

РАЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОГО ГАСИТЕЛЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Значительное возрастание амплитуд упругих продольных колебаний корпуса ракеты-носителя (РН), возникающее при потере продольной устойчивости жидкостных РН, может приводить к аварийным ситуациям. Меры по обеспечению продольной устойчивости обычно направлены на устранение опасного сближения собственных частот колебаний корпуса РН и жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ). Альтернативным методом является установка на РН динамического гасителя колебаний (ДГК), который настраивается на опасную частоту и подавляет ее. ДГК не устраняет колебаний, а лишь снижает их амплитуды ("смягчает" неустойчивость), однако установить ДГК на готовую ракету проще, чем демпфирующие устройства в ее ЖРДУ. Проблема заключается в том, что при определении массы и места установки ДГК на РН не всегда можно воспользоваться существующими рекомендациями по выбору оптимальных параметров ДГК, а частота продольных колебаний корпуса РН, на которую должен настраиваться ДГК, изменяется во время полета РН. Определение частоты настройки ДГК становится еще более проблематичным, если продольные колебания с разными частотами возникают на нескольких участках полета РН. С другой стороны, анализ влияния параметров ДГК на продольную устойчивость РН с использованием традиционной математической модели динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН является весьма трудоемкой задачей. В настоящей статье предложен подход к определению параметров ДГК на основе численного исследования устойчивости линейной динамической системы "ЖРДУ – корпус РН с ДГК", при выполнении которого используется усовершенствованная математическая модель динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН с ДГК. Предложенный подход использован для определения параметров динамического гасителя продольных колебаний трехступенчатой жидкостной РН, у которой потеря продольной устойчивости происходит на двух участках полета. Выбранные значения параметров ДГК обеспечили значительное уменьшение областей существования нарастающих колебаний системы "ЖРДУ – корпус РН" и коэффициентов их нарастания, что ограничило возможность развития этих колебаний и привело к "смягчению" неустойчивости системы.

Значне зростання амплітуд пружних поздовжніх коливань корпусу ракети-носія (РН), яке виникає при втраті поздовжньої стійкості рідинних РН, може призводити до аварійних ситуацій. Заходи по забезпеченню поздовжньої стійкості зазвичай спрямовані на усунення небезпечного зближення власних частот коливань корпусу РН і рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ). Альтернативним методом є установка на РН динамічного гасителя коливань (ДГК), який налаштовується на небезпечну частоту і пригнічує її. ДГК не усуває коливань, а лише зменшує їх амплітуди ("пом'якшує" нестійкість), проте встановити ДГК на готову ракету простіше, ніж демпфуючий пристрій в її РРДУ. Проблема полягає в тому, що при визначенні маси і місця установки ДГК на РН не завжди можна скористатися існуючими рекомендаціями з вибору оптимальних параметрів ДГК, а частота поздовжніх коливань корпусу РН, на яку повинен налаштуватися ДГК, змінюється під час польоту РН. Визначення частоти настройки ДГК стає ще більш проблематичним, якщо поздовжні коливання з різними частотами виникають на декількох ділянках польоту РН. З іншого боку, аналіз впливу параметрів ДГК на поздовжню стійкість РН з використанням традиційної математичної моделі динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН є досить трудомісткою задачею. У цій статті запропоновано підхід до визначення параметрів ДГК на основі чисельного дослідження стійкості лінійної динамічної системи "РРДУ – корпус РН з ДГК", при виконанні якого використовується вдосконалена математична модель динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН з ДГК. Запропонований підхід використано для визначення параметрів динамічного гасителя поздовжніх коливань триступеневої рідинної РН, у якій втрата поздовжньої стійкості відбувається на двох ділянках польоту. Обрані значення параметрів ДГК забезпечили значне зменшення областей існування нарастаючих коливань системи "РРДУ – корпус РН" і коефіцієнтів їх наростання, що обмежило можливість розвитку цих коливань і призвело до "пом'якшення" нестійкості системи.

A significant increase in amplitudes of elastic longitudinal vibrations of a launch vehicle (LV) occurring in losses in longitudinal stability of liquid LVs may be responsible for an emergency. Measures for providing longitudinal stability are generally directed to the elimination of danger converging the proper frequencies of vibrations of the LV body and liquid propulsion system (LPS).

Mounting a dynamical vibration damper (DVD) on LV, which is tunable to a danger frequency and dampens one, is an alternative way. The DVD does not dampen vibrations and only decreases their amplitudes ("softens" the instability). However, mounting the DVD on the completed rocket is more simply than mounting dampers on its LPS.

The problem resides in the fact that in determining the mass and location for mounting DVD on LV the existing recommendations for selecting the DVD optimal parameters are not necessarily successful and the frequency of longitudinal vibrations of the LV body, to which the DVD must be tuned, is changed in the LV flight.

The determination of the DVD turning frequency becomes all the more complicated if longitudinal parameters with different frequencies occur in several sections of the LV flight. On the other hand, analysis of the DVD effects on longitudinal stability of LV is the challenge using a traditional mathematical model of a dynamic inter-

© Н. В. Хоряк, 2014

action between the LPS and LV body. The paper presents an approach to determination of DVD parameters, based on a numerical study of the stability of a linear dynamical system of LSP and LV body with the DVD, using an improved mathematical model of a dynamic interaction between the LPS and the LV body with the DVD. The approach proposed is employed to determine parameters of the dynamic damper of longitudinal vibrations of the three-stage liquid rocket, which loses its longitudinal stability in two sections of the flight. The selected values of DVD parameters provided a significant decrease in regions of divergent vibrations of the system of LSP and the LV body and coefficients of their divergence resulting in limitation of the possibility of evolution of these vibrations and in “softening” the system instability.

Введение. Одним из условий успешного выполнения программы полета жидкостных ракет-носителей (РН) является обеспечение их продольной устойчивости. При потере продольной устойчивости возникают самовозбуждающиеся низкочастотные (обычно с частотами до 50 Гц) общедвигательные колебания, сопровождающиеся нарастающими упругими продольными колебаниями корпуса РН, амплитуды которых могут достигать недопустимого уровня [1 – 5]. Причина этого явления (в зарубежной литературе его называют POGO [1, 6]) – неустойчивость автоколебательного контура “жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) – корпус РН”, обусловленная несовместимостью динамических характеристик ЖРДУ и корпуса РН. Благоприятные условия для потери устойчивости этого контура создаются при резонансном взаимодействии ЖРДУ и корпуса РН, в частности при сближении собственных частот продольных колебаний корпуса с частотами колебаний жидкого топлива в питающих магистралях [1, 2]. Отметим, что сближение указанных частот всегда имеет место на одном или нескольких участках траектории активного полета многоступенчатых жидкостных ракет [1].

С учетом природы описанного явления, меры по обеспечению продольной устойчивости РН направлены на уменьшение коэффициентов усиления ЖРДУ или корпуса РН в окрестности резонансной частоты. Такое уменьшение может быть достигнуто путем выведения резонансной частоты соответствующего звена за пределы опасного частотного диапазона, либо увеличением демпфирования колебаний, либо установкой динамического гасителя колебаний (ДГК) – элемента, обладающего фильтрующими свойствами, который настраивается на опасную частоту колебаний корпуса и подавляет ее [1 – 7]. Анализ продольной устойчивости РН и эффективности принятых мер по ее обеспечению выполняется методами математического моделирования.

Наиболее широкое применение на практике нашли методы подавления продольной неустойчивости РН посредством целенаправленного изменения динамических характеристик питающих магистралей. К числу таких методов относится впрыск газа в питающую магистраль или установка газожидкостных аккумуляторов – для снижения низшей частоты колебаний жидкости в питающей магистрали, увеличение давления наддува баков – для ее повышения (напр., [1, 3, 5 – 7]). Что касается ДГК, то, как известно (напр., [8, 9]), он не может полностью устранить колебания, а лишь снижает их амплитуду (в англоязычной литературе это называют “смягчением” неустойчивости [10]). Однако для подавления продольной неустойчивости уже построенных ракет целесообразно использовать ДГК: их установка проще в техническом отношении, чем установка демпфирующих устройств в питающие магистрали или двигатели. Так, ДГК был успешно использован для подавления продольной неустойчивости советской межконтинентальной баллистической ракеты УР-100Н УТТХ (по классификации НАТО — SS-19 mod.2 Stiletto) и обеспечил снижение амплитуды ее продольных колебаний до допустимого уровня [4]. В указанном случае ДГК, настроенный в “антирезонанс” с частотой POGO, был

выполнен в форме 4 грузов общей массой около 200 кг на упругой подвеске и размещен в хвостовом отсеке ракеты [4].

В работах [8, 9] даны критерии выбора оптимальных параметров (массы, частоты колебаний, демпфирования) и места установки ДГК высоких гибких конструкций, обладающих малым демпфированием. Однако эти критерии не всегда могут быть использованы для выбора параметров динамического гасителя продольных колебаний корпуса жидкостной РН. Так, присоединение ДГК к корпусу РН в точке с наибольшими амплитудами колебаний может оказаться невозможным по техническим причинам. Что касается массы динамического гасителя, то она не может быть достаточно большой: хотя увеличение массы ДГК повышает его эффективность, оно приводит также к уменьшению массы полезного груза, выводимого РН. Наиболее затруднительным является выбор частоты колебаний: ДГК эффективен только вблизи частоты его настройки, а частота РОГО, на которую он должен быть настроен, во-первых, изменяется во время полета, а во-вторых, не всегда может быть определена точно. Выбор частоты становится еще более проблематичным, если продольные колебания с разными собственными частотами возникают на нескольких участках траектории активного полета РН.

В настоящей статье рассмотрена задача определения параметров динамического гасителя продольных колебаний корпуса жидкостной РН для случая, когда продольная неустойчивость РН возникает на двух участках траектории активного полета. Предложен подход к решению этой задачи методами математического моделирования, основанный на использовании усовершенствованной линейной математической модели динамического взаимодействия низкочастотных процессов в ЖРДУ и упругих продольных колебаний корпуса РН с ДГК.

Постановка задачи и концепция исследования. Задача определения параметров динамического гасителя продольных колебаний решалась применительно к трехступенчатой жидкостной РН, стартовая масса которой составляет около 200 тонн, маршевые двигатели имеют насосную систему подачи топлива и выполнены по схеме без дожигания генераторного газа. При исследовании рассматривался участок активного полета РН в период работы маршевой ЖРДУ ее первой ступени. Предполагалось, что ДГК устанавливается на уже построенную ракету. Соответственно, для его установки было выбрано место, которое не является оптимальным, но наиболее доступно для проведения технических работ – хвостовой отсек РН. Предполагалось также, что для подавления продольных колебаний корпуса РН используется ДГК, который настраивается на одну постоянную частоту колебаний: $f_{\text{ДГК}} = \text{const}$.

Выбор параметров динамического гасителя продольных колебаний жидкостной РН осуществлялся на основе результатов анализа устойчивости линейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” и линейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” при различных значениях массы и собственной частоты колебаний ДГК. При выполнении этого анализа использовалась усовершенствованная линейная математическая модель низкочастотной ($f_{\text{max}} \leq 50$ Гц) динамики системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” с замороженными коэффициентами, в которой упругие продольные колебания корпуса РН описывались как колебания многосвязной диссипативной системы “конструкция РН с ДГК – жидкое топливо в баках”. Указанная особенность усовершенствованной математической модели обеспечивает возможность оперативно выполнять анализ влияния параметров ДГК на устойчивость системы

“ЖРДУ – корпус РН с ДГК”. При построении этой модели использовался подход к математическому моделированию динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН, предложенный в работе [11].

Анализ устойчивости динамических систем “ЖРДУ – корпус РН” и “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” выполнялся в соответствии с концепцией Ляпунова об устойчивости по I-му приближению и основывался на решении алгебраической проблемы собственных значений [11, 12]. Параметры собственных колебаний указанных систем определялись в результате расчета их комплексных частот колебаний, то есть собственных значений $\{\lambda_1, \dots, \lambda_n\}$:

$$\lambda_i = -\alpha_i + j \cdot 2\pi f_i = (-\delta_i + j \cdot 2\pi) f_i, \quad (1)$$

где f_i – i -я собственная частота затухающих (или нарастающих) колебаний системы; α_i и $\delta_i = \alpha_i / f_i$ – коэффициенты затухания (при $\alpha_i > 0$, $\delta_i > 0$) или нарастания (при $\alpha_i < 0$, $\delta_i < 0$) колебаний с частотой f_i .

Отметим, что показатель затухания δ_i , использовавшийся в настоящей работе при анализе устойчивости, по форме представления аналогичен логарифмическому декременту колебаний одночастотной системы.

Область продольной неустойчивости РН определялась совокупностью интервалов времени полета РН (t_{n_i} , t_{k_i}), в которых показатели затухания колебаний δ_i динамических систем “ЖРДУ – корпус РН”, “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” на собственных частотах f_i , соответствующих собственным частотам упругих продольных колебаний корпуса РН, имеют отрицательные значения.

Эффективность ДГК оценивалась его способностью сократить протяженность интервалов (t_{n_i} , t_{k_i}) и уменьшить по модулю отрицательные значения коэффициентов δ_i (т. е. уменьшить показатели нарастания колебаний в этих интервалах). Уменьшение указанных величин трактовалось как “смягчение” неустойчивости линейной системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК”. Такая трактовка вполне обоснована, поскольку уменьшение периода существования нарастающих собственных колебаний линейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” и коэффициентов их нарастания ведет к уменьшению амплитуд колебаний соответствующей нелинейной системы [13]. При этом необходимо подчеркнуть, что окончательное заключение об эффективности ДГК можно сделать только на основе результатов расчета амплитуд колебаний нелинейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН”.

Построение математической модели динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН. Обычно в математической модели динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН описание упругих продольных колебаний корпуса сводится к традиционному учету нескольких изолированных тонов его собственных колебаний [1 – 7]. При этом значения параметров собственных колебаний корпуса РН (как с ДГК, так и без него), необходимые для построения математической модели низкочастотной динамики системы “ЖРДУ – корпус РН”, определяются предварительно, в результате решения отдельной задачи, и вводятся в указанную модель в качестве коэффициентов уравнений. Любое изменение значений физических параметров элементов корпуса РН, в том числе параметров ДГК, приводит к необходимости снова решать задачу определения параметров собственных колебаний корпуса РН и

вводить в математическую модель динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” их новые значения. Это усложняет выполнение сравнительного анализа эффективности различных ДГК и повышает трудоемкость их выбора.

Особенность предложенной математической модели динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН состоит в том, что упругие продольные колебания корпуса РН описываются в ней как колебания многосвязной неконсервативной колебательной системы “конструкция РН – жидкое топливо в баках”, одним из элементов которой может быть, в том числе, ДГК. При моделировании взаимодействия упругих продольных колебаний корпуса РН с низкочастотными процессами в ЖРДУ корпус РН представлялся упругим тонкостенным стержнем переменного сечения, на продольной оси которого в различных его сечениях расположены упруго и жестко присоединенные сосредоточенные массы (рис. 1). Стержнем имитируется упругая несущая конструкция РН, упруго присоединенными массами (осцилляторами с вязким трением) – продольные колебания жидкого топлива в топливных баках первой и второй ступени РН, а также колебания маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [3, 11, 14, 16].

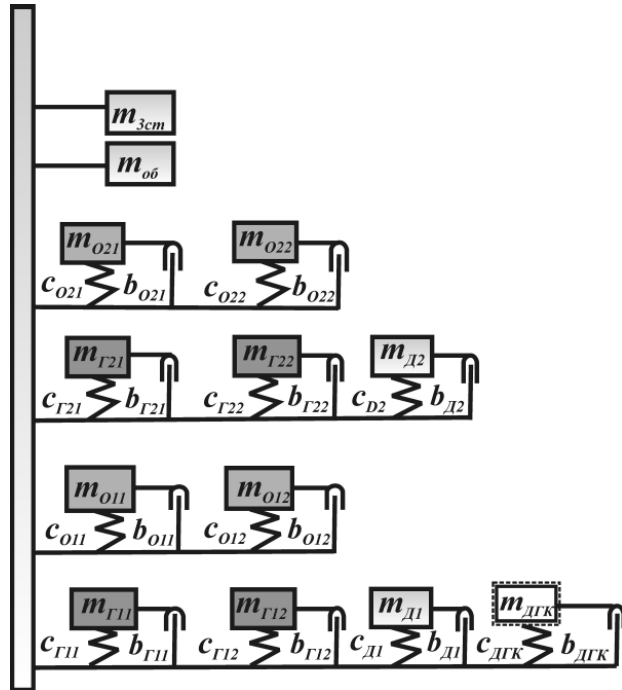


Рис. 1

В математической модели учитывались по два тона собственных продольных колебаний жидкого топлива в баках окислителя и горючего и по одному тону собственных продольных колебаний системы “упругая рама – ЖРД”. Массы осцилляторов, имитирующих продольные колебания жидкого окислителя

(О) и горючего (Г) в топливных баках первой ступени РН с собственной частотой s -го тона ($s=1;2$), обозначены на рис. 1 m_{O1s} , m_{G1s} , а в баках второй ступени РН – m_{O2s} и m_{G2s} . Осцилляторы с массами m_{D1} , m_{D2} имитируют колебания маршевых ЖРД первой и второй ступени с частотой 1-го тона, а осциллятор с массой m_{DGK} – колебания подвижной массы ДГК. Коэффициентами b и c с соответствующими индексами обозначены жесткости и коэффициенты демпфирования связей. Обтекатель и третья ступень РН представлены на рис. 1 жестко присоединенными массами m_{ob} и m_{3cm} .

При построении математической модели динамической системы “конструкция РН с ДГК – жидкое топливо в баках” несущая конструкция РН, первоначально представленная в виде стержня, схематизировалась цепочкой ос-

цилляторов с вязким трением, которые совершают колебательные движения вдоль продольной оси РН [11, 14, 16]. Продольные колебания корпуса РН под действием возмущений со стороны ЖРДУ описывались в этой модели системой линейных дифференциальных уравнений в отклонениях [11, 15]:

$$m_i \delta \ddot{x}_i + b_{i+1} (\delta \dot{x}_i - \delta \dot{x}_{i+1}) + c_{i+1} (\delta x_i - \delta x_{i+1}) + b_i (\delta \dot{x}_i - \delta \dot{x}_{i-1}) + c_i (\delta x_i - \delta x_{i-1}) + \sum_s m_{i,s} \delta \ddot{x}_{i,s} = \sum_k \delta Q_i^{(k)}, \quad i=1, \dots, n_c, \quad (2)$$

$$m_{i,s} \delta \ddot{x}_{i,s} + b_{i,s} (\delta \dot{x}_{i,s} - \delta \dot{x}_i) + c_{i,s} (\delta x_{i,s} - \delta x_i) = \sum_l \delta Q_{i,s}^{(l)}, \quad i=1, \dots, n_z, \quad (3)$$

где $\delta x_{(\cdot)}$ – продольные перемещения массы $m_{(\cdot)}$ относительно положения статического равновесия; $m_i, m_{i,s}$ – масса i -го элемента цепочки осцилляторов, схематизирующей стержень, и масса осциллятора, присоединенного к этому элементу; c_i, b_i и $c_{i,s}, b_{i,s}$ – жесткость и коэффициент демпфирования i -й и i,s -й связи; $Q_{(\cdot)}^{(k)}$ – k -я сила, приложенная к массе $m_{(\cdot)}$.

Низкочастотные динамические процессы в ЖРДУ описывались системой линейных (линеаризованных) дифференциально-алгебраических уравнений [11].

Построенная линейная математическая модель динамического взаимодействия ЖРДУ и корпуса РН (в том числе с ДГК) может быть представлена в общем виде двумя матричными уравнениями:

$$M_C \delta \ddot{X}(t) + B_C \delta \dot{X}(t) + C_C \delta X(t) = F_C \delta Y(t), \quad (4)$$

$$B \delta \dot{Y}(t) + C \delta Y(t) = F_{DU} \delta \ddot{X}(t), \quad (5)$$

где δX – вектор продольных перемещений элементов системы “конструкция РН – топливо в баках” относительно положения статического равновесия; M_C, B_C, C_C – матрицы масс, коэффициентов демпфирования и жесткости связей; δY – вектор отклонений режимных параметров ЖРДУ от номинальных значений; B, C – матрицы коэффициентов системы “питающие магистрали – ЖРДУ”, описывающей низкочастотную динамику ЖРДУ (в общем случае матрица B является вырожденной); F_C, F_{DU} – матрицы коэффициентов при возмущениях, действующих на корпус РН со стороны ЖРДУ и, соответственно, на ЖРДУ со стороны корпуса РН.

Уравнение (4) описывает упругие продольные колебания корпуса РН под действием возмущений, вызванных низкочастотными колебательными процессами в ЖРДУ, а уравнение (5) – низкочастотную динамику ЖРДУ при действии возмущений со стороны корпуса РН.

Результаты исследования. Анализ устойчивости линейных динамических систем “ЖРДУ – корпус РН” и “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” проводился на основе расчета их комплексных собственных частот колебаний – собственных значений $\{\lambda_1, \dots, \lambda_n\}$ в соответствии с [11, 12].

Результаты расчета показали, что динамическая система “ЖРДУ – корпус РН” неустойчива (рис. 2): при $0 \leq t < 16$ с (область 1) и 70 с $< t < 77$ с (область 3) колебания с собственной частотой f_2^o , близкой к частоте П-й

продольной моды корпуса РН, являются нарастающими ($\delta_2^0 < 0$), а при $22 \text{ с} < t < 90 \text{ с}$ (область 2) имеют место нарастающие колебания с собственной частотой f_1^0 , близкой к частоте его I-й продольной моды ($\delta_1^0 < 0$). Зависимости $\delta_1^0(t)$ и $\delta_2^0(t)$ показателей затухания колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН”, соответствующих ее доминирующим собственным частотам f_1^0 и f_2^0 , от времени полета t изображены на рис. 2 кривыми 1 и 2.

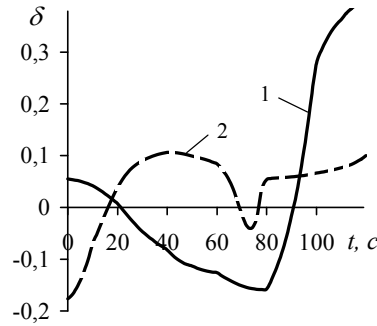


Рис. 2

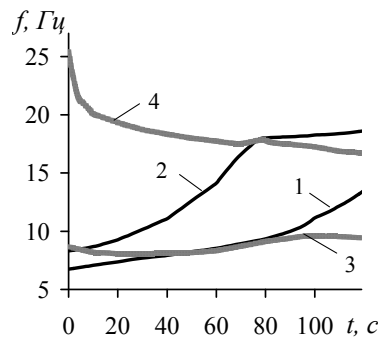


Рис. 3

В областях 1 и 3 неустойчивость системы возникает при сближении частоты f_{K2} II-й продольной моды корпуса РН (рис. 3, кривая 2) с собственной частотой колебаний жидкости в линии питания ЖРД окислителем (кривая 3) и, соответственно, горючим (кривая 4). Неустойчивость системы в области 2 обусловлена близкими значениями частоты f_{K1} I-й продольной моды корпуса (рис. 3, кривая 1) и собственной частоты колебаний жидкости в системе питания ЖРД окислителем.

В областях 1 и 3 частотой ПОГО является собственная частота f_2^0 . В области 1 ее значение изменяется от 8,3 Гц до 9 Гц, а в области 3 – от 16,4 Гц до 17,8 Гц. В области 2 частотой ПОГО является частота f_1^0 , и ее значение изменяется от 7,4 Гц до 10 Гц. Отметим, что наименьшее значение δ_2^0 достигается при $t=0$ и соответствует частоте $f_2^0 \approx 8,3$ Гц, а наименьшее значение

δ_1^0 – при $t \approx 75$ с и соответствует частоте $f_1^0 \approx 9$ Гц.

Таким образом, для подавления в областях 1 и 2 нарастающих колебаний можно использовать ДГК, настроенный на одну частоту, если значение частоты настройки выбрать из диапазона $8 \text{ Гц} \leq f_{\text{ДГК}} \leq 9 \text{ Гц}$.

Очевидно, что при таких значениях частоты настройки ДГК возможность подавления продольных колебаний РН в области 3 исключается. Однако в этом нет особой необходимости, поскольку область 3 имеет малую протяженность, а показатели нарастания колебаний в ней невелики.

Выбор массы ДГК проводился с учетом жестких ограничений ее допустимых значений. В соответствии с рекомендациями [9], масса ДГК должна быть не меньше 2,5% от массы стабилизируемого объекта, что для рассматриваемой трехступенчатой РН составляет более 4 тонн. Указанная масса близка по величине к максимальной массе полезного груза, выводимого рассматриваемой РН, и является недопустимо большой. Уменьшение массы ДГК даже до 1 тонны (0,5% от стартовой массы РН) существенно уменьшает возможности РН по выведению на рабочую орбиту полезного груза. С учетом

изложенного, при выборе параметров ДГК в качестве базового значения массы ДГК принималось значение $m_{ДГК} = 200$ кг. Для сравнения рассматривались также следующие варианты: $m_{ДГК} = 100$ кг; 600 кг; 1000 кг.

При установке ДГК, у которого значение частоты настройки находится в интервале $8 \text{ Гц} \leq f_{ДГК} \leq 9 \text{ Гц}$, зависимости собственных частот I-го и II-го тона продольных колебаний корпуса от времени полета РН существенно изменяются. На рис. 4 кривыми 1–3 (с маркерами) показаны расчетные зависимости $f_{K1}(t)$, $f_{K2}(t)$, $f_{K3}(t)$ собственных частот I–III-го тона продольных колебаний корпуса РН с ДГК от времени полета РН, вычисленные при $m_{ДГК} = 200$ кг, $f_{ДГК} = 8,5$ Гц. Для сравнения на этом же рисунке приведены зависимости $f_{K1}^0(t)$, $f_{K2}^0(t)$ собственных частот I-го и II-го тона продольных

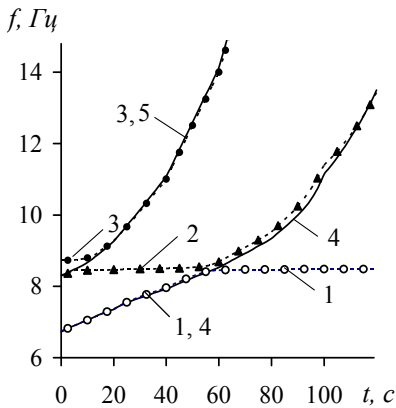


Рис. 4

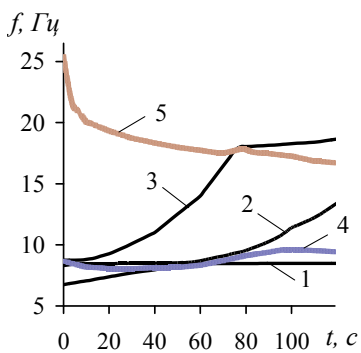


Рис. 5

колебаний корпуса РН без ДГК от времени полета РН (кривые 4 и 5). Как видно из рисунка,

$$f_{K1}(t) \approx \begin{cases} f_{K1}^0(t), & f_{K1}^0(t) < f_{ДГК}(t) \\ f_{ДГК}(t), & f_{K1}^0(t) > f_{ДГК}(t) \end{cases},$$

$$f_{K2}(t) \approx \begin{cases} f_{K2}^0(t), & f_{K2}^0(t) < f_{ДГК}(t) \\ f_{ДГК}(t), & f_{K2}^0(t) > f_{ДГК}(t), \\ f_{K1}^0(t), & f_{ДГК}(t) < f_{K1}^0(t) \end{cases},$$

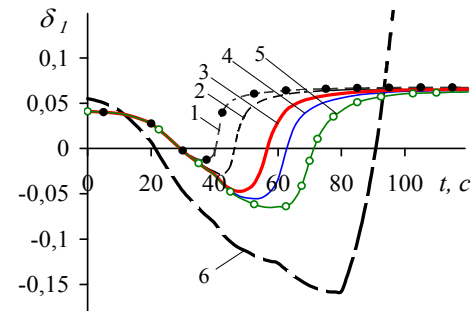
$$f_{K3}(t) \approx \begin{cases} f_{K2}^0(t), & f_{K2}^0(t) > f_{ДГК}(t) \\ f_{ДГК}(t), & f_{K2}^0(t) < f_{ДГК}(t) \end{cases}.$$

Диапазоны значений f_{K1} , f_{K2} , f_{K3} собственных частот колебаний корпуса РН с ДГК пересекаются с диапазонами значений собственных частот колебаний жидкости в линиях питания ЖРД окислителем и горючим, поэтому в системе “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” имеет место резонансное взаимодействие ЖРДУ и корпуса РН. Как видно из рис. 5, резонансные явления в этой системе обусловлены сближением частот f_{K2} , f_{K3} (кривые 2, 3) в начале полета РН и частот f_{K1} , f_{K2} (кривые 1, 2) в середине полета с частотой колебаний жидкости в линии окислителя (кривая 4), а также сближением частоты f_{K3} с частотой колебаний жидкости в линии горючего (кривая 5).

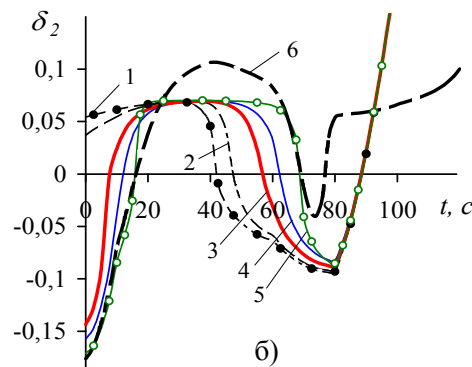
Анализ устойчивости системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” выполнялся при $m_{ДГК} = 200$ кг для вариантов $f_{ДГК} = 8$ Гц; 8,2 Гц; 8,5 Гц; 8,7 Гц; 9 Гц. Собственные частоты колебаний этой системы, соответствующие частотам

I-й, II-й и III-й продольных мод корпуса РН с ДГК, обозначены далее f_1 , f_2 и f_3 , а показатели затухания ее колебаний на этих частотах – δ_1 , δ_2 и δ_3 .

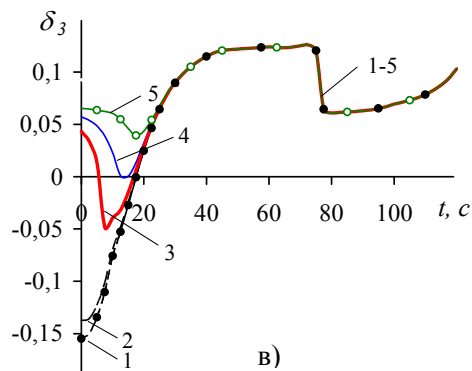
Зависимости $\delta_1(t)$, $\delta_2(t)$ и $\delta_3(t)$ показателей затухания собственных колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” от времени полета РН, рассчитанные при $m_{ДГК} = 200$ кг и различных значениях $f_{ДГК}$, изображены на рис. 6 кривыми 1 – 5, а зависимости $\delta_1^0(t)$, $\delta_2^0(t)$ показателей затухания собственных колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН (без ДГК)” от времени полета РН – кривыми 6 (рис. 6, а, б):



а)



б)



в)

Рис. 6

- 1 – $f_{ДГК} = 8$ Гц;
- 2 – $f_{ДГК} = 8,2$ Гц;
- 3 – $f_{ДГК} = 8,5$ Гц;
- 4 – $f_{ДГК} = 8,7$ Гц;
- 5 – $f_{ДГК} = 9$ Гц;
- 6 – без ДГК.

Согласно представленным результатам, при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц система “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” имеет одну область $(t_{н_1}^{(1)}, t_{к_1}^{(1)})$ отрицательных значений δ_1 (рис. 6, а), две области $(t_{н_2}^{(1)}, t_{к_2}^{(1)})$ и $(t_{н_2}^{(2)}, t_{к_2}^{(2)})$ отрицательных значений δ_2 (рис. 6, б) и одну область $(t_{н_3}^{(1)}, t_{к_3}^{(1)})$ отрицательных значений δ_3 (рис. 6, в).

У системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” область $(t_{н_1}^{(1)}, t_{к_1}^{(1)})$ отрицательных значений δ_1 , а также абсолютные значения $|\delta_1|$ в этой области, характеризующие нарастание колебаний, значительно меньше, чем у системы “ЖРДУ – корпус РН”. При $f_{ДГК} = 8$ Гц указанная область имеет наименьшую протяженность ($30 \text{ с} \leq t \leq 40 \text{ с}$) и характеризуется наименьшим нарастанием колебаний ($\delta_{1 \text{ min}} \approx -0,01$), а первая область отрицательных значений δ_2 –

интервал $(t_{н_2}^{(1)}, t_{к_2}^{(1)})$ – устраняется полностью. Однако при этом вторая область отрицательных значений δ_2 и область отрицательных значений δ_3 достигают наибольшей величины (как и показатели нарастания собственных ко-

лебаний в этих областях, характеризующиеся значениями $|\delta_2|$ и $|\delta_3|$). При $f_{ДГК} = 9$ Гц устраняется область отрицательных значений δ_3 , а вторая область отрицательных значений δ_2 имеет наименьшую протяженность, но при этом область отрицательных значений δ_1 и первая область отрицательных значений δ_2 достигают своей наибольшей величины.

На рис. 7 результаты определения устойчивости динамической системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” представлены для наглядности в виде расчетных областей РОГО.

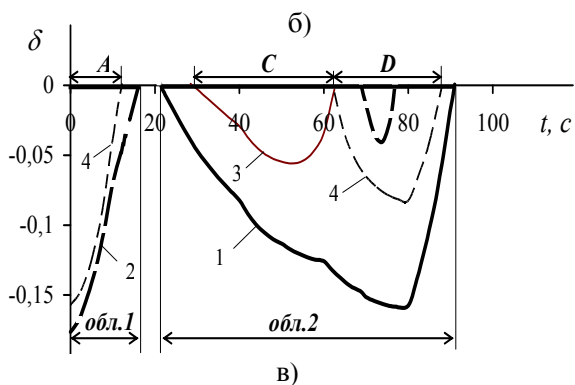
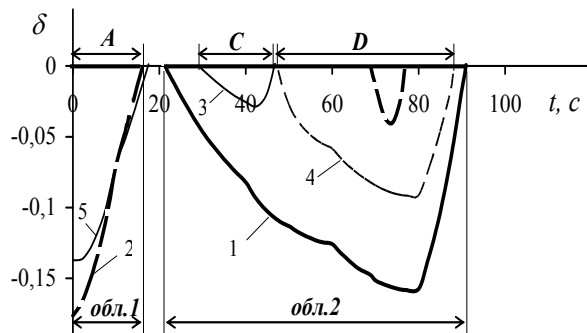
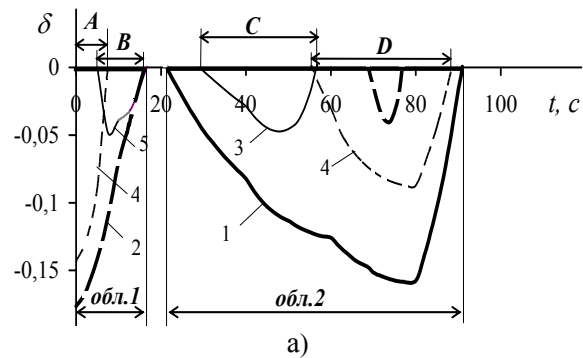


Рис. 7

Из рис. 7 видно, что при $f_{ДГК} = 8,2$ Гц и $8,7$ Гц система “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” имеет три области неустойчивости, а при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц – четыре. Для всех указанных значений $f_{ДГК}$ области С и D имеют значительно меньшую протяженность, чем область 2. Это означает, что вместо

областей РОГО. Буквами **A, B, C, D** обозначены области неустойчивости по времени полета РН системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК”, а цифрами **1 и 2** – системы “ЖРДУ – корпус РН”. Области **A и D** представляют собой интервалы времени, в которых $\delta_2 < 0$ (т. е. нарастающими являются колебания системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” с собственной частотой f_2); в областях **B и C** отрицательные значения имеют показатели δ_3 и, соответственно, δ_1 . Область **1** определяется интервалом времени полета РН, в котором значения показателя затухания колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН” δ_2^o меньше нуля; в области **2** $\delta_1^o < 0$.

Приведенные на рис. 7 результаты получены при трех средних значениях частоты настройки ДГК: $f_{ДГК} = 8,5$ Гц (рис. 7, а), $f_{ДГК} = 8,2$ Гц (рис. 7, б) и $f_{ДГК} = 8,7$ Гц (рис. 7, в).

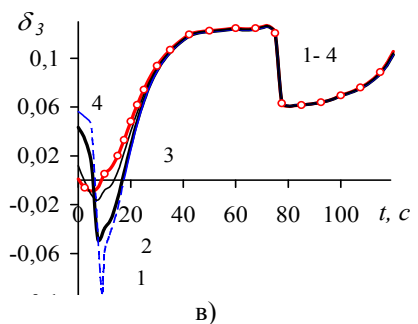
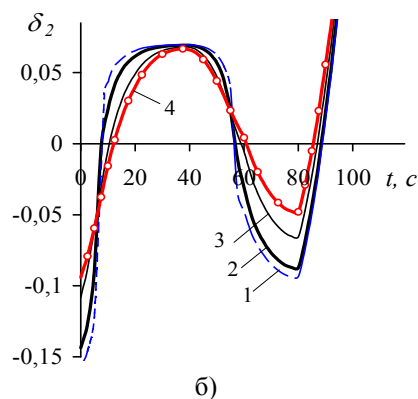
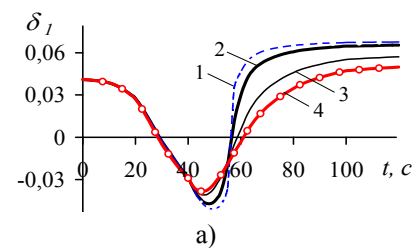


Рис. 8

нарастания собственных колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН” с частотой f_1^o , продолжающегося 68 с, в системе с ДГК в течение значительно меньшего периода времени $T_1^{(1)} = t_k^{(1)} - t_{n_2}^{(1)}$ будет происходить нарастание собственных колебаний с частотой f_1 , а затем – в течение также меньшего периода времени $T_2^{(2)} = t_k^{(2)} - t_{n_2}^{(2)}$ – с частотой f_2 . В частности, при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц $T_1^{(1)} = 25$ с, $T_2^{(2)} = 30$ с. Кроме того, значения $|\delta_1|$ в области **C** и значения $|\delta_2|$ в области **D** в 2 – 2,5 раза меньше, чем соответствующие им значения $|\delta_1^0|$ в области **2**, то есть темпы нарастания колебаний в системе с ДГК существенно меньше.

Однако необходимо отметить, что только при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц область **1** заменяется двумя узкими интервалами **A** и **B**, то есть вместо нарастания колебаний с собственной частотой f_2^o , продолжающегося в течение 16 с, в исследуемой системе “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” имеет место нарастание колебаний с собственной частотой f_2 в течение 6 с и нарастание колебаний с собственной частотой f_3 в течение 10 с.

Таким образом, области существования нарастающих продольных колебаний РН и коэффициенты их нарастания уменьшаются наиболее значительно при частоте настройки динамического гасителя колебаний $f_{ДГК} = 8,5$ Гц.

На рис. 8 показаны результаты расчета устойчивости системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц; $m_{ДГК} = 100$ кг; 200 кг; 600 кг; 1000 кг (кривые 1, 2, 3, 4 соответственно). Согласно этим результатам, изменение массы ДГК в указанных пределах практически не влияет на показатель затухания колебаний δ_1 и протяженность области его отрицательных значений (рис. 8, а). Что касается показателей затухания колебаний δ_2 и δ_3 (рис. 8, б, в), то при увеличении массы ДГК их значения в областях неустойчивости заметно увеличиваются (то есть отрицательные значения δ_2 и δ_3 уменьшаются по модулю). Так, при увеличении $m_{ДГК}$ с 200 кг до 1000 кг наименьшие значения δ_2 увеличились в 1,4 – 1,9 раз, а область отрицательных значений δ_3 практически устранена.

Выводы. Предложен подход к определению параметров динамического гасителя продольных колебаний корпуса жидкостной РН, основанный на использовании усовершенствованной линейной математической модели динамического взаимодействия ЖРДУ и РН, в которой упругие продольные колебания корпуса РН с ДГК описываются как колебания многосвязной диссипативной системы “конструкция РН с ДГК – жидкое топливо в баках”. Указанная особенность математической модели обеспечивает возможность оперативно выполнять анализ влияния параметров ДГК на устойчивость системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК”. В соответствии с предложенным подходом, исследование устойчивости этой системы проводится на основе решения проблемы собственных значений. Эффективность ДГК оценивается его способностью уменьшить протяженность областей неустойчивости системы по времени полета РН и уменьшить по модулю отрицательные значения коэффициентов затухания

собственных колебаний системы в этих областях, что трактуется как “смягчение” неустойчивости линейной системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК”.

Предложенный подход использован для выбора параметров динамического гасителя продольных колебаний трехступенчатой жидкостной РН, у которой на двух участках траектории активного полета РН возникают нарастающие продольные колебания с частотами, соответствующими частотам II-й и, соответственно, I-й продольной моды корпуса РН. Протяженность расчетных областей неустойчивости линейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” (без ДГК) по времени полета составляла 16 с и 68 с. Расчетные значения частоты POGO в первой области изменялись от 8,3 Гц до 9 Гц, а во второй – от 7,4 Гц до 10 Гц.

На основе результатов анализа устойчивости системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” с динамическим гасителем продольных колебаний, установленным в хвостовом отсеке РН, определены наиболее рациональные значения параметров ДГК – частоты настройки $f_{ДГК}$ и массы $m_{ДГК}$. Показано, что при $f_{ДГК} = 8,5$ Гц, $m_{ДГК} = 200$ кг отрицательные значения показателей затухания колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” меньше соответствующих значений показателей затухания колебаний системы “ЖРДУ – корпус РН” по абсолютной величине: в первой области – приблизительно на 20 %, а во второй – на 45 %. При этом система “ЖРДУ – корпус РН с ДГК” имеет вместо двух больших областей неустойчивости по времени полета РН четыре небольшие, протяженностью 6 с, 10 с, 25 с и 30 с. Значительное уменьшение областей существования нарастающих собственных колебаний линейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” и коэффициентов их нарастания ограничивает возможность развития этих колебаний и приводит к “смягчению” неустойчивости системы.

1. Натанзон М. С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты / М. С. Натанзон. – М. : Машиностроение, 1977. – 208 с.
2. Oppenheim B. W. Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets / B. W. Oppenheim, S. Rubin // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1993. – Vol. 30, No. 3. – P. 360 – 383.
3. Колесников К. С. Динамика ракет / К. С. Колесников. – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.
4. Рабинович Б. И. Неустойчивость жидкостных ракет и космических аппаратов и некоторые фрагменты борьбы с ней / Б. И. Рабинович. – М. : ИКИ РАН, 2006. – 40 с. (Препринт / Российская академия наук ; Институт космических исследований ; Н/8977/Пр-2123)
5. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / В. В. Пилипенко, В. А. Задонцев, Н. И. Довгоцько, Ю. Е. Григорьев, И. К. Манько, О. В. Пилипенко // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С. 11 – 37.
6. Preventing POGO on Titan IVB. Crosslink // The Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology. – Summer 2003. – P. 3.
7. Pilipenko V. V. Providing the LPRE-Rocket Structure Dynamic Compatibility / V. V. Pilipenko // AIAA / SAE / ASME / ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit (June 28 – 30, 1993). – Monterey, CA. – 10 p.
8. Корнев Б. Г. Динамические гасители колебаний. Теория и технические приложения / Б. Г. Корнев, Л. М. Резников. – М. : Наука, 1988. – 306 с.
9. Динамические гасители. Техническая информация и типы устройств // Системы защиты конструкций. – Maurer Söhne GmbH & Co.KG, Мюнхен, Германия. – 20 с. – Режим доступа к журн. /http://www.maurer-soehne.ru/files/bauwerkschutzsysteme/pdf/en/brochure/TMD_RU.
10. Dotson K. Mitigating Pogo on Liquid-Fuelled Rockets / K. Dotson // Crosslink. Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology. – 2003. – Winter. – P. 26 – 29.
11. Хоряк Н. В. Математическое моделирование взаимодействия продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты как многосвязной упруго-диссипативной системы и динамических процессов в двигательной установке / Н. В. Хоряк, А. Д. Николаев // Техническая механика. – 2010. – № 3. – С. 27 – 37.
12. Хоряк Н. В. Анализ устойчивости многоконтурной динамической системы “ЖРД – корпус РН” по спектру матрицы: методические основы и приложение / Н. В. Хоряк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 9(45). – С. 87 – 91.

13. *Хоряк Н. В.* Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты / *Н. В. Хоряк, А. Д. Николаев, С. И. Долгополов* // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 7/114. – С. 34 – 40.
14. *Николаев А. Д.* Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет-носителей с учетом диссипации энергии / *А. Д. Николаев, Н. В. Хоряк* // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – Вып. 4/12. – С. 62 – 73.
15. *Гладкий В. Ф.* Динамика конструкции летательного аппарата / *В. Ф. Гладкий*. – М. : Наука, 1969. – 496 с.
16. Динамика старта жидкостных ракет-носителей космических аппаратов / *Г. И. Богомаз, Н. Е. Науменко, М. Б. Соболевская, И. Ю. Хижа*. – К. : Наукова думка, 2005. – 248 с.

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

Получено 17.09.14,
в окончательном варианте 25.09.14