

DOI:  
**РАЗВИТИЕ НОВЫХ ПРИНЦИПОВ И МЕТОДОВ СИНТЕЗА ТЕРМИНАЛЬНОГО  
УПРАВЛЕНИЯ ПОДВИЖНЫМИ ОБЪЕКТАМИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ НОВЫХ ЗАДАЧ  
РАКЕТОДИНАМИКИ**

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

*Аннотация: Современные условия эксплуатации потребовали расширения возможностей применения, повышения безопасности и экономичности ракетных средств выведения. В условиях роста конкуренции на рынке коммерческих запусков ракет-носителей и разгонных блоков чрезвычайно актуальной является задача повышения средствами управления потенциальной грузоподъемности, надежности, безопасности и точности отечественных ракетных средств выведения. В рамках этой проблемы актуальными являются вопросы управления внутрибаковыми процессами, относящиеся к сравнительно мало изученной в ракетодинамике области управления массо-и теплообменными процессами в баках и магистралях жидкостных двигателей. Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 20-08-00073).*

Ключевые слова: ракетные средства выведения, энергетические характеристики, надежность, синтез терминального управления, внутрибаковые процессы.

## **Введение**

В докладе излагаются результаты исследований в области управления внутрибаковыми процессами, которые объединяют наименее освещенные в ракетодинамике процессы выработки компонентов топлива и наддува баков ракеты [1].

Суть этих процессов состоит в следующем. На активных участках полета происходит непрерывная подача жидких компонентов топлива из баков ракеты в работающий двигатель. Освободившаяся емкость бака заполняется газом для создания внутри бака давления наддува, необходимого для нормальной работы жидкостного двигателя. В баках происходят теплообменные процессы между газом, жидкостью и стенками баков, оказывающие существенное влияние на давление наддува и расходы компонентов топлива из баков. Для управления этими процессами в баках устанавливаются датчики давления и дискретные датчики контроля уровня жидкости. В магистралях двигателя устанавливаются датчики расходов. Вся эта информация, дополненная измерениями кажущейся скорости, поступает в бортовой компьютер для вычисления управляющих воздействий. Часть команд управления поступает на регуляторы двигателя. Эти команды задают суммарный расход топлива и соотношение расходов компонентов. Другая часть команд поступает на регуляторы газа наддува и дренажно-предохранительный клапан.

Управление внутрибаковыми процессами должно обеспечивать устойчивый режим выделения энергии большой мощности в ЖРД и создания тяги, безаварийный останов и повторный запуск двигателя. Управление внутрибаковыми процессами может обеспечить также наиболее эффективную выработку топлива и минимальные затраты газа наддува. Таким образом, совершенствуя это управление, можно наиболее эффективно воздействовать на энергетические и надежность характеристики ракет-носителей (РН).

Раскроем понятие энергетических и надежность характеристик РН и проанализируем физические основы воздействия управления внутрибаковыми процессами на эти характеристики.

## **1 Понятие энергетических и надежность характеристик РН и физические основы воздействия управления внутрибаковыми процессами на эти характеристики**

Под энергетическими характеристиками РН обычно понимают максимальные значения массы выводимого груза или высоты орбиты выведения при заданной стартовой массе РН. Еще одним показателем, связанным с вышеуказанными, который полезно использовать в нашем случае, является предельное значение кажущейся скорости, достигаемой ступенью РН в момент выключения двигательной установки.

Для повышения энергетических характеристик, помимо выбора наиболее эффективного топлива, совершенствования двигателя, оптимизации траектории выведения, важное место занимает повышение эффективности использования располагаемых запасов топлива.

На процессы расходования компонентов топлива двигательной установкой воздействуют случайные возмущающие факторы типа погрешностей заправки, температурные, по давлению наддува баков, ошибки настройки жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на номинальное значение соотношения массовых расходов компонентов топлива и др. В результате такого воздействия компоненты топлива вырабатываются из баков не одновременно, что обуславливает случайное перераспределение конечных остатков топлива по бакам (слабо влияя на суммарную составляющую конечного остатка). В результате воздействия траекторных возмущений (отклонений аэродинамических параметров и удельной тяги и проч.) возникает неопределенность в количестве топлива, которое может быть выработано при решении задачи выведения.

В этих условиях запрашиваемого количества компонентов топлива в баках ступени ракеты должно быть гарантированно достаточным для решения задачи выведения и безаварийного выключения двигательной установки при воздействии всех возмущающих факторов.

Возникает понятие гарантийного запаса топлива. В каждом из баков ракеты дополнительно к рабочему запасу топлива, полностью расходуемому в расчетных условиях выведения, резервируется некоторый запас, предназначенный для компенсации случайных возмущений.

Выделение гарантийных запасов топлива из общего запрашиваемого в баки ракеты количества возможно за счет соответствующего сокращения выводимого груза, что приводит к снижению номинальной «грузоподъемности» ракеты.

Величины гарантийных запасов топлива могут быть существенно снижены до уровня, не превышающего 0,5 % от массы рабочих запасов топлива, за счет использования на РН систем управления расходованием топлива (СУРТ). Отметим, что без применения СУРТ гарантийные запасы могут достигать до 5 % от массы рабочих запасов топлива. Снижение уровня гарантийных запасов топлива по известным соотношениям может быть переведено в массу дополнительного выводимого на орбиту полезного груза.

Под безопасностью технического объекта принято понимать свойство не создавать угрозу здоровью и жизни людей, материального ущерба, нанесения вреда окружающей среде в процессе эксплуатации объекта. Применительно к ракетам-носителям указанные свойства характеризуются риском возникновения аварийных ситуаций и тяжестью их последствий из-за падения фрагментов ракеты по трассе выведения, разрушения стартового комплекса, потери полезной нагрузки. Кроме того, экологический ущерб можно характеризовать районами падения отработанных ступеней ракеты-носителя, отчуждаемыми под эксплуатацию ракет-носителей.

Возможность нанесения того или иного рода ущерба главным образом связана с возникновением нештатных ситуаций из-за аппаратных отказов. Отказы являются случайными событиями. Возможность и частоты их появления характеризуют надежность технического изделия.

Обширное множество причин возможных аварийных ситуаций (отказов агрегатов и бортовых систем РН и проч.) разделяется на две группы.

Первая - это те отказы, вероятности возникновения которых могут быть сведены к малым величинам на основе использования принципов дублирования и резервирования элементов и внутренних технических блоков, входящих в состав агрегатов и бортовых систем, при всеобъемлющей экспериментальной (наземной и летной) отработке и отладке этих агрегатов и систем.

Вторая - это те отказы, вероятность возникновения которых и влияние этих отказов на процесс выведения могут быть снижены за счет совершенствования бортовых систем управления. Основным источником таких отказов в РН являются ее двигатели - вероятности аварий любых сколь-нибудь энергетически напряженных технических устройств, как известно, не могут быть обращены в нуль, а ЖРД являются объектами, уникальными (в технике) по удельной, на единицу массы конструкции мощности (уступая в этом отношении только боевым устройствам импульсного действия атомным бомбам и проч.). С отказами двигателей связывают свыше 70 % аварийных пусков.

Отметим, что при управлении расходованием топлива в широком смысле, помимо повышения энергетических характеристик ракеты-носителя, ставится задача повышения надежности и безопасности достижения заданной цели выведения каждой отдельной ступени и всей ракеты-носителя в целом. В этом плане управление расходованием топлива должно обеспечить устойчивую работу ЖРД путем удержания соотношения текущих расходов компонентов топлива в заданном диапазоне и безаварийное выключение двигателя при минимальных неиспользуемых остатках топлива. Следует отметить, что преждевременное безаварийное выключение двигателя приводит к потере энергии ракеты-носителя, что может привести к невыполнению задачи выведения.

Проблема устойчивой работы ЖРД в значительной мере зависит также от решения другой задачи управления процессами, протекающими в баках и в газовых «подушках» баков, определяющими

давление на входе в топливные насосы. При падении давления ниже определенного уровня может возникнуть кавитационный режим работы насосов, губительный для конструкции ЖРД. Во избежание описанных аварийных ситуаций требуется управлять давлением газа в «подушке» баков так, чтобы отклонение от заданного программного уровня не превышало допустимых пределов. С другой стороны, превышение давления наддува сверх верхнего допустимого значения угрожает прочности стенок баков. Для обеспечения запуска двигателей верхних ступеней может потребоваться поддержание повышенного давления наддува в течение времени, гарантирующего выход двигателя на режим устойчивой работы. Для обеспечения устойчивой работы кислородно-водородного двигателя, используемого, например, в разгонном блоке РБ «КВТК», возникает задача управления температурой жидкого водорода.

Принимая во внимание отмеченную выше критичность влияния управления внутрибаковыми процессами на безопасность ракеты-носителя, очевидна необходимость сохранения работоспособности этой системы при возникновении нештатных ситуаций. Отсюда вытекает актуальность проблемы повышения отказоустойчивости системы при синтезе алгоритма управления.

## **2 Возможности повышения безопасности и энергетики ракетных средств выведения на основе интеграции управления внутрибаковыми процессами для надежного и эффективного создания тяги двигателя**

С точки зрения безопасности и эффективности ракетных средств выведения существенное значение имеет формирование нового, актуального направления в области управления перспективными ракетными средствами выведения.

Изначально в рамках проблемы управления внутрибаковыми процессами выделялись и, исходя из определённых допущений, решались независимо друг от друга две задачи:

- управления выработкой топлива из баков на основе применения системы управления расходом топлива (СУРТ);
- управления наддувом с использованием системы пневмогидравлической подачи компонентов топлива (ПГСП).

Синтез этих систем в рамках единого направления не является механическим объединением данных задач управления. Обе системы взаимосвязаны через единый объект управления. Фактор взаимосвязанности систем наиболее эффективно используется при решении общей задачи синтеза, что в итоге позволит придать обеим системам новые положительные свойства [2].

При независимом рассмотрении задачи СУРТ не учитывается влияние изменения давлений наддува в газовых «подушках» баков на значение коэффициента соотношения расходов компонентов через двигатель и на динамику уровня жидкости в успокоительной трубе датчика уровней, гидравлически связанного с баком. Упрощённо процессы испарения жидких компонентов представляются без учёта уравнений теплообменных процессов на границе раздела жидкости и газа.

При независимом рассмотрении задачи управления наддувом не учитываются уравнение энергии в жидкости и уравнения сохранения объёмов газа и жидкости в баках, соответствующие особенностям управления СУРТ.

В общей задаче управления внутрибаковыми процессами управление наддувом является одной из компонент общего управления единым объектом, включающим как уравнения, описывающие тепловые процессы в баках, так и уравнения расходом компонентов топлива, поступающих из баков в двигательную установку.

Стремление к упрощённым, декомпозированным постановкам задачи ранее во многом было обусловлено отсутствием мощных вычислительных средств, допускающих адекватное моделирование сложных многомерных объектов.

Однако на современном этапе при создании ракет-носителей нового поколения, для которых характерны изменения в широких диапазонах тяги и давления наддува в двигательной установке, независимое выполнение СУРТ и ПГСП своих функций приводит к энергетическим потерям, в частности из-за неэффективного использования запасов газа. Издержки раздельного решения задач синтеза СУРТ и ПГСП наиболее очевидны по отношению к разгонным блокам с неоднократным включением двигательной установки, в особенности при использовании водорода в качестве одного из компонентов топлива. Эффективное управление внутрибаковыми процессами становится невозможным без корректного и наиболее полного учёта всех факторов, определяющих теплофизические параметры газа и жидкости и степень выработки компонентов топлива из баков.

Применительно к разгонным блокам возникают новые задачи управления теплофизическими параметрами газа и жидкости в паузах и обеспечения условий для повторного запуска двигателя.

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.

Для того, чтобы связать управление внутрибаковыми процессами непосредственно с показателем (значением продольной составляющей кажущейся скорости, полученным в конце полёта ступени), характеризующим энергетические возможности ракеты, в описание объекта управления входит группа уравнений, которая характеризует зависимость тяги от суммарного расхода топлива и определяет изменение кажущегося ускорения ракеты-носителя.

Формальная постановка задач управления внутрибаковыми процессами основывается на математическом описании процессов выработки компонентов топлива, устойчивой работы, запуска и останова жидкостного двигателя, теплообменных процессов, обеспечивающих создание тяги и набор кажущейся скорости РН, принципов действия измерительных устройств и исполнительных органов, а также на знании характеристик возмущающих факторов и ошибок измерения.

Цель управления задаётся краевыми условиями, наложенными на вектор-функцию координат объекта.

Одно из краевых условий задаётся применительно к продольной составляющей кажущейся скорости в конце полёта ступени либо жёстко – в виде заданной величины, либо в виде функции кажущейся скорости и угла тангажа. Таким образом, упрощённо учитываются краевые условия параметров траектории движения ракеты, обеспечивающие попадание отработавшей ступени в заданный район или выведение полезной нагрузки на заданную околоземную орбиту.

Другая группа краевых условий позволяет учесть тот факт, что энергетический ресурс реального объекта конечен. При этом полная выработка ресурса связана с достижением предельных конечных значений масс компонентов топлива. Дальнейшая работа двигателя и уменьшение остатков компонентов топлива до уровня ниже предельно допустимого связана с риском аварии из-за возникновения кавитационного режима и пожара в двигателе. Краевые условия могут задаваться применительно к конечным значениям давления наддува в газовых «подушках» баков.

Управление в рассматриваемой задаче производится на основе измерений масс компонентов топлива в баках и давлений наддува в газовых «подушках». Кроме того, для измерения расходов компонентов топлива могут использоваться расходомеры, установленные в магистралях двигателя. Температуры жидких компонентов могут измеряться датчиками температуры на входе в двигатель.

Задача управления внутрибаковыми процессами в такой постановке относится к классу задач терминального управления [3]. Решение сформулированной задачи с максимальной статистической точностью позволяет реализовать предельные энергетические возможности ракеты-носителя, которые характеризуются значением продольной составляющей кажущейся скорости в конце полёта ступени либо массой полезной нагрузки, выводимой на заданную околоземную орбиту.

Основным показателем безопасности при решении данной терминальной задачи является вероятность выполнения условий безаварийного останова двигателя, исключающих недопустимый режим его работы на одном компоненте.

Пусть  $W_{окт}$  - значение кажущейся скорости в момент достижения одного из краевых условий по остаткам компонентов топлива,  $W$  - значение кажущейся скорости в момент выключения двигателя.

Тогда критерий безопасности РН в плане обеспечения условий безаварийного выключения двигательной установки можно определить вероятностью выполнения следующего условия:  $J = P(W \leq W_{окт})$ .

Максимизация критерия безопасности и энергетических возможностей РН, которые характеризуются значением  $W_{зад}$  кажущейся скорости, набираемой РН в конце полёта последней ступени, являются противоречивыми задачами. Компромиссное решение достигается на основе выбора гарантийных запасов компонентов топлива и путем управления моментом выключения двигательной установки на основе информации о кажущейся скорости РН и измерений запасов компонентов топлива.

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

В итоге, исходя из выше изложенного, можно отметить, что управление внутрибаковыми процессами тесно связано с решением двух фундаментальных проблем, возникающих при создании объектов ракетно-космической техники - повышение энергетических характеристик этих объектов и обеспечение безопасности их эксплуатации.

На основе сформулированной постановки задачи и анализе новых возможностей, которые открываются при интегрированном управлении объектом, развиты принципы построения и методы синтеза систем управления внутрибаковыми процессами, разработаны алгоритмы управления, обеспечивающие высокие точностные показатели в многорежимных условиях работы и расширяющие возможности выхода из нештатных ситуаций реконфигурируемых ракетных средств выведения.

Алгоритмы управления расходом топлива и наддувом баков обладают свойствами гибкости и универсальности к условиям применения, характерным для современных средств выведения. Они обеспечивают высокие показатели точности в условиях глубокого изменения тяги двигателя и ограничений давлений наддува газа.

Разработанные алгоритмы прошли проверку при летных испытаниях I ступени РН КСЛВ (Южная Корея), РН «Ангара-1.2ПП» и РН «Ангара-А5».

Введение дополнительного воздействия по углу тангажа при управлении центром масс ракеты обеспечивает возможность выполнения краевых условий в отношении кажущейся скорости в момент времени полной выработки топлива [4]. В этом случае вектор управляющих воздействий позволяет синхронизировать выполнение всех заданных краевых условий в один и тот же момент времени, который принимается в качестве единого терминального момента, используемого для выключения двигателя. В терминальный момент достигается предельное значение энергетического ресурса ступени. Такое согласованное управление движением центра масс и расходом топлива при выключении двигателя при минимальных неиспользуемых запасах компонентов реализовано в системах управления РН «Протон-М», РН «Союз», РН «Ангара».

Интегрированная система управления внутрибаковыми процессами дает возможность более гибкого управления моментом выключения двигателя. В частности, можно формировать два значения терминального момента, соответствующих выполнению краевых условий по кажущейся скорости и по остаткам компонентов топлива. Появляющуюся в этом случае избыточность можно использовать для повышения надёжности решения задачи. В нештатных условиях при диагностируемых отказах в измерительной или исполнительной частях системы можно использовать специальную логику для выбора терминального момента выключения двигателя. Это позволит в целом ряде случаев сохранить работоспособность объекта и обеспечить продолжение его движения на последующих участках либо закончить движение объекта, уведя его в безопасный с точки зрения охраны окружающей среды район.

Изложенный принцип управления моментом выключения двигателя используется в системе управления III ступени РН «Союз».

В связи с развитием ракетно-космической техники существенно расширились задачи, возлагаемые на маршевые ЖРД. В настоящее время вместо одного или двух базовых режимов, оптимизация траектории полета РН требует от двигателя возможности постоянного регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива в широком диапазоне [5].

Для бортовых терминальных систем управления внутрибаковыми процессами ракетных средств выведения разработан новый способ комплексирования равномерной и расходомерной измерительной информации [6]. Разработаны новые перспективные итеративные алгоритмы управления расходом топлива, использующие самонастраивающиеся модели внутрибаковых процессов. Алгоритмы позволяют улучшить точностные характеристики системы, как в штатных условиях, так и при отказах элементов бортовой аппаратуры.

## **Заключение**

Получены оценки эффективности реализации разработанных методов в алгоритмах 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.

Отметим, что сформулированное направление, охватывающее задачи управления внутрибаковыми процессами, актуально для решения проблемы создания ракетных средств гарантированного выведения.

## Литература

1. Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г. Управление процессами, протекающими внутри баков перспективных ракетных средств выведения с жидкостными двигателями // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 3. С. 93-100.
2. Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г. Интеграция бортовых систем управления для повышения энергетических и надежных характеристик средств выведения / Материалы 3-й Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («III Козловские чтения», Самара, 2013). Самара: КНИЖНАЯ ПАЛАТА, 2013. № 1. С. 122-127.
3. Андриенко А.Я., Иванов В.П. Вопросы теории и практики создания бортовых терминальных систем жидкостных ракет-носителей. // АИТ. 2013. № 3. С. 103 - 119.
4. Иванов В.П., Завадский В.К., Гуськов А.Д., Дишель В.Д., Васягина И.В., Кислик В.Д. Терминальное управление наведением ракеты-носителя и расходом топлива в режиме его полной выработки. Международная научно-техническая конференция «Системы и комплексы автоматического управления летательными аппаратами», посвященная 100-летию со дня рождения академика РАН Николая Алексеевича Пилюгина. Ч.П. Материалы пленарного заседания (доклады и сообщения)/МИРЭА, 23 апреля 2008г.-М.: ООО «Научно-издательский центр \*Инженер\*». 2008.-С.56-65.
5. Пушкарев Д.С. Системы управления и регулирования тяги и соотношения компонентов топлива современных ЖРД производства ОАО «НПО Энергомаш» // Двигатель - М., 2014. - №6. - С. 18-21.
6. Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г. Комплексирование расходомерной и равномерной информации в системах управления расходом топлива // Проблемы управления. 2018. № 4. С. 71-77.