

УДК 629.764.015.017.2

Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей

В. В. Пилипенко, Н. И. Довготько, С. И. Долгополов,
А. Д. Николаев, В. А. Серенко, Н. В. Хоряк

Институт технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 20.08.98

Викладено методичні основи визначення амплітуд коливань рідинних ракет-носіїв. Задача розв'язується шляхом моделювання нелінійної динаміки системи «рідинна ракетна двигунна установка — корпус ракети». Результати моделювання динаміки вітчизняних ракет-носіїв порівнюються з даними політичних випробувань.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема обеспечения продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей является одной из крупных научно-технических проблем ракетно-космической техники.

Известно, что на активном участке траектории полета жидкостной ракеты-носителя (РН) в результате динамического взаимодействия упругой конструкции корпуса РН и работающего жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) могут возникнуть низкочастотные колебания РН в направлении ее продольной оси, способные нарушить нормальную работу приборов системы управления и привести к различным аварийным ситуациям. С этим явлением — продольными колебаниями, обусловленными динамической несовместимостью ЖРДУ с конструкцией корпуса РН, сталкивались разработчики жидкостных РН в Украине, России, США, Франции, Китае. Несмотря на накопленный опыт их устранения, проблема обеспечения продольной устойчивости продолжает оставаться актуальной и требует своего решения. Ее сложность усугубляется

тем обстоятельством, что факт устойчивости (или потери устойчивости) жидкостных РН к продольным колебаниям может быть установлен только при летных испытаниях, когда устранение недопустимых динамических нагрузок требует значительных материальных затрат, соизмеримых со стоимостью самого объекта. Поэтому необходимо проведение максимально возможного объема расчетных исследований продольной устойчивости жидкостных РН на всех этапах их разработки или модернизации.

В мировой практике (насколько известно авторам) проводится только линейный анализ динамики и устойчивости системы «ЖРДУ—корпус РН» с использованием дорогостоящих экспериментальных работ, т. е. выполняется фактически полуэмпирический анализ состояния системы и при этом прогнозируется только сам факт устойчивости или потери устойчивости системы. Линейный анализ устойчивости системы в принципе не может дать никакой информации о динамических нагрузках (продольных виброускорениях) на конструкции РН и КА.

Необходимость решения задачи о технической устойчивости системы «ЖРДУ—корпус РН» при продольных колебаниях (о величине амплитуд и частот продольных колебаний различных звеньев системы) требует учета конечных по величине начальных и последующих возмущений, ограниченности рабочего интервала времени, переменности параметров во времени и, главным образом, нелинейностей звеньев динамической системы «ЖРДУ—корпус РН». Учет всех этих факторов дает возможность определить величины амплитуд продольных колебаний. В конечном итоге именно знание возможных величин амплитуд продольных колебаний должно служить базой для принятия решений о специальных мерах по обеспечению продольной устойчивости РН с ЖРД.

Разработка нелинейной теории продольных колебаний связана, в первую очередь, с изучением нелинейностей звеньев контура «ЖРДУ—корпус РН» и их влияния на ограничение амплитуд колебаний. Анализ данных летных испытаний различных ракет с ЖРД показывает, что при продольных колебаниях в основном только амплитуды колебаний давления на входе в двигатель могут быть соизмеримы со своими средними значениями. На основании этого большинство исследователей приходят к заключению, что при продольных колебаниях наиболее существенными являются нелинейности ЖРД, и прежде всего нелинейности, связанные с кавитационными явлениями в насосах.

Впервые об определяющем влиянии нелинейностей, обусловленных кавитацией в насосах двигателя, на продольные колебания жидкостной ракеты, указано в работах [3, 4]. В этих работах проведен анализ продольных колебаний при малых и больших амплитудах, рассмотрен механизм стабилизации амплитуд, связанный со снижением «резонансной» частоты колебаний жидкости в магистрали с увеличением амплитуд, описана физическая картина продольных колебаний, сопровождающихся разрывными кавитационными колебаниями жидкости, выявлено влияние некоторых параметров системы на продольные колебания. Однако разработанные теоретические положения носят качественный характер.

В работах [8, 10, 11] также описаны результаты качественного анализа продольных колебаний жидкостных ракет различных стран с учетом нелинейностей двигательной установки.

К настоящему времени в ИТМ НАН Украины решена задача о технической устойчивости системы «ЖРДУ—корпус РН» при продольных колебаниях на основе теории кавитационных автоколебаний в насосных системах питания ЖРД [5, 6]. В рамках

этой теории рассмотрены некоторые аспекты нестационарной кавитации в лопастных насосах, отражающие динамику кавитационных каверн в их проточной части. Особое внимание уделено решению задачи о неустановившемся кавитационном обтекании лопастей шнекоцентробежного насоса и выводу нелинейных и линейных уравнений динамики кавитационных каверн в проточной части насосов. Предложены теоретические и расчетно-экспериментальные способы определения коэффициентов этих уравнений. Разработаны гидродинамические модели кавитационных автоколебаний в системах питания ЖРД. Они позволяют проводить количественный анализ влияния конструктивных и режимных параметров системы на кавитационные автоколебания и прогнозировать амплитуды, частоты и формы колебаний. Достоверность гидродинамических моделей кавитационных автоколебаний подтверждена хорошей сходимостью теоретических и экспериментальных данных. В связи с этим они используются для решения широкого круга задач динамики ЖРД и продольной устойчивости жидкостных РН.

Линейная и нелинейная математические модели кавитирующих насосов ЖРД лежат в основе разработанных в ИТМ НАН Украины теоретических методик анализа продольной устойчивости жидкостных РН [9], которые позволяют проводить не только линейный анализ устойчивости системы «ЖРДУ—корпус РН», но и рассчитывать амплитуды продольных колебаний параметров системы в случае потери ее устойчивости.

ИССЛЕДУЕМЫЕ ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТЫ

Эффективность теоретических методик анализа продольной устойчивости жидкостных РН продемонстрируем на примере следующих жидкостных ракет:

- базовой двухступенчатой ракеты;
- космической РН, созданной путем дооснащения базовой ракеты третьей ступенью.

Для указанных ракет конструкции корпусов и ЖРДУ I и II ступеней практически не отличаются.

При летных испытаниях данных ракет было установлено, что они теряют продольную устойчивость на определенных временных интервалах активного участка траектории полета (при полете I ступени РН). Зарегистрированные величины амплитуд продольных колебаний, однако, не превышали допустимых для этих ракет уровней амплитуд продольных колебаний. На рис. 1 и 2 в зависимости от времени полета t представлены эксперименталь-

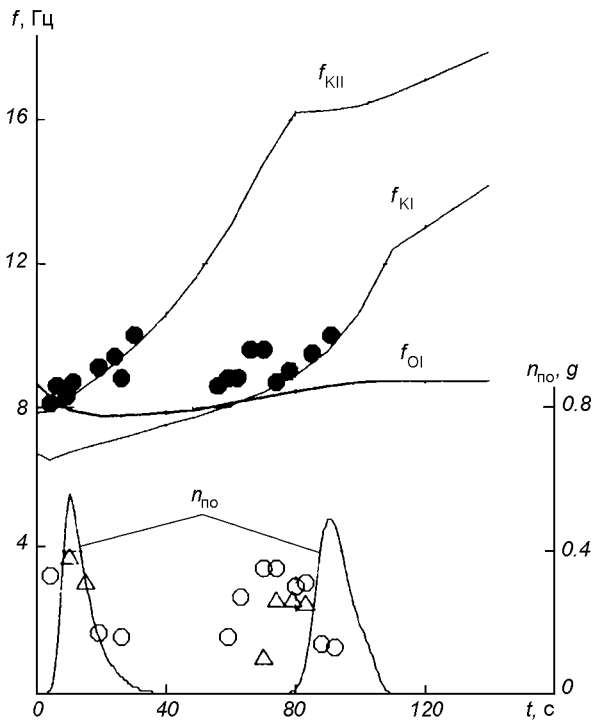


Рис. 1. Расчетные и экспериментальные амплитуды колебаний осевой перегрузки в районе приборного отсека ($n_{по}$), расчетные и экспериментальные частоты f колебаний ракетных подсистем для базовой двухступенчатой РН

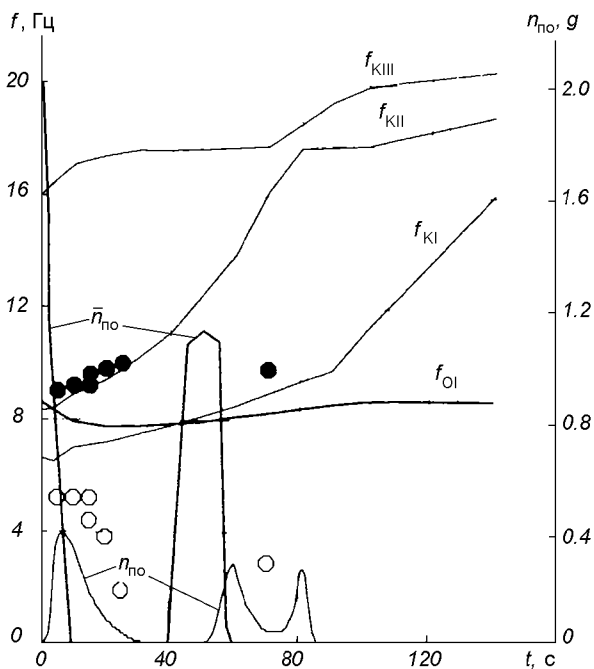


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные амплитуды колебаний осевой перегрузки в районе приборного отсека ($n_{по}$), расчетные и экспериментальные частоты f колебаний ракетных подсистем для космической трехступенчатой РН

ные и расчетные амплитуды продольных перегрузок $n_{по}$, экспериментальные частоты продольных колебаний и расчетные собственные частоты продольных колебаний конструкции корпуса f_{KI} , f_{KII} , f_{KIII} , а также расчетная частота первого тона колебаний окислителя в питающем трубопроводе f_{OI} для исследуемых ракет-носителей. Видно, что базовая двухступенчатая ракета и космическая трехступенчатая РН теряют продольную устойчивость с 1-й по 30-ю с полета I ступени на частотах 8—10 Гц, близких к расчетным собственным частотам II тона колебаний конструкции РН, и с 60-й по 90-ю с полета I ступени на частотах 8—10 Гц, близких к расчетным собственным частотам I тона колебаний конструкции.

Максимальные величины зарегистрированных продольных виброускорений — амплитуд колебаний осевой перегрузки в районе приборного отсека составляют для базовой двухступенчатой ракеты и космической трехступенчатой РН соответственно 0.4g и 0.52g — на первом временном интервале потери устойчивости и 0.4g и 0.25g — на втором.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ «ЖРДУ—КОРПУС РН»

При рассмотрении продольных колебаний в системе «ЖРДУ—корпус» ракеты обычно принимается, что корпус РН совершает совместно с двигательной установкой и топливными питающими магистралями колебания растяжения—сжатия. Основными звеньями этой системы являются корпус, двигатель и его питающие магистрали.

Поскольку конструкция корпуса ракеты представляет собой сложную механическую систему с весьма большим числом степеней свободы, уравнения, описывающие ее продольные колебания под действием внешних возмущающих сил, составляются для некоторой идеализированной модели. Созданию математических моделей механических колебаний обычно предшествует тщательный анализ упругих и инерционных характеристик силового корпуса, баков, заполненных жидкостью, различных переходных и силовых рам, полезной нагрузки и других элементов конструкции. Если разумная степень идеализации выбрана и обоснована, математическое описание продольных колебаний корпуса может быть представлено в виде некоторой системы обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка в полных производных, число которых равно числу учтенных степеней свободы.

Применительно к рассматриваемым ракетам уравнения динамики корпуса представляют собой

обыкновенные линейные неоднородные дифференциальные уравнения второго порядка с переменными по времени коэффициентами, для определения которых использовалась модель тонкостенного неоднородного стержня с присоединенными сосредоточенными осцилляторами [1]. Динамика корпуса ракет моделировалась механическим аналогом, состоящим из двух (или трех) низших тонов колебаний корпуса. В качестве внешней силы, вызывающей продольные колебания, будем рассматривать только силу тяги двигателя.

Тогда уравнения вынужденных упругих колебаний конструкции для i -го тона колебаний имеют вид

$$\ddot{Z}_i + \frac{\omega_i \delta}{\pi} \dot{Z}_i + \omega_i^2 Z_i = \frac{\beta_{дв} R_{сум} (P_K - \bar{P}_K)}{m_{пр1} P_K},$$

где Z_i — продольное смещение; ω_i — циклическая частота колебаний конструкции корпуса; δ — декремент колебаний конструкции; $\beta_{дв}$ — коэффициент формы колебаний конструкции в месте крепления двигательной установки; $R_{сум}$ — суммарная тяга ЖДУ I ступени; $m_{пр1}$ — приведенная масса; P_K , \bar{P}_K — текущее и номинальное давления в камерах маршевого двигателя.

Динамика жидкости в питающих магистралях в общем случае определяется их конструктивными особенностями (конфигурация, способ и место крепления к корпусу, наличие сильфонов, коллекторов и других элементов), длиной и упругостью стенок, сжимаемостью и плотностью жидкости, граничными и начальными условиями.

Питающая магистраль окислителя представляет собой трубопровод протяженностью около 8 м (от бака окислителя до входа в маршевый двигатель). При этом длина ответвлений магистрали от коллектора на три маршевых двигателя и один рулевой двигатель составляют соответственно 1.3 м и 1.4 м. Питающая магистраль горючего представляет собой относительно короткий трубопровод длиной 0.7 м. Моделирование движения жидкости по магистралям окислителя было проведено импедансным методом с учетом распределенности параметров [5]. Переход от модели с распределенными параметрами к модели с сосредоточенными параметрами осуществлялся в соответствии с методикой [7]. При этом была обеспечена адекватность модели с распределенными параметрами и эквивалентной ей модели с сосредоточенными параметрами в частотном диапазоне от 0 до 40 Гц, охватывающем два тона собственных колебаний жидкости. Учет взаимодействия колебаний жидкости в питающей магистрали и колебаний корпуса был произведен путем ввода в уравнения движения компонентов топлива на каж-

дом j -м участке динамического перепада давления ΔP_j за счет динамического ускорения корпуса ракеты \ddot{Z}_i :

$$\Delta P_j = \gamma h_j \left(n_{цм} + \frac{1}{g} \sum_{i=1}^l \beta_i \ddot{Z}_i \right),$$

где γ — удельный вес компонента топлива; h_j — высота столба жидкости в баке; $n_{цм}$ — перегрузка центра масс ракеты; g — ускорение силы тяжести у поверхности Земли; β_i — коэффициент формы колебаний i -го тона корпуса на j -м участке трубы.

При потере продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей ЖРД играет роль источника энергии колебаний. С точки зрения моделирования динамических процессов ЖРД является самой сложной частью динамической системы «ЖРДУ—корпус РН» [2].

Маршевый ЖРД I ступени рассматриваемых ракет выполнен по схеме без дожигания генераторного газа. Математическая модель низкочастотной динамики ЖРД включает в себя уравнения динамики всех элементов ЖРД: жидкостных и газовых магистралей, ТНА, газогенератора, камеры сгорания и т. д. Соответственно система дифференциальных уравнений, описывающих низкочастотную динамику двигателя, состоит из большого числа уравнений [2]. Динамика двигателя описана традиционным образом [2, 7] за исключением кавитирующих шнекоцентробежных насосов окислителя и горючего.

Напомним, что в публикациях, посвященных описанию наблюдавшихся случаев потери продольной устойчивости жидкостных РН, отмечалась существенная роль кавитационных явлений в насосах ЖРД [4].

Кавитационные разрывы сплошности жидкого компонента — кавитационные каверны — возникают на лопастях насосов ЖРД практически на всех режимах его работы, включая номинальный. Кавитационные каверны могут обладать сравнительно большой податливостью. В силу этого, не оказывая заметного влияния на статические характеристики насосов (напор, мощность, к. п. д.) они приводят к существенному качественному изменению динамических характеристик ЖРД и его питающих магистралей, что принципиально важно в проблеме продольной устойчивости. При определенных условиях кавитационные явления в насосах могут привести к самовозбуждению низкочастотных (до 50 Гц) так называемых кавитационных автоколебаний давления и расхода компонента топлива в системе питания ЖРД. Эти колебания затрудняют, а иногда делают невозможным нормальное функционирование насосной системы. Диапазон частот

кавитационных колебаний может пересекаться с диапазоном собственных частот колебаний упругого корпуса РН, и в этом случае появление дополнительных низкочастотных виброперегрузок в конструкции жидкостной РН практически неизбежно. Таким образом, учет кавитационных явлений в насосах в математических моделях динамики ЖРД и системы «ЖРДУ—корпус РН» имеет принципиальное значение для повышения достоверности теоретического анализа продольной устойчивости жидкостных РН.

В соответствии с теорией кавитационных автоколебаний в системе питания ЖРД [5] блок уравнений низкочастотной динамики кавитирующего шнекоцентробежного насоса включает в себя:

— уравнение динамики кавитационных каверн V_K , разрешенное относительно входного давления P_1 :

$$P_1 = P_{cp} + K^*(\tilde{V}_K, \varphi) \frac{\rho W_1^2}{2} + B_1 T_K \frac{dV_K}{dt},$$

— уравнение баланса расходов в проточной части насоса:

$$\gamma \frac{dV_K}{dt} = G_2 - G_1,$$

— уравнение, определяющее давление на выходе из насоса:

$$P_2 = P_1 + P_n(n, G_2) \tilde{P}_n(K^*, q_1) - I_p \frac{dG_2}{dt} + D \frac{dn}{dt},$$

где P_{cp} — давление срыва; K^* , B_1 , T_K — число кавитации, кавитационная упругость и постоянная времени кавитационных каверн; \tilde{V}_K — отношение объема кавитационных каверн V_K к объему проточ-

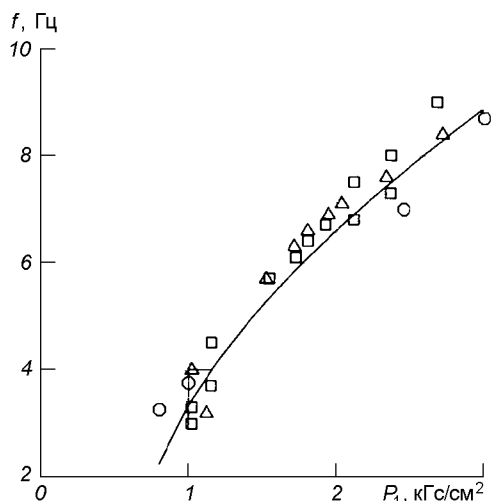


Рис. 3. Зависимость частоты кавитационных колебаний жидкости в системе питания насоса от давления на входе в насос

ной части шнека $V_{ш}$ перед кавитационным срывом; $\rho W_1^2/2$ — скоростной напор шнека; q_1 — параметр расхода, равный отношению входного расхода G_1 к расходу при нулевом угле атаки потока жидкости на лопасть шнека G_0 ; φ — коэффициент расхода, равный отношению параметра режима q_1 к параметру режима при возникновении обратных токов на входе в насос; $P_n(n, G_2)$ — зависимость напора насоса на его бескавитационном режиме работы от числа оборотов n и расхода на выходе из насоса G_2 ; $\tilde{P}_n(K^*, q_1)$ — кавитационная характеристика насоса; I_p , D — инерционные коэффициенты.

Зависимости параметров $K^*(\tilde{V}_K, \varphi)$, $B_1(K^*, \varphi)$, $T_K(K^*, \varphi)$ и $\tilde{P}_n(K^*, q_1)$, определенные расчетно-экспериментальным способом [5, 6], имеют вид

$$K^*(\tilde{V}_K, \varphi) = \frac{b(\varphi)}{a(\varphi)} \frac{1}{\left[1 + \frac{b(\varphi)}{a(\varphi)K_0}\right] \exp[b(\varphi)\tilde{V}_K] - 1},$$

$$B_1(K^*, \varphi) = - [a(\varphi)K^{*2} - b(\varphi)K^*] \frac{V_{сум}}{\rho W_1^2/2},$$

$$T_K = \tilde{T}_K(K^*, \varphi) \frac{60}{n},$$

$$\tilde{P}_n = \frac{X(K^*, q_1) - 1}{X(K^*, q_1) + 1},$$

где $a(\varphi)$, $b(\varphi)$ — функции коэффициента расхода φ ; K_0 — число кавитации, при котором в проточной части насоса возникают кавитационные каверны; $T_K(K^*, \varphi)$, $X(K^*, q_1)$ — некоторые функции K^* , q_1 и φ .

Отличительной особенностью этих уравнений является учет важнейших нелинейных характеристик кавитирующего насоса — зависимости объема кавитационных каверн V_K от давления P_1 и расхода компонента G_1 , (представленной в виде $K^*(\tilde{V}_K, \varphi)$) и зависимости напора насоса P_n от объема кавитационных каверн V_K .

О достоверности описанной модели динамики кавитирующих шнекоцентробежных насосов можно судить по удовлетворительному согласованию расчетных результатов с данными автономных испытаний на воде насоса окислителя маршевого двигателя в режиме кавитационных колебаний (рис. 3, 4).

На рис. 3 представлена зависимость частоты кавитационных колебаний жидкости в системе питания насоса от давления на входе в насос. Расчетные и экспериментальные границы областей устойчивости насосной системы окислителя в плоскости параметров давление на входе в насос и расход на входе в насос приведены на рис. 4.

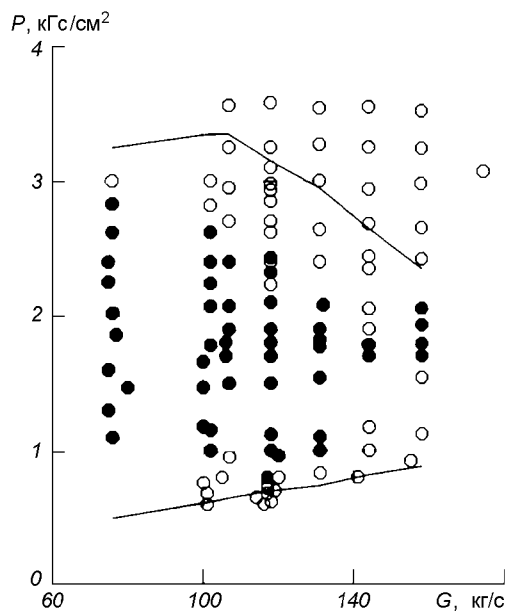


Рис. 4. Расчетные и экспериментальные границы областей устойчивости насосной системы окислителя в плоскости параметров давление на входе в насос и расход на входе в насос

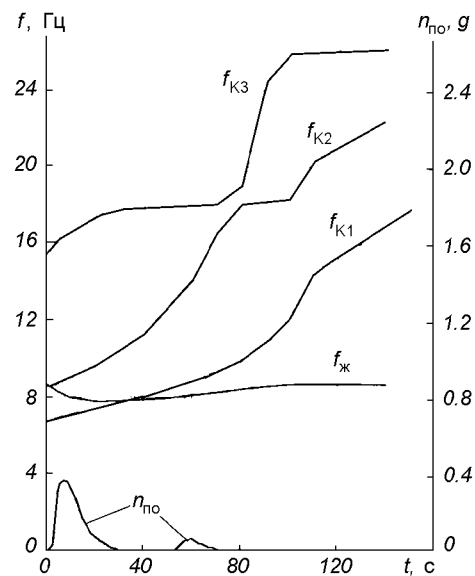


Рис. 5. Расчетные амплитуды колебаний осевой перегрузки в районе приборного отсека и расчетные частоты колебаний ракетных подсистем для модернизируемой трехступенчатой РН

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Из рис. 1 и 2 видно, что полученные теоретические результаты находятся в удовлетворительном соответствии с данными летных испытаний рассматриваемых ракет.

Максимальный уровень $n_{по}$ амплитуд колебаний параметров системы «ЖРДУ—корпус РН» ввиду ее существенной нестационарности может значительно отличаться от уровня $\bar{n}_{по}$ амплитуд колебаний автоколебательной системы «ЖРДУ—корпус ракеты», рассчитанного путем «замораживания» коэффициентов уравнений системы.

На рис. 2 приведены данные расчетов амплитуд колебаний нелинейной системы «ЖРДУ—корпус ракеты» с «замороженными» коэффициентами для ряда моментов времени t полета РН и для нестационарной системы «ЖРДУ—корпус ракеты». При $0 < t < 7$ с и $40 < t < 60$ с максимальные значения $\bar{n}_{по}$ амплитуд колебаний нестационарной системы «ЖРДУ—корпус ракеты» могут быть в несколько раз меньше амплитуд колебаний автоколебательной (с «замороженными» коэффициентами) системы. В нестационарной системе «ЖРДУ—корпус ракеты» из-за изменения значений коэффициентов системы амплитуды колебаний продольной перегрузки корпуса «не успевают» развиться до значительных амплитуд колебаний автоколебательной систе-

мы. Из этого следует, что значения $n_{по}$, полученные с использованием приближенных методов, могут существенно превышать значения амплитуд колебаний, определенные при исследовании нестационарной системы или летных испытаниях ракеты-носителя. Иными словами, если бы предельно допустимое значение $n_{по}$ находилось на уровне 0.6 g, то точность методов, базирующихся на исследовании автоколебательной системы «ЖРДУ—корпус ракеты», была бы явно недостаточной.

Удовлетворительная сходимость расчетных амплитуд продольных колебаний базовой двухступенчатой ракеты и космической трехступенчатой РН и амплитуд колебаний, зарегистрированных при летных испытаниях этих ракет, позволила выполнить достаточно достоверный теоретический прогноз амплитуд колебаний осевой перегрузки в сечении космического аппарата для модернизируемой космической трехступенчатой РН (рис. 5). Модификация космической трехступенчатой РН коснулась в основном габаритов и массы III ступени и полезной нагрузки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложен подход к математическому моделированию и анализу устойчивости системы «ЖРДУ—

корпус РН» по отношению к продольным колебаниям. Его отличительными особенностями являются наиболее полный количественный учет влияния кавитации в насосах ЖРД на динамику и устойчивость системы и возможность определения амплитуд продольных колебаний жидкостной РН.

Показана достоверность изложенного подхода, основывающаяся на удовлетворительной сходимости расчетных значений амплитуд продольных колебаний базовой двухступенчатой ракеты и космической трехступенчатой РН и значений амплитуд продольных колебаний, зарегистрированных при летных испытаниях этих ракет.

Разработанное научно-методическое обеспечение позволило впервые выполнить теоретический прогноз амплитуд продольных колебаний модернизируемой космической трехступенчатой ракеты-носителя.

1. Абгарян К. А., Рапопорт И. М. Динамика ракет. — М.: Машиностроение, 1969.—378 с.
2. Гликман Б. Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989.—300 с.
3. Натанзон М. С. Продольные автоколебания корпуса ракеты, сопровождающиеся разрывными колебаниями жидкости в трубопроводе // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт.—1971.—№ 2.—С. 151—157.
4. Натанзон М. С. Продольные автоколебания жидкостных ракет. — М.: Машиностроение, 1977.—205 с.
5. Пилипенко В. В. Кавитационные автоколебания. — Киев: Наук. думка, 1989.—316 с.
6. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. — М.: Машиностроение, 1977.—352 с.
7. Шевяков А. А., Калинин В. М., Науменкова Н. В., Дятлов В. Г. Теория автоматического управления ракетными двигателями / Под ред. А. А. Шевякова. — М.: Машиностроение, 1978.—288 с.
8. About G., Hauguel P., Hrisafovic N., Lemoine J. C. La

Prevention des Instabilites POGO sur Ariane 1 // J. Acta. Astronomica.—1983.—10, N 4.—P. 179—188.

9. Pilipenko V. V. Providing the LPRE — Rocket structure dynamic compatibility // AIAA Paper.—1993.—N 2422.
10. Rubin S. «Analysis of POGO stability»: 23-th Inter. Astronautical Cong., Vienna, Oct., 1972.
11. Ryan R. S., Kiefling L. A., Buchanan H. J., Jarvinen W. A. Simulation of Saturn V S-II stage propellant feedline dynamics // J. Spacecraft and Rockets.—1970.—7, N 12.—P. 1407—1412.

THEORETICAL EVALUATION OF THE AMPLITUDES OF POGO VIBRATIONS IN LIQUID PROPELLANT LAUNCH VEHICLES

V. V. Pilipenko, N. I. Dovgot'ko, S. I. Dolgoplov,
A. D. Nikolaev, V. A. Serenkov, and N. V. Khoryak

Theoretical determination of the amplitudes of longitudinal vibrations in launcher structure is a most burning problem in providing POGO-stability of liquid propellant launchers. Development of a mathematical model of the nonlinear nonsteady-state structural and liquid-propulsion system holds central position in the solution of the above problem. The model provides a rather comprehensive description and a high degree of authenticity. The present paper gives approach to a mathematical simulation of the closed structural and liquid-propulsion system whose parameters vary with flight time. The distinctive feature of the given approach is allowance for dynamics of cavitation phenomena in inducer-type centrifugal pumps at the dynamic mathematical model of liquid propellant rocket engine which is of fundamental importance for increasing the authenticity of theoretical determination of the amplitudes of the longitudinal vibration of the launcher structure. Analytical description of dynamics is done on the basis of a hydrodynamic model cavitation self-excited oscillations in the LPRE feedline system developed by the authors. Nonlinearities that are due to cavitation in LPRE pumps and have a determining effect on restriction of longitudinal vibration amplitudes of the structure are described. Calculation results for determining amplitudes of the longitudinal vibrations of specific launchers are presented. Authenticity of theoretical results is validated by the flight test data for these launchers.