УДК 629.7.017.21

И. Д. БАШЛИЙ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНИ ПРИ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЯХ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Продольные колебания, развивающиеся при потере продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей (РН), приводят к дополнительным нагрузкам на элементы их конструкции. Эти динамические нагрузки необходимо учитывать при выполнении расчетов на прочность элементов конструкции космической ступени в процессе ее проектирования. Предложена методика определения напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции топливного отсека космической ступени сложной пространственной конфигурации при продольных колебаниях РН на активном участке полета во время работы маршевой двигательной установки первой ступени. Методика разработана с использованием метода конечных элементов и средств расчета механических конструкций (CAE-систем) и учитывает подвижность компонентов топлива, рассеяние энергии колебаний конструкции и жидкого заполнения, переменность толщин стенок баков. С использованием предложенной методики определено НДС конструкции заполненного жидкостью подвесного топливного отсека сфероконической конфигурации космической ступени на активном участке полета трехступенчатой РН. Показано, что при продольных колебаниях РН максимальные значения интенсивности напряжений в конструкции топливного отсека ступени возникают вблизи мест его крепления к РН. Установлено, что в случае, когда частота продольного гармонического возмущения, действующего на конструкцию космической ступени, близка к частоте первого тона ее собственных продольных колебаний, значения амплитуд колебаний конструкции топливного отсека могут более чем в 10 раз превысить амплитуды колебаний места крепления космической ступени к РН. Предложенная методика может быть развита для случая расчета на прочность космических ступеней сложной пространственной конфигурации при пространственных колебаниях РН.

Поздовжні коливання, що розвиваються при втраті поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв (РН), призводять до додаткових навантажень на елементи їх конструкції. Ці динамічні навантаження необхідно враховувати при виконанні розрахунків на міцність елементів конструкції космічного ступеня в процесі його проектування. Запропоновано методику визначення напружено-деформованого стану (НДС) конструкції паливного відсіку космічного ступеня складної просторової конфігурації при поздовжніх коливаннях РН на активній ділянці польоту під час роботи маршової двигунної установки першого ступеня. Методику розроблено з використанням методу скінченних елементів і засобів розрахунку механічних конструкцій (CAE-систем) та з урахуванням рухливості компонентів палива, розсіювання енергії коливань конструкції та рідкого заповнення, змінності товщин стінок баків. З використанням запропонованої методики визначено НДС конструкції заповненого рідиною підвісного паливного відсіку сфероконічної конфігурації космічного ступеню на активній ділянці польоту трьохступеневої РН. Показано, що при поздовжніх коливаннях РН максимальні значення інтенсивності напружень в конструкції паливного відсіку ступеню виникають поблизу місць його кріплення до РН. Встановлено, що у випадку, коли частота поздовжнього гармонічного збурення, що діє на конструкцію космічного ступеню, близька до частоти першого тону її власних поздовжніх коливань, значення амплітуд коливань конструкції паливного відсіку більш ніж в 10 разів перевищать амплітуди коливань місця кріплення космічного ступеню до РН. Запропонована методика може бути розвинена на випадок розрахунку на міцність космічних ступенів складної просторової конфігурації при просторових коливаннях РН.

Longitudinal oscillations of liquid launch vehicles due to the longitudinal instability result in additional loads of structural elements. Those dynamic loads must be considered for the strength computations of structural elements of the space stage during the design. The technique of determination of the stressed-strained state of the propellant compartment of the space stage with a complex spatial configuration under longitudinal oscillations of the launch vehicle on the active portion of the flight in operation of the cruise propulsion system of the first stage is proposed. The technique is developed by the finite element method and means of mechanical design computations (CAE Systems) and takes into account the propellant component mobility, energy dissipation of structural vibrations and liquid filling, variances in the tank wall thickness. Based on the proposed technique, the stressed-strained state of the structure of the spheroconical liquid-filled suspended propellant compartment of the space stage on the active portion of the flight of the three-stage launch vehicle is determined. It is shown that the maximum stress intensities of the space stage propellant compartment structure are demonstrated near points of attachment to the launcher vehicle under longitudinal oscillations of the launcher vehicle. It is found that, when the frequency of the longitudinal harmonic disturbance affecting the space stage structure is close to the frequency of the first mode of its natural longitudinal oscillations, the values of amplitudes of structural vibrations of the propellant compartment can be 10 times more than amplitudes of oscillations in points of attachment of the space stage of the launch vehicle. The proposed technique can be in progress for strength computations of space stages with complex 3D configurations under 3D oscillations of the launch vehicle.

Продольные колебания конструкции жидкостных ракет-носителей (РН), развивающиеся при потере ими продольной устойчивости, приводят к дополнительным нагрузкам на элементы конструкции РН. При высоком уровне амплитуд этих колебаний возникает опасность повреждения выводимого полезного груза, нарушений штатного режима функционирования системы управления и целостности конструкции РН. Для обеспечения продольной устойчивости жидкостных РН обычно используются специальные демпфирующие устройства, устанавливаемые в системе питания жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ).

Постановка задачи теоретического определения продольных усилий в конструкции РН (в том числе, в конструкции космической ступени) при продольных колебаниях РН, методы ее решения изложены в работе [1]. При этом в ней, хотя и отмечается, что параметры установившихся продольных колебаний РН, определяющие эти усилия и напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции корпуса РН, могут быть определены лишь путем исследования замкнутой нелинейной динамической системы «ЖРДУ – корпус РН», однако предложенное решение основано на определении передаточных функций конструкции РН с последующей оценкой частот и амплитуд вынужденных колебаний, т. е. на исследовании линейной динамической системы. Кроме того, указанная методика не позволяет осуществить количественный учет таких особенностей современных космических ступеней РН, как сложная пространственная конфигурация топливных баков, переменность толщин их стенок, динамическое взаимодействие разделенных тонкой стенкой компонентов топлива и др.

Целью настоящей работы является разработка методики определения НДС конструкции топливного отсека космической ступени при продольных колебаниях жидкостных РН на основе вычисления параметров колебаний замкнутой нелинейной динамической системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН», учитывающей указанные выше особенности конструкции топливного отсека ступени.

Разработанная методика определения НДС конструкции топливного отсека космической ступени в составе РН на активном участке полета РН в период работы жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) первой ступени предусматривает последовательное решение следующих задач, которые будем рассматривать как этапы предлагаемой методики:

– определение частот и амплитуд продольных виброускорений конструкции корпуса жидкостной РН в месте крепления космической ступени к корпусу РН (этап 1);

– определение параметров вынужденных пространственных колебаний космической ступени под действием силы, обусловленной продольными колебаниями места крепления ступени к РН (этап 2);

– определение НДС конструкции топливного отсека космической ступени РН при вынужденных колебаниях ее конструкции (этап 3).

Определение частот и амплитуд продольных виброускорений конструкции корпуса жидкостной РН в месте крепления космической ступени к корпусу РН. На этом этапе используется предложенный автором и изложенный в работе [2] подход к определению продольных виброускорений элементов конструкции космической ступени трехступенчатой жидкостной РН. В соответствии с этим подходом сначала выполняется математическое моделирование свободных колебаний космической ступени и определяются параметры ее собственных колебаний. Затем проводится математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции корпуса РН с космической ступенью и определяются параметры их колебаний. Полученные результаты используются при построении нелинейной математической модели динамической системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН». На основе полученной модели, в которой учтены динамические свойства ступени, методом численного интегрирования определяются расчетные значения параметров продольных колебаний конструкции корпуса РН (частоты и амплитуды продольных виброускорений) в месте крепления космической ступени.

Определение параметров вынужденных пространственных колебаний космической ступени под действием силы, обусловленной продольными колебаниями места крепления ступени к РН. Для решения этой задачи (этап 2) выполняется математическое моделирование вынужденных колебаний космической ступени как автономной динамической системы «оболочечная конструкция ступени – жидкость в баках» под действием вынуждающей силы, обусловленной продольными колебаниями РН. На основании результатов математического моделирования определяются параметры колебаний ступени.

При моделировании пространственных колебаний оболочечной конструкции космической ступени принимаются гипотезы Кирхгофа–Лява. Материал оболочки полагается сплошным, однородным, изотропным и абсолютно упругим. При моделировании колебаний топлива в баках ступени жидкость полагается однородной, идеальной, сжимаемой, движение жидкости полагается безвихревым, силы поверхностного натяжения не учитываются.

Для построения конечно-элементной модели динамической системы «оболочечная конструкция ступени – жидкость в баках» выполняется схематизация конструкции космической ступени с жидким заполнением конечными элементами типа «упругая оболочка», «трехмерная жидкость», «сосредоточенная масса» и других. Задаются граничные условия на смоченных и несмоченных поверхностях топливных баков. Внешние нагрузки на конструкцию космической ступени (вынуждающие силы) определяются на основе полученных на первом этапе данных о частоте и амплитуде продольных виброускорений места крепления ступени к РН.

Параметры вынужденных пространственных колебаний конструкции космической ступени РН под действием вынуждающей силы определяются в результате решения системы уравнений, описывающей вынужденные гармонические колебания оболочечной конструкции с жидкостью с учетом сил сопротивления колебательному движению:

$$\mathrm{M}\frac{d^2\mathrm{X}(t)}{dt^2}+\mathrm{C}\frac{d\mathrm{X}(t)}{dt}+\mathrm{K}\mathrm{X}(t)=\mathrm{F}(t)\,, \qquad (1)$$

где M, C, K – соответственно матрицы масс, коэффициентов демпфирования и жесткости, имеющие порядок $n\times n$; t – текущее время; X – вектор узловых перемещений длиной n; n – число всех узлов расчетной сетки конечно-элементной модели; $\mathrm{F}=[F_1,...,F_n]$ – вектор возмущающих сил (его ненулевые элементы соответствуют месту крепления ступени к РН, а их значения определяются на первом этапе методики).

Компоненты векторов F и X раскладываются по базису X_0, Y_0, Z_0: $F_i = [F_i^{X_0}, F_i^{Y_0}, F_i^{Z_0}]$, $x_i = [x_i^{X_0}, x_i^{Y_0}, x_i^{Z_0}]$, где X_0, Y_0, Z_0 – оси локальной системы координат, связанной с конструкцией космической ступени.

Для определения параметров колебаний космической ступени, описываемых системой уравнений (1), выполняется переход в частотную область. Проводится замена переменных:

$$F_i = (F_i^{\max} e^{j\Psi_i}) e^{j\omega t} = (F_i^{\max} \cos\psi_i + j \cdot F_i^{\max} \sin\psi_i) e^{j\omega t}, \qquad (2)$$

$$x_i = (x_i^{\max} e^{j\phi_i}) e^{j\omega t} = (x_i^{\max} \cos\phi_i + j \cdot x_i^{\max} \sin\phi_i) e^{j\omega t}, \qquad (3)$$

где j – мнимая единица; $x_i^{\max}$ – i-я компонента вектора максимальных амплитуд перемещений $X^{\max}$, представляющая собой максимальное отклонение i-го узла системы от положения равновесия при вынужденных колебаниях на частоте ω; $F_i^{\max}$ – i-я компонента вектора амплитуд сил $F^{\max}$, соответствующая максимальному перемещению $x_i^{\max}$ при частоте вынужденных колебаний ω; ϕ – сдвиг фазы между перемещениями i-го узла и узла места крепления ступени, Ψ – сдвиг фазы между силами в i-ом узле и узле места крепления ступени.

В результате замены переменных (2), (3) система (1) преобразуется к системе линейных неоднородных алгебраических уравнений с комплексными коэффициентами, которая может быть записана в виде:

$$Q\,\tilde{X} = \tilde{F}, \qquad (4)$$

где Q – матрица комплексных коэффициентов системы: $Q = -\omega^2 M + j\omega C + K$; $\tilde{X} = [\tilde{x}_1, \ldots, \tilde{x}_n]$ – вектор комплексных переменных системы $\tilde{x}_i$; $\tilde{F} = [\tilde{F}_1, \ldots, \tilde{F}_n]$ – вектор возмущений $\tilde{F}_i$;

$$\tilde{x}_i = x_i^{\max} e^{j\phi_i} = x_i^{\max} \cos\phi_i + j \cdot x_i^{\max} \sin\phi_i; \qquad (5)$$

$$\tilde{F}_i = F_i^{\max} e^{j\Psi_i} = F_i^{\max} \cos\psi_i + j \cdot F_i^{\max} \sin\psi_i. \qquad (6)$$

Система уравнений (4) решается методом Гаусса с использованием средств расчета механических конструкций (CAE-систем – Computer Aided Engineering System) [3].

На основе ее решения $\tilde{X} = [\tilde{x}_1, \ldots, \tilde{x}_n]$ в соответствии с выражениями (5), (6) определяется вектор узловых перемещений $X = [x_1, \ldots, x_n]$, компоненты которого рассчитываются посредством $x_i = (x_i^{\max} e^{j\phi_i}) e^{j\omega t} = \tilde{x}_i e^{j\omega t}$ и строятся амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) элементов конструкции космической ступени РН. Указанные АЧХ необходимы для исследования возможности резонансного возбуждения конструкции топливного отсека космической ступени при продольных колебаниях РН на участке ее полета с работающей ЖРДУ первой ступени, которое можно ожидать при высокой добротности динамической системы «оболочечная конструкция ступени –

жидкость в баках» при ее продольных колебаниях с частотами, близкими к частоте продольных колебаний РН.

Определение НДС конструкции топливного отсека космической ступени при продольных колебаниях РН. При определении НДС конструкции топливного отсека учитывается квазистатическая составляющая нагрузки, обусловленная ускоренным движением РН и давлением наддува баков, и динамическая составляющая, возникающая при продольных колебаниях РН. Пусть X^{st} – вектор узловых перемещений конструкции, обусловленных ускоренным движением РН, а X – вектор узловых перемещений при продольных колебаниях РН, который определен на втором этапе методики. Тогда при определении НДС используется вектор узловых перемещений X^*:

$$\mathrm{X}^* = \mathrm{X} + \mathrm{X}^{st}.$$

В случае однородного изотропного материала оболочки вектор деформаций ε и вектор напряжений σ определяются следующим образом:

$$\varepsilon = \mathrm{B}\,\mathrm{X}^*, \tag{7}$$

$$\sigma = \mathrm{D}\,\varepsilon = \mathrm{DBX}^*, \tag{8}$$

где ε, σ, X^* – векторы длиной n; B – матрица перехода от перемещений узлов к деформациям порядка $n \times n$; D – матрица упругости порядка $n \times n$.

Вектор деформаций ε_1 и вектор напряжений σ_1 для выбранного узла l представляются выражениями:

$$\varepsilon_1 = \left[\varepsilon_{l\,xx}, \varepsilon_{l\,yy}, \varepsilon_{l\,zz}, \varepsilon_{l\,xy}, \varepsilon_{l\,yz}, \varepsilon_{l\,xz}\right]^T, \tag{9}$$

$$\sigma_1 = \left[\sigma_{l\,xx}, \sigma_{l\,yy}, \sigma_{l\,zz}, \sigma_{l\,xy}, \sigma_{l\,yz}, \sigma_{l\,xz}\right]^T, \tag{10}$$

где $\varepsilon_{l\,xx}, \varepsilon_{l\,yy}, \varepsilon_{l\,zz}$ – линейные деформации, равные коэффициентам относительного удлинения вдоль осей локальной системы координат X_0, Y_0, Z_0 (см. рис. 1) соответственно; $\varepsilon_{l\,xy}, \varepsilon_{l\,yz}, \varepsilon_{l\,xz}$ – угловые деформации, равные половине изменения угла между осями локальной системы координат X_0 и Y_0, Y_0 и Z_0, X_0 и Z_0 соответственно; $\sigma_{l\,xx}, \sigma_{l\,yy}, \sigma_{l\,zz}$ – нормальные напряжения вдоль осей локальной системы координат X_0, Y_0, Z_0 соответственно; $\sigma_{l\,xy}, \sigma_{l\,yz}, \sigma_{l\,xz}$ – касательные напряжения вдоль осей локальной системы координат Y_0, Z_0, Z_0 соответственно, расположенные на площадках с нормалью, направленной вдоль осей X_0, Y_0, X_0 соответственно.

В результате определяется НДС конструкции топливного отсека космической ступени в виде распределений интенсивности деформаций и напряжений в конструкции космической ступени. При этом для каждого узла l интенсивность деформаций ε_l^i и интенсивность напряжений σ_l^i рассчитываются по формулам:

$$\varepsilon_l^i = \sqrt{2} \cdot \left(\sqrt{\left(\varepsilon_{l\,xx} - \varepsilon_{l\,yy}\right)^2 + \varepsilon_{l\,yy}^2 + \varepsilon_{l\,xx}^2 + 3 * \varepsilon_{l\,xy}^2 / 2} \right) / 3, \qquad (11)$$

$$\sigma_l^i = \left(\sqrt{\left(\sigma_{l\,xx} - \sigma_{l\,yy}\right)^2 + \sigma_{l\,yy}^2 + \sigma_{l\,xx}^2 + 6\,\sigma_{l\,xy}^2} \right) / \sqrt{2}\,. \qquad (12)$$

Полученные параметры колебаний элементов конструкции ступени РН вследствие линейности и стационарности системы (1) соответствуют предельным значениям расчетных амплитуд колебаний элементов конструкции ступени при заданных амплитудах внешнего гармонического воздействия F в узлах места крепления космической ступени к РН.

Определение напряженно-деформированного состояния конструкции топливного отсека космической ступени сфероконической конфигурации при продольных колебаниях РН. Компоновочная схема исследуемой космической ступени трехступенчатой РН с подвесным топливным отсеком сфероконической конфигурации, близкая к одному из вариантов конструкций космических ступеней [4], содержит топливный отсек с полостями окислителя и горючего, жидкостную реактивную систему (ЖРС) управления космической ступени и маршевый жидкостной ракетный двигатель ЖРД (см. рис. 1).

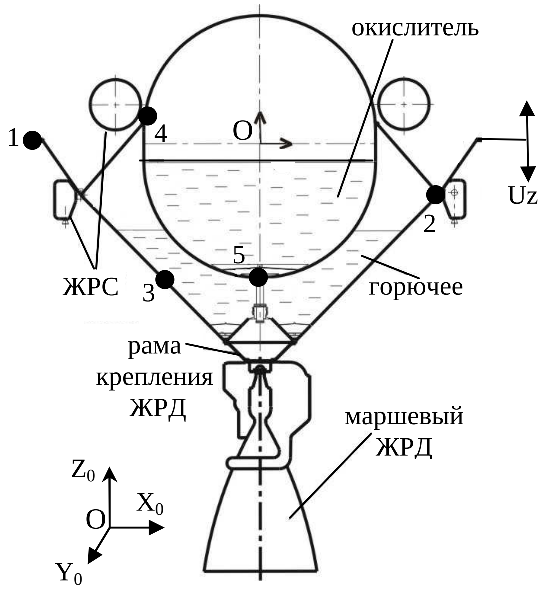

Рис. 1

Конструкция ступени исследована для случая максимальной высоты заливки баков. Ступень схематизирована с помощью конечных элементов типа «упругая оболочка», «трехмерная жидкость», «сосредоточенная масса» и других. Разработанная конечно-элементная модель ступени (см. рис. 2) содержит 12441 узлов расчетной сетки.

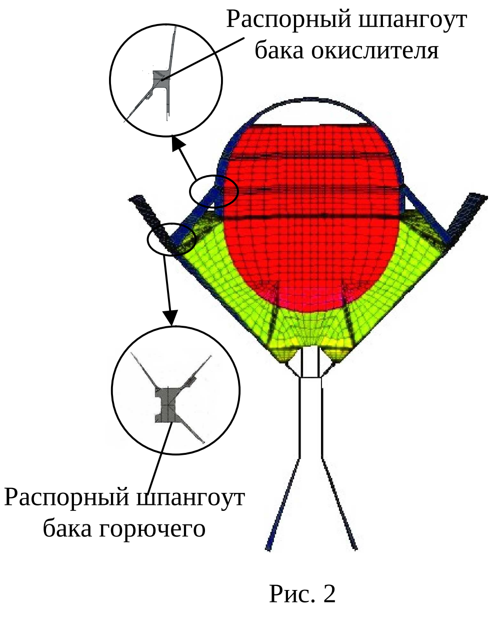

Рис. 2

Определение частот и амплитуд продольных виброускорений конструкции корпуса трехступенчатой жидкостной РН в месте крепления исследуемой космической ступени к РН. Задача определения параметров свободных колебаний космической ступени РН решена с использованием методики, описанной в работе [5]. В результате проведенных расчетов установлено, что частоты низших тонов свободных колебаний космической ступени составляют 14,3 Гц и 27,9 Гц. В соответствии с методикой, изложенной в работе [2], динамические свойства рассматриваемой космической ступени при решении задачи определения параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН учтены введением в расчетную схему двух осцилляторов и сосредоточенной массы, «подвешенных» в сечении верхнего шпангоута межступенного отсека РН.

Определение параметров продольных колебаний трехступенчатой жидкостной РН проведено с использованием научно-методического обеспечения, разработанного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) и базирующегося на исследовании нелинейной математической модели динамической системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН» [6]. При определении параметров колебаний места крепления ступени к корпусу РН использована математическая модель нелинейной системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН», описывающая продольные колебания трехступенчатой жидкостной РН. Установлено, что исследуемая РН неустойчива по отношению к продольным колебаниям на двух интервалах времени полета на частотах 8 – 10 Гц, которые на первом интервале времени (0, 30 с) близки к собственной частоте второго тона корпуса, а на втором интервале (60 с, 90 с) близки к собственной частоте первого тона корпуса. В результате исследования нелинейной системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН», выполненного в соответствии с подходом [2], определены амплитуды колебаний перегрузки n_z места крепления космической ступени к РН (расчетной точки 1). Показано, что они достигают значения 0,4 g на первом участке неустойчивости и 0,5 g на втором участке неустойчивости РН (рис. 3, кривая 1).

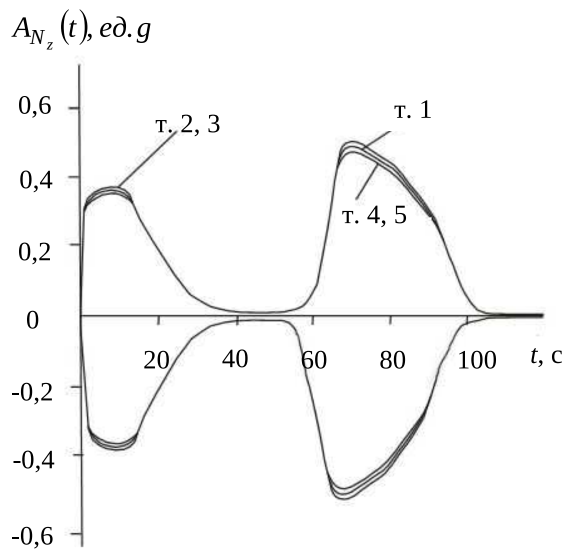

Рис. 3

Для выполнения второго этапа методики определения НДС конструкции топливного отсека космической ступени сфероконической конфигурации выбраны частота и амплитуда продольных виброускорений конструкции корпуса трехступенчатой жидкостной РН в месте крепления ступени к корпусу РН, равные 9,5 Гц и 0,5 g соответственно.

Определение параметров вынужденных пространственных колебаний исследуемой космической ступени под действием силы, обусловленной продольными колебаниями места крепления ступени к РН. Выполнено математическое моделирование вынужденных колебаний космической ступени с использованием средств современных CAE-систем [3]. Относительный коэффициент демпфирования колебаний космической ступени полагался равным 2 % от критического, при этом использованы экспериментальные исследования, обобщенные в работе [7]. В результате получены АЧХ элементов конструкции (см. рис. 4) космической ступени РН как реакция динамической системы «оболочечная конструкция ступени – жидкость в баках» на продольное гармоническое возбуждение узлов места крепления ступени к РН (расчетные точки ступени обозначены на рис. 1). Установлено, что на частоте колебаний, близкой к 14,3 Гц, предельные значения амплитуд колебаний расчетной точки 3 бака горючего возрастают приблизительно в 5 раз по сравнению с амплитудами колебаний места крепления ступени к РН, а предельные значения амплитуд колебаний расчетной точки 5 днища бака окислителя – в 12 раз (см. рис. 4). Отмеченное возрастание амплитуд колебаний конструкции космической ступени на указанной частоте объясняется совпадением частоты вынужденных колебаний с частотой собственных колебаний динамической системы «оболочечная конструкция ступени – жидкость в баках» 14,3 Гц.

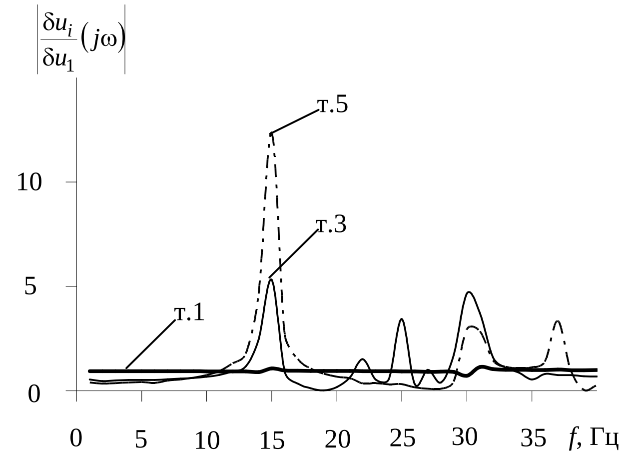

Рис. 4

Из рис. 3 следует, что при развитии продольной неустойчивости РН наибольшие значения виброускорений n_z соответствуют элементам конструкции бака горючего (расчетные точки 2, 3), а наименьшие значения – элементам конструкции бака окислителя (расчетные точки 4, 5).

Определение НДС конструкции топливного отсека исследуемой космической ступени при продольных колебаниях РН. Исследование НДС конструкции топливного отсека космической ступени проведено с использованием метода конечных элементов и средств современных CAE-систем при продольном ускорении РН 20 м/с^2.

Определено общее НДС конструкции топливного отсека космической ступени РН без учета давления наддува в баках в виде распределений интенсивности деформаций ε^i и интенсивности напряжений σ^i в конструкции ступени. На частоте гармонического возмущения конструкции ступени 9,5 Гц амплитуда продольных колебаний перемещений места крепления ступени к РН принимает значение $A_{u_Z}(t) = A_{N_z(t)} / \omega^2$ = 0,0014 м ($A_{N_Z}(t)$ =0,5g см. рис. 3). Частота продольных колебаний РН отличается от частоты первого тона собственных колебаний ступени f_i = 14,3 Гц приблизительно на 5 Гц, следствием чего является незначительное возрастание амплитуд продольных виброускорений конструкции космической ступени по сравнению с амплитудами продольных виброускорений конструкции корпуса РН в месте крепления космической ступени (см. рис. 3).

Анализ НДС конструкции топливного отсека космической ступени проведен для случая гармонического возмущения конструкции ступени на частоте первого тона собственных колебаний ступени 14,3 Гц ($A_{u_z}(t)$ = 0,00069 м при $A_{N_z}(t)$ = 0,5 g) и на частоте второго тона собственных колебаний ступени 27,9 Гц ($A_{u_z}(t)$ = 0,00016 м при $A_{N_z}(t)$ = 0,5 g).

Анализ распределений интенсивности деформаций ε^i и интенсивности напряжений σ^i в конструкции топливного отсека космической ступени (см. рис. 5 – 8) показывает, что на частотах колебаний 9,5 Гц и 14,3 Гц происходят колебания бака окислителя относительно бака горючего, а на частоте 27,9 Гц – колебания стенок бака окислителя и бака горючего. Максимальные

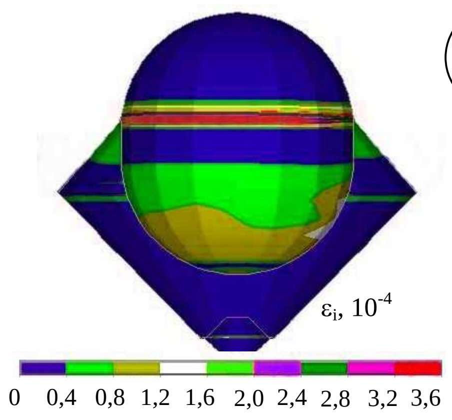

Рис. 5

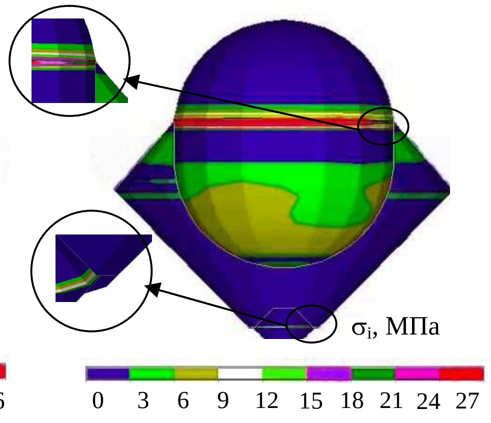

Рис. 6

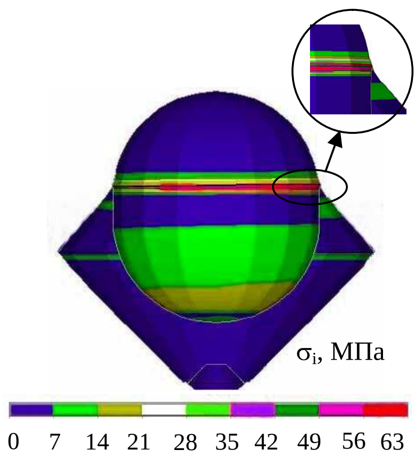

Рис. 7

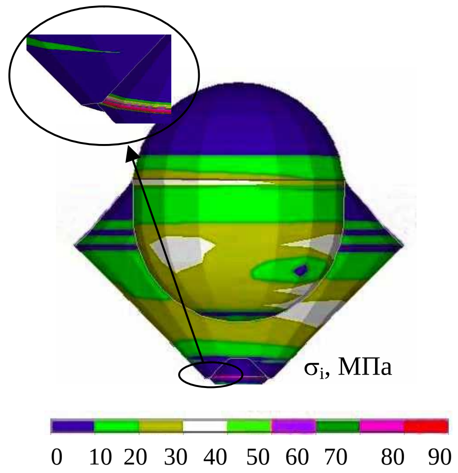

Рис. 8

значения интенсивности напряжений (см. рис. 6, 7) при продольных колебаниях ступени на частотах колебаний 9,5 Гц и 14,3 Гц возникают в распорном шпангоуте бака окислителя (см. рис. 2).

Несимметричность распределения интенсивности деформаций и интенсивности напряжений по продольному сечению топливного отсека ступени при продольных колебаниях ступени (см. рис. 5 – 8) обусловлена несимметричностью распределения масс элементов в расчетной схеме ступени – конечных элементов типа «присоединенная масса», которые моделируют ЖРС (см. рис. 1). При решении аналогичной задачи без учета конечных элементов типа «присоединенная масса» распределения интенсивности деформаций и интенсивности напряжений по продольному сечению топливного отсека симметричны.

Таким образом, с использованием предложенной методики определено общее НДС конструкции топливного отсека космической ступени трехступенчатой жидкостной РН в виде распределений интенсивности деформаций и интенсивности напряжений в оболочечной конструкции ступени. Установлено, что максимальные значения интенсивности напряжений конструкции ступени при возбуждении продольных колебаний РН возникают вблизи мест крепления подвесного топливного отсека.

Показано, что в случае, когда частота продольного гармонического возмущения, действующего на конструкцию космической ступени, близка к частоте собственных продольных колебаний космической ступени, предельные значения амплитуд колебаний конструкции ее топливного отсека существенно возрастают (более чем в 10 раз) по сравнению с амплитудами колебаний узлов места крепления космической ступени к РН.

Заключение. Разработана методика определения НДС конструкции топливных отсеков космических ступеней с учетом конструктивных особенностей их топливных отсеков при продольных колебаниях жидкостных РН. Методика включает в себя последовательное решение задач:

– определение характеристик свободных колебаний космической ступени; определение параметров свободных продольных колебаний конструкции корпуса РН с космической ступенью;

– определение параметров продольных колебаний конструкции корпуса жидкостной РН в месте крепления космической ступени к корпусу РН на основе нелинейной математической модели динамической системы «ЖРДУ первой ступени – корпус РН»;

– определение параметров пространственных колебаний космической ступени под действием вынуждающей силы, обусловленной продольными колебаниями места крепления ступени к РН.

В перспективе предложенная методика определения НДС конструкции топливных отсеков может быть положена в основу расчета ее НДС при пространственных колебаниях РН.

1. *Гладкий В. Ф.* Динамика конструкции летательного аппарата / *В. Ф. Гладкий*. – М. : Наука, 1969. – 496 с.
2. *Блоха И. Д.* Оценка динамической нагруженности конструкции космической ступени со сложной пространственной конфигурацией топливных баков при продольных колебаниях жидкостной ракеты-носителя / *И. Д. Блоха, А. Д. Николаев* // Науковий журнал "Вісник дніпропетровського університету". – 2006. – № 9/2. – С. 3 – 11.
3. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition / *P. Kohnke*. – Canonsburg : SAS IP, 2001. – 1266 p.

4. Ракета как объект управления / *И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун*. – Д. : АРТ-Пресс, 2004. – 544 с.
5. *Башлий И. Д.* Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа / *И. Д. Башлий, А. Д. Николаев* // Техническая механика. – 2013. – № 2. – С. 12 – 22.
6. 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* // Космічна наука і технологія. – 1999. – Т. 5, № 1. – С. 90 – 96.
7. *Богомаз Г. И.* Колебания жидкости в баках (методы и результаты экспериментальных исследований) / *Г. И. Богомаз, С. А. Сирота*. – Д. : Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, 2002. – 306 с.

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 29.01.14,
в окончательном варианте 13.03.14