

**ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС  
ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК  
РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СЕМЕЙСТВА «АНГАРА»**

©2011 И. С. Партола

Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева, г. Москва

Рассмотрен состав и методика разработки программно-аппаратного комплекса проектирования двигательных установок ракет-носителей «Ангара». Показано, что использование математического моделирования и результатов испытаний конструктивно подобных изделий позволяет существенно сократить объем стендовой отработки. Рассмотрены результаты «холодных» и огневых испытаний двигательной установки УРМ-2 РКН «Ангара-А5», их удовлетворительное совпадение с прогнозом.

*Ракета космического назначения, двигательная установка, математическое моделирование, программно-аппаратный комплекс.*

**Состав и назначение ракеты космического назначения (РКН) «Ангара»**

Семейство ракет космического назначения (РКН) «Ангара» - новое поколение ракет, создаваемых на основе универсальных ракетных модулей (УРМ) с мощными жидкостными ракетными двигателями. В качестве компонентов топлива в них используются жидкий кислород и керосин. В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработаны универсальные ракетные модули нижней и верхней ступеней РКН (УРМ-1 и УРМ-2 соответственно). Семейство ракет-носителей «Ангара» включает носители легкого, среднего и тяжелого классов, имеющие грузоподъемность от 1,5 до 24,5 т на низкой околоземной орбите [1].

Место старта РКН семейства «Ангара» – российский космодром Плесецк. Кроме того, предусматривается использование ракеты космического назначения «Ангара-А5» в составе космического ракетного комплекса «Байтерек», создаваемого на космодроме Байконур в соответствии с соглашением между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан.

Универсальный ракетный модуль первой ступени (УРМ-1) оснащается одним жидкостным ракетным двигателем РД-191. РД-191 создается на базе четырехкамерного двигателя, применявшегося на ракетно-носителе «Энергия», и ныне применяемого двигателя ракеты-носителя «Зенит» (РД-171). Камеры двигателей РД-171 и РД-191 унифицированы. Универсальный ракетный модуль третьей ступени (УРМ-2) оснащается одним жидкостным ракетным двигателем

РД-0124А. Двигатель РД-0124А имеет коэффициент унификации свыше 90% с двигателем 14Д23, разрабатываемым для ракеты-носителя «Союз-2-1б».

В составе ракеты космического назначения легкого класса «Ангара 1.2» используется один модуль УРМ-1, в составе ракеты-носителя тяжелого класса (А5) применяется пять модулей УРМ-1 и один УРМ-2. Вторая ступень РН легкого класса «Ангара 1.2», имея меньшие габаритные размеры и массу заправляемого запаса топлива, по схемным решениям систем двигательной установки унифицирована с УРМ-2 [1].

Унификация ракетных модулей позволяет ограничить объем отработки двигательных установок испытаниями стендовых изделий, разрабатываемых на базе универсальных модулей, и ограничить отработку собственно ракет-носителей лётными испытаниями.

Развитие ДУ сопровождается появлением у двигательной установки функций встроенного автоматического управления и ужесточением требований к массовому совершенству ДУ. Сложные алгоритмы управления двигательной установкой и снижение гарантийных запасов рабочих тел требует повышения точности расчетов внутрикачественных процессов. Точность расчета повышается при использовании математических моделей, настраиваемых по результатам экспериментальной отработки составных частей двигательной установки. Проектирование двигательных установок со встроенными функциями автоматического управления

требует включить в процесс проектирования статистическое моделирование процессов в двигательной установке, позволяющее учитывать разброс определяющих параметров, а также нештатные ситуации в полете [2], [3].

Использование математических моделей и результатов испытаний конструктивно подобных изделий позволяет существенно сократить количество стендовых изделий при создании двигательных установок. Изделия для автономной отработки заимствованных составных частей исключены, а этапы предварительных и приемочных испытаний двигательной установки совмещены в одном стендовом изделии [3]. В этом случае необходим значительный объем вычислительной работы по моделированию функционирования ДУ в условиях разброса внешних условий её эксплуатации и нештатных ситуаций. Такая организация наземной экспериментальной отработки требует, чтобы структура комплекса математических моделей была построена с учетом членения ДУ на составные части.

#### **Программно-аппаратный комплекс проектирования двигательных установок ракет космического назначения**

Основы создания программно-аппаратных комплексов (ПАК) для проектирования двигательных установок и накопления информации о результатах наземных и лётных испытаний заложены в работах коллективов под руководством Э.В. Венгерского (НПО «Техномаш»), В.П. Иванова (Институт проблем управления РАН имени В.А. Трапезникова) и В.П. Фирсова (МАИ имени С. Орджоникидзе) [4], [5].

Согласно работам упомянутых авторов программно-аппаратный комплекс является диалоговой системой автоматизированного расчета параметров двигательной установки, предназначенной для математического моделирования пользователями параметров ДУ в целом, а также отдельных агрегатов и процессов в них. В наиболее общем представлении архитектура программно-аппаратного комплекса математического моделирования параметров ДУ включает в себя:

- методы и алгоритмы математического моделирования гидродинамических и газодинамических процессов;

- методики анализа и обработки результатов испытаний, реализованные в виде прикладного программно-математического обеспечения (ПМО) в среде информационного обеспечения комплекса;

- операционную среду разработки и функционирования ПМО ПАК (системное программное обеспечение и типовые пакеты прикладных программ);

- средства вычислительной техники;

- квалифицированного пользователя.

Совместные работы ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и упомянутых организаций при создании универсальных ракетных модулей РКН «Ангара» обеспечили развитие методологии создания и расширение сферы применения программно-аппаратных комплексов.

Первой составной частью программно-аппаратного комплекса проектирования двигательной установки является *полная математическая модель* двигательной установки. Она включает допущения (гипотезы), уравнения сохранения и связи, начальные и граничные условия, а также параметры рабочих жидкостей и газов и эмпирические коэффициенты, определяющие особенности конструкции ДУ. Параметры рабочих жидкостей и газов и эмпирические коэффициенты уравнений задаются по информации, содержащейся в справочной литературе и базе данных, созданной при проектировании и эксплуатации изделий-прототипов и аналогов. В процессе наземной стендовой отработки ДУ эмпирические коэффициенты уравнений корректируются в результате анализа результатов испытаний – происходит настройка математической модели.

Полная математическая модель ДУ включает математические модели процессов, протекающих в ДУ, и математические модели составных частей ДУ. Математические модели процессов в ДУ определяют функциональные зависимости от времени и координат параметров следующих процессов:

- подготовка топливных баков и систем двигательной установки к заправке компонентами ракетного топлива;

- заправка топливных баков и других ёмкостей ДУ компонентами топлива, рабочими жидкостями и газами;

- теплообмен топливных баков с окружающей средой в процессе стоянки заправленного изделия;

- запуск маршевого двигателя, выработка рабочих жидкостей и газов при старте и полёте ракеты космического назначения;
- приведение отработавшей ступени ракеты космического назначения (разгонного блока) в безопасное состояние.

Рассмотренный перечень может быть дополнен математическим описанием процессов в электронных системах управления расходом топлива, контролем заправки, измерения параметров ПГСП и аварийной защиты.

Результаты математического моделирования процессов в двигательной установке ракеты космического назначения позволяют разработать принципиальную пневмогидравлическую схему ДУ и определить необходимый состав систем.

Математические модели систем и агрегатов двигательной установки позволяют определить конструктивные параметры систем и агрегатов ДУ.

Запись полной математической модели двигательной установки в безразмерной форме позволяет получить *безразмерную математическую модель двигательной установки*. Полученные безразмерные параметры процессов в ДУ определяют критерии подобия штатного и стендовых изделий и, соответственно, режимы испытаний экспериментальных установок и стендовых изделий.

Математические модели процессов, протекающих в двигательной установке, и математические модели составных частей ДУ описывают, с точки зрения системного анализа, элементы системы (двигательной установки) и внутренние связи этих элементов друг с другом. Внешние связи двигательной установки описываются граничными условиями уравнений математической модели.

Однако связь ДУ с наземной и бортовой системами управления описать граничными условиями весьма сложно. Причиной этого является необходимость описать достаточно большое количество решений, принимаемых системами управления в нормальных и нештатных ситуациях, а также различные варианты последовательности действий в этих ситуациях. В связи с этим математическое описание решений по управлению двигательной установкой – *алгоритмы*

*управления двигательной установкой* – должно быть включено в программно-аппаратный комплекс проектирования двигательных установок. Алгоритмы строятся на базе формульных и логических соотношений математических моделей процессов и систем ДУ.

Исследование работы двигательной установки при различном сочетании внешних условий (возмущающих факторов), а также при возникновении нештатных ситуаций требует расчёта достаточно большого количества вариантов исходных данных. Соответствующее упрощение полной математической модели (приведение уравнений к одномерному виду, замена части соотношений эмпирическими параметрами и формулами и т.п.) позволяет создать упрощённую *статистическую модель двигательной установки*. Статистическая математическая модель должна использоваться в программно-аппаратном комплексе совместно с моделями смежных систем ракеты космического назначения и бортовым программным обеспечением системы управления. Упрощения, вводимые в полную математическую модель, должны сохранить описание основных функциональных связей в ДУ и обеспечить сравнительно простую программную реализацию статистической модели. Статистическое моделирование работы двигательной установки должно проводиться с учётом допускаемых конструкторской документацией погрешностей в работе измерительного и исполнительного трактов систем двигательной установки. Неизвестные точно эмпирические коэффициенты полной математической модели при статистическом моделировании могут быть заменены искусственным увеличением разбросов соответствующих параметров.

В современной практике статистические математические модели применяются для анализа работы систем управления расходом топлива (СУРТ) и управления исполнительными элементами пневмогидравлической системы подачи (ПГСП). Значительный вклад в эти работы внесён Институтом проблем управления Российской академии наук (ИПУ РАН) [2], [3].

Создание статистических математических моделей следует рекомендовать для анализа функционирования в возмущённых

режимах системы аварийной защиты двигательной установки.

Статистическая математическая модель включает в себя:

- математическое описание алгоритмов управления составными частями (системами) двигательной установки;
- упрощённые (одномерные) математические модели процессов в системах – объектах управления;
- математическое описание измерительных трактов соответствующих составных частей (систем) двигательной установки;
- математическое описание трактов исполнения, выданных алгоритмами управления систем командных сигналов;
- модели погрешностей измерительного тракта, в частности запаздывания выдачи и исполнения управляющих команд;
- генератор нештатных ситуаций в объектах управления, измерительных и исполнительных трактах.

В состав программно-аппаратного комплекса проектирования двигательных установок также входит *база данных*, содержащая [6]:

- Справочные данные по универсальным физическим параметрам и величинам (электронная форма справочников по физике, химии и т.д.). Эти данные представляют собой элементы матрицы свойств рабочих жидкостей и газов двигательной установки и матрицы конструктивных параметров ДУ. Справочные данные записываются для стандартизованных компонентов топлива и газов, а также для типовых агрегатов и систем ДУ. Источником формирования этой части базы данных является справочная литература.
- Эмпирические коэффициенты, полученные в результате наземных и лётных испытаний, характеризующие уникальные особенности двигательной установки. Они определяются в результате физического моделирования функционирования составных частей ДУ и двигательной установки в целом при испытаниях моделей систем ДУ и стендовых изделий. Уточнение базы эмпирических коэффициентов производится в процессе наземных и лётных испытаний и эксплуатации ДУ.
- Прогноз результатов наземных и лётных испытаний двигательной установки и

лётной эксплуатации. Прогноз выполняется путём математического моделирования работы двигательной установки в соответствующих условиях. Использование полной математической модели обеспечивает прогноз функционирования ДУ в номинальных (штатных) условиях. Статистическое моделирование позволяет определить отклонения параметров от номинальных значений вследствие разбросов внешних условий эксплуатации, а также оценить влияние нештатных ситуаций на работу двигательной установки.

*Программное обеспечение и аппаратные средства* ПАК должны обеспечивать решение следующих задач:

1. Эксплуатация комплекса математических моделей двигательной установки, настраиваемых по результатам экспериментальной отработки составных частей ДУ. Программные и аппаратные средства ПАК должны обеспечивать необходимые для эксплуатации полной математической модели объём памяти и быстродействие, возможность быстрых вычислений с использованием статистической математической модели и достаточный объём накопительных устройств, необходимых для хранения результатов испытаний и эксплуатации ДУ. База знаний ПАК должна включать известные стандартные методы решения систем дифференциальных и интегральных уравнений.

2. Статистическое моделирование процессов в двигательной установке должно выполняться с учётом известных моделей случайных процессов. База знаний ПАК должна включать известные стандартные методы расчётов таких процессов.

3. Обеспечение автономного проектирования и отработки каждой составной части двигательной установки и параллельный учёт результатов проектирования и отработки других составных частей через настраиваемые параметры математических моделей. Необходимо обеспечить соответствующее количество рабочих мест и быстродействующую систему обмена информацией.

Из сказанного выше следует, что *основными составными частями программно-аппаратного комплекса являются комплекс математических моделей двигательной установки, операционная среда и база знаний*. База данных из самостоятельной составной части ПАК становится составной частью

комплекса настраиваемых математических моделей. База знаний сводится к комплексу типовых методов решений (численных и аналитических) и комплексу математических моделей типовых процессов.

### Квалифицированный пользователь ПАК

*Квалифицированный пользователь* – необходимое условие эффективной эксплуатации программно-аппаратного комплекса. Понятие квалифицированного пользователя подразумевает его подготовку как пользователя персонального компьютера, работающего в сети, и инженерную подготовку в области создания двигательных установок ракет космического назначения. Квалифицированный пользователь должен уметь:

1. Выполнять членение двигательной установки на составные части и системы и составлять математические модели этих частей и систем на базе типовых моделей базы знаний.

2. Выделять в составных частях и системах ДУ типовые процессы и составлять математические модели этих процессов на базе типовых моделей базы знаний.

3. Задавать граничные условия для решения уравнений составных частей и процессов.

4. Вводить в персональный компьютер разработанный комплекс математических моделей ДУ.

5. Осуществлять проектно-конструкторские расчёты составных частей ДУ в параллельном с другими пользователями, ответственными за другие составные части ДУ, режиме.

6. Вводить в программно-аппаратный комплекс результаты испытаний агрегатов, систем, стендовых и лётных изделий.

7. Настраивать комплекс математических моделей ДУ по результатам испытаний.

8. Выполнять прогноз параметров стендовых и лётных испытаний в диалоговом режиме.

*Диалоговый интерфейс* квалифицированного пользователя - основной инструмент, посредством которого пользователь выполняет взаимодействие с программно-аппаратным комплексом. Диалоговые средства разрабо-

таны на базе стандартного интерфейса операционной среды и используемого программного обеспечения базы знаний и базы данных, что обеспечивает пользователю хорошую преемственность при навигации по архитектуре программно-аппаратного комплекса.

Типовые конструкторские решения, заимствованные узлы и составные части ДУ составляют *базу знаний типовых методов конструкторских решений*. Необходимость принципиально новых технических решений определяет направления исследований и опытно-конструкторских работ.

При создании ПАК для снижения трудоёмкости проектно-конструкторских работ необходимо использование стандартного программно-математического обеспечения. К стандартному ПМО относятся программы, реализующие численные методы решения уравнений, обеспечивающие статистическую обработку результатов испытаний, статистическое моделирование и другие типовые вычислительные процедуры. Стандартное и типовое программно-математическое обеспечение составляет *базу знаний типовых математических моделей процессов и систем*.

*Методики проектирования двигательных установок лабораторно-стендовой отработки (ЛСО), обработки и анализа результатов ЛСО* являются третьей составной частью базы знаний программно-аппаратного комплекса. Методики проектирования и ЛСО ДУ определяют необходимые стадии опытно-конструкторских работ, объём работ на каждой стадии, порядок выполнения ОКР и порядок сдачи изделия в эксплуатацию. Использование этих методик необходимо, так как они являются формализованным опытом проектирования, отработки и эксплуатации прототипов разрабатываемой двигательной установки. Методики обработки и анализа результатов испытаний обеспечивают настройку комплекса математических моделей ДУ по результатам наземных и лётных испытаний и прогноз параметров эксплуатации ДУ.

**Результаты настройки  
математических моделей  
программно-аппаратного комплекса  
проектирования ДУ по результатам  
испытаний ДУ РКН «Союз-2-1б»  
в НИЦ РКП**

Принципиально новым решением при разработке двигательной установки унифицированного ракетного модуля третьей ступени (УРМ-2) ракеты космического назначения «Ангара-А5» является включение испытаний двигательной установки изделия-прототипа в объём наземной стендовой отработки. В 2006г. на базе ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (НИЦ РКП) были проведены холодные и огневые стендовые испытания (ХСИ и ОСИ соответственно) ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» разработки ФГУП «ЦСКБ «Прогресс»». ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» и ДУ УРМ-2 имеют близкую размерность и создаются на базе унифицированных жидкостных ракетных двигателей. В связи с этим КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и МАИ им. С. Орджоникидзе была выдвинута идея сокращения программы экспериментальной отработки ДУ УРМ-2 РКН «Ангара» с использованием результатов экспериментальной отработки ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» и математического моделирования. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева получено разрешение ЦСКБ «Прогресс» на использование результатов испытаний РКН «Союз-2-1б».

Программно-аппаратный комплекс проектирования двигательных установок разработан КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в кооперации с МАИ им. С. Орджоникидзе и ФКП НИЦ РКП. В процессе создания ПАК проведен сравнительный анализ конструктивно-схемных решений ДУ РКН «Союз-2-1б» и УРМ-2, объема телеметрической информации и диапазонов рабочих параметров ДУ. В результате этой работы сформирован пакет исходных данных, состоящий из следующих комплектов:

1. Сопоставление полученных результатов холодных (ХСИ) и огневых (ОСИ) стендовых испытаний 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» с результатами расчетов.

2. Анализ конструктивных особенностей ДУ и объема телеметрической информации

(ТМИ) 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» и УРМ-2.

3. Массивы телеметрической информации для создания универсальных математических моделей, программного обеспечения и отладочных тестов.

На базе экспериментальных данных разработаны универсальные математические модели и программно-математическое обеспечение (ПМО) для расчетов процессов в системах ДУ УРМ-2. Адекватность разработанного комплекта математических моделей физическим процессам в ДУ подтверждена сравнением с результатами огневых стендовых испытаний ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б». Также по результатам этих испытаний выполнена первичная настройка математических моделей.

Математические модели положены в основу программно-аппаратного комплекса (ПАК) моделирования процессов в двигательной установке УРМ-2. В составе ПАК использованы математические модели разного уровня сложности - одномерные и трехмерные. База данных ПАК включает результаты испытаний стендовых изделий. ПАК обеспечивает детальное исследование динамики газовой и жидкой сред в системах двигательной установки с учётом алгоритмов её функционирования.

Программно-аппаратный комплекс моделирования процессов в двигательной установке УРМ-2 успешно эксплуатируется в настоящее время в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева при выполнении опытно-конструкторских работ.

**Сокращение объёма наземной стендовой  
отработки УРМ-2 РКН «Ангара-А5»  
благодаря применению ПАК**

Использование при разработке документации и отработке унифицированного ракетного модуля третьей ступени ракеты-носителя «Ангара-А5» УРМ-2 средств математического моделирования и результатов испытаний изделия-прототипа обеспечило сокращение объёма экспериментальной отработки двигательной установки. Новыми этапами проектирования двигательных установок УРМ РКН «Ангара-А5» являются верификация математических моделей процессов и систем ДУ и прогноз параметров ДУ с использованием математических моделей.

Для проектирования ДУ УРМ-2 использован программно-аппаратный комплекс, настроенный по результатам «холодных» и огневых испытаний ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б». Рассматриваемые ДУ имеют общий комплект математических моделей, различия ограничиваются базами данных эмпирических коэффициентов математических моделей, конструктивных параметров ДУ и прогнозом параметров ДУ. В связи с этим в комплексную программу экспериментальной отработки (КПЭО) УРМ-2 РКН «Ангара-А5» включено *единственное стендовое изделие для комплексных «холодных» и огневых испытаний ДУ.*

**Результаты «холодных» и огневых испытаний двигательной установки УРМ-2 РКН «Ангара-А5», их совпадение с прогнозом**

УРМ-2 и 3-я ступень РКН «Союз-2» существенно отличаются геометрическими размерами баков, конструкцией газоводов системы наддува в баках, параметрами внутрибаковых процессов, системой управления наддувом. Поэтому необходимо было провести обобщение результатов испытаний и корректировку замыкающих зависимостей разработанных ранее математических моделей теплообмена на зеркале жидкости и на стенках баков с целью уточнения законов изменения температуры газа по высоте баков и изменения давления во времени.

Задачей верификации математических моделей является расчёт параметров процессов, происходящих в баках окислителя и горючего, магистралях систем наддува, дренажа и подачи и погруженных шаробаллонах на этапе работы двигателя РД-0124А при проведении ХСИ и ОСИ и сравнение результатов расчётов с результатами обработки телеметрической информации. Для верификации созданного комплекта математических моделей для расчета процессов теплообмена и гидродинамики в топливных баках окислителя (жидкий кислород) и горючего (керосин) УРМ-2 РКН «Ангара-А5» было проведено сопоставление результатов расчета и данных телеметрии, полученных при огневых стендовых испытаниях (ОСИ).

Расчет проводился с момента подачи команды на включение двигателя РД-0124А

до завершения его работы. Получены следующие результаты:

- Изменение давления в баке кислорода близко к результатам огневых стендовых испытаний (ОСИ). Темп нарастания давления, полученный по результатам численного моделирования меньше, чем полученный по данным телеметрии. Однако максимальное различие в измеренных и вычисленных давлениях не превышает 8%.

- Изменение давления в баке керосина удовлетворительно совпадает с результатами расчёта. Погрешность расчёта не превышает 15%.

- Среднемассовая температура парогазовой смеси в газовой полости бака окислителя стендового варианта УРМ-2 в течение первых 50 секунд работы двигателя возрастает и в дальнейшем практически не изменяется. Это подтверждает нормальную работоспособность газоводного устройства, обеспечивающего необходимое перемешивание газа наддува и паров кислорода.

- Расчётные значения секундного массового расхода газа наддува примерно на 20...25% превышают фактические, полученные в эксперименте. В совокупности с превышением измеренных значений давления над расчётными значениями это говорит о превышении фактической среднемассовой температуры в газовой полости бака относительно расчётной величины.

Надёжное прогнозирование параметров работы штатных и дополнительных (стендовых) систем двигательной установки обеспечило безопасность проведения «холодных» и огневых стендовых испытаний стендового варианта УРМ-2. Созданный комплект математических моделей позволит прогнозировать параметры ДУ при лётных испытаниях, а также повысить точность расчетов ДУ для ракет космического назначения аналогичного класса.

**Выводы**

1. Опытно-конструкторские работы по созданию современных ракет космического назначения сопровождаются превращением компьютерной математической модели из вспомогательного расчетного средства в макет двигательной установки, который требует отработки и настройки при испытаниях ДУ.

2. Существенное сходство конструктивно-схемных решений современных двигательных установок ракет космического назначения позволяет сделать вывод о возможности единого методологического подхода к проектированию ДУ.

3. Использование средств математического моделирования обеспечило сокращение объёма экспериментальной отработки двигательной установки при отработке унифицированного ракетного модуля третьей ступени ракеты-носителя «Ангара-А5».

### **Библиографический список**

1. Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева [Электронный ресурс]: Официальный сайт / ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. – 2005. – Электрон. дан. on-line. – Загл. с титул. экрана. URL: <http://www.khrunichev.ru> (Дата обращения 05.02.2011).

2. Минимизация затрат топлива на наддув баков и захолаживание магистралей в системе ПГСР водородной двигательной установки с многократным включением [Текст] / А.П. Гневашев, В.А. Гордеев, В.К. Завадский [и др.] // Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». – 2008. – №3(59). – С. 108...114.

3. Гордеев, В.А. Оптимизация процесса отработки ПГСР ракет и разгонных блоков [Текст] / В.А. Гордеев, В.П. Иванов, И.С. Партола [и др.] // Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006-2008 гг. Вып. II. / М.: Машиностроение, 2010. – С. 284 – 292.

4. Гневашев, А.П. Математическое моделирование тепломассообменных процессов в водородных системах [Текст] / А.П. Гневашев, В.А. Гордеев, Е.И. Постоюк [и др.] // Международ. науч. журн. Альтернативная энергетика и экология: – 2008. – №3(59). – С. 95 – 99.

5. Партола, И.С. Результаты расчётно-экспериментальной отработки двигательной установки УРМ-1 РКН «Ангара» [Текст] / И.С. Партола // Ракетно-космическая техника и технология 2010: тез. Российской научно-технической конференции, посвящённой 50-летию образования кафедры «Ракетные двигатели ВГТУ» / Воронеж: ГОУВПО Воронежский государственный технический университет, 2010, – С. 22 – 23.

6. Кузнецов, С.К. Тенденции в мире систем управления базами данных [Электронный ресурс]: URL: <http://www.citforum.ru>, <http://www.olap.ru> (Дата обращения 05.06.2009).

## **HARD & SOFT COMPLEX FOR “ANGARA” FAMILY LAUNCH VEHICLES ENGINE SYSTEM DEVELOPMENT**

©2011 I. S. Partola

The Khrunichev State Research and Production Space Centre Design Bureau “Salut”

A consist and development method for hard & soft complex for “Angara” launch vehicles engine systems are discussed at this article. It’s proved that utilization of mathematic simulation and constructive similar devices test results allow to cut essentially qualification tests capacity. Results of LV “Angara-A5” universal rocket module №2 engine system “cold” and fire tests are discussed.

*Launch vehicle, engine system, mathematic simulation, hard & soft complex.*

### **Информация об авторах**

**Партола Игорь Станиславович**, кандидат технических наук, начальник отделения КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; 121087, Москва, ул. Новозаводская, 18; тел. (499) 749-96-82, факс: (499) 749-95-98. E-mail: [salut@khrunichev.com](mailto:salut@khrunichev.com). Область научных интересов: методология проектирования двигательных установок ракет.

**Partola Igor Stanislavovich**, candidate of technical sciences, the Khrunichev State Research and Production Space Centre Design Bureau “Salut” department chief. 121087, 18, Novozavodskaya str., Moscow, Russian Federation; Phone: (499) 749-96-82, fax (499) 749-95-98. E-mail: [salut@khrunichev.com](mailto:salut@khrunichev.com). Area of research: launch vehicles engine systems development methods.