

## АКТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ: НОВЫЙ ПОДХОД И РАЦИОНАЛЬНЫЕ ПУТИ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

С целью обеспечения безопасности эксплуатации ракеты-носителя (РН) и эффективного использования её бортовых ресурсов, рассматриваются рациональные пути формирования алгоритма активного управления (АУ) полетом на основе данных мониторинга текущего состояния (МТС) РН, обеспечивающего в возмущенном полете РН: (1) стабилизацию движения упругодеформирующейся РН и (2) устойчивую работу её двигателя. В качестве объекта управления (ОУ) для предлагаемой системы АУ полетом рассматривается: (1) упругодеформирующийся в полете корпус РН – в части управления его изгибными колебаниями и (2) гидродинамическая обстановка (ГДО) в топливных баках (ТБ) – в части управления содержанием свободных газовых включений (СГВ) в ТБ. АУ состоянием корпуса РН обеспечивается путем поддержания в заданных пределах формы гибкой осевой линии (ГОЛ) корпуса с использованием показаний ограниченного количества датчиков тензометрического типа. АУ содержанием СГВ в жидких компонентах топлива (КТ) на входе в топливные магистрали двигателя РН обеспечивается путем недопущения проникания СГВ в топливные магистрали в количествах, которые могут привести к срыву рабочего процесса насосов; при этом задача МТС параметров переменного поля давлений в КТ в ТБ решается как задача восстановления формы колебаний давления по показаниям тензометрического датчика, установленного у днища ТБ.

З метою забезпечення безпеки експлуатації ракети-носія (РН) і ефективного використання її бортових ресурсів, розглядаються раціональні шляхи формування алгоритму активного управління (АУ) польотом на основі даних моніторингу поточного стану (МПС) РН, що забезпечує у збуреному польоті РН: (1) стабілізацію руху РН, яка пружно деформується, і (2) стійку роботу її двигуна. Як об'єкт управління (ОУ), для запропонованої системи АУ польотом розглядається: (1) корпус РН, що пружно деформується у польоті, – у частині управління його згинальними коливаннями і (2) гідродинамічна обстановка (ГДО) у паливних баках (ПБ) – у частині управління вмістом вільних газових включень (ВГВ) у ПБ. АУ станом корпусу РН забезпечується шляхом підтримки у заданих межах форми гнучкої осової лінії (ГОЛ) корпусу з використанням показань обмеженої кількості датчиків тензометричного типу. АУ вмістом ВГВ у рідких компонентах палива (КП) на вході до паливних магістралей двигуна РН забезпечується шляхом недопущення проникання ВГВ до паливних магістралей в кількостях, які можуть призвести до зриву робочого процесу насосів; при цьому задача МПС параметрів змінного поля тиску у КП у ПБ розв'язується як задача відновлення форми коливань тиску за показаннями тензометричного датчика, встановленого біля днища ПБ.

To provide a safe operation of a launch vehicle (LV) and to use effectively its onboard service life, the rational ways for forming the algorithm for an active flight control are examined based on the LV status monitoring data. During the LV disturbed flight it results in stabilization of the motion of an elastically deforming launch vehicle and the operation of its engine. As an object of control for the proposed system of the active flight control, we consider the LV elastically deforming in-flight body (in relation to the control of its bending vibrations) and a hydraulic dynamic situation into the fuel tanks (in relation to the control of the free gas inclusions into the fuel tanks). The active control of the LV body status is achieved by sustaining the form of a flexible centerline of the body in the predicted limits by using readings of a limiting number of strain-gauge transducers. The active control of the free gas inclusions in liquid-propellant components at inlet of fuel lines of the LV engine is realized excluding the penetration of the free gas inclusions into fuel lines to the extent that may result in a disturbance of the normal operation of pumps. Thus, the problem of status monitoring the parameters of a variable field of pressures through propellant components in fuel tanks is solved as a problem of recovery of pressure fluctuations modes by using readings of the strain-gauge transducer mounted at the fuel tank bottom.

**Ключевые слова:** ракета-носитель, активное управление, феноменологический подход, мониторинг текущего состояния, упругодеформирующийся корпус, гибкая осевая линия, топливный бак, гидродинамическая обстановка, свободные газовые включения.

Характерной особенностью процесса проектирования и эксплуатации современных ракет-носителей (РН) как сложных инженерных объектов является постоянное стремление к расширению диапазона решаемых ими задач в условиях действующих в полёте возмущений (систематических, случайных, технологических и т. п.) и при наличии жестких весовых ограничений. Это предопределяет необходимость повышения полноты использования борто-

вых ресурсов РН, прежде всего прочностных и энергетических.

В настоящее время расширение совокупности полётных задач, выполняемых РН, обеспечивается преимущественно путем реализации дополнительных решений проектного или конструктивного характера [1]. Это обусловлено, в том числе, необходимостью компенсации дефицита информации о возмущающих факторах и текущем состоянии РН и ее систем в условиях реального полета конкретной РН. Информация о текущем состоянии РН как объекта управления (ОУ) особенно важна в случае применения так называемого «жесткого» управления [2], предполагающего соблюдение жестких требований по реализации программных значений кинематических параметров движения РН в каждый момент времени полета на активном участке траектории.

Наряду с известными преимуществами «жесткого» управления (например, малые методические погрешности), ему присущи и недостатки; наиболее существенные из них [2]:

- большое количество высокоточных каналов управления и соответственно увеличенная масса бортовых систем управления (СУ);

- повышенное нагружение несущих элементов конструкции РН от ветрового воздействия (поскольку исключено изменение угла атаки на участке движения с максимальными скоростными напорами);

- необходимость более мощных и, следовательно, с большей массой, исполнительных органов управления; это связано с режимами работы в условиях ветрового воздействия на больших углах атаки и т. д.

Указанные обстоятельства обуславливают возрастающий интерес к СУ, позволяющим обеспечивать [2]:

- активное управление полетом на основе объективной информации о текущем состоянии основных систем РН, а также результатов прогноза развития этих состояний, получаемых на борту в реальном масштабе времени;

- устранение соответствующими бортовыми средствами нежелательного характера развития штатных ситуаций, с целью обеспечения безопасности эксплуатации РН и эффективного использования бортовых энергетических и прочих ресурсов;

- формирование бортовыми системами алгоритма управления, наилучшим образом обеспечивающего выполнение задач полёта, включая и целесообразное перераспределение функциональных задач для ступеней, двигательных установок в конкретно сложившихся условиях, когда условия эксплуатации или режимы работы бортовых систем отличаются от номинальных, но технические возможности РН позволяют продолжать полет.

Управление РН, наряду с управлением вектором силы тяги двигателя (как силы, формирующей траекторию движения с учетом конкретных условий полета), включает и угловую стабилизацию движения РН в условиях действия различных возмущающих факторов, в том числе:

- случайного по величине и направлению ветра (достигающего на участке движения РН с максимальными скоростными напорами скорости  $W = 100 \dots 150$  м/с и приводящего к увеличению значения угла атаки);

- случайных возмущений в виде отклонения плотности атмосферы и, следовательно, аэродинамических сил;

- возмущений, обусловленных начальными несовершенствами в виде начальной пошибы корпуса, полями остаточных напряжений, упругостью

подвески двигателя, влиянием подвижности жидких компонентов топлива (КТ) в топливных баках (ТБ) РН и т. п.

Для ступеней РН, активный полет которых происходит за пределами атмосферы, на первый план выходят возмущения, определяемые погрешностью установки двигателя, технологическими погрешностями изготовления собственно ракеты и пр.

Однако корпус РН, с увеличением его удлинения, всё в большей мере ведет себя как гибкий стержень, проявляя дополнительные динамические свойства, существенно сказывающиеся на управляемости РН. Вместе с тем, при движении РН под действием управляющих сил реализуются изгибные колебания корпуса РН (который при распределении масс по длине, близком к равномерному, не имеет устойчивой формы равновесия). Поэтому в суммарном возмущающем моменте заметно возрастет влияние полетных деформаций изгиба корпуса РН, последующие проявления которых весьма разнообразны и значимы, вызывая, например [1 – 4]:

- поворот сечения корпуса в месте установки двигателя и возникновение дополнительных боковой силы и момента, действующих на РН;
- появление местных углов атаки, сопровождающихся возникновением дополнительных аэродинамических сил;
- ложные сигналы автомата стабилизации (АС), порождаемые поворотом сечения корпуса в месте установки комплекса командных приборов (ККП) СУ, и, как следствие, возникновение ошибок при определении навигационных параметров.

Действие указанных возмущений дестабилизирует угловое движение РН, и эффективность СУ в значительной мере определяется ее способностью к парированию реакции РН и ее систем на эти возмущения.

Изложенное определяет необходимость и значимость адекватных оценок не только возмущений, действующих на РН, но и реакции РН с учетом ее реальных динамических характеристик. Именно поэтому поиски алгоритмов стабилизации, минимизирующих потребные управляющие усилия для обеспечения устойчивого полета ракеты по траектории, близкой к программной, и одновременно уменьшающих аэродинамические нагрузки на корпус ракеты при полете в плотных слоях атмосферы, сопровождают всю историю ракетной техники. Особенно актуально решение этой задачи при модернизации РН [1].

Для расчета оценок возмущений в настоящее время используются различного рода методики, в основу которых положены:

- статистические модели для определения ветровых нагрузок [1, 2];
- модели для определения аэродинамических возмущений, в основу которых положены более или менее правдоподобные представления о характере взаимодействия движущегося упругодеформирующегося корпуса РН с набегающим потоком, а также различного рода рекомендации. В частности, поскольку попытки оценки влияния начальных несовершенств и технических отклонений РН на основе статистического подхода оказались несостоятельными, рекомендуется пренебрегать их влиянием, несмотря на то, что обусловленные ими возмущения достаточно значимы, достигая 20 % от ветровых [1]. В целом, возможности существующих методов количественной оценки возмущающих движение РН сил, а также их точность крайне ограничены, как и точность расчетных методов оценки соответствующей реакции

корпуса РН на возмущающие силы, для определения которой широко используется динамическая схема ракеты как жесткого тела [1, 2].

Однако корпус РН представляет собой сложную конструкцию, свойства которой зависят от большого количества случайных факторов и должны анализироваться с учетом:

- использования тонкостенных оболочек несущих ТБ;
- изменяющегося в полете распределения масс по длине ракеты;
- коэффициентов демпфирования конструкции и жидкости (не поддающихся теоретическому определению).

Кроме того, значительные массы КТ в ТБ, перемещающиеся в процессе движения РН относительно стенок с амплитудой 0,2...0,3 м, генерируют действующие на стенки ТБ дополнительные силы, что существенно усложняет решение задачи управления движением деформирующейся системы «упругий корпус РН – жидкие КТ» на основе существующих приближенных методов учета влияния подвижности жидкости. Это относится, в первую очередь, к определению частот колебаний жидкости, присоединенных масс, моментов инерции и коэффициентов демпфирования в ТБ со сложной внутренней архитектурой [1, 4]. Поэтому методы решения задачи определения характеристик гидродинамической обстановки (ГДО) во внутрибаковом пространстве как реакции на действующие возмущения очень сложны и громоздки даже в упрощенной постановке (когда допустима линеаризация уравнений) и мало пригодны для определения динамических характеристик РН, тем более что формы упругих колебаний ее корпуса изменяются, в том числе – и при уменьшении количества топлива [1, 5]. Таким образом, определение расчетным путем с требуемой точностью комплекса статистических характеристик напряженно-деформированного состояния корпуса РН как реализации его истинной реакции на действие внешних сил представляет на сегодняшний день практически невыполнимую задачу.

В подавляющем большинстве случаев колебания упругодеформирующегося корпуса и жидких КТ в баках рассматривают отдельно, если не пересекаются характерные спектры частот [1, 6, 7]:

- собственных колебаний жидкости в баках ( $f < 1,5$  Гц);
- доминантных упругих колебаний корпуса ( $f > 3$  Гц).

Это объясняется тем, что коэффициенты АС, количественно характеризующие их раздельное влияние на динамику РН, более чем на порядок превышают значения коэффициентов АС, характеризующих совместное их влияние [1]. Однако такое частотное разделение влияний, как и обусловленное им упрощение уравнений движения, не всегда оправдано, поскольку затрудняет возможность адекватного описания всего комплекса задач, связанных с определением полетных деформаций изгиба системы «конструкция РН – жидкое наполнение ТБ» и анализом устойчивости возмущенного движения такой системы. Рассмотрим этот комплекс задач подробнее в связи с влиянием ГДО в топливных баках на устойчивость рабочего процесса системы топливоподачи РН (т. е., по сути, на устойчивость работы ее двигателя).

Наряду с изгибными колебаниями, конструкция РН подвергается воздействию продольных вибронагрузок, генерируемых работающим двигателем, следствием которых является формирование переменных полей давления в жидком наполнении ТБ. Эти поля инициируют возникновение и развитие процессов и явлений, сопровождающихся формированием свободных газо-

вых включений (СГВ) в КТ [8] с возможностью последующего их перемещения к заборным устройствам ТБ и проникания в заборные магистрали двигателя в количествах, способных привести к срыву его устойчивой работы [9]. Кроме того, надо иметь в виду, что на ряде успешно эксплуатируемых в настоящее время РН, использующих криогенные КТ, применяются газобаллонные системы наддува ТБ. В таких системах газ наддува (как правило, гелий, находящийся в баллонах, установленных в ТБ с криогенным КТ) используется как для наддува свободного газового объема (СГО) ТБ, так и для захлаживания прогревающегося в полете поверхностного слоя КТ путем подачи этого газа в виде СГВ, т. е. всплывающих в КТ и барботирующих его пузырей [10].

Что касается возможности проникания СГВ на выход из ТБ, то в большинстве случаев скорость опускного движения КТ в ТБ при работе двигателя РН меньше, чем скорость всплытия СГВ в поле массовых (архимедовых) сил, реализуемых на движущейся ракете; поэтому СГВ всплывают к поверхности КТ и выходят в СГО бака. Однако при определенном сочетании параметров продольных вибронгрузок, действующих на ТБ, и параметров ГДО во внутрибаковом пространстве СГВ, находящиеся в КТ, могут совершать движение в направлении, противоположном действию массовых сил, с возможностью последующего проникания в топливные магистрали двигателя и срыву его устойчивой работы [13]. В настоящее время отсутствуют эффективные методы и технические средства, позволяющие получать объективные данные о содержании и движении СГВ в КТ, находящихся в ТБ, путем проведения как расчетов [12], так и непосредственных инструментальных измерений на борту РН в процессе полета.

В целом, все вышеуказанные обстоятельства означают практическую невозможность – даже в расчете на перспективы совершенствования бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) РН – получения расчетным путем объективной информации как о реальных значениях текущих нагрузок, действующих на РН в полете, так и о реакции на них ракеты в целом и ее отдельных систем непосредственно на борту. В то же время, при решении задач обеспечения устойчивости полета, нагрузки необходимо задавать с детализацией, существенно более высокой, чем это делается при проведении прочностных расчетов [3].

Таким образом, основным препятствием на традиционном пути развития СУ современных РН, в том числе систем стабилизации в полете, является несовершенство их информационного обеспечения, в связи с чем алгоритмы управления возмущенным движением ракеты, основанные на той или иной степени идеализации математических моделей (ММ), лишь ограничено пригодны для эффективного управления реальными структурами в реальном полете. Это предопределяет актуальность поиска и формирования нового методического подхода к организации управления функционированием РН и ее систем на основе объективной информации о текущем состоянии РН с жидким наполнением баков как единой деформирующейся системы без частотного разделения влияния отдельных систем на ее динамику. При этом указанную информацию необходимо получать, без вмешательства в контролируемые процессы и практически синхронно с ними в реальном масштабе времени, бортовыми средствами измерения и обработки, согласованными как с БЦВК, так и со средствами устранения нежелательного развития управляемых процессов.

В качестве основы формирования такого подхода целесообразно использовать феноменологический подход, при котором поведение РН и ее систем в полете рассматривается без детального анализа определяющих его причин, а лишь констатируя обусловленное их совокупным действием текущее состояние ОУ [3, 4]. Такой подход позволяет представить поведение РН как ОУ не как набор её различных состояний, но как процесс, протекающий во времени, в связи с чем каждое состояние ОУ является его текущей интегральной реакцией на все действующие нагрузки, с учетом комплекса начальных и технологических несовершенств, особенностей конструкции РН, внутритаковой архитектуры и т. п., включая историю нагружения.

Для успешной реализации такого подхода необходимо осуществить:

- формирование управления с обратной связью (ОС) и выбор на этой основе бортовых систем для организации активного управления ими на основе данных мониторинга текущего состояния (МТС) этих систем и с учетом их значимости в комплексе задач, подлежащих решению для достижения цели полета;

- выявление объектов наблюдения, поведение которых наиболее адекватно отражает реакции систем РН, подлежащих активному управлению, на комплекс действующих в полете возмущений;

- выбор рационального количества параметров и характеристик, измерение которых обеспечивает наблюдаемость состояния ОУ;

- выбор измерительных средств и методик проведения МТС как объектов наблюдения с целью информационного обеспечения разработки ММ, идентифицирующей ОУ;

- разработку возможно более простой ММ, идентифицирующей ОУ в соответствии с задачей, решаемой ею СУ, в виде формализованной связи «вход – выход»; здесь особый интерес представляют имитационные модели, позволяющие дать описание конкретного ОУ как преобразователя входных возмущений в параметры выходного сигнала без детализации внутренней структуры и реальных свойств ОУ сверх необходимых для решения рассматриваемой задачи [14];

- формирование алгоритма управления с ОС, обеспечивающего оптимальную реализацию бортовых ресурсов (энергетических, прочностных и т. п.) в соответствии с решаемой задачей полета РН.

Приборная реализация алгоритма управления с ОС предполагает получение необходимых оценок текущего состояния управляемых систем РН и формирование управляющих воздействий. Очевидно, что с практической точки зрения интерес представляют достаточно простые алгоритмы с приемлемым временем реализации, которые позволяют:

- обеспечить допустимые временные параметры процесса МТС и получения необходимых прогнозных данных;

- автоматизировать процесс выработки управляющих воздействий, сбалансированных со способом их реализации;

- реализовать выработанные управляющие воздействия с минимальными затратами бортовых энергоресурсов.

Принимая во внимание сложный и разнообразный характер связей между отдельными системами РН, а также зависимость их характеристик от особенностей взаимодействия с внешней средой и между собой, для осуществления активного управления на основе данных МТС целесообразно выбирать системы, наиболее чувствительные к факторам, возмущающим движение РН,

с учетом возможности организации доступными методами МТС этих систем в полете. При этом необходимо иметь в виду наличие бортовых систем, структура и особенности функционирования которых в полете обеспечивают возможность наблюдения их текущего состояния бортовыми средствами при соответствующем выборе объекта МТС. По наличию или отсутствию такой возможности, бортовые системы можно разделить на две категории:

– системы, допускающие возможность полного наблюдения их текущего состояния; к таким системам можно отнести, в частности, упругодеформирующийся в полете корпус РН, текущее состояние которого адекватно отражает форма гибкой осевой линии (ГОЛ) корпуса [16];

– системы, характерным признаком которых является отсутствие возможности полного наблюдения их текущего состояния бортовыми средствами; к таким системам можно отнести систему питания (СП) двигателя (обеспечивающую подачу КТ на вход в топливные магистрали с содержанием СГВ, не превышающим допустимое по условию устойчивости работы двигателя [9]); в этом случае специфика объясняется отсутствием адекватных расчетных методик и инструментальных средств, позволяющих получать объективные данные о содержании СГВ и их перемещениях в КТ в топливных баках в процессе работы СП [8, 11, 12, 17].

В целом можно сформулировать задачу МТС систем РН, выбранных в качестве ОУ, как задачу получения в течение всего полета фактических данных, позволяющих осуществлять непрерывную идентификацию объектов МТС с целью формирования рациональных алгоритмов управления с ОС функционированием выбранных для активного управления систем РН.

Примем во внимание, что среди задач управления возмущенным движением РН доминирующими являются задачи обеспечения:

- стабилизации движения упругодеформирующейся в полете РН [1, 4, 6, 7];
- устойчивой работы двигателя в возмущенном полете [9, 15, 18].

Тогда в качестве ОУ для предлагаемой системы активного управления (САУ) РН на основе данных МТС целесообразно, в первую очередь, рассматривать следующие системы, в значительной степени определяющие эффективность использования бортовых ресурсов РН (прочностных, энергетических и т. п.) в реальном полете:

- корпус РН – в части управления изгибными колебаниями;
- СП – в части управления содержанием СГВ на входе в топливные магистрали двигателя.

Обращаясь к задаче организации активного управления изгибными колебаниями упругодеформирующегося в полете корпуса РН на основе данных МТС корпуса бортовыми средствами, отметим, что предпосылкой для эффективного применения мониторинга динамики ГОЛ корпуса как распределенной системы является, как показано в [5], непрерывный характер изменения ее параметров по длине.

Прогресс в разработке датчиков, приводов и устройств связи привел к появлению нового класса встроенных систем измерения, имеющих вид сети и таким образом реализующих распределенное управление. Измерительные сети находят применение в разнообразных приложениях, где требуется сгруппировать получаемую информацию, используя совокупность датчиков, соединенных вместе через некоторую систему связи. В нашем случае это дает возможность осуществлять определение текущих форм, частот изгибных колебаний корпуса и других харак-

теристик с использованием ограниченного количества датчиков тензометрического типа. Это позволит, в частности, достаточно просто отфильтровать высокочастотные компоненты измеренного сигнала, не искажая его низкочастотную составляющую (наиболее значимую для решаемой задачи).

Восстановленная по результатам измерений текущая форма ГОЛ, а значит, и самого корпуса РН является основой для идентификации ГОЛ корпуса как ОУ, включая определение координат характерных точек ГОЛ, углов отклонения ГОЛ от осевой линии корпуса как твердого тела в этих точках, изменений угла тангажа, вносимых изгибом РН, и т. п.

В этом плане задача идентификации ОУ не имеет самостоятельного значения, а определяется целью управления и необходима для построения ММ объекта управления (реакция которой на возмущение на входе аналогична реакции самого объекта) как функциональной связи между входом и выходом ОУ. Используя эти данные, можно осуществлять обоснованное (в соответствии с предъявляемыми требованиями к точности управления) упрощение ММ путем понижения ее размерности, в том числе путем представления многосвязной ГОЛ корпуса в виде шарнирной связки двух тел (ШСДТ), для которой жесткость и расположение шарнира в связанной с корпусом РН системе координат известны [19].

Для решения задачи управления (в плоском случае) движением РН вокруг центра масс (ЦМ) вполне достаточно учесть в законе управления текущие значения величин, характеризующих в совокупности изгибную деформацию корпуса:

- угол  $\gamma$  и угловую скорость  $\dot{\gamma}$  излома ШСДТ;
- вносимую изломом погрешность определения угла тангажа  $\Delta\varphi$  и скорости ее изменения  $\Delta\dot{\varphi}$  [19];
- положение шарнира  $a(t)$  в связанной системе координат.

Такой подход позволяет сформировать достаточно простые:

- ММ управляемого процесса, дающую возможность учесть основные свойства корпуса РН и действующих на него в полете возмущений;
- быстродействующий алгоритм подавления изгибных колебаний упругодеформирующегося корпуса, т. е. осуществлять активное управление в реальном масштабе времени фактически случайными событиями за пределами разрешения традиционных СУ, но с использованием традиционных управляющих органов (УО).

Такая ММ, на практике реализующая принцип укрупнения (т. е. позволяющая заменить модель высокой размерности моделью существенно меньшей размерности без потери наиболее значимой в рассматриваемой постановке информации) [20], позволяет сформировать рациональный алгоритм активного управления изгибными колебаниями упругодеформирующегося в полете корпуса РН с полномерной ОС на базе бортовых средств измерения и обработки их результатов.

Рассмотрим далее перспективы формирования САУ гидродинамической обстановкой в ТБ, обеспечивающей устойчивость рабочего процесса системы топливоподачи РН путем управления содержанием СГВ в жидких КТ на входе в топливные магистрали двигателя РН.

Устойчивость рабочего процесса системы топливоподачи целесообразно оценивать на основе данных, измеряемых непосредственно в полете в рамках методического подхода, ориентированного на выявление условий эксплуата-

ции, потенциально опасных по возможности проникания формирующихся в КТ свободных газовых включений в топливные магистрали двигателя. Причины возникновения указанных условий вызваны реакцией КТ на воздействующие на ТБ полетные нагрузки, выражающейся в виде формирующегося в столбе жидкости (глубиной  $z$ ) поля давлений, включающего статическую составляющую  $P(z)$  и пульсационную составляющую  $A_p(z)$  [21].

В настоящее время основное внимание при выборе методов управления содержанием СГВ в КТ на входе в топливные магистрали двигателя уделяется реализации мероприятий преимущественно конструктивного характера, обеспечивающих возможность демпфирования колебаний КТ, рассеивания их энергии и, как следствие, снижения интенсивности генерирования СГВ. Наряду с перечисленными мероприятиями, для противодействия прониканию СГВ в топливные магистрали двигателя ТБ оснащаются внутривакуумными заборными устройствами в виде профилированных тарелок, устанавливаемых над входом в топливные магистрали. Этим достигается уменьшение критической высоты уровня КТ, при которой происходит массовый прорыв СГВ в магистрали. Кроме того, в отдельных случаях на входе в насосы двигателя могут использоваться специальные сепараторы, отделяющие СГВ от жидких КТ и выводящие образующий их газ за пределы топливной магистрали [7].

В целом, все перечисленные выше наиболее часто применяемые методы и средства обеспечения штатных условий по параметру содержания СГВ на входе в топливные магистрали и насосы двигателя РН не гарантируют возможности их поддержания при изменении условий эксплуатации РН; причиной этого является преимущественно пассивный характер оказываемого ими влияния на ГДО в ТБ. Отличительный признак такого влияния – невозможность организации цепи ОС как звена, принципиально необходимого для осуществления эффективного воздействия на процессы движения СГВ соответственно с изменяющейся в процессе полета ГДО в КТ, находящихся в ТБ.

Цель активного управления ГДО в предлагаемой постановке задачи – обеспечение устойчивой работы двигателя РН в полете путем недопущения проникания СГВ в его топливные магистрали в количествах, которые могут привести к срыву рабочего процесса насосов. В этой связи целесообразно использовать алгоритм управления значениями не действующих, а критических – по условию начала опускного движения СГВ – уровней пульсаций давления  $A_p^{кр}$ , обеспечивая в течение всего активного участка траектории полета их превышение над действующими уровнями пульсаций давления в столбе КТ в ТБ [22 – 24]. Целесообразность и возможность использования такой стратегии управления обусловлена наличием явной зависимости  $A_p^{кр}$  от давления  $P_a$  в СГО бака (т. е. от давления наддува). Это предопределяет возможность осуществления достаточно простого способа управления величиной  $A_p^{кр}$  путем изменения расхода газа наддува в процессе функционирования ОУ, используя измеряемые в полете бортовыми средствами текущие значения:

- осевой перегрузки  $n_z$ ;
- давления газа в СГО  $P_a$ ;
- амплитуды пульсаций давления в КТ у нижнего днища ТБ  $A_p^д|_{z=H}$ ;
- высоты столба КТ в топливном баке  $H$ .

Как и в общем случае, решение задачи активного управления ГДО в сформулированной постановке предполагает:

– построение с использованием информации от бортовых измерительных средств модели ГДО как объекта управления в виде набора соотношений, описывающих связь параметров полетных, в том числе вибрационных, нагрузок и параметров формирующихся в КТ газожидкостных сред и поля давлений;

– выбор входного управляющего воздействия и способа его изменения, обеспечивающих достижение цели управления на основе доступных данных о текущем состоянии ОУ;

– выбор вида и состава средств, реализующих способ изменения во времени входного управляющего воздействия, при котором достигаются поставленные цели управления.

При такой постановке, задача МТС параметров переменного поля давлений в КТ в баках РН решается как задача восстановления формы его колебаний по показаниям тензометрического датчика, установленного у днища ТБ. Использование для этой цели единственного датчика вполне достаточно ввиду практической линейности формы колебаний [21], что обусловлено фильтрацией высокочастотных компонент действующих на бак нагрузок его податливым днищем и достаточно высокой устойчивостью ГДО по отношению к малым возмущениям [14]. Такой подход, наряду с реализацией принципа укрупнения, позволяет сформировать САУ ГДО в ТБ по параметру отсутствия СГВ на входе в топливные магистрали двигателя с возможностью организации полноразмерной ОС и достаточно простым алгоритмом управления, который предполагает:

– измерение текущих значений осевой перегрузки, давления газа в СГО, высоты столба КТ в ТБ и амплитуды пульсаций давления у днища ТБ;

– определение критических значений амплитуд пульсаций давления по высоте столба КТ;

– выработку управляющего сигнала на привод регулятора расхода газа наддува и установление такого давления в СГО бака, при котором выполняется условие

$$A_p(z) < kA_p^{kp}(z), \quad (1)$$

где  $k$  – коэффициент запаса.

Приборная реализация такого алгоритма управления предполагает затраты времени на получение оценок текущего состояния ГДО в баках РН и формирование управляющих воздействий. С практической точки зрения, интерес представляют достаточно простые алгоритмы управления с приемлемым быстродействием, определяемым временем опускания СГВ от критического уровня к заборному устройству ТБ (это время, в свою очередь, определяется скоростью опускного движения СГВ). Очевидно, что управление процессом предотвращения возможности проникания СГВ, находящихся на уровне  $z_{кр}$ , к выходу из ТБ будет состоять в том, чтобы за время опускания  $\tau_{оп}$  увеличить давление наддува  $P_a$  в СГО бака до уровня, при котором значения  $A_p^{kp} |_{z=z_{кр}}$  станут больше действующих на этом уровне пульсаций давления  $A_p^d |_{z=z_{кр}}$ , т. е.

$$A_p^d |_{z=z_{кр}} < \sqrt{2nn_z \rho_{ж} g z_{кр} (P_a + P_{ж} g n_z z_{кр})}, \quad (2)$$

откуда

$$P_a > \frac{(A_p^d |_{z=z_{кр}})^2}{2nn_z \rho_{ж} g z_{кр}} - \rho_{ж} g n_z z_{кр}, \quad (3)$$

где  $n$  – показатель политропы,  $\rho_{ж}$  – плотность КТ,  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ .

Такая стратегия позволяет решить задачу организации САУ ГДО в КТ, находящихся в ТБ, с полноразмерной ОС на базе бортовых средств контроля и управления с построением рационального алгоритма управления.

Таким образом, использование предлагаемого методического подхода к организации активного управления функционированием ряда основных систем РН в процессе ее возмущенного движения на участке выведения позволяет:

- реализовать движение РН, в максимальной степени приближенное к ее движению как твердого тела, с одновременным уменьшением колебаний жидких КТ в ТБ;

- уменьшить возможные навигационные ошибки выведения полезного груза;

- обеспечить управляемость РН при пониженной загрузке УО;

- повысить точность информационного обеспечения АС, в том числе с мест установки ККП и УО, и возможность функционирования АС с использованием упрощенных уравнений движения РН;

- обеспечить устойчивую работу двигателей по содержанию СГВ на входе в их топливные магистрали;

- расширить диапазон условий эксплуатации РН с минимальными аэродинамическими нагрузками на корпус путём введения дополнительного канала АС, обеспечивающего подавление изгибных колебаний упругодеформирующегося в полёте корпуса по данным МТС его ГОЛ и таким образом парирующего появление местных углов атаки, наряду с выполнением требования неперевышения предельных значений величины произведения скоростного напора на пространственный угол атаки ( $q \cdot \alpha$ ), заложенных при проектировании РН [1, 26];

- повысить степень использования бортовых прочностных и энергетических ресурсов;

- расширить диапазон возможных условий эксплуатации РН и повысить ее целевую эффективность;

- обеспечить в отдельных случаях возможность осуществления пуска РН без предварительного зондирования атмосферы [26];

- осуществлять модернизацию существующих СУ в минимальные сроки с минимумом необходимых доработок на построение системы МТС с применением традиционно используемых в ракетно-космической технике измерительных средств, согласующихся с бортовыми средствами обработки информации и приводами бортовых органов управления.

1. Ракета как объект управления / И. М. Издалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шентун. – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.

2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В. П. Мишин, В. К. Безверный, Б. М. Панкратов, Д. Н. Шеверов. – М. : Машиностроение, 1985. – 360 с.

3. Феодосьев В. И. Десять лекций-бесед по сопротивлению материалов / В. И. Феодосьев. – М. : Физматлит, 2002. – 320 с.
4. Verdiera M. Nonlinear control robot: A phenomenological approach to linearization by static feedback / M. Verdiera, M. Rouffa, J. G. Fontainea // Robotica. – 1989. – Vol. 7. – Issue 04. – P. 315 – 321.
5. Динамика старта жидкостных ракет-носителей космических аппаратов / Г. И. Богомаз, Н. Е. Науменко, М. Б. Соболевская, И. Ю. Хижа. – К. : Наук. думка, 2005. – 248 с.
6. Айзенберг Я. Е. Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов / Я. Е. Айзенберг, В. Г. Сухоребрий. – М. : Машиностроение, 1986. – 220 с.
7. Рабинович Б. И. Неустойчивость жидкостных ракет и космических аппаратов и некоторые фрагменты борьбы с ней / Б. И. Рабинович. – М. : ИКИ РАН, 2006. – 40 с.
8. Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полётных вибрациях жидкостной ракеты-носителя / О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко и др. // Техническая механика. – 2009. – № 4. – С. 3 – 16.
9. Чебаевский В. Ф. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов / В. Ф. Чебаевский, В. И. Петров. – М. : Машиностроение, 1973. – 192 с.
10. Жовтоног В. М. Современные системы наддува верхних ступеней ракет-носителей на криогенных компонентах топлива / В. М. Жовтоног, А. И. Логвиненко, С. Д. Солод // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2007. – Вып. 2. – С. 37 – 42.
11. Хасимото Х. Разрушение поверхности и образование пузырьков в столбе жидкости при вертикальных колебаниях / Х. Хасимото, С. Судо // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – Т. 18, № 5. – С.116 – 124.
12. Гаврилов Л. Р. Содержание свободного газа в жидкостях и методы его измерения / Л. Р. Гаврилов // Физические основы ультразвуковой технологии. – М. : Наука, 1970. – С. 395 – 426.
13. Кузнецов В. И. Обобщённые условия равновесия газовых пузырей в жидкости / В. И. Кузнецов, Н. Ф. Свириденко // Многофазные потоки в энергоустановках. – Харьков : ХАИ, 1988. – С. 10 – 16.
14. Лоу А. Имитационное моделирование / А. Лоу, В. Кельтон. – СПб. : Питер ; К. : Издательская группа ВНУ, 2004. – 847 с.
15. Козлов А. А. Системы питания и управления жидкостных ракет двигательных установок / А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьёв. – М. : Машиностроение, 1988. – 352 с.
16. Патент на винахід 102987 Україна, МПК В 64 С 13/00. Спосіб і пристрій управління збуреним рухом пружно деформованої ракети-носія навколо центру мас / В. В. Горбунцов, О. М. Заволока, М. Ф. Свириденко; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України. – U201209134 : заявл. 25.07.2012 ; опубл. 27.08.2013, Бюл. № 16.
17. Кана Д. Д. Поведение пузырей газа в баках с жидкостью подвергающихся вибрациям / Д. Д. Кана, Ф. Т. Додж // Вопросы ракетной техники. – 1966. – № 1. – С. 36 – 41.
18. Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей / О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко и др. // Сб. науч. тр. «Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы». – 2006. – Вып. 2. – С. 88 – 100.
19. Горбунцов В. В. Математическая модель упругодеформирующейся в полёте ракеты-носителя / В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко // Техническая механика. – 2013. – № 4. – С. 59 – 70.
20. Рыжов В. П. Системотехнические аспекты выбора сигналов при проектировании информационных систем / В. П. Рыжов // Радиотехника. – 2011. – № 9. – С. 108 – 112.
21. Экспериментальные исследования влияния вибраций на работоспособность барботажных систем / В. С. Будник, В. И. Кузнецов, Б. В. Свердличенко, Н. Ф. Свириденко // Гидродинамика технических систем. – К. : Наук. думка, 1985. – С. 102 – 108.
22. Патент на винахід 104841 Україна, МПК F 02 K 9/42. Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива / В. В. Горбунцов, О. М. Заволока, М. Ф. Свириденко ; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАН України і НКА України. – U201209694 : заявл. 10.08.2012 ; опубл. 11.03.2014, Бюл. № 6.
23. Горбунцов В. В. Методический подход к формированию активного управления гидродинамической обстановкой в топливных баках ракеты-носителя на основе данных мониторинга ее текущего состояния / В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко // Техническая механика. – 2015. – № 1. – С. 30 – 41.
24. Горбунцов В. В. Особенности формирования алгоритма активного управления содержанием свободных газовых включений на входе в топливные магистрали маршевого двигателя по данным мониторинга текущего состояния гидродинамической обстановки в баках ракеты-носителя / В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко // Техническая механика. – 2015. – № 4. – С.103 – 116.
25. Мацнев А. И. Очистка сточных вод флотацией / А. И. Мацнев. – К. : Будівельник, 1976. – 132 с.
26. Динамическое проектирование ракет : Задачи динамики ракет и их космических ступеней / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шентун. – Днепропетровск : Изд-во Днепропетровск. нац. ун-та, 2010. – 264 с.

Институт технической механики  
 Национальной академии наук Украины и  
 Государственного космического агентства Украины,  
 Днепропетровск

Получено 25.04.2016,  
 в окончательном варианте 30.05.2016