

УДК 629.76

А.Д. НИКОЛАЕВ¹, А.С. БЕЛЕЦКИЙ²¹ *Институт технической механики НАНУ и ГКАУ, Днепрпетровск, Украина*² *Украинский государственный химико-технологический университет, Днепрпетровск*

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КАВИТАЦИОННЫХ КОЛЕБАНИЙ В ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ И ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ КОРПУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В динамической системе «жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) - корпус ракеты» исследовано нелинейное взаимодействие продольных колебаний ракеты и кавитационных колебаний в системе питания ЖРДУ с целью выявления областей притяжения и параметров колебательных режимов. На основании численного моделирования показано, что при развитых кавитационных колебаниях с частотой, превышающей резонансные частоты колебаний упругого корпуса ракеты, в указанной динамической системе, неустойчивой в линейном приближении на частотах колебаний корпуса РН и жидкости в питающей магистрали, реализуются колебательные режимы с относительно малыми амплитудами колебаний осевой перегрузки корпуса. Существование такого периодического режима следует из эффекта значительного уменьшения коэффициента передачи малого гармонического сигнала, проходящего через нелинейную подсистему «питающая магистраль – шнекоцентробежный насос ЖРДУ», находящуюся в режиме кавитационных колебаний.

Ключевые слова: жидкостная ракетная двигательная установка, кавитационные автоколебания, амплитуда колебаний осевой перегрузки, шнекоцентробежный насос, продольная устойчивость корпуса ракеты-носителя.

Введение

Динамическая система «корпус ракеты – жидкостная двигательная установка (ЖРДУ)» представляет собой многомерную колебательную систему. В ней могут развиваться и взаимодействовать между собой колебания с частотами, близкими к частотам одного или нескольких тонов собственных колебаний корпуса, одного или нескольких тонов колебаний жидкости в топливных магистралях ЖРДУ, с частотами колебаний, определяемым динамическим процессами в агрегатах ЖРДУ. Регистрируемые при пусках жидкостных ракет-носителей (РН) продольные колебания их корпусов и параметров двигателей в ряде случаев происходили из-за неустойчивости этой динамической системы, обусловленной резонансным взаимодействием корпуса ракеты и ЖРДУ (продольной неустойчивостью жидкостной ракеты [1, 2]), или из-за неустойчивости системы питания ЖРДУ по отношению к кавитационным колебаниям [3]. Эффекты конкуренции мод, синхронизации и затягивания колебаний широко известны для взаимодействующих генераторов [4, 5]. Обычно в нелинейных системах колебания различных видов при взаимодействии между собой могут как усиливать, так и, в результате конкуренции мод, гасить друг друга. При этом в фазовом пространстве этих динамических систем существуют области притяже-

ния различных устойчивых колебательных режимов. Некоторые случаи подавления автоколебаний вынужденными колебаниями более высокой частоты рассмотрены в ряде исследований [6, 7].

Указанные выше эффекты представляют интерес как точки зрения развития нелинейной теории колебаний в системе «корпус ракеты – ЖРДУ», так и в связи с прикладными аспектами проблемы обеспечения продольной устойчивости жидкостной ракеты. Однако к настоящему времени такие автоколебательные режимы в достаточной степени не исследованы. Настоящая работа посвящена теоретическому исследованию взаимодействия продольных колебаний и кавитационных колебаний в системе «корпус ракеты – ЖРДУ».

В связи с тем, что математическая модель системы «корпус ракеты – ЖРДУ» даже в простейшем ее виде имеет относительно высокий порядок, взаимодействие указанных видов колебаний исследовано численно. В настоящей статье рассмотрен случай, когда частота кавитационных колебаний в системе питания ЖРДУ существенно выше собственных частот основных (низших) тонов продольных колебаний корпуса РН. Эта ситуация реализуется, когда кавитационные колебания развиваются не на основной (низшей) частоте колебаний жидкости в системе питания ЖРДУ, а на частоте ее второго или третьего тона колебаний. Например, кавитационные

колебания в системе питания ЖРДУ с газожидкостным демпфером, установленным на некотором расстоянии от входа в шнекоцентробежный насос, происходят с частотой, определяемой инерционностью жидкости от насоса двигателя до газовой подушки демпфера и суммарной упругостью его и кавитационных каверн в насосе.

С целью упрощения анализа в математической модели учитывались лишь один (первый) тон собственных продольных колебаний корпуса ракеты и одна топливоподающая линия – линия питания окислителем ЖРДУ, включающая бустерный насосный агрегат и основной насос.

Из внешних сил, вызывающих продольные колебания корпуса ракеты, рассматривалось только динамическая составляющая силы тяги ЖРДУ, что позволяет записать уравнение для вынужденных продольных колебаний его обобщенной координаты z (продольного смещения) в виде [1]:

$$\frac{d^2z}{dt^2} + \frac{\delta_k \omega}{\pi} \frac{dz}{dt} + \omega^2 z = \frac{\chi \bar{R}}{M} (\bar{P}_K - P_K),$$

где δ_k – декремент колебаний корпуса;

ω , χ , M – собственная частота, коэффициент формы упругих колебаний корпуса в месте крепления к нему двигательной установки и приведенная масса первого тона собственных продольных колебаний корпуса ракеты;

\bar{P}_K, P_K – номинальное и текущее давление в камере сгорания двигателя;

\bar{R} – отклонение силы тяги ЖРДУ от ее номинальной величины.

Исследуемая математическая модель динамики ЖРДУ включала следующие уравнения. Зависимость давления жидкости на выходе из бака в питающую магистраль ЖРДУ от продольного смещения днища баков:

$$P_A = \bar{P}_{nd} + \gamma N_B \left(n_{cm} + \frac{1}{g} \chi_B \frac{d^2z}{dt^2} \right),$$

где \bar{P}_{nd} – давление наддува бака (здесь и далее надчеркивание использовано для обозначения установившегося значения параметров);

γ – удельный вес жидкости;

N_B – уровень жидкости в баке;

n_{cm} – осевая перегрузка центра масс ракеты;

g – ускорение силы тяжести;

χ_B – коэффициент формы упругих колебаний днища бака с частотой первого тона собственных колебаний корпуса ракеты [1].

Движение жидкости на участках питающей магистрали описывалось следующими уравнениями:

$$P_i = P_{i+1} + a_i |G_i| G_i + I_i \frac{dG_i}{dt} - \gamma h_{zi} \left(n_{cm} + \frac{\chi_{mi}}{g} \frac{d^2z}{dt^2} \right),$$

$$g \frac{V_i}{c^2} \frac{dP_{i+1}}{dt} = G_i - G_{i+1},$$

где P_i, P_{i+1} – давление на концах i -го участка трубопровода;

G_i, G_{i+1} – расход жидкости на входе и на выходе из i -го участка трубопровода;

a_i, I_i – коэффициенты гидравлического и инерционного сопротивлений i -го участка трубопровода;

c – скорость звука в жидкости трубопровода;

$V_i, h_{zi}, h_{zi}, \chi_{mi}$ – соответственно объем, проекция длины на продольную ось и коэффициент формы колебаний i -го участка трубопровода.

Низкочастотная динамика бустерного насоса с учетом кавитационных образований в соответствии с гидродинамической моделью [2] описывалась следующими уравнениями:

$$P_1 = P_{cp} + K^* (V_{cav}, q_1) \cdot \frac{\rho \cdot W_1^2}{2} + B_1 \cdot T_{cav} \cdot \frac{dV_{cav}}{dt},$$

$$\gamma \cdot \frac{dV_{cav}}{dt} = G_2 - G_1,$$

$$P_2 = P_1 + P_H(\bar{n}, \bar{G}_2) \cdot P_H(K^*, q_1) - I_P \cdot \frac{dG_2}{dt},$$

где P_1, P_2, G_1, G_2 – давление и весовые расходы на входе и выходе из насоса соответственно;

P_{cp} – давление срыва;

K^*, B_1, T_{cav} – число кавитации, кавитационная упругость и постоянная времени кавитационных каверн соответственно;

$q_1, \frac{\rho \cdot W_1^2}{2}$ – параметр режима и скоростной напор на входе в насос;

V_{cav} – объем кавитационных каверн в проточной части;

$P_H(\bar{n}, \bar{G}_2)$ – напорная характеристика насоса на бескавитационном режиме (зависимость напора от частоты вращения вала бустерного насоса \bar{n} и весового расхода \bar{G}_2);

$P_H(K^*, q_1)$ – кавитационная функция насоса.

Уравнения динамики основного насоса и напорной магистрали ЖРДУ представлены в математической модели динамики исследуемой замкнутой системы «корпус ракеты – ЖРДУ» аналогично уравнениям динамики бустерного насоса и питающей магистрали ЖРДУ.

Динамика газогенератора и камеры сгорания описывалась в исследуемой системе уравнениями:

$$T_{ГГ} \frac{dP_{ГГ}}{dt} + P_{ГГ} = A_{ГГ} G_3,$$

$$T_{КС} \frac{dP_{КС}}{dt} + P_{КС} = A_{КС} G_3,$$

где $P_{ГГ}$, $P_{КС}$ – соответственно абсолютное давление газов в газогенераторе и камере сгорания;

$T_{ГГ}$ – постоянная времени газогенератора;

$T_{КС}$ – постоянная времени камеры сгорания;

$A_{ГГ}$, $A_{КС}$ – газодинамические коэффициенты газогенератора и камеры сгорания.

При моделировании динамики исследуемой системы возбуждение кавитационных автоколебаний обеспечивалось установкой в питающей магистрали ЖРДУ газового демпфера (аккумулятора с перфорациями) в непосредственной близости от бустерного насоса и выбором параметров демпфера, соответствующих условиям потери устойчивости системы «бустерный насос – трубопроводы». Длина короткого участка питающей магистрали, соединяющей вход в бустерный насос ЖРДУ с местом установки демпфера, составляла около 5% от длины всей магистрали. Динамика демпфера в системе описывалась следующими уравнениями:

$$P_{11} = P_g - a_g |G_g| G_g - I_g \dot{G}_g,$$

$$\frac{\gamma \bar{V}_g}{\chi P_g} = -G_g,$$

где P_{11} – давление жидкости в месте соединения полости демпфера с системой питания ЖРДУ;

P_g – расход из демпфера;

χ – показатель политропы газа;

\bar{P}_g, P_g – номинальное и текущее давление газа ;

\bar{V}_g – номинальное значение объема газа;

a_g, I_g – коэффициенты гидравлического и инерционного сопротивлений демпфера.

Анализ устойчивости исследуемой системы «корпус ракеты – ЖРДУ» с демпфером и без демпфера проведен на основе расчета собственных значений ее характеристической матрицы. На рис. 1 (кривая 1) представлен годограф доминирующего (т.е. с максимальной действительной частью α) собственного значения характеристической матрицы линеаризованной системы с "замороженными" коэффициентами для определенных моментов относительного времени полета $\bar{t} = t / t_{fin}$ (t, t_{fin} – соответственно текущее и конечное время полета РН). Как видно из рисунка, исследуемая система «корпус ракеты – ЖРДУ» без демпфера в интервале времени полета $\bar{t} = (0,4 - 0,85)$ неустойчива по отношению к продольным колебаниям с частотой, близкой к собственной частоте колебаний корпуса ракеты.

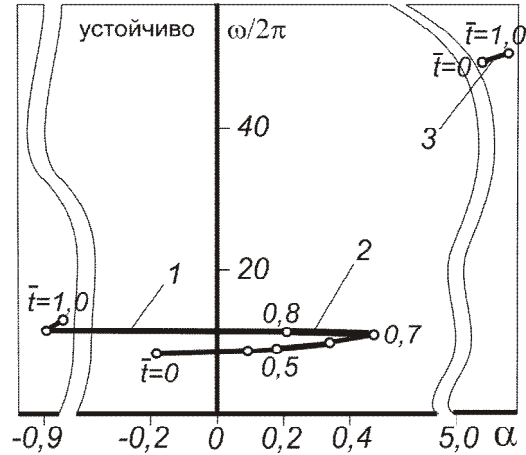


Рис. 1. Годографы доминирующих собственных значений характеристической матрицы линеаризованной системы «корпус ракеты – ЖРДУ»:

- 1, 2 – колебания с частотой, близкой к собственной частоте корпуса ракеты;
- 3 – колебания с частотой кавитационных колебаний

Потеря устойчивости системы происходила вследствие резонансного взаимодействия корпуса ракеты и питающей магистрали при сближении (пересечении) собственных частот колебаний их первых тонов в диапазоне $\omega / 2\pi \cong (9 - 11)$ Гц.

Поскольку объем газового демпфера был выбран малым (1 литр), значение резонансной частоты колебаний (≈ 10 Гц) первого тона жидкости в системе питания ЖРДУ с демпфером практически не изменилось. Поэтому годограф собственного значения, соответствующего частоте колебаний корпуса (кривая 2 на рис. 1) практически совпадает с годографом соответствующего собственного значения в варианте расчета с «отключением» от системы газового демпфера. Однако динамическая система «корпус ракеты – ЖРДУ» с демпфером в правой полуплоскости имеет дополнительную пару комплексно-сопряженных собственных значений (кривая 3), что свидетельствует о возбуждении кавитационных колебаний в ЖРДУ (с частотой приблизительно равной 46 Гц). Таким образом, динамическая система «корпус ракеты – ЖРДУ» характеризуется двухчастотной неустойчивостью – с частотой продольных колебаний корпуса и с частотой второго тона колебаний жидкости в питающей магистрали ЖРДУ.

Исследование динамики нелинейной системы «корпус ракеты – ЖРДУ» с двухчастотной неустойчивостью проведено методом численного интегрирования, результаты которого показали, что, несмотря на наличие у системы в правой полуплоскости двух пар собственных значений, кавитационные автоколебания развиваются быстро и, конкурируя с

продольными, не позволяют развиваться последним. Исследуемая нелинейная система выходит на предельный цикл с частотой кавитационных автоколебаний, а максимальная по времени полета амплитуда колебаний продольной перегрузки корпуса ракеты составляет тысячные доли ускорения свободного падения g .

На рис. 2 представлена огибающая амплитуд колебаний осевой перегрузки корпуса РН в месте крепления к нему двигательной установки при отсутствии кавитационных колебаний в ЖРДУ (кривая 1) и в случае развитых кавитационных колебаний в системе питания ЖРДУ (кривая 2).

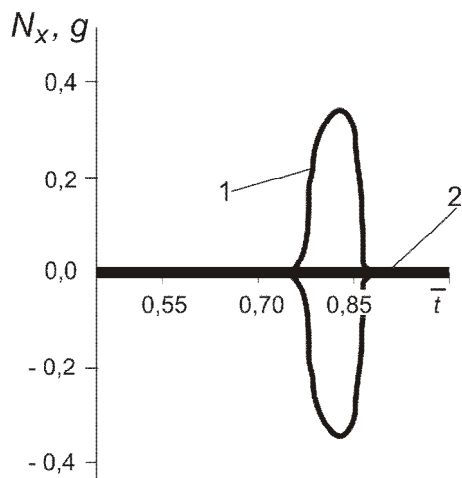


Рис. 2. Огибающие амплитуд колебаний осевой перегрузки корпуса РН: 1, 2 – варианты расчета соответственно без и с кавитационными колебаниями

Следует отметить, что этот результат получен при малых начальных возмущениях системы. Проведенные расчеты показали, что при существенных (более $0,4 g$ по величине амплитуды колебаний продольной перегрузки корпуса) начальных возмущениях кавитационные колебания в системе питания ЖРДУ подавляются, и развиваются продольные колебания с частотой колебаний основного тона корпуса. В таком случае можно говорить о «жестком» изменении периодического режима в исследуемой системе «корпус ракеты – ЖРДУ». При этом в ней происходит синхронизация мод колебаний жидкости в питающем трубопроводе ЖРДУ с колебаниями корпуса.

Анализ причин развития периодического режима в нелинейной системе «корпус ракеты – ЖРДУ» с относительно малым уровнем амплитуд продольных колебаний корпуса ракеты-носителя при кавитационных автоколебаниях в ЖРДУ проведен с использованием понятия комплексного коэффициента передачи малого гармонического сигнала [8].

Для исследуемой системы питания ЖРДУ эта характеристика приведена на рис. 3 (кривая 2). Комплексный коэффициент передачи малого гармонического сигнала, определенный для режима без кавитационных автоколебаний представлен на рис. 3 кривой 1.

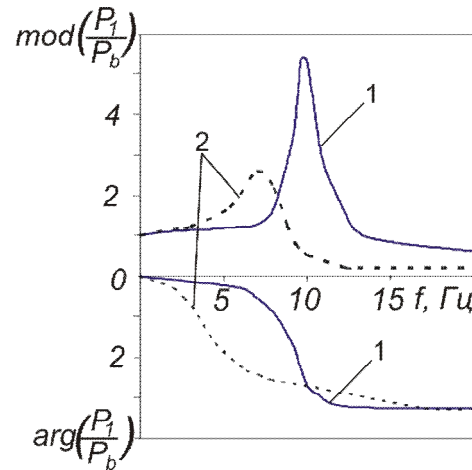


Рис. 3. Комплексные коэффициенты передачи малого гармонического сигнала питающей магистрали ЖРДУ по каналу давления: 1, 2 – варианты расчета соответственно без и с кавитационными колебаниями

Как видно из рисунка, при развитии кавитационных автоколебаний в системе питания ЖРДУ с частотой второго тона колебаний жидкости, на более низких частотах колебаний (в том числе и на частоте колебаний основного тона) модуль коэффициента передачи сигнала питающей магистрали по каналу давления значительно меньше его значения, полученного для режима без кавитационных автоколебаний. Снижая значение коэффициента передачи на частоте колебаний корпуса ракеты, кавитационные колебания понижают уровень обратной связи (через ЖРДУ), приводящей к возбуждению продольных колебаний корпуса ракеты.

Таким образом, методом численного моделирования исследовано нелинейное взаимодействие продольных колебаний РН с частотой первого тона колебаний корпуса ракеты и кавитационных колебаний с частотой второго тона колебаний жидкости в питающем трубопроводе ЖРДУ в динамической системе «корпус ракеты – ЖРДУ». В результате установлено, что в системе могут реализоваться предельные циклы – автоколебания с одной из указанных частот. Показано, что при развитых кавитационных колебаниях с частотой, превышающей резонансные частоты колебаний упругого корпуса ракеты, в системе существуют колебательные режимы с относительно малыми амплитудами колебаний осевой перегрузки корпуса.

Литература

1. Натанзон, М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты [Текст] / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
2. Pilipenko, V.V. Providing the LPRE – Rocket Structure Dynamic Compatibility [Text] / V.V. Pilipenko // Proc. of the 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. – Monterey, CA., 1993. – AIAA 93- 2422. – 8 p.
3. Dotson, K. Mitigating Pogo on Liquid-Fueled Rockets, Crosslink [Text] / K. Dotson // The Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology. – Winter, 2003. – P. 26-29.
4. Блехман, И.И. Синхронизация в природе и технике [Текст] / И.И. Блехман. – М.: Наука, 1980. – 251 с.
5. Ланда, П.С. Автоколебания в системах с конечным числом степеней свободы [Текст] / П.С. Ланда. – М.: Наука, 1980. – 359 с.
6. Ганиев, Р.Ф. Динамика систем твердых и упругих тел [Текст] / Р.Ф. Ганиев, П.С. Ковальчук. – М.: Машиностроение, 1980. – 208 с.
7. Хейп, Дж. Колебания в нелинейных системах. [Текст] / Дж. Хейп. – М.: Мир, 1966. – 229 с.
8. Николаев, А.Д. Усиление малого гармонического сигнала при его прохождении через систему питания жидкостного ракетного двигателя, работающего на режиме с развитыми кавитационными автоколебаниями [Текст] / А.Д. Николаев, А.С. Белецкий // Техническая механика. – 2010. – № 1. – С. 69-81.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 14.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главн. науч. сотр. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Днепропетровск.

ВЗАЄМОДІЯ КАВІТАЦІЙНИХ КОЛИВАНЬ У РІДИННІЙ РАКЕТНІЙ ДВИГУННІЙ УСТАНОВЦІ І ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ КОРПУСУ РАКЕТИ-НОСІЯ

О.Д. Ніколаєв, О.С Білецькій

У динамічній системі «рідинна ракетна двигунна установка (РРДУ) - корпус ракети» досліджено нелінійна взаємодія поздовжніх коливань ракети і кавітаційних коливань у системі живлення РРДУ з метою визначення областей притягання і параметрів коливальних режимів. На основі чисельного моделювання показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, що перевищує резонансні частоти коливаний пружного корпусу ракети, у зазначеній динамічній системі, нестійкої в лінійному наближенні на частотах коливань корпусу РН і частотах коливань рідини в живильній магістралі, реалізуються коливальні режими з відносно малими амплітудами коливань осьового перевантаження корпусу. Існування такого періодичного режиму обумовлено значним зменшенням коефіцієнта передачі малого гармонійного сигналу, що проходить через нелінійну підсистему «живильна магістраль - шнековідцентровий насос РРДУ», яка знаходиться в режимі кавітаційних коливань.

Ключові слова: рідинна ракетна двигунна установка, кавітаційні автоколивання, амплітуда коливань осьового перевантаження, шнековідцентрових насос, поздовжня стійкість ракети-носія.

AN INTERACTION OF CAVITATION SURGE OSCILLATIONS AND LONGITUDINAL OSCILLATIONS OF A LAUNCHER STRUCTURE IN «ROCKET STRUCTURE – PROPULSION SYSTEM» DYNAMIC SYSTEM

O.D. Nikolayev, O.S. Biletsky

The non-linear interaction of longitudinal oscillations of the launcher and cavitation surge oscillations in dynamic system «rocket structure – propulsion system» was modeled for the purpose of determination of attraction domains and parameters of these oscillatory modes. By numerically modeling it is shown that at the advanced cavitation surge oscillations in feed of propulsion system on the frequency exceeding resonant frequencies of a rocket elastic structure, in the dynamic system, unstable in a linear sense on structure frequencies of the launcher and a liquid in a feedline, oscillatory modes with rather small oscillation of axial g-load of structure be realized. Existence of such periodic regime follows from effect of significant reduction of transfer factor of the small harmonious signal passing through a non-linear propulsion system with cavitation surge oscillations.

Key words: rocket propulsion system, cavitation surge oscillations, axial g-load of structure, inducer pump, POGO stability of launch vehicle.

Николаев Алексей Дмитриевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. отдела динамики гидромеханической систем, ИТМ НАНУ и ГКАУ, Днепропетровск, Украина.

Белецкий Александр Семенович – доцент кафедры специализированных компьютерных систем, Украинский государственный химико-технологический университет, Днепропетровск, Украина.