

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ч. I. Физико-технические основы управления расходом жидкого топлива ракет

А.Я. Андриенко, В.П. Иванов

Предложены основные результаты полувековой разработки семейства проблемно ориентированных систем управления расходом жидкого топлива для отечественных ракет-носителей и межконтинентальных баллистических ракет. Уделено внимание физико-техническим основам построения таких систем.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, энергетические характеристики, гарантийные запасы топлива, управление расходом топлива.

ВВЕДЕНИЕ

В основе настоящей статьи лежит единая концепция повышения энергетических характеристик объектов ракетно-космической техники (РКТ) методами и средствами управления, сформулированная в общих чертах в работах [1–3]. Реализация этой концепции предусматривает два пути: снижение потребных для управления полетом запасов топлива и повышение эффективности использования располагаемых запасов топлива.

Первый из отмеченных путей повышения энергетических характеристик довольно широко освещен в печати и сводится к оптимизации традиционных систем управления полетом по критерию, характеризующему энергозатраты на управление, и далее практически не затрагивается.

Второй из них требует создания специальных средств и систем управления, непосредственно не связанных с задачами управления полетом. Именно эта сторона концепции и развивается здесь — применительно к жидкостной ракете.

Рассматривается ракета, которая состоит из соединенных между собой (параллельно или последовательно) отдельных ракетных блоков, включа-

ющих в себя баки с питаемыми из них ЖРД, с заданными значениями всех основных параметров. В частности, считаются заданными стартовая масса ракеты, ее компоновка, конструкции блоков, энергетические и массовые характеристики ЖРД и пр.

При выведении ракетой полезной нагрузки на заданную орбиту (или на траекторию полета к заданной цели) необходимо, в соответствии с концепцией, осуществлять такое управление расходом топлива в ракетных блоках, чтобы требуемые конечные значения траекторных координат ракеты (в конце активного участка полета) могли быть достигнуты при возможно большей массе полезной нагрузки (или большем расстоянии от точки старта до цели). Управление расходом топлива здесь понимается в широком смысле, охватывающем управление моментами времени включения и выключения ЖРД различных блоков, моментами сброса отработанных ракетных блоков и режимом расходования топлива через работающие ЖРД.

Ввиду сложности картины взаимосвязанных процессов, протекающих на ракетном комплексе и его агрегатах при их работе, необходимости учета действия большого числа различных возмущающих факторов, а также присущих объектам ракет-



ной техники технических ограничений (по перегрузкам, аэродинамическому напору и пр.) поставленная задача оказывается чрезвычайно трудной. Поэтому на практике она решалась декомпозиционно: из общей совокупности физических предпосылок повышения энергетических характеристик ракет выделялась одна небольшая группа, которая и использовалась при построении той или иной системы управления расходом топлива.

1. ФОРМИРОВАНИЕ ГАРАНТИЙНЫХ ЗАПАСОВ ТОПЛИВА

Действие тех или иных средств управления на энергетические характеристики жидкостных ракет проявляется чаще всего через изменение массы гарантийных запасов топлива, сущность которых состоит в следующем.

В каждый из баков ракеты дополнительно к рабочему запасу топлива, полностью израсходуемому в номинальных условиях выведения (при действии только систематических факторов), приходится заправлять гарантийный запас, предназначенный для компенсации случайных возмущений, действующих на процесс расходования топлива и на траекторные координаты ракеты (таких, как ошибки заправки топливом, разброс удельных импульсов тяги ЖРД и пр.).

Выделение гарантийных запасов топлива из заданного неизменным общего запаса топлива возможно лишь путем соответствующего сокращения рабочих запасов, приводящего к уменьшению максимально допустимой массы полезной нагрузки, выводимой на заданную орбиту. Это уменьшение тем значительнее, чем больше выделяемые гарантийные запасы. Однако произвольное, волевое сокращение этих запасов приводит к увеличению вероятности несанкционированного прекращения работы ЖРД из-за нехватки топлива (или одного из его компонентов).

Задача формирования гарантийных запасов топлива состоит в резервировании такого количества гарантийных запасов на ракете и в таком его распределении по ракетным блокам и бакам, при которых, с одной стороны, располагаемого на борту топлива с заданной вероятностью хватает для выведения полезной нагрузки, а с другой — обеспечивается как можно большее значение массы полезной нагрузки, которую может вывести данная ракета с принятым составом системы управления расходом топлива.

В теоретическом отношении это одна из задач математической статистики о построении в многомерном пространстве случайных событий обла-

сти минимального размера, в которой с заданной вероятностью заключаются события.

2. УПРАВЛЕНИЕ МОМЕНТАМИ ВРЕМЕНИ ВКЛЮЧЕНИЯ И ВЫКЛЮЧЕНИЯ ЖРД

Управление выработкой топлива из ступеней ракеты. Задача формирования гарантийных запасов топлива тесно связана с задачей управления выработкой топлива при заданном распределении общего (рабочего и гарантийного) запаса топлива по ступеням ракеты — т. е. управления моментами выключения ЖРД отдельных ступеней в реальных условиях полета.

Важную роль при управлении выработкой топлива играют требования приведения точки падения отработанных ступеней ракеты в заданные районы. Более того, в традиционном способе управления выработкой — *выработке топлива по функционалу* — это требование оказывается единственным условием для определения в полете момента времени выключения ЖРД. (Здесь при управлении выработкой топлива используется только информация о траекторных координатах ракеты, свернутая в форму функционала управления дальностью полета отработанной ступени.) Этот способ управления выработкой топлива не принадлежит к числу непосредственно направленных на повышение энергетических характеристик и приводится здесь лишь в качестве отправной точки для сравнительного рассмотрения других способов.

Использование при управлении выработкой топлива текущей информации о количестве топлива в баках ракеты позволяет повысить энергетические характеристики ракет. Примером такого управления служит управление *полной выработкой топлива*, когда двигатели нижних ступеней выключаются только по информации о количестве топлива в баках ступеней так, чтобы обеспечить возможно меньший остаток топлива (т. е. обеспечить в пределе полную выработку топлива), а двигатель последней ступени выключается только по текущей информации о траекторных координатах с тем, чтобы обеспечить требуемые конечные условия выведения полезной нагрузки.

Эффект повышения энергетических характеристик здесь определяется тем обстоятельством, что в большей своей части резервирование гарантийных запасов на ракете производится из условия компенсации суммарного по ступеням воздействия случайных возмущений на конечные значения траекторных координат ракеты, тогда как при управлении выработкой топлива по функционалу приходится посредством гарантийных запасов пар-

циальным образом парировать влияние случайных от ступени к ступени траекторных возмущений.

При полной выработке топлива возрастают трудности выполнения ограничений на размеры районов падения отработанных ступеней: в случае, когда управление движением центра масс ракеты производится без учета текущей информации о расходе топлива, дополнительный разброс скорости ракеты в момент разделения ступеней, возникающий из-за полной выработки топлива в реальных условиях полета (при случайных отклонениях удельной тяги и др.), приводит к значительному увеличению разброса координат точки падения отработанной ступени. Поэтому при управлении расходом топлива приходится решать дополнительную задачу о прогнозировании конечного состояния траекторных координат в момент полной выработки топлива на ступени с тем, чтобы система управления ракетой могла обеспечить приведение точки падения отработанной ступени в заданный район — посредством корректирования (по результатам прогноза) процесса управления ориентацией вектора скорости.

Еще больший эффект повышения энергетических характеристик ракет достигается при управлении выключением ЖРД, обеспечивающим *оптимальную выработку топлива*.

Суть оптимальной выработки топлива состоит в том, что только некоторая часть случайных возмущений (часть α_n), действующих на траекторные координаты данной n -й ступени N -ступенчатой ракеты, компенсируются посредством израсходования топлива этой ступени. Оставшаяся часть возмущений приводит к отклонению траекторных координат в конце активного участка полета ступени и рассматривается как возмущение, действующее на последующую ступень. В результате соответствующего выбора коэффициентов α_n ($n = 1, 2, \dots, N$;

$\sum_{n=1}^N \alpha_n = 1$) оптимизируется распределение гарантийного запаса топлива по ступеням в смысле обеспечения максимального значения допустимой массы полезной нагрузки, выводимой на требуемую траекторию свободного полета. Выключение ЖРД каждой ступени здесь производится при достижении заданных значений траекторного функционала.

Управление выработкой топлива из баков многоблочной ступени ракеты. Организация управления выработкой топлива из ступеней ракеты затрагивает, главным образом, вопросы, связанные с распределением гарантийных запасов топлива по ступеням. Подобные же вопросы возникают и аналогичным образом решаются и при управлении

выработкой топлива из отдельных блоков многоблочной ступени ракеты.

Однако на многоблочной ступени имеются и дополнительные возможности повышения энергетических характеристик ракеты — посредством рациональной организации последовательности выработки рабочих запасов топлива из отдельных блоков в рамках заданного общего количества топлива на многоблочной ступени.

Здесь рассматривается многоблочная ступень в виде связки параллельно соединенных ракетных блоков. Один из блоков непосредственно или через последующие ступени несет полезную нагрузку. Остальные блоки соединены с полезной нагрузкой через несущий блок. Эти блоки иногда называют бустерами, разгонными блоками, и обычно они комплектуются из нескольких пар боковых блоков, симметрично расположенных относительно центрального, несущего; ЖРД боковых блоков при этом включаются одновременно.

Основная идея *программирования последовательности выключения ЖРД боковых блоков* состоит в том, что баки разных блоков опорожняются одновременно так, чтобы по мере опорожнения баков обеспечивалось последовательное во времени выключение ЖРД пар оппозитных блоков, а сами пары блоков отбрасывались последовательно во времени. В результате из боковых блоков одной ступени реализуется некоторый аналог многоступенчатой ракеты. На безатмосферном участке полета максимальный выигрыш в энергетических характеристиках ракеты достигается в случае, когда отношение продольной составляющей абсолютного ускорения к расходу топлива непосредственно перед выключением ЖРД равно отношению значений тех же величин непосредственно после отбрасывания пары блоков. Более раннее выключение ЖРД пары блоков вызывает увеличение гравитационных потерь в скорости ракеты, более позднее — увеличение энергетических потерь на разгон сухой конструкции этой пары. (Последнее обстоятельство находит свое выражение в уменьшении конечной характеристической скорости ракеты, исчисляемой по формуле К.Э. Циолковского).

Реализация этого способа сводится к определению программы номинальных моментов времени выключения ЖРД разгонных блоков, выполнение которой может быть обеспечено либо посредством соответствующего *выбора циклограммы работы ЖРД* блоков, либо в результате перераспределения рабочих запасов топлива ступени между блоками.

На сходных физических предпосылках основано *программирование последовательности моментов времени включения модулей¹ многодвигательной установки несущего (центрального) блока*: чем поз-



же включается модуль, тем больше гравитационные потери в скорости ракеты, но тем меньше аэродинамические потери и потери в энергетике ракеты на разгон конструкции боковых блоков. Поэтому существует оптимальная по энергетике ракеты последовательность (программа) номинальных моментов времени включения модулей многодвигательной установки центрального блока. В частном случае, когда заданная тяговооруженность боковых блоков относительно невелика, так что доминирующее значение имеют гравитационные потери в скорости, эта программа вырождается в условие включения всех модулей центрального блока одновременно с ЖРД боковых блоков. В случае весьма высокой тяговооруженности боковых блоков вся двигательная установка несущего блока должна включаться после отделения боковых блоков — получаем чисто последовательную схему работы ракетных блоков.

3. УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМОМ РАСХОДОВАНИЯ ТОПЛИВА

Наиболее разнообразным и сложным в реализации и в то же время наиболее эффективным (по энергетике ракеты) из всех представленных здесь средств является управление режимом расходования топлива при работе ЖРД. Рассмотрим основные задачи этого управления.

Внутриблочное регулирование опорожнения баков двухкомпонентного жидкостного ракетного блока осуществляется посредством изменения в полете соотношения текущих расходов компонентов топлива из баков и предназначено, главным образом, для снижения гарантийных запасов топлива при выбранном (см. § 2) способе управления моментами времени включения и выключения ЖРД блока; другое назначение этого регулирования связано с обеспечением надежности функционирования ЖРД и состоит в удержании соотношения текущих расходов компонентов топлива в заданном диапазоне.

Размеры гарантийных запасов топлива на ракетном блоке определяются по характеристикам случайной составляющей конечных остатков компонентов топлива в момент выключения ЖРД блока. Поэтому при организации внутриблочного регулирования опорожнения баков в принципе следует по возможности полнее учитывать специфику факторов, влияющих на случайный разброс конечных остатков компонентов топлива. Перечислим эти факторы для случая, когда при выключении

¹ Модулем здесь называется каждый из ЖРД, входящих в состав многодвигательной установки.

ЖРД блока обеспечивается выработка топлива по функционалу:

— случайные траекторные возмущения (аэродинамические, по удельной тяге и пр.), которые однозначно обуславливают значение суммарной (окислителя и горючего) случайной составляющей конечного остатка топлива;

— действующие на процесс расходования топлива случайные возмущения (температурные, по давлению наддува баков, ошибки настройки ЖРД на номинальное значение $K_{m \text{ ном}}$ соотношения массовых расходов компонентов топлива и др.), которые обуславливают случайное перераспределение конечных остатков топлива по бакам (слабо влияя на суммарную составляющую конечного остатка).

В этом случае внутриблочное регулирование может преследовать две цели.

Первая — компенсация возмущений, вызывающих случайное перераспределение по бакам конечного остатка топлива. (Это означает, что должна обеспечиваться синхронизация опорожнения баков окислителя и горючего.)

Вторая цель состоит в перераспределении (по бакам) суммарной случайной составляющей конечного остатка топлива в заданном соотношении $K_{\text{ост}}$.

Выбор целевого соотношения $K_{\text{ост}}$ масс случайной составляющей остатка топлива может производиться из условий, непосредственно не связанных с требованиями минимизации суммарных гарантийных запасов топлива, но направленных, например, на повышение экологичности эксплуатации ракеты.

Реализация условия $K_{\text{ост}} = K_{m \text{ ном}}$ приводит к широко применяемому в РКТ способу управления режимом расходования топлива — *внутриблочной синхронизации расхода*. При относительно высокой точности внутриблочного регулирования опорожнения баков (когда составляющая случайного остатка топлива, обусловленная погрешностью синхронизации опорожнения, значительно меньше суммарной случайной составляющей конечного остатка) синхронизация расходования топлива обеспечивает массу суммарных остатков топлива на блоке, близкую к минимальной.

Межблочное регулирование опорожнения баков. На многоблочной ступени ракеты темп расходования топлива из разных ракетных блоков в силу ряда случайных причин оказывается различным, и возникает дополнительная к рассмотренным случайная составляющая конечных остатков топлива.

Поскольку группа боковых одновременно отделяемых блоков состоит, как правило, из одинаковых блоков (меньших, по сравнению с центральным блоком, размеров), то с целью снижения гарантий-

ных запасов топлива на ступени предусматривается — независимо от принятого способа управления моментами времени выключения ЖРД — *межблочная синхронизация расхода топлива боковых блоков*. Эта синхронизация осуществляется посредством изменения в полете межблочного соотношения суммарных (окислителя и горючего) текущих расходов топлива.

В случае, когда при выключении ЖРД боковых блоков обеспечивается выработка топлива по функционалу или оптимальная выработка топлива, может потребоваться, кроме того, и синхронизация расхода топлива между несущим и разгонными блоками. При этом уменьшается неопределенность в текущем распределении топлива между несущим и разгонными (боковыми) блоками и, следовательно, снижается значение случайной составляющей остатка топлива на разгонных блоках в момент набора заданного значения функционала.

В случае полной выработки топлива, когда ЖРД разгонных блоков выключаются только по текущей информации о количестве топлива на этих блоках, конечные остатки топлива на разгонных блоках не зависят от количества топлива на несущем блоке, и нет необходимости в синхронизации расхода топлива между несущим и боковыми блоками. Более того, иногда имеет смысл осуществлять *рассинхронизацию между несущим и боковыми блоками* по функционалу от процессов управления центром масс ракеты и расхода топлива.

Связано это с необходимостью снижения размеров района падения отработанной ступени. При полной выработке топлива для уменьшения разброса точки падения отработанной ступени можно по текущей информации о количестве топлива так воздействовать на процесс управления ориентацией вектора тяги (главным образом, управления углом тангажа), чтобы заданное значение функционала (т. е. заданная дальность пассивного полета отработанной ступени) достигалось в момент опорожнения баков ступени. При полете отработанной (конкретно, первой) ступени по траектории, близкой к минимально энергетической (с максимальной — для данной конечной скорости выведения ступени — дальностью пассивного полета), влияние изменения угла тангажа в момент выключения ЖРД на дальность полета отработанной ступени весьма мало, и поэтому данный способ снижения разброса точки падения ступени оказывается здесь при жестких ограничениях по допустимым углам атаки непригодным к реализации.

Многоблочная компоновка ступени в этом случае предоставляет возможность обеспечивать

посредством соответствующей рассинхронизации расхода топлива израсходование топлива боковых блоков к моменту достижения ракетой заданного значения функционала, характеризующего дальность пассивного полета разгонных блоков. Влияние траекторных возмущений на дальность точки падения при этом компенсируется благодаря перерасходу или недорасходу части топлива несущего блока, выделенного для использования в режиме первой ступени.

Программирование режима расхода топлива. Задачи программирования расхода топлива слагаются из выбора циклограммы работы ЖРД (программирования суммарного расхода топлива) и программирования соотношения K_m текущих расходов компонентов топлива на ракетном блоке.

Некоторые из обстоятельств, которые следует иметь в виду при выборе циклограммы работы ЖРД в статье уже упоминались. Другие же обстоятельства очевидным образом связаны с необходимостью снижения гравитационных потерь (при заданных максимально допустимых значениях расхода топлива через ЖРД) и выполнением ограничений по допустимым перегрузкам на ракете.

Возможность повышения энергетических характеристик ракет посредством программирования соотношения K_m расходов компонентов топлива появляется в случае, когда соотношение $K_{m \text{ ном}}$ рабочих запасов топлива не совпадает с тем соотношением K_m^* , которое соответствует максимальному удельному импульсу тяги ЖРД (правильнее говорить о программировании, позволяющем снизить потери в энергетике ракеты, вызванные несовпадением соотношений $K_{m \text{ ном}}$ и K_m^*).

Общая постановка задачи программирования соотношения K_m расходов компонентов топлива, обеспечивающего максимизацию энергетических характеристик ракет при заданной циклограмме работы ЖРД и ограниченном диапазоне допустимых значений соотношения расходов, формулировалась авторами еще в 1960-х гг. Тогда же отмечалась и возможность ее решения на основе принципа максимума. Несколько позже в книге [4, с. 97] было дано ее решение в явном виде, исходящее из условия необходимости синхронизации опорожнения баков без учета ограничений по допустимым значениям соотношения расходов.

Программирование изменения соотношения K_m расходов компонентов топлива предписывает опорожнение баков в начале полета ракеты при относительно больших отклонениях от K_m^* соотношения расходов (больших, чем при $K_{m \text{ ном}}$); при этом снижается удельный импульс тяги ЖРД, зато



формируется избыток в баке одного компонента топлива относительно другого, позволяющий к концу синхронного опорожнения баков осуществить расходование топлива при меньшем отклонении соотношения K_m расходов от K_m^* , т. е. с большим удельным импульсом тяги, чем при $K_{m \text{ ном}}$ [4]. Поскольку масса ступени ракеты по ходу опорожнения уменьшается, то приращение скорости ракеты из-за повышения удельной тяги на конечном участке полета ступени ракеты перекрывает с избытком соответствующие потери в скорости на начальном участке полета. Диапазон программированного изменения соотношения K_m тем больше, чем больше отличие $K_{m \text{ ном}}$ от K_m^* , и чем меньше отношение конечной массы ступени к начальной (т. е. чем совершеннее конструкция ступени).

При практической реализации программирования соотношения расходов компонентов топлива этот диапазон существенно снижается (а следовательно, уменьшается энергетическая эффективность программирования), так как приходится учитывать, прежде всего, ограничения по допустимым значениям соотношения расходов, а также, возможность случайных отклонений (от программных) истинных значений соотношения K_m .

Априорное программирование соотношения расходов компонентов топлива предусматривает оптимизацию соотношения K_m во временной области с учетом априорных характеристик распределения случайных значений соотношения расходов.

Несколько больший энергетический эффект дает *апостериорное программирование соотношения расходов компонентов топлива*, когда соотношение K_m оптимизируется на основе апостериорно (на борту) определенных характеристик распределения случайных значений соотношения расходов. В этом случае временная программа соотношения расходов компонентов топлива перестраивается в полете по текущей информации о процессе расходования топлива.

При *рандомизированном программировании соотношения расходов компонентов топлива* ограничение на допустимый диапазон программирования соотношения K_m линейно связывается с остатком топлива, оцениваемым по текущей информации о траекторных координатах ракеты. В результате значения программного отклонения K_m определяются траекторными возмущениями и поэтому по

отношению к процессу регулирования опорожнения баков выступают как некоторые независимые от него случайные (рандомизированные) величины. Большие дополнительные отклонения K_m от номинала здесь реализуются только в редких случаях действительной энергетической необходимости, а в большинстве случаев эти отклонения малы, что и позволяет воспроизвести эквивалент расширения диапазона программирования соотношения K_m при соблюдении заданной вероятности выхода этого соотношения за допуск по совокупности процессов управления режимом расходования топлива.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные в статье способы совершенствования энергетических характеристик жидкостных ракет средствами управления расходованием топлива весьма неравноценны по эффективности действия и технической реализуемости. Некоторые примеры бортовых систем управления расходованием топлива, рассматривавшихся в качестве возможных вариантов при проектных проработках, будут рассмотрены во второй части статьи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Petrov B.N., Portnov-Sokolov Yu.P., Andrienko A.Ya. Control aspects of efficient rocket propulsion systems // Acta Astronautica. — 1977. — Vol. 4, N 11—12. — P. 1127—1136.
2. Управление расходованием топлива как средство повышения энергетики жидкостной ракеты / Б.Н. Петров, Ю.П. Портнов-Соколов, А.Я. Андриенко, В.П. Иванов // Навигация, наведение и оптимизация управления. — М.: Наука, 1978. — С. 67—76.
3. Андриенко А.Я., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Системы управления расходованием топлива жидкостных ракет. История создания и пути развития // Космонавтика и ракетостроение. — 1999. — № 15. — С. 133—137.
4. Бортовые терминальные системы управления / Б.Н. Петров, Ю.П. Портнов-Соколов, А.Я. Андриенко, В.П. Иванов. — М.: Машиностроение, 1983.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Андриенко Анатолий Яковлевич — д-р техн. наук, зав. лабораторией, ☎ (495) 334-88-71,

Иванов Владимир Петрович — канд. техн. наук, вед. науч. сотрудник, ☎ (495) 334-87-60,

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, e-mail: vladguc@ipu.ru.