

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ ТОПЛИВА В БАКАХ КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПЕРЕД ПОВТОРНЫМИ ЗАПУСКАМИ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ МАЛЫХ УРОВНЯХ ЗАПОЛНЕНИЯ

Для программы полета современных космических ступеней ракет-носителей характерно наличие нескольких кратковременных активных участков движения (с работающим маршевым двигателем) и пассивных участков, на которых ступень стабилизируется двигателями малой тяги относительно программных значений углов ориентации по каналам управления. На пассивном участке полета в условиях микрогравитации инициируются разнообразные колебательные движения компонентов топлива (с частотами от долей Гц и до сотен Гц), которые могут привести к срыву работы маршевого двигателя. Необходимо проводить исследования колебаний компонентов топлива в баках космических ступеней на пассивном участке полета в условиях микрогравитации. Предложен подход к численному моделированию пространственных колебаний жидкого топлива в топливных баках космической ступени ракеты-носителя перед повторными запусками маршевого двигателя ступени, учитывающий взаимодействие жидкости с упругими стенками баков в условиях микрогравитации при малых уровнях заполнения баков и возмущающих ускорениях от работы исполнительных органов систем управления ориентацией и стабилизацией. Подход использует метод конечных элементов и средства компьютерного проектирования и анализа – CAD/CAE-системы. На основе математического моделирования колебаний верхней ступени могут быть определены следующие параметры: частоты, формы и обобщенные массы собственных колебаний компонентов топлива в баках ступени; амплитуды колебаний свободной поверхности компонентов топлива под действием возмущений от управляющих органов системы управления, а также оценено влияние колебаний конструкции ступени на работоспособность внутрибаковых устройств при многократных запусках маршевого двигателя.

Для програми польоту сучасних космічних ступенів ракет-носіїв характерна наявність кількох короткочасних активних частин руху (з працюючим маршовим двигуном) і пасивних частин, на яких ступінь стабілізується двигунами малої тяги щодо програмних значень кутів орієнтації по каналах керування. На пасивній частині польоту в умовах мікрогравітації ініціюються різноманітні коливальні рухи компонентів палива (з частотами від часток Гц і до сотень Гц), які можуть призвести до зриву роботи маршового двигуна. Необхідно проводити дослідження коливань компонентів палива в баках космічних ступенів на пасивній частині польоту в умовах мікрогравітації. Запропоновано підхід до чисельного моделювання просторових коливань рідкого палива в паливних баках космічного ступеня ракети-носія перед повторними запусками маршового двигуна ступеню, що враховує взаємодію рідини з пружними стінками баків в умовах мікрогравітації при малих рівнях заповнення баків і збурюючих прискореннях від роботи виконавчих органів систем керування орієнтацією і стабілізацією. Підхід використовує метод скінченних елементів і засоби комп'ютерного проектування та аналізу – CAD/CAE-системи. На основі математичного моделювання коливань верхнього ступеня можуть бути визначені такі параметри: частоти, форми і узагальнені маси власних коливань компонентів палива в баках ступеня; амплітуди коливань вільної поверхні компонентів палива під дією збурень від керуючих органів системи управління, а також оцінено вплив коливань конструкції ступеня на працездатність внутрібакових пристроїв при багаторазових запусках маршового двигуна.

The mission of present-day space stages of launch vehicles is characterized by several short-term active legs of the flight (with powered cruise engines) and passive legs at which the stage is stabilized by thrusters relative to the program values of the orientation angles on the control channels. At a passive leg of the flight under microgravitation conditions various oscillations of the propellant components (at frequencies ranged from a fraction of Hz and up to hundreds Hz) are initiated resulting in the cruise engine failure. There is a need to study oscillations of the propellant components into space stage tanks at a passive leg of the flight under microgravitation conditions. An approach to a numerical simulation of 3D oscillations of a liquid propellant into space stage tanks of the launch vehicle before restarting of the stage cruise engine, taking into account the interaction between the fluid and elastic walls of the tanks under microgravitation conditions with small levels of tanks filling and disturbing accelerations from attitude control systems, is offered. The approach uses the finite element method and means of the computer-aided design and analysis (CAD/CAE systems). Based on a mathematical simulation of oscillations of the upper stage, the following parameters can be determined: frequencies, forms and generalized masses of natural oscillations of the propellant components into the stage tanks; amplitudes of oscillation of a free surface of the propellant components by the action of disturbances from the control system. The effects of oscillations of the stage design on the serviceability of intratank devices in restarting the cruise engine are also estimated by this approach.

Космические ступени ракет-носителей (РН) представляют собой управляемые объекты. В состав космических ступеней входят топливные отсеки с баками для компонентов топлива сложных пространственных конфигураций с тонкими и гладкими стенками, маршевый двигатель (МД), система управления с исполнительными органами в виде блока двигателей малых тяг (ДМТ) и различного рода агрегаты, узлы и элементы, обеспечивающие функционирование ступени и ее конструкционную целостность (рамы, переходники, баллоны со сжатыми газами и т.п.).

Характерной особенностью космических ступеней является сложная программа их полета, включающая, как правило, несколько кратковременных участков движения с работающим МД и продолжительных пассивных участков полета, на которых ступень стабилизируется относительно программных значений углов ориентации по каналам управления в энергетически экономичном автоколебательном режиме блоком ДМТ, генерирующим в пределах зоны нечувствительности системы управления кратковременные управляющие импульсы постоянной величины.

Проведенный анализ конструктивно-компоновочных схем известных конструкций космических ступеней [1] позволил выделить ряд их принципиальных особенностей, которые влияют на динамическое поведение компонентов жидкого топлива в баках топливного отсека в период действия возмущающих ускорений от исполнительных органов системы управления ориентацией перед повторными запусками маршевого двигателя. К ним можно отнести:

- наличие сравнительно малых масс жидких компонентов топлива, обладающих большой подвижностью вследствие значительной площади их свободных поверхностей;

- сложную пространственную конфигурацию тонкостенных топливных баков ступени и податливость их стенок, обуславливающую интенсивное динамическое взаимодействие конструкции с компонентами жидкого топлива;

- сравнительно малую величину диссипативных сил, возникающих при колебаниях компонентов топлива в баках топливного отсека и колебаниях конструкции самой ступени;

- наличие конструктивно сложных внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива, приводящих к увеличению рассеивания энергии колебаний жидкого топлива;

- наличие массовой и геометрической асимметрии ступени относительно ее продольной оси.

Силовые факторы, обусловленные работой исполнительных органов системы управления ступени, оказывают существенное влияние на гидродинамические процессы в баках топливного отсека [2 – 4] и приводят к появлению колебаний. Эти колебания конструкции ступени с частотами от долей и до сотен Гц инициируют разнообразные движения компонентов топлива (плескания, вращения и т. п.), которые могут привести к прониканию газа наддува в топливные магистрали, к нарушению режима функционирования систем топливоподдачи МД, вплоть до нарушения его устойчивой работы в период повторных пусков, и, как следствие, к срыву выполнения полетной задачи.

В этой связи необходимо отметить, что наличие в компонентах топлива свободных газовых включений в количестве ~ 1% обуславливает снижение

коэффициента быстроходности насосов МД на ~ 13% , а критическое содержание газа в компонентах топлива, приводящее к срыву их работы, составляет от 3 до 5 % [5].

С учетом требования обеспечения максимально возможной выработки бортового запаса компонентов топлива (от 97 до 99 % [6, 7]) отмеченное обстоятельство обуславливает актуальность задачи определения параметров колебательных процессов компонентов топлива в топливных баках и оценки работоспособности устройств обеспечения сплошности в период действия возмущающих ускорений от исполнительных органов системы управления перед повторными запусками маршевого двигателя, особенно при малых уровнях заполнения баков топливного отсека.

К настоящему времени опубликовано значительное количество работ, посвященных различным аспектам этой проблемы. В них предложены теоретические методы определения параметров собственных колебаний баков как оболочек вращения, частично заполненных жидкостью (например, [8 – 10]), разработаны методы определения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности при вибрациях конструкции ступени [2 – 4]. Однако в этих работах динамика космических ступеней и жидкого топлива в их баках рассматривалась без учета влияния микрогравитации и возмущений от исполнительных органов системы управления. Целью настоящей статьи является разработка подхода для решения задачи определения параметров пространственных колебаний жидкого топлива в баках космических ступеней в условиях, близких к невесомости, при автоколебательном движении ступеней на пассивных участках полета.

**Математическое моделирование пространственных колебаний компонентов топлива в топливных баках космической ступени РН под действием возмущающих ускорений от исполнительных органов системы управления перед повторными запусками маршевого двигателя.** Проблема математического моделирования пространственных колебаний жидкости в баках РН посвящено значительное количество работ (см., например, [2 - 4, 8, 10]). В инженерной практике наибольшее распространение получил вариационный метод решения краевых задач о колебаниях жидкости в тонкостенных топливных баках космической ступени, представляющих собой сферические или цилиндрические оболочки [9]. Однако при моделировании исследуемых динамических процессов учет конструктивных особенностей ступени, например связанных с изменением формы или толщины оболочки в ее конкретных элементах, этим методом затруднен.

Задача определения параметров колебательного движения компонентов топлива в баках космической ступени при ее движении на пассивном участке полета рассматривается в следующей постановке. Космическая ступень представляется как трехмерная динамическая система «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз». При этом периодические возмущения от двигателей малой тяги, действующие на конструкцию ступени для стабилизации ее полета по каналам рысканья, тангажа и крена, передаются к массам жидкого топлива. В свою очередь, колебания жидкости в полете влияют на движение конструкции ступени с полезным грузом.

Анализ современного состояния проблемы математического моделирования пространственных колебаний жидкости в баках показал, что наиболее эффективным методом моделирования пространственных движений жидко-

сти при сложных конфигурациях объектов является использование средств компьютерного проектирования и инженерного анализа (CAD/CAE-систем – Computer-Aided Design/Computer-Aided Engineering System) [11]. Применение CAD/CAE-систем целесообразно потому, что геометрические модели объектов, созданные средствами проектирования CAD-систем, могут в дальнейшем использоваться при определении, например, запасов прочности, нагруженности, устойчивости и других качеств объекта. Исходя из изложенного, теоретическое определение характеристик пространственных колебаний в топливном баке космической ступени РН будем проводить с использованием указанных CAD/CAE-систем и с учетом следующих конструктивных особенностей: сложной пространственной конфигурации топливных баков ступени, переменности толщины стенок баков, наличия внутрибаковых конструктивных элементов, представляя при этом:

- баки горючего и окислителя, раму маршевого двигателя, маршевый двигатель конечными элементами «упругая оболочка»;
- жидкое топливо в топливных баках ступени с помощью конечных элементов «трехмерная жидкость»;
- баллоны системы наддува, системы запуска и другие вспомогательные системы с помощью элементов «сосредоточенная масса»;
- полезный груз с помощью элементов «твердое тело».

Анализ условий, в которых осуществляется колебательное движение жидких компонентов топлива в баках топливного отсека ступени в периоды времени, предшествующие запуску маршевого двигателя, выполненный на основе общих физических представлений [7 – 10, 12– 16], позволил установить следующее. Ввиду малых значений величин продольных ускорений, с которыми ступень движется на пассивных участках полета [1], наиболее существенным для решаемой задачи является соотношение между массовыми (гравитационными) силами и силами межмолекулярного взаимодействия (поверхностного натяжения), характеризуемое безразмерным критериальным параметром – числом Бонда

$$Bo = \frac{\rho a_g L^2}{\sigma}, \quad (1)$$

где  $\rho$  – плотность жидкости;  $a_g$  – ускорение сил гравитации, действующих на жидкость;  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения жидкости;  $L$  – характерный размер.

Оценки значений числа Бонда для различных масс компонентов топлива и условий запусков МД [7, 8, 14, 16], выполненные для ряда космических ступеней в период перед повторными запусками их маршевых двигателей, изменялись в диапазоне 100 – 1000. Это свидетельствует о том, что в большинстве случаев силы поверхностного натяжения в жидкости существенно (более чем в 100 раз) меньше сил гравитации, действующих на массы жидких компонентов топлива в баках космической ступени. В связи с этим можно предположить, что колебания жидкого топлива в баках топливного отсека будут носить стационарный характер, т. е. поведение жидкости будет стабильным и предсказуемым, а при проведении математического моделирования колебательного движения жидкого топлива в баках космической ступени силами поверхностного натяжения можно пренебречь. Это позволит упро-

стить выполнение как самого математического моделирования исследуемых процессов, так и последующего анализа его результатов.

При моделировании пространственных колебаний конструкции ступени с топливным отсеком, баки которого частично заполнены жидкими компонентами топлива, будем полагать, что жидкости в баках однородны, идеальны, сжимаемы и в исследуемых процессах плотность жидкости практически не изменяется. Влияние вязкости жидкостей будет учтено введением соответствующих диссипативных членов в модель колебаний жидкости в баках.

Полагая, что колебания жидкости будут происходить с амплитудами, не превышающими 15% радиуса свободной поверхности жидкости в баке [15], а их собственные частоты и коэффициенты демпфирования не будут значительно зависеть от амплитуды колебаний [16], задачу определения характеристик колебаний будем решать в линейной постановке.

В результате конечно-элементной дискретизации конструкции космической ступени РН с жидким заполнением топливных баков применительно к условиям полета перед повторными запусками маршевого двигателя формируется конечно-элементная модель системы «конструкция ступени с жидким топливом в баках – полезный груз». При этом минимальное количество узлов модели определяется длиной волны исследуемых колебаний жидкого топлива [4]. На рис. 1 в качестве иллюстрации приведена схема и конечно-элементное представление космической ступени РН, конструктивно близкой к исследуемой в работе [2].

Динамическое взаимодействие оболочек баков окислителя и горючего с компонентами жидкого топлива в конечно-элементной модели ступени при этом описывается уравнениями совместных деформаций узлов элементов «упругая оболочка», поверхности которых частично смочены с одной стороны (горючим или окислителем), и сопряженных с ними узлов элементов «трехмерная жидкость», использованных для моделирования колебаний жидкого окислителя и горючего.

В указанной модели должны быть заданы граничные условия, описывающие пространственное движение компонентов топлива и конструкции топливного отсека ступени на смоченных и несмоченных поверхностях баков, а также условия, описывающие особенности силовых связей топливного отсека, приборного отсека и полезного груза (элемент  $i3$  на рис. 1 а). При этом устанавливается, что перемещения узлов, принадлежащих свободной поверхности жидкости, осуществляются по нормали к поверхности жидкости, находящейся в невозмущенном состоянии.

Применительно к космической ступени (рис. 1 а) граничные условия, используемые при моделировании пространственных колебаний жидкости, состоят в следующем:

а) для узлов, расположенных на границе раздела сред «оболочка ( $i1$ ) – жидкость ( $j1$ )»:

$$U_{i1}^X = U_{j1}^X, U_{i1}^Y = U_{j1}^Y, U_{i1}^Z = U_{j1}^Z;$$

б) для узлов, расположенных на свободной поверхности жидкости ( $j2$ ):

$$P_{j2}^{nad} = \text{const},$$

в) для узлов, расположенных на свободной поверхности и на границе раздела сред «оболочка ( $i2$ ) – жидкость ( $j2$ )»:

$$U_{i2}^X = U_{j2}^X, U_{i2}^Y = U_{j2}^Y;$$

г) для крепления оболочки ( $i3$ ):

$$U_{i3}^X = 0, U_{i3}^Y = 0, U_{i3}^Z = 0,$$

где  $U = [U_1, U_2, \dots, U_i, \dots, U_n]$  – вектор перемещений порядка  $n$  ( $U_i = [U_i^X, U_i^Y, U_i^Z]$ ;  $X, Y, Z$  – оси глобальной системы координат);  $n$  – количество узлов в модели динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз»,  $P_{j2}^{nad}$  – давление газа наддува в баке.

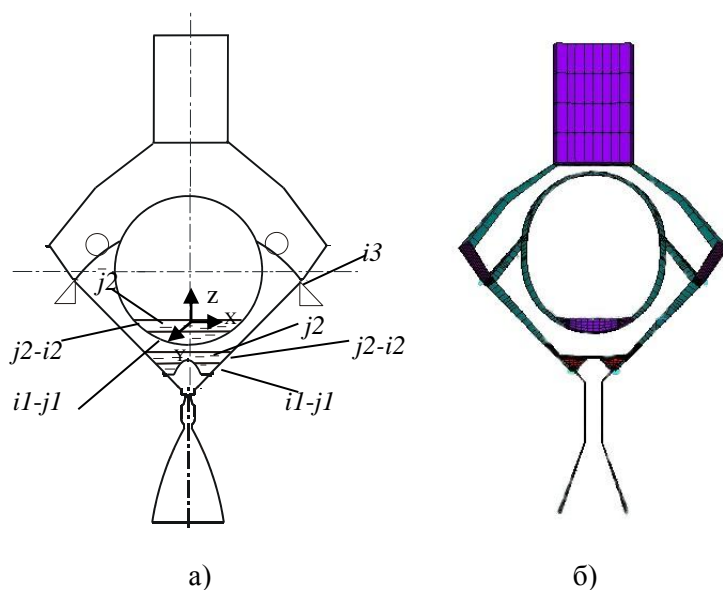


Рис. 1

Как отмечено выше, параметры собственных колебаний ступени определяются из решения линейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающей свободные колебания ступени РН как консервативной системы, т. е. без учета диссипации энергии:

$$M \frac{d^2}{dt^2}(U) + KU = 0, \quad (2)$$

где  $M$  – матрица масс;  $t$  – текущее время;  $K$  – матрица жесткости.

При исследовании динамики космических ступеней РН [8 – 10, 14 – 17] наибольший практический интерес с точки зрения управления полетом ступени и обеспечения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива представляют обобщенные массы, количественно характеризующие участие жидкости в колебательном движении

в поперечном направлении. Знание этих параметров позволяет выявить потенциально опасные режимы, при которых, в частности, в результате поперечного смещения жидкого топлива от заборного устройства (т. е. его оголения) газы наддува баков топливного отсека могут проникнуть на вход в маршевый двигатель ступени.

Моделирование динамики системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз», выполненное по указанной схеме, позволяет определить собственные значения  $\lambda_i = \omega_i^2$  характеристической матрицы системы (1) (здесь  $\omega_i$  – собственная угловая частота колебаний) и ее собственные векторы  $V$ , а для каждого  $j$ -го тона собственных колебаний системы – следующие параметры свободных колебаний ступени РН:

- собственную частоту  $f_j$ ;
- эффективную (обобщенную) массу  $j$ -го тона колебаний в поперечном направлении  $X$ :

$$M_{Xj} = \frac{\gamma_{Xj}^2}{V_j^T M V_j}, \quad (3)$$

где  $V_j$  – собственный вектор, который соответствует  $j$ -му тону колебаний ступени;  $\gamma_{Xj} = V_j^T M D_X$  – фактор участия для выбранного поперечного направления  $X$  действующего на ступень возмущения;  $D_X = [D_1^X, D_2^X, D_3^X, \dots, D_n^X]$  – вектор, компоненты  $D_k^X$  которого используются для задания направления возмущения  $k$ -го узла системы (1) в поперечном направлении  $X$ .

Параметры вынужденных пространственных колебаний верхней ступени определяются с помощью сформированной средствами компьютерного моделирования системы уравнений, описывающей вынужденные гармонические колебания динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз» с учетом сил сопротивления колебательному движению:

$$M \frac{d^2}{dt^2}(U) + C \frac{d}{dt}(U) + KU = F, \quad (4)$$

где  $C$  – матрица коэффициентов демпфирования;  $F$  – вектор внешних сил, прикладываемых к конструкции бака.

Постановку задачи (4) можно упростить, исключив учет несущественного взаимодействия жидкого топлива с гладкими стенками баков ступени при ее угловом колебательном движении по крену. Кроме того, при заданных амплитудах углов стабилизации по каналам рысканья и тангажа однофазные колебания конструкции ступени (для наилучшего варианта расчета при проведении анализа) вследствие симметричности расчетной схемы системы удобно рассматривать происходящими в плоскости, включающей продольную ось ступени и проходящей под углом, эквивалентным ее положению в плоскостях управления по указанным каналам. В этой плоскости программные угловые колебания конструкции ступени будут происходить с амплитудами  $\vartheta$ , пропорционально увеличенными по сравнению с амплитудами однофазных колебаний конструкции в

плоскостях указанных каналов ориентации. Тогда гармоническое возбуждение динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз» при моделировании

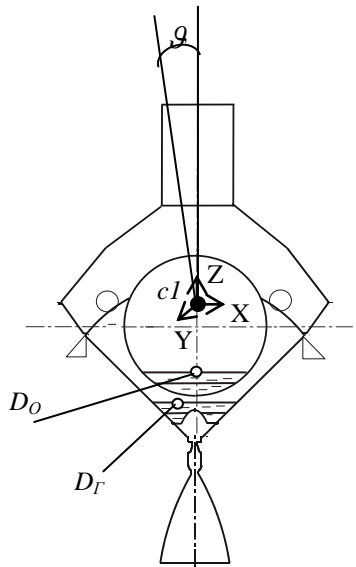


Рис. 2

может быть задано путем поворота (отклонения в плоскости  $X-cl-Z$  от продольной оси) конструкции ступени вокруг оси  $y$ , проходящей через центр ее масс  $cl$ , на угол  $\vartheta$  (см. рис.2).

Программная управляющая функция алгоритма управления движением космической ступени по каналам тангажа и рысканья на пассивном участке полета имеет, как правило, периодический кусочно-постоянный характер [1].

В связи с этим динамический отклик системы на управляющее воздействие целесообразно исследовать на частотах разложения в ряд Фурье [18] зависимости угла  $\vartheta$  программного движения конструкции космической ступени от времени в течение

периода колебаний, т. е. программное отклонение от нейтрального положения ступени для исследуемого случая удобно задать следующим образом:

$$\vartheta = \sum_{i=1}^m \alpha_{P_i} \sin(\omega_i t) + \sum_{i=1}^m \alpha_{Q_i} \cos(\omega_i t) = R_p \times \sum_{i=1}^m \sqrt{\alpha_{P_i}^2 + \alpha_{Q_i}^2} \sin(\omega_i t), \quad (5)$$

где  $m$  – количество членов ряда Фурье используемой при моделировании зависимости программного отклонения ступени от нейтрального положения под действием тяги двигателей системы ориентации;  $\alpha_{P_i}, \alpha_{Q_i}$  – коэффициенты разложения в ряд Фурье зависимости программного отклонения ступени от ее нейтрального положения под действием двигателей малой тяги соответственно по каналам тангажа и рысканья;  $\omega_i$  – угловая частота колебаний  $i$ -той гармоники;  $t$  – текущее время,  $R_p$  – коэффициент пропорциональности, учитывающий «перевод» возмущений системы по каналам тангажа и рысканья к гармоническому возмущению с отклонением угла  $\vartheta$ . По значению угла программного отклонения ступени  $\vartheta$  от продольной оси (см. рис. 2) с использованием САЕ-системы рассчитываются моменты сил  $F_{cl}^{(X,Z)}$  и соответственно вектор сил  $F = [F_1, F_2, \dots, F_i, \dots, F_n]$ , прикладываемых к конструкции топливного отсека ( $n$  – количество узлов в модели динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз»,  $X, Y, Z$  – оси глобальной системы координат узлов).

При определении параметров вынужденных колебаний динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз» вычисляются параметры колебательных движений контрольных точек  $D_0$  и  $D_{Г}$  (см. рис. 2) на свободных поверхностях жидких окислителя и го-



рючего в баках ступени, обусловленных угловыми колебаниями ступени относительно ее центра масс. Положение контрольных точек при этом необходимо выбирать из условия минимального расстояния от свободных поверхностей компонентов топлива до заборных устройств соответствующих баков. В этом случае при математическом моделировании пространственных колебаний жидких компонентов топлива в баках предметом анализа будет вариант расчета, наиболее критичный с точки зрения возможности потери работоспособности внутрибаковыми устройствами обеспечения сплошности компонентов топлива.

Решение задачи (2) для условий полета с различными вариантами массы полезного груза и уровней заполнения баков топливного отсека ступени позволяет получить значения амплитуд колебаний жидкого топлива в контрольных точках на каждой из частот  $\omega_i$ . В силу линейности исследуемой системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз» динамический отклик на возмущение на каждой из частот колебаний  $\omega_i$  может быть «просуммирован» и получена зависимость продольных колебаний свободной поверхности жидкого компонента топлива в контрольных точках топливного отсека ступени от времени при комплексном (многочастотном) возбуждении конструкции ступени, обусловленном программным изменением углов ее ориентации по каналам рысканья и тангажа.

**Результаты математического моделирования пространственных колебаний компонентов топлива в топливном отсеке космической ступени РН для условий микрогравитации и малых уровней жидких компонентов топлива в баках.** Представленные ниже результаты получены на основе использования предложенного подхода применительно к исследуемой космической ступени (рис.1). Рассчитанные параметры колебаний динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз», соответствующие формам колебаний (низших тонов) свободной поверхности жидких компонентов топлива в баках, отличаются малыми значениями обобщенных масс низших тонов колебаний в сравнении со случаем полного заполнения рассматриваемого топливного отсека. Полученные расчетные формы колебаний свободной поверхности жидкости в баке (рис. 3), происходящие с частотой 0,056 Гц, свидетельствуют о том, что в условиях пассивного полета ступени РН с релейным управлением ее ориентацией колебания носят характер плесканий с относительно малыми перемещениями жидкости в поперечном направлении.

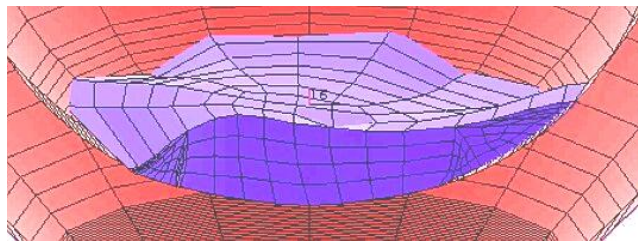


Рис. 3

При этом из результатов расчетов следует также, что в условиях микрогравитации частоты колебаний свободной поверхности жидкости могут

уменьшиться до уровня 0,1 Гц и ниже, что согласуется с экспериментальными данными [14]. Принимая во внимание, что характерные частоты управляющих импульсов (автоколебаний) системы стабилизации относительно программных значений углов ориентации по каналам тангажа и рысканья имеют аналогичный порядок, при проведении анализа параметров колебаний космической ступени с жидким топливом необходимо исследовать возможность возникновения нежелательного резонансного возрастания амплитуд колебаний свободной поверхности компонентов топлива в баках ступени.

На рис. 4 представлен вид расчетных зависимостей от времени отклонений свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в контрольных точках  $D_O$  и  $D_{\bar{A}}$  (обозначено цифрами 1, 2 соответственно) для характерных значений возмущений ступени управляющими импульсами системы ориентации, которые позволяют оценить возможность «оголения» внутрибаковых устройств и проникания газа наддува в топливные магистрали в пассивные периоды полета космической ступени перед запусками маршевого двигателя.

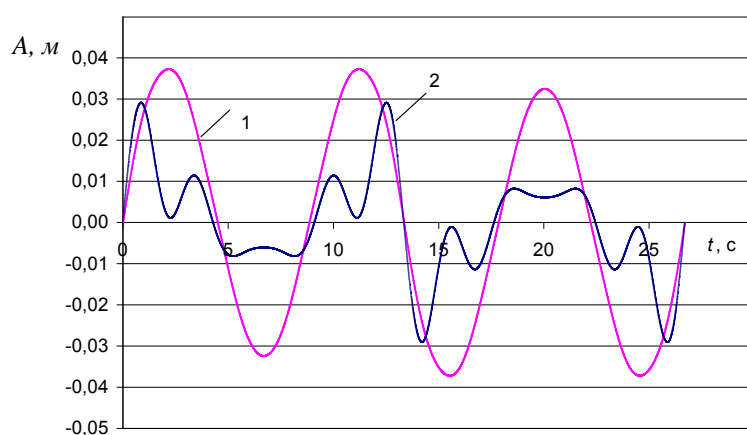


Рис. 4

Таким образом, предложен подход к численному моделированию пространственных колебаний жидкого топлива в топливных баках космической ступени ракеты-носителя перед повторными запусками маршевого двигателя ступени, с использованием которого могут быть определены:

- частоты, формы и обобщенные массы собственных колебаний компонентов топлива в баках космической ступени РН;
- параметры вынужденных колебаний системы «конструкция ступени с жидкостью в топливном отсеке – полезный груз»;
- амплитуды продольных колебаний свободной поверхности компонентов топлива в контрольных точках баков окислителя и горючего под действием возмущений от управляющих органов системы управления перед запуском маршевого двигателя космической ступени;
- оценки работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на входе в топливные магистрали МД при его повторных запусках.

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

2. *Пилипенко О. В.* Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей / *О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко* и др. // Сб. науч. тр. «Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы». – 2006. – Вып. 2. – С. 88 – 100.
3. *Блоха И. Д.* Влияние продольных вибраций верхней ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя / *И. Д. Блоха, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко* и др. // *Техническая механіка*. – 2005. – №2. – С. 65 – 74.
4. *Блоха И. Д.* Численное моделирование свободных пространственных колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации / *И. Д. Блоха, Г. И. Богомаз, А. Д. Николаев, С. А. Сирота* // *Науковий вісник НГУ*. – 2006. – № 6. – С. 75 – 80.
5. *Васильев Ю. Н.* Устройства для дегазации жидкого топлива перед насосами ракетного двигателя / *Ю. Н. Васильев, В. И. Тихомиров* // *Изв. РАН. Энергетика*. – 2003. – № 4. – С. 51 – 57.
6. *Козлов А. А.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок / *А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев*. – М. : Машиностроение, 1988. – 352 с.
7. *Anglim D. D.* Low-G testing of the Space Shuttle OMS propellant tank / *D. D. Anglim*. // “AIAA Paper”. – 1979. – № 1258. – P. 1 – 7.
8. *Микишев Г. Н.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость / *Г. Н. Микишев, Б. И. Рабинович*. – М. : Машиностроение, 1971. – 564 с.
9. *Микишев Г. Н.* Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов / *Г. Н. Микишев*. – М. : Машиностроение, 1978. – 248 с.
10. *Рабинович Б. И.* Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов / *Б. И. Рабинович*. – М. : Машиностроение, 1983. – 296 с.
11. *Ли К.* Основы САПР (CAD/CAM/CAE) / *К. Ли*. – Санкт-Петербург : Питер, 2004. – 560 с.
12. Методы решения задач гидромеханики для условий невесомости / *А. Д. Мышкис, В. Г. Бабский, М. Ю. Жуков, Н. Д. Коллачевский, Л. А. Слобожанин, А. Д. Тюнцов*. – К. : Наукова думка, 1992. – 592 с.
13. *Челомей В. Н.* Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / *В. Н. Челомей, Д. А. Полухин, В. Н. Миркин* и др. – М. : Машиностроение, 1978. – 240 с.
14. Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks : Final report/ Microgravity University, Systems Engineering Educational Discovery. – Kenosha, 2009. – 22 p.
15. *Нариманов Г. С.* Нелинейная динамика летательного аппарата с жидкостью / *Г. С. Нариманов, Л. В. Докучаев, И. А. Луковский*. – М. : Машиностроение, 1977. – 208 с.
16. *Микишев Г. Н.* Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах / *Г. Н. Микишев, Г. А. Чурилов* // *Динамика космических аппаратов и исследование космического пространства* : Сб. статей. – 1986. – С. 164 – 175.
17. *Перфильев Л. А.* Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир» / *Л. А. Перфильев, Г. Г. Подобедов, Б. А. Соколов* // *Известия РАН : Энергетика*. – 2003. – № 4. – С. 44 – 50.
18. *Нетушил А. В.* Теория автоматического управления: нелинейные системы, управления при случайных воздействиях / *А. В. Нетушил, А. В. Балтрушевич, В. В. Бурляев* и др. – М. : Высшая школа, 1983. – 432 с.

Институт технической механики,  
НАН Украины и ГКА Украины,  
Днепропетровск

Получено 27.06.13,  
в окончательном варианте 22.07.13