

УДК 629.136

Развитие средств математического моделирования двигательных установок ракет космического назначения

И.С. Партола

Аннотация. Проанализирован типовой состав двигательных установок (ДУ) ракет космического назначения (РКН). Показана связь развития программных и аппаратных средств управления ДУ с совершенствованием их энергетических характеристик. Выделены этапы развития средств математического моделирования процессов и систем ДУ РКН. Сделан вывод о необходимости развития математического моделирования как средства совершенствования энергетических характеристик ДУ. Поставлена задача создания единого комплекса математических моделей процессов и алгоритмов управления двигательной установкой как средства сокращения времени и затрат на экспериментальную отработку.

Ключевые слова: ракета космического назначения, двигательная установка, жидкостный ракетный двигатель, математическая модель.

Постановка задачи

Анализ конструктивных особенностей и схемных решений двигательных установок (ДУ) ракет космического назначения и разгонных блоков, находящихся в настоящее время в эксплуатации, показывает, что существующие в настоящее время двигательные установки представляют собой многоуровневые системы, состоящие из автономных систем более низкого уровня. Анализ состава ДУ ракет-носителей «Протон-К», «Протон-М» и «Ангара», разгонных блоков «Бриз-М» и 12КРБ, разработанных в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [1], [2], показывают возможность разработки обобщенной схемы деления ДУ и её использования для анализа тенденций развития ракетной техники. Это положение также подтверждается анализом состава ДУ ракет-носителей «Зенит» и «Союз», разгонных блоков ДМ и Centaur [8], а также кислородно-водородного разгонного бока тяжёлого класса (КВТК).

Проектирование двигательных установок с встроенными функциями автоматического управления требует включить в процесс проектирования ДУ математическое, в частности, статистическое, моделирование процессов в двигательной установке с учетом разброса

определяющих параметров, внешних факторов и нестандартных ситуаций в полете [5], [6].

Задачей разработки средств математического моделирования процессов и систем двигательных установок ракет космического назначения является, таким образом, увязка обобщенной схемы деления ДУ и состава комплекса математических моделей.

Метод решения поставленной задачи

Метод решения поставленной задачи – расчётно-экспериментальный, заключающийся во введении в уравнения математической модели, которые строятся на базе известных законов сохранения массы энергии и импульса, экспериментальных (эмпирических) коэффициентов и уравнений связи. Эти параметры и уравнения, получаемые в результате наземных испытаний ДУ, позволяют учесть отличия условий наземных испытаний и лётной эксплуатации ДУ и выдать прогноз параметров ДУ в полёте.

Развитие двигательных установок и математических моделей ДУ

Типовая схема деления двигательной установки ракеты космического назначения представлена на рис. 1. Назначение составных частей ДУ приведено в табл.1.

Анализ состава ДУ РКН, конструкции и функциональных задач составных частей ДУ позволяет выделить 3 поколения созданных к настоящему времени двигательных установок.

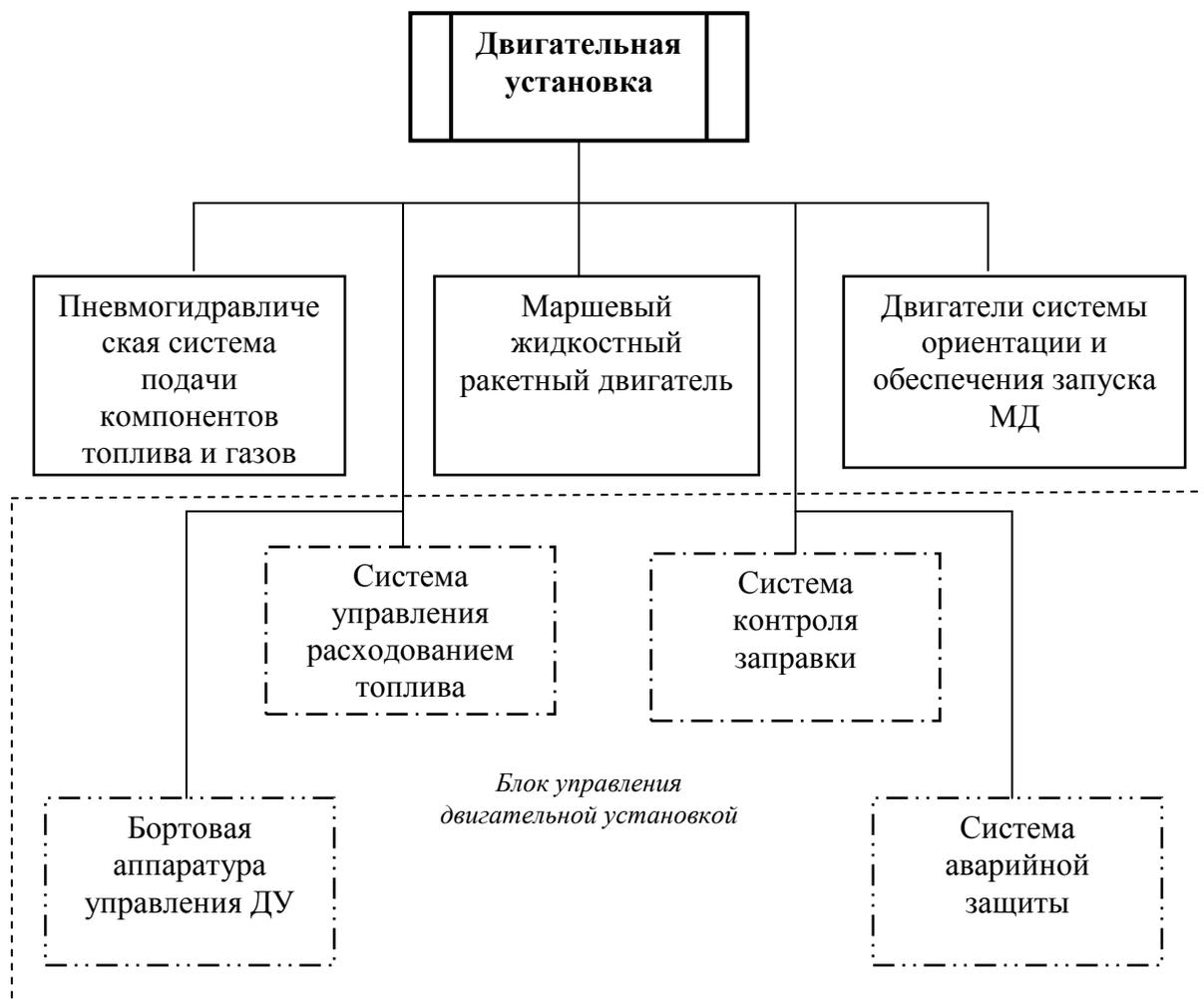


Рис. 1. Типовая схема деления ДУ.

Следует указать на разработку в головных отраслевых институтах требований к 4-му поколению ДУ. В частности, эти требования рассматривались в 2009...2010 годах на научно-техническом совете ФГУП «Центр Келдыша», обсуждавшем результаты работ по ОКР «Двигатель-2015» и результаты эскизного проектирования систем диагностики и аварийной защиты (СДАЗ) ЖРД многократного использования. Особенности 4-х поколений двигательных установок приведены в таблице 2.

Таблица 1

Основные составные части двигательной установки ракеты космического назначения
(разгонного блока)

№№ п/п	Составная часть ДУ	Назначение составной части ДУ
1	Маршевый двигатель (МД)	Создание импульсов силы тяги для выведения на опорную орбиту космической головной части и для выведения полезной нагрузки (ПН) на целевую орбиту.
2	Двигатели системы ориентации и обеспечения запуска МД (СООЗ)	Создание импульсов силы тяги для стабилизации разгонного блока при движении по орбите и его ориентации в пространстве.
3	Пневмогидравлическая система подачи (ПГСП)	Подача жидких (и газообразных) рабочих тел (в частности, компонентов топлива) с требуемыми параметрами на вход маршевого двигателя и двигателей СООЗ.
4	Система контроля заправки (СКЗ)	Выработка информационных сигналов об уровне топлива в баках и передача их в наземную систему управления с целью формирования управляющих команд на заправочные средства в процессе заправки ракеты космического назначения или разгонного блока.
5	Система управления расходом топлива (СУРТ)	Выработка информационных сигналов об уровне топлива в баках и передача их в бортовую систему управления с целью: <ul style="list-style-type: none"> • синхронизации выработки компонентов топлива из баков окислителя и горючего; • синхронизации выработки компонентов топлива из баков многоблочной ракеты-носителя («Анагара-А5», «Союз», «Протон»); • формирования прогноза момента опорожнения топливных баков.
6	Система аварийной защиты (САЗ)	Диагностика состояния ДУ и выдача (в реальном масштабе времени) в бортовую и наземную системы управления информации о критичных параметрах ДУ с целью раннего обнаружения и своевременного парирования нештатной ситуации. Парирование нештатных ситуаций по собственным алгоритмам.
7	Бортовая аппаратура ДУ	Обеспечение приёма и исполнения команд управления от

№№ п/п	Составная часть ДУ	Назначение составной части ДУ
		системы управления в соответствии с требуемым алгоритмом. Формирование и передача в систему управления функциональной информации о работе ДУ.

Первое поколение двигательных установок ракет космического назначения и разгонных блоков обеспечивает решение целевых задач (см. табл. 1) имея значительные неиспользуемые запасы рабочих тел. Второе поколение ДУ характеризуется наличием мощных маршевых двигателей, выполненных по замкнутой схеме, и появлением новой задачи выработки признака опорожнения топливных баков, решаемой системой управления расходом топлива.

Третье поколение двигательных установок требует решения задачи непрерывного управления наддувом и дренажом топливных баков. Наконец, четвертое поколение оснащено системой аварийной защиты, обеспечивающей автономную диагностику состояния ДУ и принятие решения о выходе из нештатных ситуаций. Кроме того, для четвертого поколения ДУ прорабатывается возврат к открытой восстановительной схеме маршевого двигателя, как менее опасной в нештатных ситуациях.

Из таблицы 2 можно сделать вывод о непрерывном увеличении количества задач, решаемых составными частями ДУ и соответствующем усложнении конструкции и алгоритмов управления ДУ. В частности, релейная информация заменяется непрерывной, возрастает количество объектов управления в составе ДУ, ставится задача определения момента выключения двигателя при окончании топлива в баках, появляются функции диагностики состояния ДУ и нормального и аварийного выключения двигателя.

Процесс усложнения и увеличения функций двигательной установки ракеты космического назначения сопровождается ужесточением требований к массовому совершенству ДУ. Выполнение этих требований обеспечивается, в частности, увеличением рабочих запасов топлива и рабочего тела наддува топливных баков за счет снижения гарантийных запасов, предназначенных для парирования внешних возмущений и нештатных ситуаций.

Снижение гарантийных запасов топлива и исключение гарантийных запасов рабочего тела наддува требует повышения точности расчетов внутрибаковых процессов. Точность расчета повышается при использовании математических моделей, настраиваемых по результатам экспериментальной отработки составных частей двигательной установки [2], [7], [8].

Конструкция и усложнение функциональных задач составных частей двигательной установки и ДУ в целом определили развитие математических моделей, используемых для расчета параметров ДУ и прогнозирования результатов последующих этапов экспериментальной

отработки. В общем можно выделить 4 поколения математических моделей, особенности которых приведены в таблице 3.

Таблица 2

Поколения двигательных установок

Составная часть ДУ	Поколение ДУ			
	1	2	3	4
Ракета (разгонный блок) космического назначения	«Бриз-М», «Бриз-КМ», Centaur	«Протон-М», «Зенит», 12КРБ, ДМ	«Ангара», КВТК	Перспективные носители.
Маршевый двигатель	Открытая генераторная схема	Замкнутая генераторная схема		Открытая (возможна замкнутая) генераторная схема
Двигатели СООЗ	Без регулирования давления в камере		С регулированием давления в камере	
Пневмогидравлическая система подачи (ПГСП)	Неуправляемые наддув и дренаж топливных баков	Релейное управление наддувом и дренажом топливных баков	Непрерывное управление наддувом и дренажом топливных баков	
Система контроля заправки	Отсутствует	Дискретное или непрерывное управление заправкой.		
Система управления расходом топлива	Отсутствует.	Управление синхронизацией опорожнения баков и боковых блоков и выработка признака окончания топлива.		
Бортовая аппаратура ДУ	Отсутствует.	Отсутствует или выдает релейную информацию о функциональных параметрах ДУ	Выдает непрерывную информацию о функциональных параметрах ДУ.	
Система аварийной защиты (САЗ)	Отсутствует	Отсутствует	Выдача функциональной информации о состоянии ДУ	Диагностика состояния и автономное принятие решения об аварийном выключении ДУ

Таблица 3

Особенности математических моделей двигательных установок

	Поколение математической модели			
	1	2	3	4
Система ДУ, летательный аппарат	ДУ «Протон-К», маршевые двигатели «Протон-М»	ДУ «Бриз-М», ДУ 12КРБ, маршевые двигатели «Ангара»	СУРТ «Протон-К», «Протон-М», СУРТ и ПГСП «Ангара»	ДУ КВТК
Особенности математических моделей:				
Расчетные соотношения -	На базе известных законов сохранения массы, энергии и импульса и общепринятых физических соотношений.		На базе известных законов сохранения, с учётом алгоритмов управления соответствующей системы ДУ.	
Константы уравнений	Определяются из опубликованных справочников.	Определяются и корректируются по результатам стендовых и лётных испытаний ДУ.		
Комплекс математических моделей -	Математические модели и программно-аппаратные комплексы расчёта параметров ДУ разрабатываются на уровне систем ДУ			Включён в комплексную программу экспериментальной отработки как отдельный объект испытаний.

Первое поколение математических моделей позволяет определить рабочие параметры двигательной установки с использованием известных физических постоянных и опубликованных справочных данных. Отсутствие привязки уравнений и исходных данных расчёта к конкретной ДУ требует ввести в расчёт определённые запасы. Второе поколение математических моделей обеспечивает возможность настройки по результатам стендовых и лётных испытаний. Третье поколение создаётся с учётом алгоритмов управления ДУ и развития статистического моделирования функционирования ДУ в возмущённых режимах. Переход от третьего поколения к четвертому сопровождается объединением моделей в единый комплекс.

Легко видеть, что поколения математических моделей не совпадают с поколениями двигательных установок. Например, в ДУ 2-го поколения ракеты-носителя «Протон-М» используются математические модели расходования топлива, позволяющие проводить статистическое моделирование, то есть относящиеся к 3-му поколению.

В то же время расчёт параметров ПГСП ДУ «Протон-М» выполнен с использованием математических моделей 1-го поколения. Двигательные установки ступеней ракеты-носителя «Ангара» проектируются на базе математических моделей, не связанных между собой (программно) исходными данными. Задача создания комплекса математических моделей поставлена только при проектировании ДУ КВТК.

Следует указать, что современные публикации о способах проектирования двигательных установок рассматривают математические модели процессов и систем ДУ, но не содержат достаточной информации о комплексном математическом моделировании функционирования двигательной установки в целом.

В работах [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8] рассмотрен положительный опыт использования математического моделирования при решении проблем, возникающих при выполнении опытно-конструкторских работ. Например, проблема высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и другие проблемы создания высокоэффективных двигателей были решены благодаря детальным исследованиям физической природы этих процессов при помощи математического моделирования. Специалистами NASA решена проблема вибрационного воздействия на экипаж космического корабля Orion в составе перспективного носителя Ares-I. В октябре 2009 года состоялся испытательный запуск по баллистической траектории испытательного варианта ракеты Ares-IX. Обработка результатов телеметрической информации о пуске и полёте показала «хорошую корреляцию с результатами компьютерного моделирования» [3]. Результаты телеметрических измерений в целом подтвердили компьютерные модели, разработанные при создании ракеты.

В работе [4], обобщающей современный зарубежный опыт проектирования двигательных установок ракет космического назначения, показано, что основной аналитический подход к

проектированию жидкостных ракетных двигательных установок основан на использовании математических моделей для воспроизведения многих процессов в системах двигателя. Для моделирования запуска, останова и дросселирования ЖРД используются нелинейные модели с большим количеством параметров и исходных данных, состоящие из алгебраических и интегрально-дифференциальных уравнений. Уравнения приводятся к виду, удобному для численного решения на компьютере, и позволяют получить зависимости параметров двигателя от времени. Компьютерная модель становится, по существу, макетом двигателя, который может быть изменен для расчета разных условий функционирования.

Научно-технические отчёты, выполненные специалистами ведущих ракетно-космических фирм, указывают на поиск ими путей оптимального использования средств математического моделирования при создании ракет-носителей и космических аппаратов. В частности, в работе [3] предложено использовать два типа моделей космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) – «полную» для конструирования и «упрощенную» для статистического моделирования отработки и эксплуатации КА.

Обсуждение результатов работ по разработке средств математического моделирования ДУ

Анализ работ [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8] показывает несколько серьёзных недостатков современных средств математического моделирования процессов и систем ДУ ракет космического назначения. Отсутствие увязки математических моделей составных частей ДУ через настраиваемые параметры (исходные данные расчета) приводит к тому, что каждая составная часть двигательной установки проектируется с собственными запасами работоспособности, дублирующими друг друга в масштабе ДУ в целом. Такая разобщенность средств моделирования и отработки составных частей ДУ снижает массовую эффективность двигательной установки и космического ракетного комплекса в целом.

Изложенные выше соображения позволяют сделать вывод о том, что необходима разработка комплекса математических моделей двигательной установки, обеспечивающего автономное проектирование и отработку каждой составной части ДУ и параллельный учет результатов проектирования и отработки других составных частей через параметры настраиваемых математических моделей.

Такая постановка задача увеличивает перечень задач наземной стендовой отработки двигательной установки и ее составных частей. Комплекс математических моделей ДУ становится самостоятельным объектом испытаний. При испытаниях стендовых изделий появляется задача определения эмпирических настроечных коэффициентов математических моделей составных частей ДУ. Однако объем самих испытаний может быть снижен, так как решение части задач

испытаний может быть перенесено на этап математического моделирования.

Выводы и рекомендации

1. Конструктивное подобие современных двигательных установок обеспечивает возможность разработки единых принципов математического моделирования процессов в них.

2. Необходима разработка комплекса математических моделей двигательной установки, обеспечивающего автономное проектирование и отработку каждой составной части ДУ и параллельный учет результатов проектирования и отработки других составных частей.

Библиографический список

1. Гневашев А.П., Никитин О.Д., Партола И.С. «Краткий историко-технический обзор ДУ с ЖРД, созданных в ОКБ-23 – КБ «Салют» в период 1952...2005 гг.» - «Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют»» - Москва, «Воздушный транспорт», 2006, сс. 294...302.

2. Гордеев В.А., Иванов В.П., Партола И.С., Фирсов В.П. – «Оптимизация процесса отработки ПГСР ракет и разгонных блоков» - «Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006-2008 гг. Выпуск II» - Москва, «Машиностроение», 2010, сс. 284...292.

3. “Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020”. Edited by C. Bruno and A.G. Accettura – American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Alexander Bell Drive, Reston, Virginia 20191-4344, 489 pp..

4. “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines.” – American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 370 L’Entant Promenade, SW, Washington DC, 20024-2518, 2008, 431 pp..

5. Вакушин В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г, Партола И.С. «Особенности работы системы контроля и управления расходом топлива разгонного блока с водородной двигательной установкой» - Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология» №3(59), 2008, сс. 103...107.

6. Гневашев А.П., Гордеев В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б. «Минимизация затрат топлива на наддув баков и захолаживание магистралей в системе ПГСР водородной двигательной установки с многоразовым включением» - Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология» №3(59), 2008, сс. 108...114.

7. Гневашев А.П., Гордеев В.А., Постоюк Е.И., Фирсов В.П. «Математическое моделирование тепломассообменных процессов в водородных системах» - Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология» №3(59), 2008, сс. 95...99.

8. Партола И.С. «Расчетно-экспериментальный метод проектирования капиллярных заборных устройств торовых топливных баков разгонных блоков и верхних ступеней ракет-

носителей» - Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2007, 180 с.

Партола Игорь Станиславович - КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, начальник отделения, к.т.н.; 121087, Москва, ул. Новозаводская, 18, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБ «Салют»;

тел. (499) - 749-9682, факс: (499) – 749-9598; e-mail: salut@khrunichev.com