975), AMOS 1 (1996), ARTEMIS 2015 (2001), Venus Express(2005), W2A (2009), Yamal 402 (2013), W3D (2013) и др.



Рисунок 9 – Общие виды двигателей S10-21 и S400-12.

Для двигателя S10 заполнена матрица планирования для построения регрессионной модели удельного импульса тяги (таблица 8).

Таблица 8 – Результаты испытаний двигателя S10.

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		I_{y_i}, c	$(I_{y_i})_{cp}, c$
		код	г/с	код	г/с		
1	1	+	2,41	+	1,42	290	292
	6					294	
2	8	+	2,41	-	1,09	274	275,5
	15					277	
3	3	-	1,86	+	1,42	280	282
	9					284	
4	4	-	1,86	-	1,09	291	293
	13					295	
5	2	0	2,135	+	1,42	298	300
	12					302	
6	10	+	2,41	0	1,255	294	295
	16					296	
7	5	-	1,86	0	1,255	280	279,5
	7					279	
8	11	0	2,135	-	1,09	285	286
	17					287	
9	14	0	2,135	0	1,255	289	288,5
	18					288	

После статистической обработки получаем регрессионную модель вида:

$$I_{y_i}, [c] = 291,222 + 3,25\overline{\dot{m}_z} + 6,875\overline{\dot{m}_o}\overline{\dot{m}_z} - 5,333\overline{\dot{m}_o}^2.$$

Относительная ошибка модели равна $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{I_{y_{cp}}} = 0,98\%$.

На рисунке 10 графически представлены результаты испытаний двигателя S10 для удельного импульса тяги.

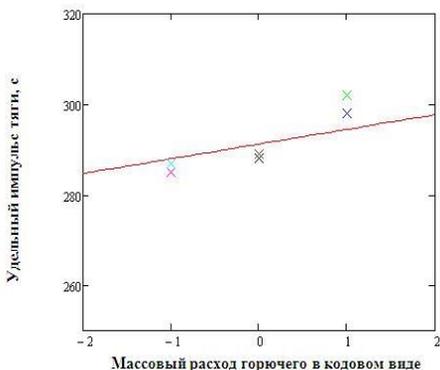
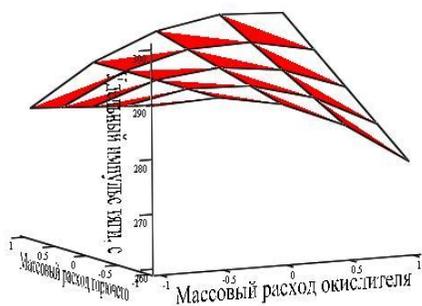


Рисунок 10 – Графики поверхности отклика удельного импульса тяги двигателя S10 и удельного импульса тяги в зависимости от расхода горючего при постоянном расходе окислителя – 2,135 г/с: * – расчетная модель, x – экспериментальные точки

Для двигателя S400 заполнена матрица планирования для построения регрессионной модели удельного импульса тяги (таблица 9).

Таблица 9 – Результаты испытаний двигателя S400

N	n	\dot{m}_o		\dot{m}_z		$I_{y, c}$	$(I_{y, c})_{cp}$
		код	г/с	код	г/с		
1	1	+	82,3	+	51,4	321	319
	6					317	
2	8	+	82,3	-	44,7	322	321,5
	15					321	
3	3	-	71,5	+	51,4	313	312
	9					311	
4	4	-	71,5	-	44,7	315	314
	13					313	
5	2	0	76,9	+	51,4	318	317
	12					316	
6	10	+	82,3	0	48,05	319	318,5
	16					318	
7	5	-	71,5	0	48,05	314	313,5
	7					313	
8	11	0	76,9	-	44,7	315	314,5
	17					314	
9	14	0	76,9	0	48,05	317	316,5
	18						

После статистической обработки получаем регрессионную модель вида:

$$I_{y, c} = 315,89 + 3,325\dot{m}_o.$$

Относительная ошибка модели равна $\delta = \frac{\sigma_{\max}}{I_{y, cp}} = 0,89\%$.

На рисунке 11 графически представлены результаты испытаний двигателя S400 для удельного импульса тяги.

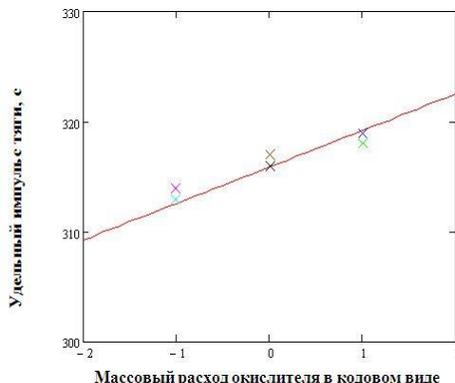
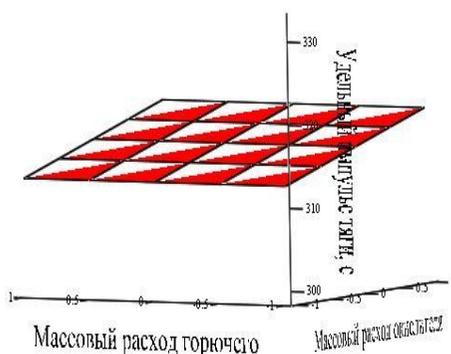


Рисунок 11 – Графики поверхности отклика удельного импульса тяги двигателя S400 и удельного импульса тяги в зависимости от расхода окислителя при постоянном расходе горючего – 48,05 г/с: * – расчетная модель, x – экспериментальные точки

Обобщение результатов испытаний

В таблицах 10 и 11 представлены значения коэффициентов регрессии удельного импульса тяги и температуры стенки для разных двигателей.

Данный анализ показывает, что разработанная методика применима для испытаний как собственных образцов РДМТ, так и других авторов.

Таблица 10 – Значения коэффициентов регрессии для удельного импульса тяги

Двигатель \ b_i	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
ДМТ-МАИ-200М	122,278	-5,83	9,583	1,5	-	-
РДМТ100	405,222	-9	-	-5,375	15,167	-14,083
S10	291,222	-	3,25	6,875	-5,333	-
S400	315,89	3,325	-	-	-	-

Таблица 11 – Значения коэффициентов регрессии для температуры стенки

Двигатель \ b_i	b_0	b_1	b_2	b_{12}
ДМТ-МАИ-500П	404,5	11,5	-30	-19
ДМТ-МАИ-200М	689	-25	95	16

Методика позволяет:

- 1) проводить испытания для большого диапазона тяг: от 10 Н до 500 Н;
- 2) использовать ее при испытаниях как на штатных КТ (АТ+ММГ), так и на перспективных КТ (газообразный кислород+керосин, газообразный кислород+водород, водорода пероксид высококонцентрированный+керосин).

Можно сделать вывод, что для различных видов топлив, модели имеют одинаковый вид. С помощью регрессионных моделей проверены параметры удельного импульса тяги для двигателей РДМТ100 и ДМТ-МАИ-200М на соответствие требованиям ТЗ.

Полученные модели, построенные на основе разработанной методики, можно использовать для прогнозирования основных параметров вновь разрабатываемых РДМТ на перспективных компонентах топлива.

В пятой главе автором представлена разработанная технология УИ РДМТ.

Общий вид разработанной технологии УИ РДМТ представлен на рисунке 12.

На схеме технология представляет собой алгоритм действий при проведении УИ РДМТ.

Предложенная технология состоит из следующих основных структурных элементов:

- разработка плана испытаний;
- подготовка стенда и объекта испытаний;
- проведение испытаний по разработанному плану;
- завершающие работы после испытаний;
- анализ результатов испытаний;
- подтверждение требований на двигатель

Красным штрихом выделены те элементы, в которых были произведены изменения по результатам исследований автора, в отличие от существующих технологий, анализ которых проведен в главе 2. Отличие заключается в составлении рациональных матриц планирования для проведения экспериментов и в анализе данных, полученных после испытаний.

- Испытания начинаются с разработки плана испытаний для проведения эксперимента:
- в задаче исследования выбирается отклик, то есть параметр двигателя (удельный импульс тяги, температура стенки);
 - выбираются факторы для проведения экспериментов (массовые расходы КТ);
 - исходя из проведенного исследования, выбираются уровни и интервалы варьирования факторов (обычно для РДМТ не более 15% от номинальных значений);
 - выбирается вид модели (для удельного импульса тяги – модель второго порядка, для температуры стенки камеры – квазилинейная модель);
 - выбирается вид плана эксперимента (исходя из проведенного исследования, для удельного импульса тяги оптимальным планом будет ПФЭ либо композиционный план, для температуры стенки камеры – в основном ПФЭ);
 - с помощью ПО составляется матрица планирования эксперимента.

Существующие методы составления матриц планирования неоптимальны для РДМТ, что было доказано в главе 1. В некоторых случаях из-за большого количества параметров и факторов, а, следовательно, большого количества запусков, что ведет к увеличению стоимости его проведения и удорожанию жизненного цикла двигателя. В результате исследований автором предложено сокращать количество параметров и факторов до рационально возможного, а также подобраны оптимальные планы для эксперимента. Для ускорения процесса составления матриц планирования разработано ПО.

Исходя из составленной матрицы планирования эксперимента, составляется методика проведения испытаний, которая описана в главе 2, и составляется циклограмма управления стендом.

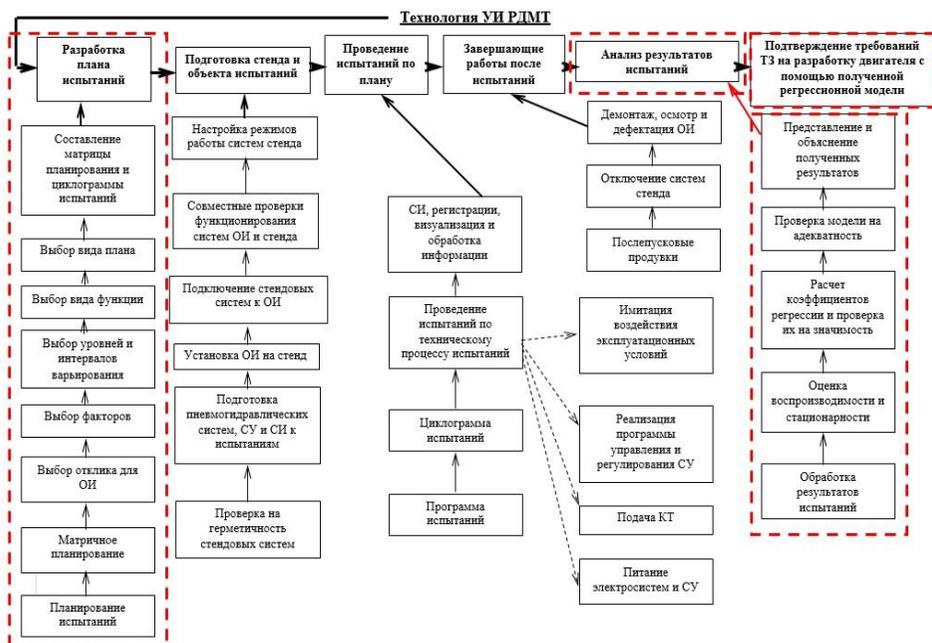


Рисунок 12 – Структура метода УИ РДМТ

Далее проводится подготовка стенда и объекта испытаний:

- проведение входного контроля РДМТ в виде внешнего осмотра и электрических проверок;
- проверка на герметичность стендовых систем;
- подготовка системы управления и системы измерений стенда, которая включает в себя проверку электро- и пневмосистем, а также настройку системы измерения и управления
- установка ОИ на стенд и подключение гидравлической арматуры (главные клапаны, система охлаждения, продувки) и датчиков температуры, давления, тепловизионное оборудование;

- проведение совместных проверок стендовых систем и ОИ;

Определяются расходы КТ в двигатель, то есть проводятся настроечные испытания:

- проводится оценка расчетным методом гидравлического сопротивления стендовых магистралей и ОИ;
- открывают клапан подачи окислителя в камеру сгорания двигателя на время 3 с;
- определяют расход окислителя по расходомеру;
- аналогичные операции проводятся для горючего.

Испытания проводят по циклограмме в соответствии с разработанной методикой.

Во время запуска проводится оперативное управление стендом:

- питание электросистем и СУ;
- подача КТ;
- реализация программы управления и регулирования СУ;
- имитация воздействия эксплуатационных условий.

Во время эксперимента проводится регистрация сигналов с датчиков стенда. Также для наглядности показания визуализируются и одновременно обрабатываются системой защиты и накопления информации.

После проведения эксперимента проводятся следующие операции:

- послепусковые продувки;
- отключение систем стенда;
- демонтаж и внешний осмотр ОИ.

Проводится анализ результатов проведенных испытаний:

- ЭД обрабатываются в удобном для анализа виде – матрице отклика и факторов [Приложение А];

- с помощью ПО проводится оценка воспроизводимости и стационарности опытов;
- проводится расчет коэффициентов регрессии для модели и проверка их на значимость, незначимые коэффициенты убираются из модели;
- составляется модель по полученным результатам и коэффициентам регрессии в виде матрицы коэффициентов регрессии;
- проводится проверка адекватности модели (по F-критерию).

Если модель не адекватна, необходимы дополнительные запуски или изменение интервалов варьирования экспериментов.

После того как модель получена, необходимо объяснить полученные результаты как это показано в главе 4. Для удобства анализа необходимо представить полученные результаты в графическом виде, также с помощью ПО.

Последним этапом проведения испытаний является подтверждение требований на двигатель, заданных в ТЗ. Оно проводится с помощью ПО (глава 3) и полученных ранее регрессионных моделей двигателей.

Особенностью данной технологии испытаний является то, что полученные модели можно использовать уже на последующих испытаниях для оперативной оценки основных параметров. В данном случае, в качестве основных параметров рассматривались удельный импульс тяги и температура стенки РДМТ, зависящих от массовых расходов, но с помощью

данной технологии возможна оценка любых параметров от необходимых факторов при соблюдении алгоритма.

Таким образом, разработана технология уточняющих испытаний РДМТ. Данную технологию можно использовать для испытаний различных РДМТ по компонентам и уровням тяг. В отличие от существующих технологий, в разработанной – ограничено количество параметров и факторов. Основными параметрами двигателя являются удельный импульс тяги, который показывает энергетическую эффективность, и температура стенки для оценки теплового состояния конструкции; а факторами являются массовые расходы КТ. Ресурс работы двигателя во время оперативной оценки параметров для возможности продолжения испытаний или их останова не так важен, как на последующих этапах (ДИ, ЗДИ), поэтому этот параметр оставлен за рамками исследования. Также, в отличие от существующих технологий, сокращено количество запусков до оптимального уровня: для удельного импульса тяги количество запусков составляет 18, а для температуры стенки – 8. По результатам экспериментов составляются регрессионные модели, которые в дальнейшем используются для подтверждения требований на двигатель и оперативной оценки параметров РДМТ, что в свою очередь повышает информативность и качество испытаний.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ И ВЫВОДЫ

1. На основании проведенного исследования можно сделать вывод о том, что в работе предложена усовершенствованная технология уточняющих испытаний, позволяющая сократить объем экспериментальной отработки РДМТ.

2. На основе проведенного анализа существующих методов математического планирования испытаний и экспериментальных исследований разработана методика проведения испытаний для определения рационального объема параметров и определяющих факторов, на основе которых может быть установлена работоспособность РДМТ:

- для удельного импульса тяги выбрана модель второго порядка и ПФЭ с 18 запусками;
- для температуры стенки – квазинелинейная модель и ПФЭ с 8 запусками.

3. С помощью специально разработанного программного обеспечения определены виды функциональных зависимостей и коэффициенты регрессии выбранных параметров, характеризующих работоспособность двигателей, испытанных в лаборатории МАИ (НИУ), с использованием методов планирования экспериментов и регрессионного анализа.

4. Проведено обобщение результатов испытаний РДМТ, с использованием собственных и результатов других авторов, для подтверждения применимости усовершенствованной технологии стендовых испытаний РДМТ, работающих на экологически безопасных КТ.

Для сравнения взяты результаты ЭО двигателей ГИЦ ФГУП «Центр Келдыша» и EADS Astrium.

Получены адекватные регрессионные модели и подтверждено соответствие параметров двигателя требованиям ТЗ.

Общий вид моделей для удельного импульса тяги и температуры стенки выглядят следующим образом:

$$I_y = b_0 + b_1 \overline{\dot{m}_o} + b_2 \overline{\dot{m}_e} + b_{12} \overline{\dot{m}_o \dot{m}_e} + b_{11} \overline{\dot{m}_o^2} + b_{22} \overline{\dot{m}_e^2},$$

$$T_{cm} = b_0 + b_1 \overline{\dot{m}_o} + b_2 \overline{\dot{m}_e} + b_{12} \overline{\dot{m}_o \dot{m}_e}.$$

5. Представлена усовершенствованная технология уточняющих испытаний для повышения качества ЭО РДМТ, которая позволяет:

- сократить объем ЭО;
- оперативно оценить параметры двигателей;
- проводить испытания двигателей в широком диапазоне тяг (от 10 до 500 Н) на различных КТ.

Технология может быть использована на предприятиях ракетно-космической отрасли при испытаниях РДМТ.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ИЗЛОЖЕНЫ В СЛЕДУЮЩИХ ПУБЛИКАЦИЯХ:

Публикации в журналах и изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Хохлов А.Н. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива. / И.Н. Боровик, А.Г. Воробьев, А.Н. Хохлов и др.// Вестник МАИ, т. 17, №1, 2010, Москва, МАИ, с. 97-100.

2. Хохлов А.Н. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан - разработка, проектирование, испытания и анализ полученных результатов / И.Н. Боровик, А.Г. Воробьев, А.Н. Хохлов и др.// Вестник МАИ, т. 18, №3, 2011, Москва, МАИ, с.45-54.

3 Хохлов А.Н. Разработка экспериментально-расчетной системы исследования эффективности завесного охлаждения жидкостного ракетного двигателя малой тяги. [Электронный ресурс] / И.Н. Боровик, А.Г. Воробьев, А.Н. Хохлов и др.// Электронный журнал "Труды МАИ", № 52 (5 апреля 2012 г). URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29479>.

4. Хохлов А.Н. Определение перепада давления на форсунке керосина с различной концентрацией добавки полиизобутилена с использованием метода регрессионного анализа / А.И. Коломенцев, В.П. Ташев, А.Н. Хохлов// Журнал «Двигатель» №6(84), 2012, с. 28-29.

5. Хохлов А.Н. Планирование испытаний и построение регрессионных моделей удельного импульса тяги жидкостных ракетных двигателей тягой от 10 до 420 Н. / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов// Вестник СибГАУ №4, Красноярск, СибГАУ, 2013, с. 177-182.

6. Хохлов А.Н. Программное обеспечение для планирования и обработки результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Журнал «Известия высших учебных заведений» серия «Авиационная техника». №1, 2015, с. 7-9.

Авторские свидетельства:

1. Программный комплекс для автоматизации испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг, работающих на экологически чистых компонентах топлива: высококонцентрированная перекись водорода-керосин. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2012615618 / Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Хохлов А.Н. // опубликовано 20.06.2012 г.

2. Планирование и обработка результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2013615794 / Коломенцев А.И., Хохлов А.Н. // опубликовано 20.06.2013 г.

Публикации в других изданиях:

1. Хохлов А.Н. Разработка и модернизация пневмогидросхемы, системы измерения и управления стендом для испытания РДМТ / А.В. Прохоров, А.А. Козлов, А.Н. Хохлов // Труды 2-ой Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. "Молодежь. Техника. Космос". Балт. гос. техн. ун-т. - СПб., 2010, с. 52-54.

2. Хохлов А.Н. Информационное обеспечение огневых испытаний на стенде жидкостных ракетных двигателей малых тяг / А.К. Корнеев, Д.А. Волокитин, А.Н. Хохлов // Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции «Ракетно-космические двигательные установки» Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010 - М.: ООО "Диона", с. 15-17.

3. Хохлов А.Н. Исследование влияния полимерных добавок к керосину на полноту сгорания топлива / А.Н. Хохлов // Труды 3-ой Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. "Молодежь. Техника. Космос". Балт. гос. техн. ун-т. - СПб., 2011. с. 56-57.
4. Хохлов А.Н. Развитие измерительно-информационной системы стенда огневых испытаний РДМТ / И.А. Заранкевич, А.В. Прохоров, А.Н. Хохлов // Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. «Проблема и перспективы развития двигателестроения» 2011 г. - Самара: СГАУ, 2011. В 2 Ч. Ч. 2. с. 150-151.
5. Хохлов А.Н. Разработка мер экологической безопасности на испытательном стенде РДМТ / А.Н. Хохлов // Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. «Проблема и перспективы развития двигателестроения» 2011 г. - Самара: СГАУ, 2011. В 2 Ч. Ч. 2. с. 148-150.
6. Хохлов А.Н. Разработка экспериментально-расчетной системы исследования охлаждения РДМТ с использованием методов планирования эксперимента / И.Н. Боровик, А.Г. Воробьев, А.Н. Хохлов и др. // Тезисы докладов 10-ой Международная конференция «АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА-2011». 2011. с. 184-185.
7. Хохлов А.Н. Экспериментально-теоретическая модель для исследования эффективности завесного охлаждения с использованием методов планирования эксперимента / Д.Ю. Богачева, И.А. Заранкевич, А.Н. Хохлов // Труды «19-ой научно-технической конференции молодых ученых и специалистов», РКК «Энергия», Королев, 2011, с. 220-224
8. Хохлов А.Н. Регрессионная модель температуры стенки камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Труды 4-ой Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. "Молодежь. Техника. Космос". Балт. гос. техн. ун-т. - СПб., 2012, с. 43-44.
9. Хохлов А.Н. Программное обеспечение для построения регрессионных зависимостей параметров сложных технических систем / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Научно-технический журнал «Авиационно-космическая техника и технология», Харьков «ХАИ», 2012, №4 (91), с. 116-120.
10. Хохлов А.Н. Регрессионный анализ результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Труды Московской молодежной научно-практической «Инновации в авиации и космонавтике-2012», МАИ, 2012, с. 55.
11. Хохлов А.Н. Определение перепада давления на форсунке керосина с различной концентрацией добавки полиизобутилена с использованием метода регрессионного анализа / Д.Ю. Богачева, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов и др. // Материалы Международной молодежной научной конференции «XX Туполевские чтения», КАИ, 2012, том 1, с. 234-237.
12. Хохлов А.Н. Экспериментальная отработка РДМТ 500Н на компонентах ВПВ и керосин / В.П. Ташев, И.А. Заранкевич, А.Н. Хохлов // Сборник трудов Всероссийской молодежной научно-технической конференции «Космос-2012», Самара, 2012, с. 24-25.
13. Mr. Alexey Khokhlov. Fire test of 500 newton bipropellant thruster with propellant hydrogen peroxide and kerosene / Mr. Igor Nikolaevich Borovik, Prof. Alexander Alexanrovich Kozlov, Mr. Alexey Khokhlov and other // Paper № IAC-13,C4,5,4,x16468, ID 16468 // 64th International Astronautical Congress 2013 Space Propulsion Symposium (C4) Special session: Thematic Workshop with Professionals and Students (5), Beijing (Пекин), 2013.
14. Хохлов А.Н. Регрессионные модели удельного импульса тяги жидкостных ракетных двигателей тягой от 10 до 420 Н, полученные с помощью метода планирования эксперимента / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Сборник трудов Международной молодежной научной конференции «XII Королёвские чтения», Самара, 2013, том 1, с. 83.
15. Хохлов А.Н. Программный комплекс для обработки результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Труды 6-ой

Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. "Молодежь. Техника. Космос". Балт. гос. техн. ун-т. - СПб., 2014, с. 112-113.

16. Хохлов А.Н. Обработка результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг в среде MathCad / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Тезисы докладов II-го Всероссийского Форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение», НИТПУ, Томск, 2014, с.272-274.

17. Хохлов А.Н. Обобщение результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг с использованием регрессионных моделей / А.И. Коломенцев, А.Н. Хохлов // Сборник трудов Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week», 13-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», МАИ (НИУ) Москва, 2014, с. 290-291.

18. Хохлов А.Н. Методика проведения уточняющих испытаний РДМТ на основе методов математического моделирования и регрессионного анализа / А.Г. Воробьев, А.Н. Хохлов // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Ракетные двигатели и энергетические установки», КАИ (НИУ) Казань, 2015, с. 116-120.