

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

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 создаётся 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 полёта 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.

1 Математическая постановка задачи проектирования системы управления внутрибаковыми процессами

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.

Прежде, чем перейти к формальной постановке задачи проектирования, рассмотрим проблемы формирования исходных атрибутов проектирования, отражающих физическую сущность создаваемой системы.

Прежде всего, должно быть формализовано целевое назначение проектируемой системы. Оно может быть представлено вектором целевых функций, сформированных в постановке задачи синтеза систем управления внутрибаковыми процессами ракетных средств выведения, реконфигурируемых в нестандартных ситуациях.

Далее формируются требования к системе в виде заданных желаемых значений вектора целевых функций.

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

Краевые условия, накладываемые на конечные значения масс компонентов топлива и на конечные значения давления наддува в газовых «подушках» баков, вытекающие из требования безаварийности останова двигательной установки, могут быть записаны в следующем виде:

$$(1) \quad m_{\ell}(t_k) \geq m_{\ell \min}, \quad P_g(t_k) \geq P_{\min}(t_k).$$

Краевые условия на параметры траектории движения ракеты определяются падением отработавшей ступени в заданный район или выведением полезной нагрузки на заданную околоземную орбиту. Здесь они упрощенно задаются в виде функции модуля вектора кажущейся скорости и угла тангажа:

$$(2) \quad \Phi(w(t_k), \theta(t_k), t_k) = 0.$$

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

Невязки краевых условий являются аргументами целевых функций, которые, исходя из требований к системе, ограничиваются заданными желаемыми значениями.

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:

$$(3) \quad \begin{aligned} P_{\min}(t) &\leq P_g(t) \leq P_{\max}(t), \\ \delta k_{\min} &\leq \delta k(t) \leq \delta k_{\max}, \\ \delta p_{\min} &\leq \delta p(t) \leq \delta p_{\max}. \end{aligned}$$

В данном случае целевые функции задаются для отклонений координат от номинальных значений, например, в виде среднеквадратических значений отклонений, на которые накладываются ограничения.

Назначение сформулированных выше требований (1÷3) является результатом комплексных исследований, проводимых инженерами и экспертами по целевому применению системы в конструкторском бюро.

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

Множество проектных решений должно быть конструктивно описано. Каждое проектное решение задается совокупностью параметров $z=(z^{(1)}, z^{(2)}, \dots, z^{(Q)})$, определяющих принципы построения и технические характеристики аппаратного состава, структуру и параметры алгоритма управления системы.

Применительно к управлению внутрибаковыми процессами такими параметрами являются, например, технические характеристики измерительных датчиков, временные и геометрические интервалы между чувствительными элементами датчиков уровней, параметры регуляторов коэффициента соотношения расходов компонентов и расхода газа наддува, коэффициенты уравнений влияния внешних факторов на параметры двигателя, теплофизические параметры компонентов топлива и газов наддува. Перечисленные параметры в формальной постановке задачи синтеза трансформируются в параметры правых частей уравнений 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.

Рассматриваются отказы в равномерном измерительном тракте, в системе измерения давлений наддува, а также в исполнительных органах, регулирующих отклонения коэффициента соотношения расходов и подачу газа наддува в баки.

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.

В связи с этим, ниже предлагается упрощенная технология выбора проектных решений и проверки правильности их реализации.

Будем рассматривать существенно ограниченное множество возмущенных штатных режимов функционирования системы $R_{Ш}=(R_{Ш1}, R_{Ш2}, \dots, R_{ШN})$, включая в него только статистически предельные ситуации в плане энергетических характеристик ракеты-носителя и безаварийности выключения двигательной установки. Существенное сокращение множества нештатных ситуаций $R_{НШС}=(R_{НШС1}, R_{НШС2}, \dots, R_{НШСК})$ достигается за счет агрегирования аппаратных отказов.

Будем предполагать, что для всех штатных режимов функционирования задается один и тот же желаемый вектор целей $C_{Ш}=(C_{Ш}^{(1)}, C_{Ш}^{(2)}, \dots, C_{Ш}^{(M)})$, для каждой нештатной ситуации задается свой вектор приемлемых целей, достигаемых в данной НШС: $C_{к НШС}=(C_{к НШС}^{(1)}, C_{к НШС}^{(2)}, \dots, C_{к НШС}^{(M)})$, $к=1, 2, \dots, K$.

Для штатных режимов функционирования формируется множество альтернативных проектных решений $z_{Ш}=(z_{Ш1}, z_{Ш2}, \dots, z_{ШN})$.

В нештатных ситуациях будем принимать во внимание возможность реконфигурации системы на аппаратном, алгоритмическом и программном уровнях для адаптации к изменившимся условиям функционирования и сохранения работоспособности системы. В связи с этим для каждой агрегированной нештатной ситуации сформируем ограниченное множество альтернативных проектных решений $z_{к НШС}=(z_{к НШС1}, z_{к НШС2}, \dots, z_{к НШСP})$, $к=1, 2, \dots, K$.

Пусть $\tilde{c}_{\ell Ш}$, $\ell=1, 2, \dots, L$, $\tilde{c}_{к НШС}$, $к=1, 2, \dots, K$ – фактические значения целевых функций, полученных при имитационном моделировании и стендовых испытаниях для данного режима функционирования системы.

Отметим, что 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.

В задаче оценки правильности реализации принятого решения отличие результатов эксперимента от заданных желаемых значений связано с ошибками в реализации проектного решения и является информацией для диагностики причин таких ошибок.

Введем штрафную функцию, характеризующую отличия фактических и желаемых значений целевых функций в данном режиме функционирования

$$(4) \quad F(C_{\text{ш}}, \tilde{C}_{\ell\text{ш}}) = \sum_{m=1}^M w^{(m)}(R_{\ell\text{ш}}) f(C_{\text{ш}}^m, \tilde{C}_{\ell\text{ш}}^m)$$

$$(5) \quad F(C_{\text{к ншс}}, \tilde{C}_{\text{к ншс}}) = \sum_{m=1}^M w^{(m)}(R_{\text{к ншс}}) f(C_{\text{к ншс}}^m, \tilde{C}_{\text{к ншс}}^m)$$

В (4, 5) f – булева функция, принимающая значение «1», если фактическое значение целевой функции превышает заданное желаемое значение, и значение «0», если фактическое значение целевой функции не превышает заданное желаемое.

Для учета условий функционирования системы в различных режимах вводится вектор весовых коэффициентов $w = (w^{(1)}, w^{(2)}, \dots, w^{(M)})$ для компонентов вектора цели, определяемых приоритетностью каждой из целей и возможностью достижения этой цели – в функции от фактического режима функционирования агрегатов системы.

Значения штрафных функций могут использоваться для диагностики ошибок реализации проектных решений.

Наилучшее проектное решение из заданного множества может выбираться из условий:

$$(6) \quad z_{\text{ш}} = \operatorname{argmin} \left\{ \sum_{\ell=1}^L F(C_{\text{ш}}, \tilde{C}_{\ell\text{ш}}) \right\}$$

$$(7) \quad z_{\text{к ншс}} = \operatorname{argmin} F(C_{\text{к ншс}}, \tilde{C}_{\text{к ншс}})$$

Выбор наилучшего проектного решения (6, 7) и контроль правильности его реализации представляет собой итеративный процесс. Изложенная 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). На каждом этапе по результатам испытания системы производится корректировка решений, принятых ранее.

Помимо проектного решения, в этом итеративном процессе могут изменяться также требования к системе в виде заданных желаемых значений вектора целевых функций в тех случаях, когда не удастся найти приемлемое проектное решение, удовлетворяющее заданным требованиям. Процедура выбора повторяется, пока требования не станут согласованными с располагаемым множеством альтернативных проектных решений.

Принятая упрощенная технология выбора проектных решений является достаточно эффективной в плане отбраковки основного числа неудовлетворительных альтернативных вариантов. Такая технология получила практическое применение на этапе эскизного проектирования. При проверке правильности реализации проектных решений упрощенная технология используется при стендовой отработке системы, при разработке бортового программного обеспечения (БПО) системы на этапе его автономной проверки по тестовым примерам и на этапе совместных отработочных испытаний в составе БПО комплекса систем ракеты-носителя при имитационном моделировании полета.

Вместе с тем окончательные значения параметров алгоритма управления находятся путем оптимизации целевых функций в процессе исследований динамики и точности системы при статистическом имитационном моделировании работы системы с использованием детальных математических моделей, максимально приближенных к условиям эксплуатации.

2 Краткое содержание основных этапов проектирования математического и программного обеспечения систем управления

Можно выделить следующие основные этапы разработки математического и программного обеспечения, определяющие технологию выбора наилучших проектных решений и контроль правильности их реализации.

- 1) Выбор принципов построения и синтез алгоритмов управления.
- 2) Разработка математического описания алгоритма в виде блок-схемы вычислительных операций и бортовой программной реализации (БПО) алгоритма.
- 3) Разработка детального математического описания объекта управления, каналов измерения и исполнительных органов. Составление программы для статистического моделирования работы системы и оценки динамических и точностных характеристик.
- 4) Разработка методики формирования тестовых примеров для автономной проверки бортовой программной реализации системы.
- 5) Формулировка задач и принципов автономной отработки БПО.
- 6) Проведение совместных отработочных испытаний БПО на моделирующем стенде.
- 7) Анализ результатов натурных испытаний.

Методика синтеза алгоритма управления формируется на основе методов общей теории управления и теории бортовых терминальных систем. Определяются функции, которые должен выполнять алгоритм управления, и выделяется существенно ограниченное множество альтернативных проектных решений, реализующих эти функции. В число этих функций, как правило, входят фильтрация погрешностей измерения, прогнозирование невязок краевых условий и диагностика структурного состояния системы.

В связи с усложнением задач, решаемых бортовыми терминальными системами, и расширением их функциональных возможностей развивается новая аддитивная технология поэтапного синтеза терминального управления. Новая технология основывается на декомпозиции исходной задачи синтеза на последовательность усложняющихся задач. Предполагается сохранение преемственности промежуточных решений. На основе этих решений выделяются классы терминального управления, различающегося по характеру и степени использования априорной и текущей информации. Отметим, что новая технология, кроме преодоления трудностей поиска решения сложной задачи синтеза, позволяет поэтапно контролировать правильность промежуточных решений.

Методы оценки динамики и точности систем используют имитационное статистическое моделирование на основе детального математического описания процессов, протекающих в объекте управления, в штатных и нештатных условиях функционирования. Такое моделирование позволяет, с одной стороны, проверить правильность выбранных алгоритмических решений, а, с другой стороны, оценить с высокой степенью достоверности уровень энергетических потерь, связанных с погрешностью работы системы управления.

Бортовой алгоритм управления представляет собой набор достаточно сложных формализованных процедур, выполняющих функции приема и обработки входной информации, диагностики изменений в системе, вызываемых аппаратными отказами, формирования управляющих команд в штатных и нештатных условиях работы системы. Соответствующее алгоритму бортовое программное обеспечение (БПО) имеет сложную разветвленную структуру и характеризуется большим числом возможных состояний.

Отмеченные выше факторы определяют значительную трудоемкость и высокий уровень ответственности при проведении отработки алгоритма управления и БПО. Процесс отработки разбивается на несколько самостоятельных этапов. Проведение отработки алгоритма управления и анализ результатов испытаний на каждом этапе проводится по специально разработанным методикам.

Основная задача этапов отработки заключается в надежной верификации соответствия программного обеспечения, реализованного на борту ракеты-носителя, математическому прототипу в части выполнения всех функций, обеспечивающих решение задач управления с заданным качеством.

Исследованы возможности совершенствования алгоритмов управления на основе анализа бортовых систем управления по результатам проведения натурных испытаний.

Для заключительного этапа проектирования – натурных испытаний – разрабатывается информационно-аналитическое обеспечение запусков ракет-носителей в части бортовых систем управления.

В связи с рядом аварий, произошедших в последние годы при запусках российских средств выведения, в плане контроля надежности и безопасности Российским космическим агентством поставлена задача предполетного моделирования.

Для решения этой задачи создаются стенды математического моделирования с целью проверки и оценки выполнения полетных заданий РН в штатных и нештатных ситуациях выведения.

Моделирующий комплекс (МК), предназначенный для имитации процессов управления полетом ракеты-носителя, состоит из имитационных моделей объекта управления, измерительных и исполнительных устройств, реализуемых на универсальных вычислительных средствах, и бортового программного обеспечения всех систем носителя, которое реализовано на бортовой вычислительной машине.

При создании таких стендов возникает самостоятельная задача разработки имитационных программных модулей объектов систем управления.

Условия проверки бортового программного обеспечения системы при совместных отработочных испытаниях на моделирующем комплексе максимально приближены к реальным условиям ее эксплуатации.

Завершающим этапом отработки бортовых систем управления ракет-носителей (РН) с жидкостными ракетными двигателями являются летно-конструкторские испытания (ЛКИ). Целью ЛКИ является выяснение соответствия характеристик РН и ее бортовых систем требованиям технического задания. Для этого после каждого пуска РН проводится анализ функционирования бортовых систем управления: определяется работоспособность, оцениваются точность, величины возмущающих факторов, выявляются возможные аномалии в работе измерительных приборов, исполнительных органов и др.

Важное место в этом анализе занимает оценивание случайных неконтролируемых возмущений и точностных показателей работы бортовых систем в штатных условиях эксплуатации. При этом используются априорные данные (модель и параметры объекта управления) и телеметрическая информация.

Развиваются методы анализа динамических процессов в бортовых системах управления жидкостных ракет-носителей на этапе летно-конструкторских испытаний.

Отметим, что методики анализа применяются не в реальном масштабе времени, а после проведения летного испытания РН, и при ограниченном количестве телеметрических измерений координат объекта управления.

Методика анализа динамических процессов в бортовых системах управления и оценивания случайных возмущений и точностных показателей систем на этапе ЛКИ является необходимым инструментом для принятия решения о соответствии характеристик требованиям технического задания и выявления причин невыполнения системой заданных требований. В связи с этим методика анализа, наряду со стендом математического моделирования с целью проверки и оценки выполнения полетных заданий РН, неотъемлемой частью входит в состав информационно-аналитического обеспечения запусков ракет-носителей.

Заключение

Изложенная технология проектирования и методов отработки 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.

Наряду с тем, что каждый из этапов отработки решает свои задачи, в определенной мере имеет место дублирование в проверке правильности функционирования алгоритма управления и БПО на каждом последующем этапе отработки. Тем самым снижается риск проникновения на борт РН проектных и технологических ошибок, допущенных при разработке алгоритма управления и БПО.

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 «Протон-М», 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.