



СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ. Ч. II. Бортовые системы управления расходом топлива

А.Я. Андриенко, В.П. Иванов

Кратко описана реализация основных положений совершенствования энергетических характеристик жидкостных ракет в виде семейства систем управления расходом топлива, и представлены их структурные схемы.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, энергетические характеристики, система управления расходом топлива.

ВВЕДЕНИЕ

Со времени зарождения ракетно-космической техники традиционные пути улучшения энергетических характеристик жидкостных ракет заключались, в основном, в оптимальном подборе компонентов топлива, совершенствовании двигателей и минимизации массы «сухой» конструкции ракеты при сохранении её необходимой прочности. Позднее выявилось и получило развитие другое направление [1] повышения энергетики ракеты — посредством создания специальных бортовых систем управления расходом топлива, непосредственно не связанных с решением задач управления движением ракеты, но предназначенных для повышения эффективности использования располагаемых на борту ракеты запасов топлива.

В данной части статьи излагаются основные сведения о принципах действия и построения таких систем.

1. ПРИНЦИП ПОРОГОВО-ДИСКРЕТНОГО ИЗМЕРЕНИЯ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА

Для процессов управления расходом топлива ракетного комплекса характерно изменение контролируемых координат в широком диапазоне. Соответственно и датчики, применяемые в системах управления расходом топлива (СУРТ),

должны быть широкодиапазонными, т. е. позволять, например, измерять количество топлива по всей высоте бака ракеты, скорость ракеты от долей метра до нескольких километров в секунду и пр.

При построении таких датчиков необходимо в общем случае принимать весьма сложные меры для повышения стабильности их характеристик и снижения погрешностей измерения во всём диапазоне возможных значений измеряемых координат, что приводит к снижению эксплуатационно-технологических характеристик систем управления. Важнейший шаг в решении проблемы высокоточного управления расходом топлива жидкостных ракет-носителей был сделан в 1950-х гг., когда в основу действия бортовых уровнемеров был положен порогово-дискретный принцип измерения [2], заключающийся в том, что в качестве исходной информации о состоянии объекта используются моменты времени достижения координатами объекта наперёд заданных, пороговых, значений. Управление формируется на основе этой информации, что позволяет использовать в системе узкодиапазонные (в пределе — релейные) датчики.

Пороговые значения координат могут подбираться таким образом, чтобы при невозмущённом (программном) ходе управления сигналы от соответствующих датчиков поступали одновременно, синхронно. В реальном процессе управления они поступают неодновременно, и их несинхронность

при определённых условиях однозначно характеризует отклонение процесса управления от программного. Поэтому при компенсации указанных несинхронностей посредством соответствующих управляющих воздействий возмущённый процесс управления приближается к невозмущённому.

Например, в ряде СУРТ применяются дискретные уровнемеры, представляющие собой набор чувствительных элементов (ЧЭ), сигнализирующих о прохождении зеркалом жидкого компонента в баке наперёд заданных уровней. Наборы таких релейных ЧЭ дают возможность снизить погрешности измерения и, следовательно, повысить качество управления.

Данный принцип допускает и некоторые модификации, в частности: в дискретный момент времени i поступления сигнала от релейного ЧЭ одной координаты (например, от ЧЭ дискретного уровнемера) измеряется другая координата (например, скорость ракеты), она сравнивается с программным значением, соответствующим i -му моменту, и формируется информация об отклонении процесса управления от программного.

2. ПРИНЦИПЫ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДАМИ ТОПЛИВА

Системы управления будем различать по:

- используемой информации (применяемым датчикам текущей информации о состоянии объекта управления);
- непосредственной цели управления;
- применяемым исполнительным органам.

Принципы действия СУРТ будем пояснять на структурных схемах (рис. 1—9), включающих в себя весьма упрощённые изображения ракетных блоков — пары баков и ЖРД с исполнительными органами СУРТ, к которым относятся:

- дроссель D , установленный в одной из основных магистралей ЖРД после турбонасосного агрегата $ТНА$; путем изменения гидросопротивления дросселя изменяется соотношение текущих расходов компонентов топлива;
- винт B редуктора, управляющего расходом компонента топлива, подаваемого в газогенератор $ГГ$, который вырабатывает рабочее тело для приведения во вращение турбины турбонасосного агрегата; с помощью винта B изменяется суммарный расход топлива (тяга) ЖРД;
- отсечные клапаны K , перекрывающие подачу топлива в газогенератор; посредством этих клапанов производится останов двигателя.

Понятно, что в данных схемах не отражены многочисленные особенности, присущие конкретным ЖРД в части систем подачи компонентов топлива, способов использования отработанного

генераторного газа, наличия разнообразных внутренних пневмогидравлических регуляторов и пр. Однако эти схемы, несмотря на их простоту, вполне достаточны для пояснения принципов работы систем СУРТ.

Далее ограничимся представлением только тех бортовых систем, которые хотя бы и бегло, но рассматривались в проектных проработках жидкостных ракет.

Система ОКТ. На рис. 1 (см. левый фрагмент) представлена структурная схема системы управления полной выработкой топлива на нижней ступени — системы выключения ЖРД по сигналу окончания компонента топлива (ОКТ). Она столь проста, что назвать её терминальной системой управления можно только с натяжкой.

Здесь в каждом из баков ракеты размещается только один ЧЭ (в баке горючего — ЧЭГ, окислителя — ЧЭО). От этих ЧЭ поступают сигналы в моменты времени t_r и t_o о прохождении зеркалами жидких компонентов топлива фиксированных уровней, соответствующих возможно меньшему объёму оставшихся в баке компонентов. При задании этого объёма приходится иметь в виду, что характер движения жидкости вблизи днища бака и другие факторы в большинстве случаев не позволяют производить измерения с необходимой точностью близко от днища. Поэтому ЧЭГ и ЧЭО устанавливаются в зонах, где измерения могут быть осуществлены достаточно точно, а сигналы t_r и t_o задерживаются (в блоках ЗГ и ЗО) на определённые интервалы времени. Размеры этих интервалов задаются в предположении, что расход компонен-

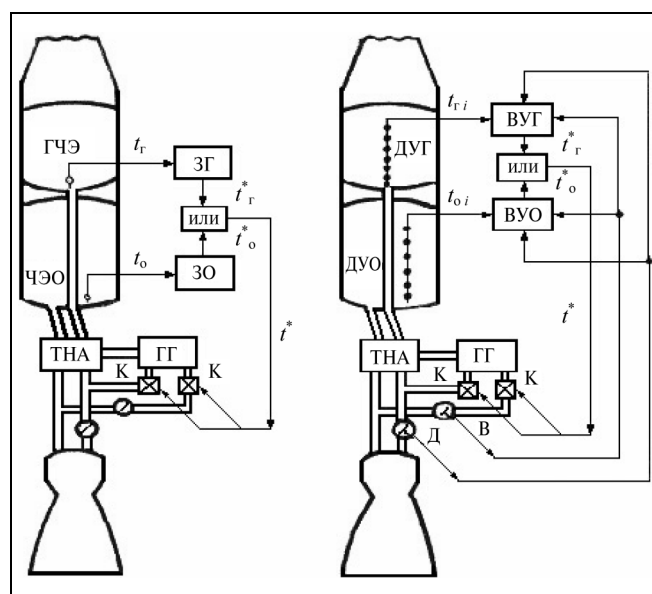


Рис. 1. Системы ОКТ и ПОКТ

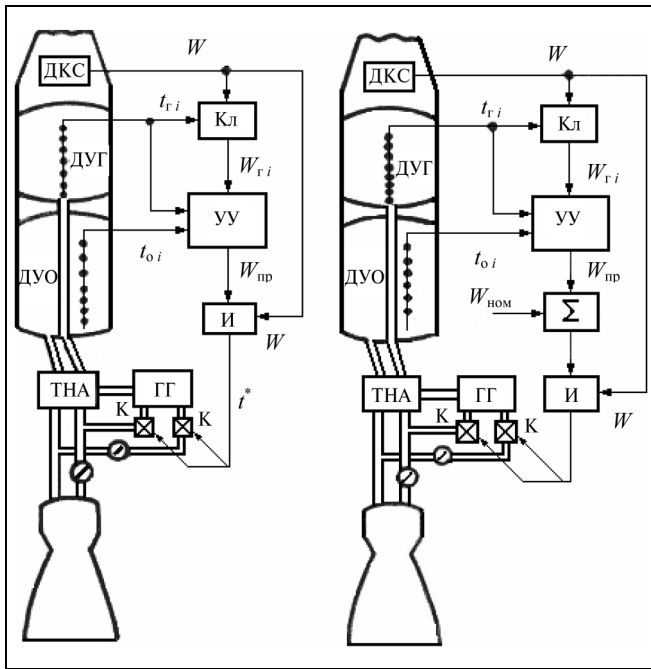


Рис. 2. Системы ПСОТ и ПОВТ

тов изменяется в конце процесса опорожнения в соответствии с номинальными условиями. Сигнал t^* на выключение ЖРД формируется в момент прохождения первого из выходных сигналов t_r^* и t_o^* блоков ЗГ и ЗО.

Система ПОКТ. Понятно, что система ОКТ в ряде случаев дает неудовлетворительную точность определения момента полной выработки топлива из-за больших отличий фактического расхода компонентов от принятого номинального. В этих случаях может применяться система управления выработкой топлива по результатам прогнозирования момента окончания компонентов топлива (ПОКТ). Исходная информация в системе ПОКТ (см. правый фрагмент рис. 1) получается от дискретных датчиков уровня окислителя и горючего, установленных по всей высоте баков. Кроме того, могут использоваться сигналы о положении исполнительных органов (дросселя D и винта B) других СУРТ. На основании этой информации, относящейся к наблюдаемому интервалу времени опорожнения баков, вычислительные устройства в канале горючего ВУГ и окислителя ВУО прогнозируют процесс расходования топлива на конечном (ненаблюдаемом) интервале и оценивают моменты t_r^* и t_o^* израсходования горючего и окислителя. В наименьшей из этих моментов производится выключение ЖРД.

Система ПСОТ. Точность выработки топлива системой ПОКТ существенно зависит от случайных отклонений расхода компонентов топлива на конечном участке относительно расхода на основном наблюдаемом участке работы ЖРД. А эти отклонения могут быть и большими, например, в ракетах, где отсутствует регулятор давления в камере сгорания ЖРД. Тогда для решения задачи полной выработки топлива целесообразно применять систему управления моментом времени выключения ЖРД по результатам прогнозирования скорости в момент окончания топлива (ПСОТ).

В основе принципа действия этой системы (см. рис. 2, левый фрагмент) лежит то обстоятельство, что приращение кажущейся скорости ракеты на участке безатмосферного полета определяется количеством израсходованного на этом участке топлива и фактическим значением удельной тяги ЖРД.

На вход управляющего устройства УУ системы ПСОТ поступает та же информация, что в системе ПОКТ, плюс сигнал $W_{r,i}$, характеризующий значение кажущейся скорости ракеты в момент прохождения измерительной точки уровнем горючего. В управляющем устройстве УУ по анализу этой информации составляется оценка значения удельной тяги ЖРД. Затем в соответствии с номинальным количеством топлива, заключенного в баках под последней измерительной точкой, вычисляется то приращение скорости, которое получит ракета при полном сгорании этого количества топлива. В конечном итоге прогнозируется то значе-

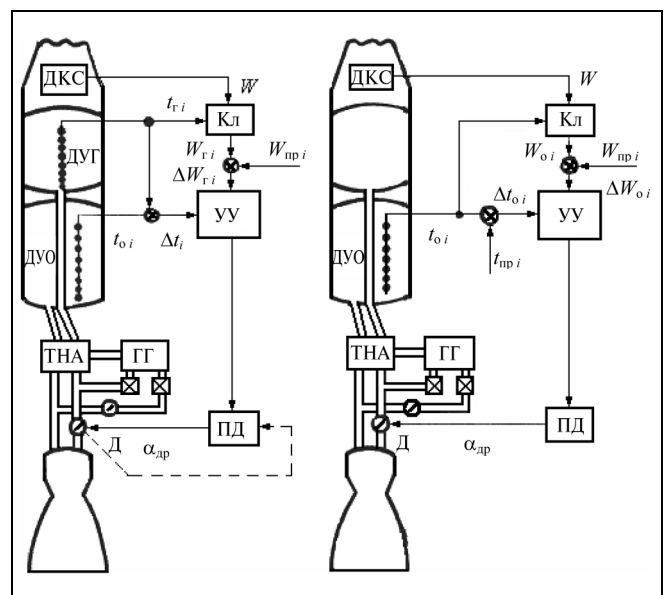


Рис. 3. Системы СУОБ и СУОБКИ

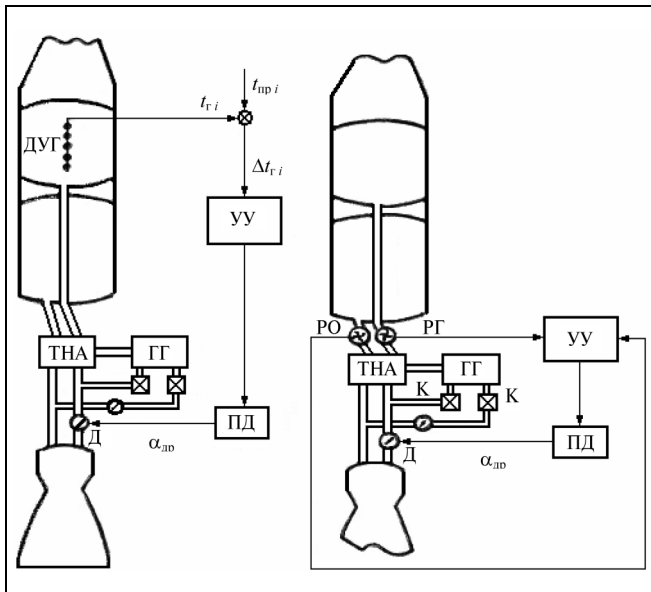


Рис. 4. Системы СОИЗТ и РСК

ние $W_{пр}$ кажущейся скорости ракеты, которое она будет иметь в момент израсходования топлива. В тот момент, когда текущее значение скорости W сравнивается с прогнозируемым $W_{пр}$, логический элемент I выдаёт сигнал на выключение ЖРД.

Система ПОВТ. Ещё большее повышение энергетических характеристик жидкостной ракеты достигается при так называемой оптимальной выработке топлива, реализуемой системой прогнозирования момента оптимальной выработки топлива (ПОВТ) (см. рис. 2, правый фрагмент). Выключение ЖРД на нижних ступенях ракеты здесь производится при достижении заданного значения функционала, но не традиционного, а сформированного по координатам как процесса управления движением ракеты, так и процесса управления расходом топлива. В результате обеспечивается оптимизация распределения гарантийного запаса по ступеням ракеты.

В предельном случае при отсутствии ошибок измерения запасов топлива (и других погрешностей в работе СУРТ) оптимальная выработка вырождается в полную, а при увеличении ошибок (и погрешностей СУРТ) приближается к выключению ЖРД по традиционному функционалу управления дальностью полёта.

Система СУОБ. Показано, что в общем случае для минимизации гарантийных запасов топлива на ракетном блоке необходимо так управлять расходом топлива, чтобы конечные случайные остатки компонентов топлива находились в определённом соотношении, отличном, вообще говоря,

от номинального соотношения масс рабочих запасов компонентов топлива. Это означает, что в процессе управления необходимо оценивать ожидаемые остатки топлива в каждом баке и приводить их в определённое соотношение к концу процесса опорожнения.

Данную терминальную задачу управления и решает система управления опорожнением баков (СУОБ), структурная схема которой представлена на рис. 3 (левый фрагмент), где ДКС и ПД — датчик кажущейся скорости и привод дросселя, $\alpha_{др}$ — угол поворота вала дросселя.

Система СУОБКИ. В отличие от СУОБ, в системе управления опорожнением баков по косвенной информации (СУОБКИ) используется информация, непосредственно связанная с опорожнением только одного из баков (см. рис. 3, правый фрагмент). Конечно, здесь суммарный (по окислителю и горючему) гарантийный запас на блоке должен быть заведомо больший, чем в СУОБ. Зато СУОБКИ оказывается возможным применять, когда измерения в одном из баков по каким-либо причинам нельзя произвести.

В тех случаях, когда на борту ракеты работает система регулирования кажущейся скорости, обеспечивающая выдерживание заданного значения кажущейся скорости к заданному конечному моменту времени, система управления расходом топлива типа СУОБКИ может быть упрощенно построена только на основе равномерной информации (см. рис. 4). Такая система была названа системой оптимизации использования запасов топлива — СОИЗТ. (Уместно отметить, что при-

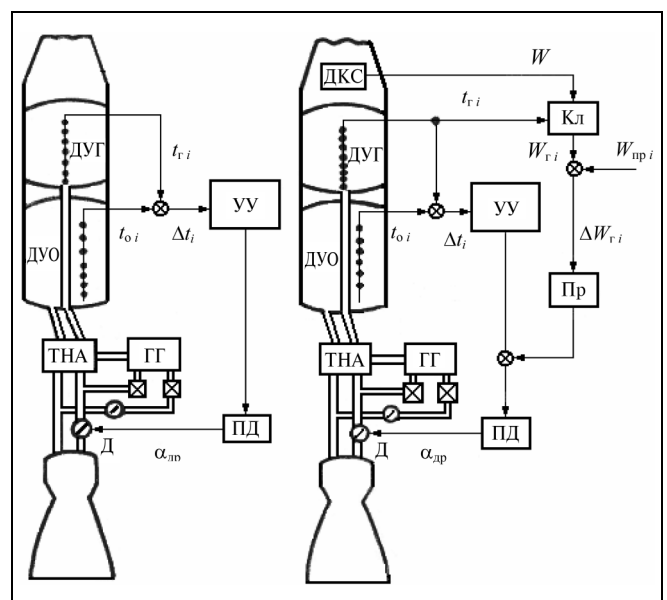


Рис. 5. Системы СОБ и СОБКИ

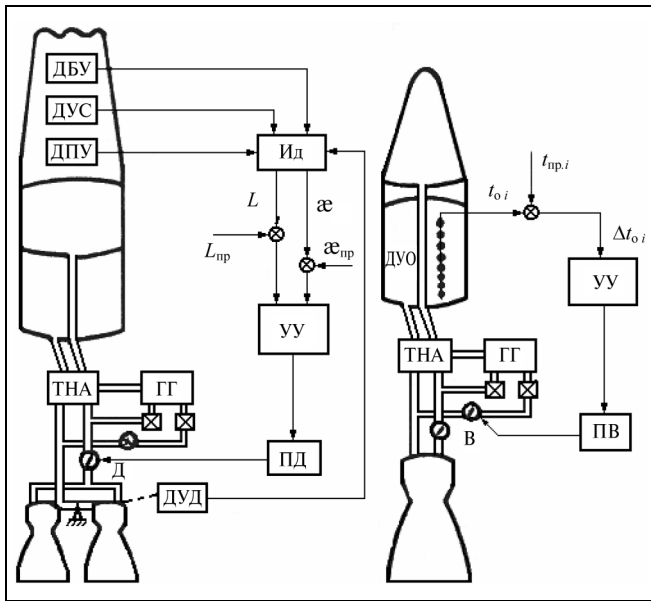


Рис. 6. Системы ИСО и СВО

водимые здесь названия систем принадлежат разным авторам и не могут служить основой классификации СУРТ.)

Система регулирования соотношения расходов компонентов топлива (РСК), структурная схема которой представлена на рис. 4 (правый фрагмент), — пример того, как терминальная задача решается регулятором нетерминального типа. Здесь с помощью расходомеров окислителя и горючего PO и PG поддерживается заданное значение соотношения расходов компонентов топлива. Данный регулятор, конечно, не может парировать влияние на остаток топлива таких возмущений, как ошибки в заправке баков и др. И вообще, следует сказать, что оба варианта СУРТ, представленных на рис. 4, значительно проигрывают по эффективности применения исходной системе — СУОБ.

Система СОБ. В тех случаях, когда удастся организовать высокоточные измерения количества топлива на борту ракеты (с погрешностью, например, не превышающей двух десятых процента от заправленного количества топлива), СУОБ может быть существенно упрощена, так как в этом случае оптимальное соотношение случайных остатков топлива близко к номинальному соотношению рабочих запасов компонентов топлива. Тогда задача управления расходом сводится к синхронизации опорожнения баков окислителя и горючего, которая обеспечивается системой регулирования опорожнения баков (СОБ) на основе использования только информации от дискретных уровнемеров $ДУО$ и $ДУГ$ в баках окислителя и горючего (см. рис. 5, левый фрагмент).

Система СОБР. На практике бывают ситуации, когда номинальное соотношение масс рабочих запасов топлива принимается существенно отличным от того соотношения расходов компонентов, которое соответствует максимальной удельной тяге. Не будем здесь уточнять причин таких, на первый взгляд, аномальных ситуаций. Важно, что при этом возникает необходимость в программном изменении соотношения расходов в процессе опорожнения.

Оптимальную (по критерию минимума потерь конечной скорости ракеты) программу изменения соотношения расходов компонентов топлива найти несложно, но энергетическая эффективность её реализации в условиях существенно ограниченного диапазона допустимых отклонений оказывается весьма невысокой. Показано, что в этом случае целесообразно проводить, наряду с синхронизацией опорожнения баков, так называемое рандомизированное программирование соотношения мгновенных расходов компонентов топлива, что и делает программное устройство Pr , в котором хранится оптимальная программа изменения соотношения расходов (см. рис. 5, правый фрагмент) системы регулирования опорожнения баков с рандомизацией (СОБР) соотношения расходов (здесь Kl — ключ, замыкающийся в момент t_{Ti}).

Инерциальная система регулирования опорожнения (ИСО) баков — система «экзотическая» в том смысле, что позволяет синхронизировать опорожнение баков без каких-либо непосредственных измерений количеств топлива в баках.

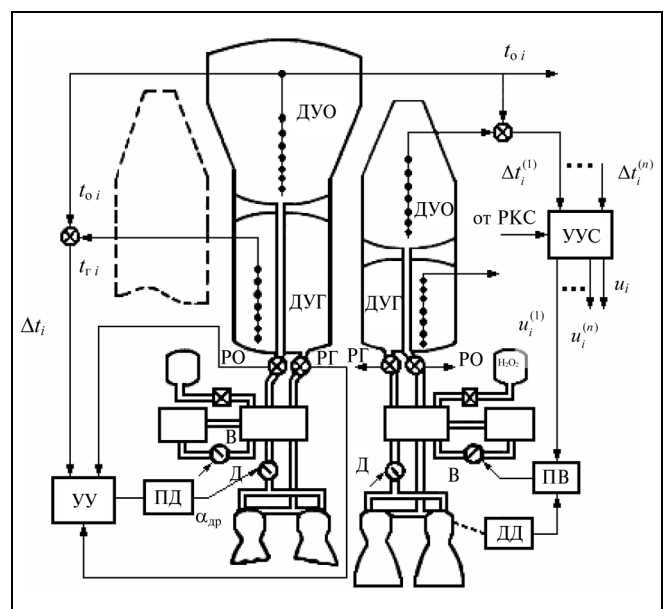


Рис. 7. Система СОБИС

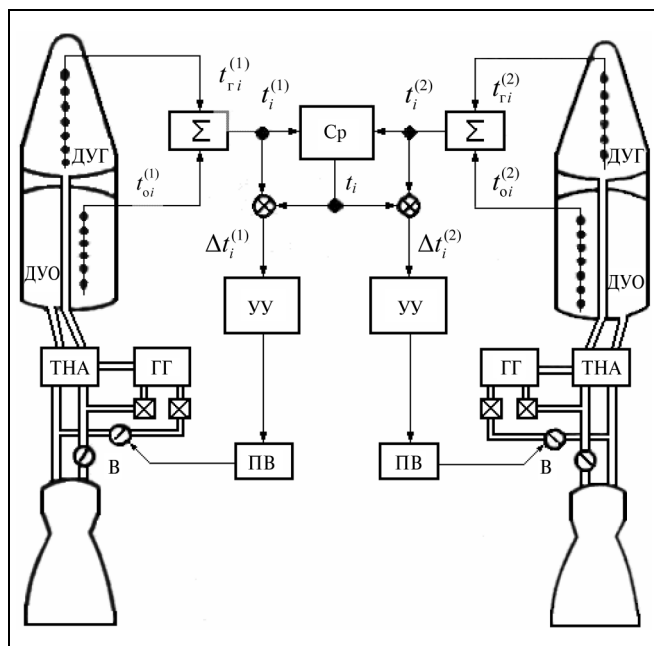


Рис. 8. Система МБС

Принцип действия ИСО основан на том, что возмущения, вызывающие неодновременность опорожнения баков, обуславливают в то же время изменение инерциальных характеристик ракеты (момента инерции, положения центра масс и др.). Некоторые из этих характеристик могут быть определены в результате измерения кинематических и динамических параметров ракеты.

Одна из возможных структурных схем ИСО представлена на рис. 6 (левый фрагмент). Здесь используются четыре датчика: ДУС — угловой скорости; ДБУ — боковых составляющих ускорения, ДПУ — продольного ускорения и ДУД — угловых положений двигателя. На основе информации, получаемой с этих датчиков, в идентификаторе Ид системы, оцениваются положения метacentра ракеты и удельной координаты центра масс, определяемой как отношение координаты центра масс (в связанной системе координат) к моменту инерции ракеты. В управляющем устройстве УУ в результате анализа изменения во времени этих координат оцениваются размеры возмущений, обуславливающих миграцию идентифицированных инерциальных характеристик, и переключками дросселя Д парируются те из них, которые вызывают неодновременность опорожнения баков.

Система СОБИС. Перейдем теперь к рассмотрению задач межблочного управления опорожнением баков применительно к многоблочной ступени ракеты, состоящей из связки параллельно работающих ракетных блоков. Один из них — цен-

тральный — несет (непосредственно или через последующие ступени) полезную нагрузку. Другие блоки — боковые — пристыкованы к центральному. На рис. 7 представлена структурная схема системы регулирования опорожнения баков и синхронизации ракетных блоков (СОБИС). Это, по-видимому, наиболее известная из СУРТ, поскольку она установлена на ракетах-носителях кораблей «Восток» и «Союз». Система решает задачи внутриблочного регулирования опорожнения баков с помощью расходомерных каналов РСК, перенастраиваемых по уровневой информации. Управляющее устройство синхронизации УСС синхронизирует опорожнение баков окислителя боковых блоков с баком центрального блока путем изменения с помощью винта В редуктора газогенератора ГГ суммарных расходов в отдельных блоках. При отработке команд межблочной синхронизации используются сигналы датчиков давления ДД. Принимались меры, чтобы управление расходом топлива по возможности не возмущало процесс управления полетом носителя.

Аналогичные задачи решают и системы СВО и МБС.

Система временного управления опорожнением баков (СВО) (см. рис. 6, правый фрагмент) на основании сопоставления моментов времени t_{oi} с их программными значениями $t_{пр}$ меняет суммарный расход (с помощью привода ПВ винта В) топлива в ракетном блоке так, чтобы обеспечить израсходованием окислителя в этом блоке к заданному моменту времени выключения ЖРД. Тем самым достигается синхронизация опорожнения баков окислителя в многоблочной ступени ракеты.

Система управления межблочной синхронизацией (МБС) опорожнения баков, в отличие от СОБИС, осуществляет синхронизацию по информации об отклонении суммарного (окислителя и горючего) количества топлива в каждом блоке от среднеблочного его значения, вычисляемого в блоке Ср (см. рис. 8). Это позволяет повысить эффективность применения системы в условиях, когда существенно ограничивается диапазон изменения давления в камере сгорания.

Система МУР. Потребность в системе межблочного управления расходом топлива (МУР) возникает в тех случаях, когда на боковых блоках многоблочной первой ступени ракеты реализуется полная выработка топлива, центральный блок работает в составе первой и второй ступеней, а система управления полетом не справляется с задачей приведения точки падения отработанных блоков в заданный район. Так бывает, если отклонения ориентации вектора скорости ракеты в мо-



ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение бортовых систем управления расходом топлива приводит к повышению энергетических характеристик жидкостных ракет, по своей эффективности эквивалентному переходу к кислородно-водородному топливу на верхних ступенях ракет-носителей. Вместе с тем, эти системы относительно просты, дешевы и высоконадёжны, они стали неотъемлемой частью всех крупных отечественных жидкостных ракет [3], и позволили повысить грузоподъёмность ракет-носителей на 10–15 % и предельную дальность полёта жидкостных межбаллистических ракет на 15–20 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андриенко А.Я., Иванов В.П. Совершенствование энергетических характеристик жидкостных ракет средствами автоматического управления. Ч. I. Физико-технические основы управления расходом жидкого топлива ракет // Проблемы управления. — 2009. — № 1. — С. 66–71.
2. Проблема измерения уровня топлива на борту жидкостных ракет / А.Я. Андриенко, С.В. Балакин, С.М. Ломтев, Ю.П. Портнов-Соколов // Датчики и системы. — 2003. — № 6. — С. 46–57.
3. 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. — С. 133–137.

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 — д-р техн. наук, вед. науч. сотрудник, ☎(495) 334-87-60,

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

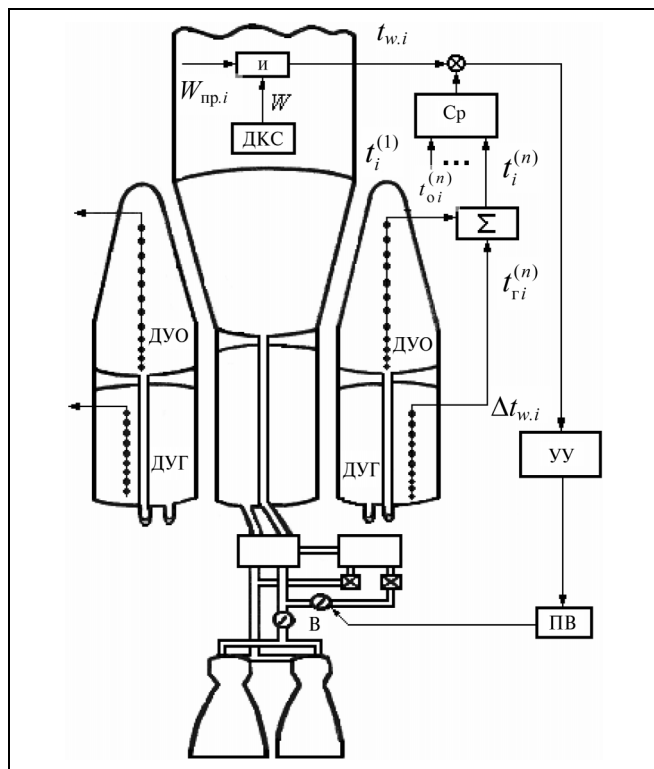


Рис. 9. Система МУР

мент выключения ЖРД слабо влияют на дальность полёта отделившейся отработавшей части ракеты.

Система МУР (см. рис. 9) путем изменения соотношения тяг центрального и боковых блоков так управляет расходом топлива, что боковые блоки полностью опорожняются к моменту набора заданного значения скорости ракеты. Влияние траекторных возмущений на конечное значение скорости первой ступени при этом компенсируется благодаря перерасходу или недорасходу части топлива центрального блока, выделенной для использования в режиме первой ступени.

Новая книга

Управление и контроль реализации социально-экономических целевых программ / Под ред. В.В. Кульбы и С.С. Ковалевского. — М.: Книжный дом "ЛИБРОКОМ", 2009. — 400 с.

Авторский коллектив: д-ра техн. наук. В.В. Кульба, С.С. Ковалевский, В.А. Уткин, С.А. Краснова, С.А. Косяченко, кандидаты техн. наук А.Б. Шелков, Д.А. Кононов, И.В. Чернов, Ю.М. Гладков и М.А. Шелков, А.Б. Павлов

Рассмотрен комплекс проблем повышения эффективности программно-целевого управления социально-экономическими системами. Даны методологические основы формализованного описания сценариев поведения социально-экономических систем. В качестве средств моделирования взаимовлияний макроэкономических факторов на состояние систем рассматриваемого класса применяется аппарат знаковых орграфов. Приведены научно-методические рекомендации по совершенствованию механизмов контроля за реализацией социально-экономических целевых программ. Рассмотрены задачи повышения результативности экспертных проверок исполнителей целевых программ по критерию минимизации аудиторского риска. Выполнен анализ систем и принципов организации мониторинга реализации целевых программ. Рассмотрены методы и модели организации и принятия коллективных управленческих решений.

Для научных работников и специалистов в области планирования и управления социально-экономическими системами, а также студентов и аспирантов соответствующих специальностей.