

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

Партола И.С.

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

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

Igor S. Partola 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.

Семейство ракет космического назначения (РКН) «Ангара» - новое поколение ракет, создаваемых на основе универсальных ракетных модулей (УРМ) с кислородно-керосиновыми ракетными двигателями. Универсальный ракетный модуль первой ступени (УРМ-1) оснащается одним жидкостным ракетным двигателем РД-191. Универсальный ракетный модуль третьей ступени (УРМ-2) оснащается одним жидкостным ракетным двигателем РД-0124А. 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 [1].

Проектирование ДУ с функциями встроенного автоматического управления требует включить в процесс проектирования статистическое моделирование процессов в ДУ, позволяющее учитывать разброс определяющих параметров и нештатные ситуации в полете. Снижение гарантийных запасов рабочих тел требует повышения точности расчетов внутрикаковых процессов. Точность расчета повышается при использовании математических моделей, настраиваемых по результатам экспериментальной отработки составных частей двигательной установки [2], [3].

Указанные задачи решаются при внедрении программно-аппаратных комплексов (ПАК) проектирования ДУ. Совместные работы ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, НПО «Техномаш», МАИ им. С. Орджоникидзе и

ФКП НИЦ РКП при создании УРМ-1 и УРМ-2 РКН «Ангара» обеспечили развитие методологии создания и расширение сферы применения ПАК.

В состав ПАК входят:

- *Полная математическая модель* процессов и систем двигательной установки. Результаты математического моделирования позволяют разработать принципиальную пневмогидравлическую схему ДУ и определить необходимый состав систем.

- *Безразмерная математическая модель ДУ*. Полученные безразмерные параметры процессов в ДУ определяют критерии подобия штатного и стендовых изделий и режимы испытаний экспериментальных установок и стендовых изделий.

- *Алгоритмы управления ДУ* – математическое описание решений по управлению ДУ.

- *Статистическая (упрощенная) математическая модель* двигательной установки для моделирования функционирования ДУ в условиях случайных внешних возмущений и нештатных ситуаций.

- *База знаний ПАК* – комплект типовых методов конструкторских решений и численных решений уравнений и комплект математических моделей типовых процессов.

- *Программное обеспечение, операционная среда и аппаратные средства* ПАК.

Принципиально новым решением при разработке двигательной установки УРМ-2 РКН «Ангара-А5» является включение испытаний ДУ изделия-прототипа в объём наземной стендовой отработки. В 2006 году на базе ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (НИЦ РКП) были проведены холодные и огневые стендовые испытания ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б». ДУ 3-й ступени РКН «Союз-2-1б» и ДУ УРМ-2 имеют близкую размерность и создаются на базе унифицированных жидкостных ракетных двигателей. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева получено разрешение ЦСКБ «Прогресс» на использование результатов испытаний РКН «Союз-2-1б».

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 программу экспериментальной отработки УРМ-2 включено единственное стендовое изделие для комплексных «холодных» и огневых испытаний ДУ.

Получены следующие результаты численного моделирования процессов в ДУ УРМ-2 и огневых стендовых испытаний:

- Изменение давления в баках кислорода и керосина близко к результатам огневых стендовых испытаний (ОСИ). Максимальное различие в измеренных и вычис-

ленных давлениях не превышает 8% по окислителю и 15% по горючему.

- Динамика изменения среднемаксимальной температуры парогазовой смеси в газовой полости бака окислителя подтверждает обеспечение необходимого перемешивания газа наддува и паров кислорода.

- Расчётные значения расхода газа наддува примерно на (20...25)% превышают полученные в эксперименте. Это говорит о превышении фактической среднемаксимальной температуры в газовой полости бака относительно расчётной величины.

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. Гневашев, А.П. 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.] // Альтернативная энергетика и экология. №3 (59). 2008. - 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, В.П. Фирсов // Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006-2008 гг. Выпуск II. / М.: Машиностроение, 2010. - С. 284...292.

УДК 539.374

ПЛАСТИЧЕСКАЯ ПОТЕРЯ УСТОЙЧИВОСТИ ПРИ ОСЕВОМ СЖАТИИ ТРУБЫ

Непершин Р.И.

Московский Государственный Технологический Университет «Станкин»

PLASTIC BUCKLING OF AXIALLY COMPRESSED TUBE

Nepershin R.I. Plastic forming of circular buckling folds is considered for axially compressed tube. Initial stage of the buckling fold forming is calculated using membrane rigid-plastic shell model with Mises yield criterion and plastic work hardening effect. Final stage of the buckling fold form-