

ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТНЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г.
*Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,
Россия, г. Москва, ул. Профсоюзная д.65
vladguc@ipu.ru*

Аннотация: в работе рассматриваются вопросы проектирования бортовых терминальных систем управления современных ракетных средств выведения, связанные с разработкой математического и программного обеспечения. Излагается математическая постановка и задачи проектирования и. краткое содержание основных этапов.

Ключевые слова: бортовые системы управления, ракетные средства выведения, математическое и программное обеспечение, вопросы проектирования.

Введение

При создании перспективных ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) наряду с известными задачами управления движением центра масс и стабилизации углового положения чрезвычайно актуальными становятся задачи управления процессами, которые происходят внутри баков и в топливных магистралях двигателя. Суть этих процессов состоит в следующем. На активных участках полёта происходит непрерывная подача жидких компонентов топлива из баков ракеты в работающий

двигатель. Освободившаяся емкость бака заполняется газом, и внутри бака создается давление наддува, необходимое для нормальной работы жидкостного двигателя. В баках происходят теплообменные процессы между газом, жидкостью и стенками баков, оказывающие существенное влияние на давление наддува и расход компонентов топлива из баков.

При управлении внутрибаковыми массо- и теплообменными процессами должен обеспечиваться устойчивый режим выделения энергии большой мощности в жидкостном ракетном двигателе. Ошибка в ходе такого управления является наиболее критичным фактором с точки зрения надежности решения задачи выведения.

Не менее актуальна в рамках рассматриваемой проблемы задача минимизации неиспользуемых остатков топлива, массы газов наддува и, значит, улучшения энергетических характеристик средств выведения.

Общее целевое назначение управления внутрибаковыми процессами заключается в обеспечении условий устойчивой, эффективной работы ЖРД, останова и повторного запуска двигателя при наиболее полной выработке компонентов топлива и минимальных потерях газа наддува при управлении. Единым объектом управления являются массо-и теплообменные процессы, протекающие в баках ступеней ракеты при работающем двигателе и в паузах на пассивных участках полета разгонных блоков.

В современных ракетах-носителях управление внутрибаковыми процессами реализуется интегрированными бортовыми системами управления расходом топлива (СУРТ) [1] и управления наддувом с использованием системы пневмогидравлической подачи компонентов топлива (ПГСП) [2].

В исследованиях по этой проблеме [3]:

- сформировано новое, актуальное направление в области управления перспективными ракетными средствами выведения. Новое направление тесно связано с решением двух фундаментальных проблем, возникающих при создании объектов ракетно-космической техники - повышение энергетических характеристик этих объектов и обеспечение безопасности их эксплуатации;
- сформулирована постановка задачи синтеза терминальных систем управления внутрибаковыми процессами ракетных средств выведения, реконфигурируемых в нештатных ситуациях;
- развиты принципы построения и методы синтеза систем управления внутрибаковыми процессами, обеспечивающих повышение надежности и энергетики перспективных средств выведения.

В данной работе излагаются вопросы проектирования бортовых терминальных систем управления современных ракетных средств выведения, связанные с разработкой математического и программного обеспечения.

Проектирование систем управления сложных технических систем, к которым относятся системы управления внутрибаковыми процессами, представляет собой сложный многоэтапный процесс проведения комплексных исследований [4]. В результате таких исследований назначаются цели проектирования и технические требования, определяется облик и структура системы, формулируется постановка задачи синтеза.

Отметим, что процесс проектирования в значительной мере основывается на тесном взаимодействии специалистов в области управления и инженеров-специалистов в данной предметной области.

Формальная постановка задачи проектирования исходит из формирования исходных атрибутов проектирования, отражающих физическую сущность создаваемой системы.

Целевое назначение проектируемой системы может быть представлено вектором целевых функций, сформированных в постановке задачи синтеза систем управления внутрибаковыми процессами ракетных средств выведения, реконфигурируемых в нештатных ситуациях.

Требования к системе задаются в виде заданных желаемых значений вектора целевых функций.

Основная цель терминального управления формулируется в виде краевых условий, накладываемых на конечные значения координат состояния системы.

Применительно к системам управления внутрибаковыми процессами, краевые условия накладываются на конечные значения масс компонентов топлива и на конечные значения давления наддува в газовых «подушках» баков, вытекающие из требования безаварийности останова двигательной установки.

Краевые условия на параметры траектории движения ракеты определяются падением отработавшей ступени в заданный район или выведением полезной нагрузки на заданную околоземную орбиту.

Целью управления нутрибаковыми процессами является также достижение наилучших энергетических характеристик ракеты-носителя, которое обеспечивается путем максимизации конечного значения модуля вектора кажущейся скорости.

Накладываются ограничения на координаты объекта, их производные и на управление. Наиболее существенными среди них являются ограничения на отклонения коэффициента соотношения расходов компонентов топлива через двигатель, на значения давления наддува в баках и давления в камере сгорания, обеспечивающие эффективную, устойчивую работу двигателя.

Помимо целевых функций, для проектируемой системы должны быть сформированы множество альтернативных проектных решений и множество режимов функционирования системы.

Множество альтернативных проектных решений формируется инженерами-специалистами в данной предметной области с помощью специалистов в области управления динамическими системами, формализующих инженерные знания и практику.

Выбор «наилучшего» из набора допустимых проектных решений производится для заданного множества режимов функционирования системы в штатных и нештатных ситуациях (НШС) [5].

Множество режимов функционирования содержит возмущенные варианты, в которых все агрегаты системы функционируют в штатном режиме, а также нештатные режимы функционирования для состояний системы с аппаратными отказами.

В процессе проектирования системы решаются две основные задачи. Одна из них заключается в выборе наилучшего проектного решения, другая - в проверке правильности его реализации.

Выбор наилучшего проектного решения представляет собой сложную задачу многокритериальной оптимизации. Действительно, сравнение альтернативных проектных решений по нескольким критериям должно производиться через решение весьма трудоемких задач. Для вычисления целевых функций необходимо проведение математического моделирования работы системы с использованием сложных, стохастических имитационных моделей ее функционирования. Контроль правильности реализации принятых решений проводится на основе экспериментальных данных, полученных в результате проведения стендовых испытаний системы и упомянутого выше имитационного математического моделирования в различных режимах функционирования системы.

На практике используется упрощенная технология выбора проектных решений и проверки правильности их реализации.

Рассматривается существенно ограниченное множество возмущенных штатных режимов функционирования системы, включающих только статистически предельные ситуации в плане энергетических характеристик ракеты-носителя и безаварийности выключения двигательной установки.

Существенное сокращение множества нештатных ситуаций достигается за счет агрегирования аппаратных отказов.

В упрощенной технологии для вычисления целевых функций могут использоваться сравнительно простые имитационные модели функционирования системы.

При решении задачи выбора проектных решений отличие фактических значений от желаемых определяется ошибками в принятии решений и является информацией для коррекции таких решений.

Выбор наилучшего проектного решения и контроль правильности его реализации представляет собой итеративный процесс. Процедура выбора повторяется на различных этапах проектирования (эскизное проектирование, этапы отработки агрегатов и алгоритма управления системы, проверка системы на стендовом комплексе, аналого-цифровое моделирование, летно-конструкторские испытания).

В докладе излагается краткое содержание основных этапов разработки математического и программного обеспечения, определяющих технологию выбора наилучших проектных решений и контроль правильности их реализации.

Изложенная технология проектирования и методов отработки бортовых систем управления постоянно совершенствуется, с учетом опыта натурных испытаний и эксплуатации системы в составе отечественных средств выведения. Эта технология позволяет в наиболее полном объеме проверить работу системы и ее алгоритмов в наземных условиях, максимально приближенных к условиям эксплуатации, и в значительной мере исключить проектные ошибки.

Разработанная технология после тщательной проверки нашла широкое применение при проектировании систем СУРТ и ПГСР отечественных ракет-носителей и разгонных блоков, включая современные разработки для РН «Ангара», РН «Союз», РБ КВТК.

Получены оценки эффективности применения бортовых систем управления расходом топлива перспективных ракетно-космических средств выведения.

Для РН легкого класса «Ангара-1.2» управление полной выработкой топлива последней второй ступени обеспечивает выигрыш в полезной нагрузке при выведении на низкую околоземную орбиту – 145 кг.

Для РН среднего класса «Ангара-А5» управление полной выработкой топлива последней третьей ступени обеспечивает выигрыш в полезной нагрузке, ориентировочно, – 350 кг.

Суммарная эффективность управления расходом топлива для трехступенчатой РН «Протон-М» характеризуется увеличением веса полезной нагрузки на 450 кг. Для РН «Протон-М» не менее важное значение имеет уменьшение неиспользуемых остатков токсичных компонентов топлива, отработанных нижних ступеней ракеты, загрязняющих районы их падения. Для 1-й ступени РН «Протон-М» управление расходом топлива обеспечивает уменьшение веса суммарного остатка топлива на величину ~ 2 т.

Литература

1. Андриенко А.Я., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Системы управления расходом топлива жидкостных ракет (история создания и пути развития). – Космонавтика и ракетостроение, 1999, вып. 15.
2. Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К. и др. Новые технологии построения пневмогидравлических систем подачи топлива в ЖРД // Датчики и системы, 2002, № 9. С. 48 – 59.
3. Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г., Муранов А.А., Чадаев А.И., Тропова Е.И. Принципы построения и методы синтеза систем управления внутрибаковыми процессами ракетных средств выведения, реконфигурируемых в нештатных ситуациях. НТО по теме, РФФИ, ИПУ РАН, 2014 г.
4. Краснощеков П.С., Федоров В.В., Флеров Ю.А. Элементы математической теории принятия проектных решений // Автоматизация проектирования. – 1997. – № 1. – С. 15–23.
5. Андриенко А.Я., Тропова Е.И., Чадаев А.И. Совершенствование бортовых систем обеспечения безопасности выведения на орбиту // Датчики и системы. 2011. № 9. С. 6-9.