УДК 629.7:621.642:532.539

В. В. ГОРБУНЦОВ, А. Н. ЗАВОЛОКА, Н. Ф. СВИРИДЕНКО

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКОЙ В БАКАХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Обоснован рациональный подход к организации мониторинга текущего состояния гидродинамической обстановки (ГДО) в топливном баке (ТБ) ракеты-носителя как основы формирования активного управления газосодержанием компонентов топлива (КТ) на входе в топливные магистрали двигателя. В основу подхода положено представление о практической линейности формы колебаний давления (ФКД) по высоте столба КТ в баках ракеты, подвергающихся воздействию вибрационных нагрузок от работающего двигателя. Указанное обстоятельство обеспечивает возможность восстановления ФКД по показаниям единственного датчика, установленного в непосредственной близости к податливому нижнему днищу ТБ. Предложено простое условие обеспечения устойчивости работы двигателя по содержанию свободных газовых включений (СГВ) в КТ на его входе, состоящее в предотвращении выхода СГВ, формирующихся в КТ в условиях полета на активном участке траектории, из ТБ путем регулирования давления в свободном газовом объеме бака изменением расхода газа, подаваемого на наддув бака. Получены соотношения для определения времени, необходимого на регулирование расхода газа наддува на управление состоянием ГДО. Для одной из схем организации наддува бака с компонентом топлива – жидким кислородом – рассмотрена задача регулирования давления; анализ этого процесса показал возможность осуществления регулирования давления в течение ограниченного времени с использованием типовых редукторов давления газа.

Обґрунтовано раціональний підхід до організації моніторингу поточного стану гідродинамічної обстановки (ГДО) у паливному баку (ПБ) ракети-носія як основи формування активного управління газовмістом компонентів палива (КП) на вході до паливних магістралей двигуна. У основу підходу покладено уявлення про практичну лінійність форми коливань тиску (ФКТ) по висоті стовпа КП у баках ракети, що зазнають дію вібраційних навантажень від працюючого двигуна. Вказана обставина забезпечує можливість відновлення ФКТ за показаннями єдиного датчика, встановленого в безпосередній близькості до податливого нижнього днища ПБ. Запропоновано просту умову забезпечення стійкості роботи двигуна за змістом вільних газових включень (ВГВ) у КП на його вході, що полягає у запобіганні виходу ВГВ, що формуються в КП в умовах польоту на активній ділянці траєкторії, із ПБ шляхом регулювання тиску у вільному газовому об'ємі бака шляхом зміни витрати газу, що подається на наддування бака. Одержані співвідношення для визначення часу, необхідного на регулювання витрати газу наддування на управління станом ГДО. Для однієї з схем організації наддування бака з компонентом палива – рідким киснем – розглянута задача регулювання тиску; аналіз цього процесу показав можливість здійснення регулювання тиску протягом обмеженого часу з використанням типових редукторів тиску газу.

A rational approach to monitoring the hydrodynamic status (HDS) of the fuel tank (FT) of the launch vehicle (LV) as a basis of the active control of the fuel component (FC) gas content at the inlet of the liquid-propellant engine fuel line is grounded. The idea of a practical linear shape of the pressure oscillation mode (POM) along the FC height in the LV tanks exposed to the influence of the vibration loads from the operating engine serves as a basis for the approach. The above circumstance provides the possibility of renewing the POM with the respect of indications of the single sensor set in the immediate vicinity of the FT flexible lower bottom. A simple condition of the operational engine stability according to the free- gas inclusions (FGIs) content in the FC at the engine inlet is proposed. This is provided by prevention of the discharge of the FGIs forming in the FC during the flight along the boost path from the FT by controlling the pressure in the FT free-gas volume with changes in the gas flow supplied for the FT pressurization. Time relations for controlling the HDS pressurization gas flow are derived. The pressure control problem for one of schematics of the FT pressurization with liquid oxygen is considered; the analysis of this process demonstrated the possibility of brief controlling the pressure using standard gas pressure-reducing valves.

Ключевые слова: *ракета-носитель, топливный бак, гидродинамическая обстановка, свободные газовые включения, пульсация давления, активное управление, система наддува, регулятор давления газа.*

В настоящее время прогресс в развитии ракет-носителей (РН) в значительной мере ориентирован на обеспечение наиболее полного использования их бортовых ресурсов при решении различных задач доставки полезных грузов на рабочие орбиты [1]. Одним из перспективных путей решения указанной задачи является использование активного управления такими системами

РН, как:

– корпус ракеты – в части его изгибных колебаний в процессе выведения;

– система топливоподачи – в части содержания СГВ в КТ на выходе из ТБ,

на основе данных мониторинга текущего состояния (МТС) этих систем. МТС должен осуществляться бортовыми средствами в реальном масштабе времени с последующим формированием соответствующих управлений для предотвращения возможности возникновения различного рода нештатных ситуаций, обусловленных полетными нагрузками и возмущающими факторами случайного характера [2].

Методический подход к решению задачи организации активного управления изгибными колебаниями упругодеформирующегося в полете корпуса РН на основе данных инструментальных измерений текущего состояния его осевой гибкой линии предложен в [3, 4]. Использование такого подхода позволяет формировать не только достаточно простую информативную модель управляемого процесса, учитывающую основные характеристики как корпуса РН, так и действующих на него в полете возмущений, но и разработать простой быстродействующий алгоритм подавления изгибных колебаний упругодеформирующегося в полете корпуса РН, т. е. осуществлять активное управление фактически случайными параметрами, регистрация текущих значений которых лежит за пределами возможностей традиционных систем управления [5].

Методический подход к решению задачи предотвращения возможности проникания свободных газовых включений (СГВ) в топливные магистрали маршевого двигателя РН в количествах, способных привести к нарушениям штатного режима его функционирования в процессе полета, предложен в [6, 7]. Этот подход также основан на активном управлении гидродинамической обстановкой (ГДО) в топливном баке (ТБ) с использованием данных МТС ГДО бортовыми средствами; при этом активное управление ГДО также рассматривается как совокупность взаимосвязанных задач наблюдения ГДО (т. е. измерения определяющих ее текущее состояние параметров) и собственно управления. Однако, в отличие от управления изгибными колебаниями корпуса РН, активное управление ГДО приходится осуществлять в условиях неполного наблюдения вектора состояния объекта управления; это объясняется отсутствием в настоящее время методов и инструментальных средств, позволяющих получить в процессе полета РН объективные данные о текущем содержании СГВ в компонентах топлива (КТ), их распределении, размерах и параметрах движения.

В условиях подобной параметрической неопределенности классические методы управления необходимо дополнять соответствующими способами восстановления неизвестных значений указанных выше параметров, определяющих текущую ГДО в ТБ и позволяющих преодолеть начальную неопределенность задания математической модели объекта управления. Попытки использования с этой целью хотя и простых, но достаточно содержательных моделей, количественно определяющих объемное газосодержание в различных зонах по высоте столба КТ в баках как следствие ряда гидродинамических процессов в них, инициируемых полетными нагрузками (фонтанирование капель с поверхности жидкости, формирование приповерхностного барботажного слоя, сорбционные явления, опускное движение СГВ [7, 8]), оказались непродуктивными по ряду причин:

– рабочий процесс жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) весьма чувствителен к объемному содержанию СГВ в КТ, подаваемых на его вход; в этой связи достаточно указать, что наличие в КТ ~ 1 % об. СГВ приводит к снижению коэффициента быстроходности центробежных насосов двигателя на ~ 13 %, а увеличение их содержания до 3 – 5 % об. – к срыву устойчивой работы насосов [9, 10];

– при построении указанных моделей были приняты допущения, существенно ограничивающие возможности получения оценок объемного газосодержания КТ с точностью, требуемой для решения рассматриваемой задачи [7].

Тем не менее, анализ указанных моделей ГДО в ТБ, полученных на основе анализа большого объема экспериментальных данных, позволил установить, что фактором, в основном определяющим как параметры СГВ [8], так и характер их движения [7], является переменное поле давлений, формирующееся в жидкости в результате совместного действия на ТБ полетных нагрузок (статических и динамических).

Отметим также, что СГВ, образующиеся по тем или иным причинам в КТ, имеют размеры, не превышающие критический по устойчивости диаметр [11]:

$$d_{\max} \le \frac{2\sigma}{U^2}\sqrt[3]{\frac{3}{c_f \rho_{\text{кт}}^2 \cdot \rho_{\text{г}}}}, \qquad (1)$$

где σ – коэффициент поверхностного натяжения КТ; U – скорость обтекания СГВ жидкостью в процессе их движения; c_f – коэффициент сопротивления движению [12]; $\rho_{\text{кт}}, \rho_{\text{г}}$ – плотности КТ и газа в СГВ соответственно.

При этом медианный диаметр СГВ составляет

$$d_{\text{м}} = 0{,}36\, d_{\max}, \qquad (2)$$

а распределение СГВ по размерам соответствует нормальному закону [12].

В условиях полета, когда вибронагрузки незначительны, а групповая скорость всплытия СГВ, определяемая массовыми (архимедовыми) силами [7]

$$U_{\text{г}} = 2 \cdot \left(\frac{\rho_{\text{кт}}}{\rho_{\text{г}}}\right)^{0,2} \cdot \sqrt[4]{\frac{\sigma \cdot n_z g}{\rho_{\text{кт}}}}, \qquad (3)$$

где n_z – безразмерная осевая перегрузка (статическая), превышает скорость опускания уровня КТ в баке ($U_{\text{кт}}$), СГВ всплывают к свободной поверхности КТ и выходят в свободный газовый объем ТБ.

Однако, при определенных критических уровнях вибронагружения бака [7], СГВ, находящиеся в КТ, не всплывают к свободной поверхности, оставаясь во взвешенном состоянии, или даже мигрируют к заборному устройству и проникают в топливные магистрали жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

Принимая в качестве цели активного управления ГДО в ТБ предотвращение возможности проникания СГВ в топливные магистрали двигателя РН, в [6] предложен подход, основанный на управлении критическими значениями пульсаций давления $A_p^{\text{кр}}$ в столбе КТ путём управления давлением наддува бака, обеспечивая таким образом в течение всего активного участка траектории полета превышение $A_p^{\text{кр}}$ над действующими уровнями пульсаций давления $A_p^{\text{д}}$ в столбе КТ в баке, обусловленными вибронагружением ТБ:

$$A_p^{\text{кр}}\big|_{z=h} > A_p^{\text{д}}\big|_{z=h}. \tag{4}$$

При этом задача МТС переменного поля давлений в КТ в ТБ решается как задача восстановления формы его колебаний по показаниям датчика, установленного у нижнего днища ТБ. Использование для этой цели такого единственного датчика вполне допустимо и достаточно ввиду практической линейности формы колебаний давления в столбе КТ [13], что обусловлено фильтрацией высокочастотных компонент действующих на ТБ нагрузок его податливым днищем и достаточно высокой устойчивостью ГДО к малым возмущениям [14].

Такой подход, на практике реализующий принцип укрупнения (т. е. замену модели ГДО высокой размерности моделью существенно меньшей размерности без потери информации, наиболее значимой для рассматриваемой постановки задачи активного управления ГДО), позволяет разработать эффективную систему управления с обратной связью (ОС) с использованием бортовых средств измерения и обработки их результатов, а также рациональный алгоритм системы активного управления (САУ) ГДО.

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, которое определяется временем опускания СГВ от критического уровня к заборному устройству ТБ, определяемым скоростью опускного движения СГВ. Аналитическое выражение для определения скорости опускного движения СГВ получено в [15] из уравнения сохранения среднего по времени количества движения в течение одного периода колебания. С учетом параметров вибронагрузок, характерных для существующих РН, это выражение можно представить в виде:

$$\bar{U} = U\big|_{z>z_{\text{кр}}} = 0{,}55\cdot\frac{n_z^{0{,}82} d_{\text{м}}^{1{,}46}}{\nu_{\text{кт}}^{0{,}64}}\left\{\frac{\dfrac{A_{pz}^2\cdot p_a}{2\rho_{\text{кт}} g z (p_a+\rho_{\text{кт}} g n_z z)^2}\left[\left[1+0{,}75\left(\dfrac{A_{pz}}{p_a+\rho_{\text{кт}} g n_z z}\right)^2\right]-1\right]}{1+0{,}143\left(\dfrac{A_{pz}}{p_a+\rho_{\text{кт}} g n_z z}\right)^2+0{,}122\left(\dfrac{A_{pz}}{p_a+\rho_{\text{кт}} g n_z z}\right)^4}\right\}^{0{,}82}, \tag{5}$$

где $\bar{U}$ – средняя скорость СГВ за период колебаний; $\nu_{\text{кт}}$ – динамическая вязкость КТ; A_{pz} – амплитуда пульсаций давления на глубине $z > z_{\text{кр}}$; p_a – давление наддува бака; g – ускорение земного тяготения (g =9,81 м/с^2); z – глубина.

При выводе соотношения (5) принято во внимание, что при характерных для ТБ РН значениях параметра $\dfrac{p_a}{\rho_{\text{кт}} g n_z z} << 13{,}2$ поведение пульсирующих в переменном поле давлений СГВ близко к изотермическому [16], а скорость опускного движения СГВ практически не зависит от значения показателя политропы *n* [15], в связи с чем принято $n = 1$ [13].

Выражение для определения амплитуды пульсаций давления в КТ на глубине $z > z_{кр}$ при линейной форме колебаний имеет вид:

$$A_{pz} = A_p|_{z=z_{кр}} \cdot \frac{z}{z_{кр}}, \tag{6}$$

где $z_{кр}$ – глубина, на которой $A_p = A_{pкр}$.

Скорость СГВ, изменяющаяся в процессе их опускного движения, при проведении расчетов может быть аппроксимирована зависимостью:

$$U|_{z>z_{кр}} \approx U|_{z_0} \cdot 3{,}715(z - z_{кр})^{0{,}43}, \tag{7}$$

где $U|_{z_0}$ – начальная скорость опускного движения СГВ на глубине $z_0 = z_{кр} + 0{,}1$ м.

Время, в течение которого опускающееся СГВ переместится к выходному отверстию ТБ, определится решением уравнения:

$$\frac{dz}{dt} = K(z - z_{кр})^{0{,}43}, \tag{8}$$

или после интегрирования и подстановок

$$\tau_{оп} \approx \frac{0{,}626}{U|_{z_0}} \cdot (H - z_{кр})^{0{,}43}, \quad \text{с}, \tag{9}$$

где $K = 3{,}715 U|_{z_0}$, H – текущая высота столба КТ в ТБ.

Управление процессом предотвращения возможности проникания СГВ, находящихся на уровне $z_{кр}$, к выходу из ТБ состоит в том, чтобы за время опускания $\tau_{оп}$ увеличить давление наддува p_a в свободном газовом объеме ТБ до уровня, при котором значения $A_p^{кр}|_{z=z_{кр}}$ станут больше действующих на этом уровне пульсаций давления $A_p^{д}|_{z=z_{кр}}$ [7], т. е.

$$\sqrt{2nn_z\rho_ж g z_{кр}(p_a + \rho_ж g n_z z_{кр})} > A_p^{д}|_{z=z_{кр}}, \tag{10}$$

откуда

$$p_a > \frac{\left(A_p^{д}|_{z=z_{кр}}\right)^2}{2nn_z\rho_ж g z_{кр}} - \rho_ж g n_z z_{кр}. \tag{11}$$

Таким образом, с использованием измеряемых в процессе полета бортовыми средствами текущих значений:

– осевой перегрузки n_z;

– давления в СГО (давления наддува p_a);

– амплитуды пульсаций давления в КТ у нижнего днища ТБ;

– высоты столба КТ в ТБ,

можно реализовать управление величиной $A_p^{кр}$ в столбе КТ путем изменения расхода газа, подаваемого на наддув ТБ.

Предложенный подход может быть положен в основу алгоритма управления объемным содержанием СГВ на входе в топливные магистрали двигателя с ОС по давлению в ТБ, который предполагает [7]:

– измерение текущих значений осевой перегрузки, давления в свободном газовом объеме (СГО), высоты столба КТ в ТБ и амплитуды пульсаций давления у днища ТБ;

– определение действующих значений амплитуд пульсации давления у днища ТБ и по высоте столба КТ, их сравнение с расчетными критическими значениями и определение глубины $z_{кр}$, на которой может возникнуть опускное движение СГВ;

– выработку управляющего сигнала на привод регулятора расхода газа наддува и установление такого давления в СГО бака, при котором выполняется условие (4) на высоте столба КТ, где реализуются условия для возможного формирования СГВ [7, 8, 15].

Объектом регулирования (ОР) как в системе наддува (СН), так и в САУ ГДО является свободный газовый объём ТБ, а регулятором – агрегат, поддерживающий давление в СГО, обеспечивающее выполнение условий (10), (11). При этом дополнительная подача газа в СГО может осуществляться как штатной СН, так и от дополнительного источника газа, если инерционность штатной СН не позволяет увеличить расход до требуемого по условию (11) уровня за промежуток времени, равный $\tau_{оп}$ (9). В частности, такой подход к формированию САУ ГДО может быть использован для управления ГДО в баке окислителя РН «Зенит», наддув которого осуществляется подачей горячего газа от газогенератора СН через газоввод, установленный на верхнем днище бака. Одновременно с этим в СГО поступает холодный нейтральный газ (гелий), хранящийся в баллонах высокого давления газового аккумулятора давления (ГАД), погруженных в окислитель (жидкий кислород). Этот газ по магистрали, включающей запорный клапан и редуктор давления газа (РДГ), подается в газоввод-барботёр, установленный над баллонами, и в виде потока СГВ всплывает в КТ, дестратифицируя его, и выходит в СГО ТБ [17].

При использовании указанной системы для решения задачи активного управления ГДО, сформулированной выше, необходимо включить в неё дополнительную магистраль с запорным клапаном и РДГ, выходящую непосредственно в СГО бака и предназначенную для обеспечения возможности повышения давления в СГО до уровня, соответствующему условиям (10), (11), за приемлемый промежуток времени $\tau < \tau_{оп}$ и поддержания его до выхода основной СН на новый режим расхода горячего газа наддува. При разработке математической модели такого РДГ, пригодной как для определения его динамических характеристик, так и для исследования управляемости и устойчивости предлагаемой САУ ГДО, используется РДГ, служащий для понижения давления газа, подаваемого в СН, и поддержания заданного значения этого давления на выходе из регулятора (описание и принцип действия такого регулятора см., например, в [18]).

В РДГ рассматриваемой САУ ГДО должна быть предусмотрена возможность изменения его настройки для поддержания условия (4); в связи с этим управляющее усилие будем определять через коэффициент усиления управляющего сигнала φ. Суммарное управление φ разбито на две составляющие $\varphi = \varphi_{пр} + \varphi_{ос}$ таким образом, что составляющая $\varphi_{пр}$ соответствует программному управлению, задаваемому условием (4) и формирующему программное управляющее усилие $N_{пр}(t)$, а $\varphi_{ос}$ определяет составляющую управления, вносимую работой ОС по давлению на выходе из РДГ (возмущенное движение РДГ рассматривается далее).

Смещение клапана РДГ происходит вдоль продольной оси его симметрии *Ox*. Поскольку основная пружина РДГ жёстче вспомогательной, то в исходном положении (нерабочем состоянии) клапан занимает верхнее положение, смещенное относительно седла на величину x_{max}. Сопоставим исходному положению клапана начало координат ($x = 0$) и направим ось *Ox* вниз, так чтобы допустимые смещения x клапана были неотрицательными ($x_{max} \geq x \geq 0$).

Для упрощения модели РДГ примем следующие допущения [18, 19]:

– течение газа через сечение «клапан – седло» сверхкритическое;

– газ идеальный;

– в узлах трения действуют только силы вязкого трения.

С учетом принятых допущений, из уравнения баланса сил, действующих на клапан, получим уравнение движения клапана РДГ:

$$M_{ПР}\frac{d^2x}{dt^2}+\lambda\frac{dx}{dt}+(\gamma_{П}-\gamma_{ВП})x+\gamma_{П}\alpha\varphi_{ОС}= ,$$
$$=p_1 f - p_2 f + p_2 F + (N_{ВП})_0 - (N_{П})_0 + N_{ПР}. \tag{12}$$

где $M_{ПР}$ – приведенная к клапану масса всех подвижных элементов, включая третью часть массы пружин [20]; λ – коэффициент вязкого трения в трущихся элементах РДГ; $\gamma_{П}, \gamma_{ВП}$ – жесткость основной и вспомогательной пружин соответственно; x – величина подъема клапана; α – коэффициент усиления (имеющий размерность перемещения клапана); p_1, p_2 – давление на входе и выходе из РДГ; F, f – эффективная площадь мембраны и седла клапана; $(N_{П})_0, (N_{ВП})_0$ – усилия сжатия основной и вспомогательной пружин, соответствующие максимальному подъему клапана ($x = 0$).

Чтобы исследовать динамические характеристики РДГ, требуется задать граничные условия со стороны входа (ГАД) и выхода (СГО ТБ). Динамика емкостных элементов (ТБ, ГАД) описывается уравнением [21]:

$$\frac{V}{nRT}\cdot\frac{dp}{dt}=\dot{m}_{вх}-\dot{m}_{вых}, \tag{13}$$

где V – объём ёмкости, R – универсальная газовая постоянная, T – температура газа в ёмкости, $\dot{m}_{вх}$ – расход газа на входе в ёмкость, $\dot{m}_{вых}$ – расход газа на выходе из ёмкости.

Расход газа выражается формулой Сен-Венана–Ванцеля [22], причем если на входе в регулятор реализуется сверхкритический режим истечения газа (через дросселирующую щель), то расход газа зависит только от давления на входе и площади проходного сечения щели [19]:

$$\dot{m}=A\frac{p_1F_{др}}{\sqrt{RT}}, \tag{14}$$

где $A=\sqrt{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$, k – показатель адиабаты, p_1 – давление на входе в дросселирующее сечение, $F_{др}$ – площадь дросселирующего сечения, T – температура газа.

Формула для определения площади дросселирующей щели зависит от типа применяемого клапана; при плоской тарели клапана

$$F_{\text{др}} = \pi d_{\text{С}}(x_{\max} - x), \tag{15}$$

где $d_{\text{С}}$ – диаметр отверстия седла.

Из условия неразрывности потока между входом и выходом регулятора имеем

$$\dot{m}_{\text{вх}} = \dot{m}_{\text{вых}} = \dot{m}, \tag{16}$$

где $\dot{m}$ определяется соотношением (14).

Динамика регулятора полностью определяется системой уравнений, включающей:

– уравнение регулятора давления газа (12);

– уравнение газового аккумулятора давления, определяющее граничные условия на входе регулятора:

$$\frac{V_1}{nRT} \cdot \frac{dp_1}{dt} = -\dot{m}, \tag{17}$$

где V_1 – объем газобаллона ГАД;

– уравнение объекта регулирования – свободного газового объёма ТБ, определяющее граничные условия на выходе регулятора:

$$\frac{V_2(t)}{nRT} \cdot \frac{dp_2}{dt} = \dot{m}, \tag{18}$$

где $V_2(t)$ – изменяющийся по времени полета свободный газовый объём ТБ.

Полученную систему уравнений номинального функционирования системы активного управления ГДО (12), (17), (18) представим в стандартном виде как:

$$\begin{aligned}
&\dot{\xi} = \frac{1}{M_{\text{ПР}}}\left[-\lambda\xi - \gamma x + \gamma_{\text{П}}\alpha\varphi_{\text{ПР}} + p_1 f + p_2(F - f) - N_0\right];\\
&\dot{x} = \xi;\\
&\dot{p}_1 = -\frac{nRT}{V_1} \cdot \frac{A}{\sqrt{RT}}\pi d_{\text{С}}(x_{\max} - x)p_1;\\
&\dot{p}_2 = \frac{nRT}{V_2(t)} \cdot \frac{A}{\sqrt{RT}}\pi d_{\text{С}}(x_{\max} - x)p_1;\\
&\dot{m} = \frac{A}{\sqrt{RT}}\pi d_{\text{С}}(x_{\max} - x)p_1;\\
&0 \le x \le x_{\max},
\end{aligned} \tag{19}$$

где в соответствии с (12) обозначено $N_0 = (N_{\text{ВП}})_0 - (N_{\text{П}})_0 + N_{\text{ПР}}$.

Объектом управления в САУ ГДО является давление в СГО ТБ, который, вообще говоря, представляет собой достаточно инерционный ОР. Таким образом, хотя особых требований к динамическим характеристикам РДГ не выдвигается, но к собственной устойчивости РДГ как элемента САУ ГДО должны предъявляться жесткие требования, поскольку неустойчивость РДГ может привести к потере устойчивости работы всей САУ и, кроме того, может стать причиной его вибрации и разрушения.

Решение задачи оценки устойчивости и управляемости САУ ГДО, реализующей закон управления (11), а также задачи синтеза оптимального закона управления ГДО в ТБ по параметру содержания СГВ на входе в топливные магистрали двигателя РН предполагает [7]:

– построение модели возмущенного функционирования САУ ГДО как объекта управления в виде набора соотношений, описывающих связь параметров полетных вибрационных нагрузок и параметров формирующихся в КТ газожидкостных сред и отвечающих условию наблюдаемости [23];

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

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

Для целей исследования возмущенного движения наибольший интерес представляет не сама величина редуцируемого давления p_2 (определяемая, в основном, величиной сжатия главной пружины $N_П$), а изменение редуцируемого давления Δp_2 при уменьшении входного давления от p_{1max} до p_{1min} и увеличении объема V_2 (t) СГО ТБ. Для исследования динамических характеристик РДГ используется математическая модель в малых отклонениях:

$$x = x_0 + \Delta x;\; p_1 = p_{10} + \Delta p_1;\; p_2 = p_{20} + \Delta p_2;\; \varphi = \varphi_{ПР} + \Delta\varphi, \qquad (20)$$

позволяющая представить линеаризованные уравнения системы регулирования давления газа (19) в безразмерных параметрах:

$$\delta x = \frac{\Delta x}{x_{max}};\; \delta p_1 = \frac{\Delta p_1}{p_{10}};\; \delta p_2 = \frac{\Delta p_2}{p_{20}};\; \delta\varphi = \frac{\Delta\varphi}{\varphi_{max}}. \qquad (21)$$

Поскольку далее используются только безразмерные параметры (21), то для краткости вместо $\delta x, \delta p_1$ и т. д. будем употреблять обозначения: x, p_1, … и, упоминая конкретный параметр, например безразмерное отклонение давления, определять его просто как «давление».

Система линеаризованных уравнений (19), записанная в безразмерных параметрах (21), полностью определяет динамику регулятора САУ ГДО:

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= \frac{1}{T_р^2}\left(-2T_р\zeta_р\xi - x + K_1 p_1 + K_2 p_2 - K_3\varphi\right); \\ \dot{x} &= \xi; \\ \dot{p}_1 &= -\frac{1}{T_{ГАД}}\left(K_4 x + K_5 p_1\right); \\ \dot{p}_2 &= -\frac{1}{T_{ОР}}\left(K_4 x + K_5 p_1\right), \end{aligned} \qquad (22)$$

где $T_Р = \sqrt{\dfrac{M_{ПР}}{\gamma_{ПР}}}$; $T_{ГАД} = \dfrac{V_1}{nRT_1}$; $T_{ОР} = \dfrac{V_2}{nRT_2}$ – временные постоянные регулятора, ГАД и ОР; $\zeta_Р = \dfrac{\lambda}{2\sqrt{M_{ПР}\gamma_{ПР}}}$ – коэффициент демпфирования регулятора; $\gamma_{ПР} = \gamma_П - \gamma_{ВП}$ – приведенная жесткость пружин.

Представляя коэффициенты усиления в виде:

$$K_1 = \frac{Fp_1}{\gamma_{\text{ПР}} x_{\max}}; K_2 = \frac{(F-f)p_2}{\gamma_{\text{ПР}} x_{\max}}; K_3 = \frac{\alpha\gamma_{\text{П}}\varphi_{\max}}{\gamma_{\text{ПР}} x_{\max}}; K_4 = K_5 = \frac{\pi d_{\text{C}} A p_{10} x_{\max}}{\dot{m}_0 \sqrt{RT}} \quad (23)$$

и вводя единообразные обозначения для коэффициентов системы (22):

$$\begin{aligned} &a_{11}\xi + a_{12}x + a_{13}p_1 + a_{14}p_2 + b_1\varphi; \\ &\dot{x} = \xi; \\ &\dot{p}_1 = a_{32}x + a_{33}p_1; \\ &\dot{p}_2 = a_{42}x + a_{43}p_1, \end{aligned} \quad (24)$$

где

$$a_{11} = -\frac{\lambda}{M_{\text{ПР}}}; \qquad a_{32} = -\frac{\rho F x_{\max} a^2}{V_1 p_{20}};$$

$$a_{12} = -\frac{\gamma_{\text{ПР}}}{M_{\text{ПР}}}; \qquad a_{33} = -\frac{\pi d_{\text{C}} A x_{\max} a^2}{V_1\sqrt{RT_1}} \cdot \frac{p_{10}}{p_{20}};$$

$$a_{13} = \frac{(F-f)p_{20}}{x_{\max} M_{\text{ПР}}}; \qquad a_{42} = -\frac{\rho F x_{\max} a^2}{V_2 p_{20}};$$

$$a_{14} = \frac{F p_{10}}{x_{\max} M_{\text{ПР}}}; \qquad a_{33} = -\frac{\pi d_{\text{C}} A x_{\max} a^2}{V_2\sqrt{RT_1}} \cdot \frac{p_{10}}{p_{20}};$$

$$b_1 = \frac{\alpha\gamma_{\text{ПР}}}{x_{\max} M_{\text{ПР}}},$$

представим систему (22) в матричном виде:

$$\begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{x} \\ \dot{p}_1 \\ \dot{p}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{32} & a_{33} & 0 \\ 0 & a_{42} & a_{43} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \xi \\ x \\ p_1 \\ p_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} b_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \varphi_{\text{OC}}. \quad (25)$$

Таким образом, модель регулятора можно рассматривать как линейную стационарную систему (ЛСС) с одним входом φ_{OC} (задающим отклонение управляющего органа) и одним выходом p_2 (давление на выходе регулятора), характеризующуюся четырьмя состояниями:

ξ, x – скорость и координата смещения клапана относительно седла;

p_1, p_2 – давление на входе и на выходе РДГ соответственно.

В качестве примера, подтверждающего практическую возможность формирования предлагаемого алгоритма активного управления ГДО в баках РН, рассмотрим возможный вариант организации активного управления ГДО по параметру содержания СГО на выходе из бака окислителя РН класса «Зенит» на ~ 60 с полета, когда уровень КТ в баке составляет H = 6,7 м, p_a = 0,19 МПа, n_z = 2,4 и осевая виброперегрузка A_z = 2,5. В этом случае на уровне газоввода – дестратификатора (z = 3,4 м) реализуются условия для возникновения опускного движения барботажных СГВ ($d_{\text{п}} \approx$ 0,006 м), которые в соответствии с (5), (10) подойдут к выходу из бака через $\tau_{\text{оп}}$ = 4,25 с.

С целью предотвращения проникания этих СГВ в топливную магистраль двигателя, давление в СГО необходимо увеличить до p_a = 0,22 МПа в течение промежутка времени Δt, меньшего времени перехода газогенератора основной СН на режим работы с увеличенной подачей горячего газа на наддув бака (например, Δt = 2 с). Это может быть осуществлено подачей газа из ГАД непосредственно в СГО через дополнительную магистраль, содержащую регулируемый РДГ, управление режимом работы которого осуществляется изменением положения регулирующего органа, задающего усилие предварительного сжатия пружины. Исходные данные для решения задачи настройки РДГ приведены в табл. 1.

Подготовка этих данных включала выбор диаметров седла клапана $d_С$ и чувствительного элемента РДГ D, дающих расход газа через редуктор $\dot{m}$, достаточный для обеспечения повышения давления в СГО ТБ до требуемого значения 0,22 МПа за заданное время – 2 с.

Таблица 1 – Исходные данные

Параметр	Единица измерения	Обозначение	Величина
Приведенная масса клапана	кг	$M_{ПР}$	0,5
Приведенная жесткость пружин	Н/м	¥$_{ПР}$	20000
Коэффициент вязкого трения в трущихся элементах клапана	Н·с/м	λ	50
Эффективный диаметр чувствительного элемента	м	D	0,09
Диаметр седла клапана	м	$d_С$	0,084
Диапазон рабочего хода клапана	м	$x_{max.}$	0,18
Плотность газа наддува при давлении p_2 (для гелия)	кг/м^3	ρ	0,3
Газовая постоянная	Дж/(кг·К)	R_1	2120
Температура торможения	К	T_1	373
Коэффициент передачи угла привода в перемещение	м/рад.	~	0,05
Показатель адиабаты газа	1	k	1,4
Постоянная, зависящая от коэффициента адиабаты газа (для гелия)	1	A	0,228
Объём баллона ГАД	м^3	V_1	0,5
Объем СГО ТБ (для t = 60 с)	м^3	V_2	50
Давление газа на входе регулятора	МПа	p_{10}	10
Давление наддува ТБ – имеющееся	МПа	p_{20}	0,19
требуемое		p_{22}	0,22

Решая систему (19) при различных значениях N_0, находим, что предварительное сжатие пружин N_0 = – 1545 Н обеспечивает приемлемый для организации процесса барботажа КТ режим работы РДГ, дающий приращение (относительно давления наддува p_a = 0,19 МПа) давления на выходе до 0,22 МПа при сохранении номинального расхода газа на барботирование КТ.

Настройка номинального режима работы РДГ осуществляется путем изменения усилия предварительного сжатия пружин N_0 за счет подачи управляющего сигнала $\varphi_{ПР1}$= – 1 рад, который соответствует программному управлению, задаваемому условием (4) и реализующему номинальное управляющее усилие $N_{ПР1}(t)$. Настройка рабочего режима РДГ (обеспечивающего повышение давления в СГО ТБ до требуемого значения 0,22 МПа) осуществляется при номинальном сжатии пружин N_0 = – 1545 Н путем изменения угла поворота управляющего органа РДГ до величины $\varphi_{ПР2}$.

Анализ устойчивости и управляемости ЛСС (25) выполним для рабочего режима РДГ (обеспечивающего повышение давления в СГО ТБ до требуемого значения) в предположении, что требуемая величина давления p_{20} = 0,22 МПа достигнута в окрестности момента времени t = 60 с; при этом ограничение на угловую скорость поворота $\dot{\varphi}$ управляющего органа не учитывается. Рассматриваемая ЛСС характеризуется:

– уравнением состояния (25), которое перепишем в общем виде:

$$\dot{z} = Az + Bu\,; \qquad (26)$$

– соотношением, связывающим выходные (наблюдаемые) параметры y с параметрами состояния z и входом u системы:

$$y = Cz + Du, \qquad (27)$$

$$C = [0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 1]; \quad D = 0, \qquad (28)$$

где $z = (\xi, x, p_1, p_2)$ – 4-мерный вектор параметров состояния системы; $u = \varphi_{OC}$ – управляющий сигнал; $y = p_2$ – выходной сигнал; A, B, C, D – (4×4)-, (4×1)-, (1×4)-, (1×1)-матрицы, которые задаются следующим образом:

– коэффициенты матриц A, B берутся в соответствии с (25); в качестве основного расчетного случая будем рассматривать ЛСС, задаваемую коэффициентами, взятыми на момент времени t = 60 с;

– коэффициенты матриц C, D отражают тот факт, что выходной параметр совпадает с соответствующим состоянием системы и не зависит от управления.

Результаты вычисления собственных значений системы (25):

```
 0.000
-5.00e+001 + 1.94e+002i
-5.00e+001 - 1.94e+002i
-7.12e+002
```

подтверждают устойчивость её функционирования (которая, по сути, обеспечена конструктивным исполнением РДГ). Вместе с тем, как показывают полученные собственные значения, система (25), помимо одной пары демпфированных полюсов и отрицательного действительного корня, имеет второй действительный корень, равный нулю. Как известно [23], наличие нулевого корня может привести к появлению некоторой статической ошибки регулирования; в рассматриваемом случае такая ошибка присуща конструкции выбранного РДГ и не может быть устранена изменением его конструктивных параметров.

Тем не менее, предложенный подход к организации активного управления газосодержанием КТ на входе в топливные магистрали двигателя РН дает вполне работоспособный алгоритм управления ГДО в ТБ, что можно проиллюстрировать результатом расчета рабочего режима РДГ (рис. 1), обеспечивающего повышение давления в СГО ТБ до требуемого значения 0,22 МПа путем изменения угла поворота управляющего органа РДГ до величины $\varphi_{ПР2}$ = 0,73 рад. Удовлетворительное быстродействие полученного процесса управления давлением в СГО (повышение давления в СГО ТБ до требуемого значения 0,22 МПа обеспечивается примерно за 2 с при запасе 0,01 МПа) подтверждает правильность выбора параметров РДГ, приведенных в табл. 1.

Таким образом, изложенное выше позволяет сделать вывод, что задача активного управления ГДО в ТБ по параметру содержания СГВ на входе в топливные магистрали маршевого двигателя РН применительно к рассматриваемой штатной системе наддува бака окислителя (наддув СГО плюс дестратификация КТ) может быть успешно решена на основе предлагаемого методического подхода к построению САУ гидродинамической обстановкой в ТБ и системы мониторинга её текущего состояния с использованием бортовых измерительных средств и вычислительных ресурсов современных РН.

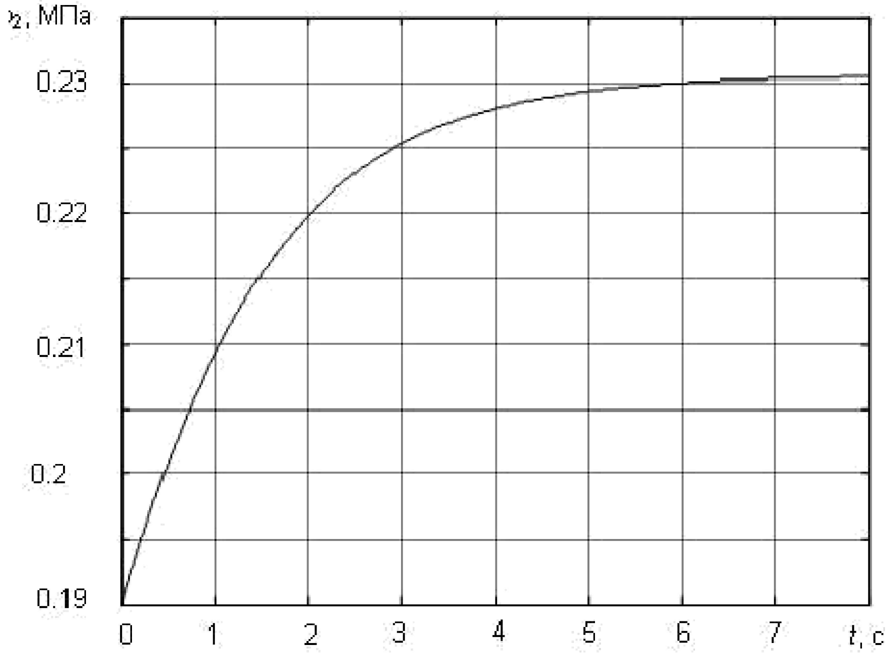

Рис. 1

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

2 *Горбунцов В. В.* Активное управление возмущённым движением ракеты-носителя на основе данных мониторинга текущего состояния её систем: задачи и перспективы */ В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко* // Техническая механика. – 2012. – № 1. – С. 72 – 81.

3. Патент на винахід 102987 Україна, МПК B64C 13/00. Спосіб і пристрій управління збуреним рухом пружно-деформованої ракети-носія навколо центру мас / *Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф.* ; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України. – U201209134 ; заявл. 25.07.2012 ; опубл. 27.08.2013, Бюл. № 16.

4 *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.

5 *Колесников К. С.* Динамика ракет / *К. С. Колесников*. – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.

6 Патент на винахід 104481 Україна, МПК F 02 K 9/42. Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива */ Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф.* ; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України. – U201209694 ; заявл. 10.08.2012 ; опубл. 11.03.2014, Бюл. № 6.

7 *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. – № 2. – С. 30 – 41.

8 Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полётных вибрациях жидкостной ракеты-носителя / *О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко, А. Н. Мащенко, В. Н. Бичай* // Техническая механика. – 2009. – № 4. – С. 3 – 16.

9 *Чебаевский В. Ф.* Кавитационные характеристики высокооборотных шнекоцентробежных насосов / *В. Ф. Чебаевский, В. И. Петров*. – М. : Машиностроение, 1973. – 192 с.

10 *Васильев Ю. Н.* Устройства для дегазации жидкого топлива перед насосами ракетного двигателя / *Ю. Н. Васильев, В. И. Тихомиров* // Известия РАН. Энергетика. – 2003. – № 4. – С. 51 – 57.

11 *Гройс Л. В.* К вопросу о растворении газовых пузырьков в жидкости / *Л. В. Гройс, Н. Е. Кванталиани* // ИФЖ. – 1978. – Т. 34, № 2. – С. 292 – 300.

12 *Ефремов Г. И.* Исследование гидродинамики барботажного слоя / *Г. И. Ефремов, И. А. Вахрушев* // Химия и технология топлив и масел. – 1969. – № 4. – С. 34 – 38.

13 Экспериментальные исследования влияния вибраций на работоспособность барботажной системы / *В. С. Будник, Н. Ф. Свириденко, Б. В. Свердличенко, В. И. Кузнецов* // Гидрогазодинамика технических систем : Сб. науч. трудов. – К. : Наук. думка, 1985. – С. 102 – 108.

14 Dynamic Environmental Criteria NASA, NASA-HDBK-7005 MARH 13, 2001 http : // standards. nasa. gov.

15 *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.
16 Траектории пузырей и равновесные уровни в вибрирующих столбах жидкости / *Дж. М. Фостер, Дж. А. Боттс, А. Р. Барбин, Р. И. Вахон* // Тр. Американск. общ-ва инж.-механиков. Сер. Д. – 1968. – № 1. – С. 137 – 146.
17 Патент на винахід 57097 Україна, МПК F02K 11/00. Спосіб наддування паливного бака рідинної ракети та пристрій для його здійснення / *Жовтоног В. М.* ; заявник і патентоволодар ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля. – U200020664 ; заявл. 08.02.2000 ; опубл. 16.06.2003, Бюл. № 6.
18 *Козлов А. А.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок / *А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев.* – М. : Машиностроение, 1988. – 352 с.
19 *Ермилов В. А.* Газовые редукторы / *В. А. Ермилов, Ю. В. Нестеренко, В. Г. Николаев.* – Л. : Машиностроение. Ленингр. отделение, 1981. – 176 с.
20 *Тимошенко С. П.* Колебания в инженерном деле / *С. П. Тимошенко.* – М. : Наука, 1967. – 444 с.
21 *Гимадиев А. Г.* Автоматика и регулирование двигательных установок ракетных и космических систем / *А. Г. Гимадиев.* – Самара : Самарск. гос. аэрокосмич. ун-т им. акад. С. П. Королёва, 2010. – 201 с.
22 *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа : Учеб. для вузов. – 7-е изд., испр. / *Л. Г. Лойцянский.* – М. : Дрофа, 2003. – 840 с.
23 *Ким Д. П.* Теория автоматического управления. В 2-х т. Т. 1. Линейные системы / *Д. П. Ким.* – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 288 с.

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

Получено 2.10.2015,
в окончательном варианте 6.10.2015