

8. Даны соотношения параметров СД, при которых реализуются максимально возможные уровни ССД.

Практические рекомендации. На основании обобщенных результатов исследований появляется возможность предварительного выбора оптимальных соотношений характеристик ДУ без проведения расчётов на персональном компьютере.

Обобщённые результаты исследований позволяют проводить оперативную оценку изменений величин ССД при изменении параметров ДУ. Это позволяет сократить число пробных лётных испытаний и повысить эксплуатационные возможности РН «Днепр».

При оптимальных параметрах ДУ реализуется минимальный уровень ССД, благодаря которому расширяются возможности использования РН «Днепр» в качестве средства выведения КА.

Практическое применение результатов исследований показано на примере штатной компоновки космической головной части РН «Днепр». Благодаря организации оптимальной ДУ1 уменьшение максимального значения пика II удалось снизить на 50 %. С помощью изменения характеристик фильтра (ДУ12) возможно уменьшение величин обоих пиков ещё до 25 %.

Бibliографические ссылки

1. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И. Е. Идельчик, под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М., 1992. – 672 с.
2. Итоговый отчет по результатам подготовки и проведения пуска РН «Днепр-1» с КА «TerraSar-X»: Техн. отчет / ГП «КБ «Южное» – №121/128 НТП: Днепропетровск, 2007. – 130 с.
3. Итоговый отчет по результатам пуска РН «Днепр-Восток». Техн. отчет / ГП «КБ «Южное» – № 60295 КБ: Днепропетровск, 2005. – 156 с.
4. Казакевич А. А. Автоколебания (помпаж) в компрессорах / А. А. Казакевич. – М., 1974. – 264 с.
5. Петров К.П. Аэродинамика ракет / К.П. Петров. – М., 1976. – 136 с.
6. Семененко П. В. Исследование скорости спада давления под головным обтекателем ракеты-носителя «Днепр» / П. В. Семененко // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Серія: «Ракетно-космічна техніка». – 2010. – Вип. 14, т. 2. – С. 161–168.

Надійшла до редколегії 29.12.2011.

УДК 532.593:541.24

К. В. Горелова

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ТОПЛИВА В БАКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ПОНИЖЕННОЙ ГРАВИТАЦИИ

Розглянуто математичну модель руху рідини в баку літального апарата, який містить капілярний розподільвач фаз у вигляді тканинної металевої сітки. Запропоновано комбінований підхід до розв'язку задачі математичного моделювання динамічних процесів палива в баках літальних апаратів в умовах зниженої гравітації.

Ключові слова: космічний літальний апарат, знижена гравітація, система забезпечення суцільності палива, капілярний сітчастий розподільвач фаз.

Рассмотрена математическая модель движения жидкости в баке летательного аппарата содержащего капиллярный разделитель фаз в виде тканной металличе-

ской сетки. Предложен комбинированный подход к решению задачи математического моделирования динамических процессов топлива в баках летательных аппаратов в условиях пониженной гравитации.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, пониженная гравитация, система обеспечения сплошности топлива, капиллярный сетчатый разделитель фаз.

The mathematical model of fluid motion in the aircraft tank containing the woven metal mesh as capillary phase separator. The combined approach of solving the problem of mathematical modeling of dynamic processes in the fuel tanks of aircraft in low gravity have been proposed.

Key words: spacecraft, low gravity, the system of ensuring the continuity of the fuel-baking, capillary mesh phases separator.

Введение. Резкое увеличение объема работ по исследованию и использованию космоса еще с начала 80-х годов обусловило разработку высокоэффективных космических летательных аппаратов (КЛА) нового поколения для осуществления программ космической индустриализации: полеты космических станций, транспортных космических кораблей, межпланетных КЛА и т. д. Их проектирование связано с решением целого ряда актуальных проблем, в том числе, гидродинамических проблем поведения, управления и забора компонентов топлива из бака в условиях действия переменного поля массовых сил. В этих условиях отсутствуют или не оказывают существенного влияния массовые силы, которые отделяют жидкое топливо от газа наддува и удерживают его над сливным отверстием бака. Поведение топлива в этом случае определяется межмолекулярными силами, которые приводят к его переориентации в баке.

В условиях движения КЛА по пассивному участку траектории топливо перемешивается с газом наддува. При этом невозможно гарантировать отсутствие прорыва газовой фазы в сливную магистраль. Для решения данной проблемы предлагается использовать различные, так называемые, средства обеспечения сплошности топлива (СОСТ) [3]. Эффективность управления положением жидкости в условиях пониженной гравитации определяется способностью СОСТ обеспечивать слив жидкости из бака без газа в любой требуемый момент времени.

Первые устройства, обеспечивающие сплошность топлива при запусках и работе ЖРД в невесомости, были вытеснительного типа: мешки, диафрагмы, сильфоны (КЛА «Меркурий»), однако длительные космические полеты, значительное время нахождения ракет в заправленном состоянии существенно снижают надежность этих систем. Из известных в настоящее время СОСТ в условиях пониженной гравитации как в отечественных, так и в зарубежных КЛА, наиболее эффективными являются капиллярные системы [1].

Главным преимуществом капиллярных СОСТ является пассивный характер их действия, не требующий каких-либо дополнительных затрат энергии для их функционирования. Кроме того, они не имеют подвижных элементов, совместимы с любыми видами топлив, малочувствительны к температуре окружающей среды, количеству запусков двигателей КЛА. Известны различные типы капиллярных СОСТ. В частности: «лепестковые» системы, перфорированные пластины, тканые металлические сетки.

Наибольшей универсальностью, среди указанных типов СОСТ обладают тканые металлические сетки, или т. н. сетчатые разделители фаз (СРФ). СРФ могут быть использованы в широком диапазоне разнонаправленных внешних силовых воздействий, для обеспечения высоких уровней расхода топлива, для высокоманевренных ЛА. В настоящее время разработаны и успешно функционируют десятки различных СОСТ сетчатого типа.

Главным рабочим элементом любого сетчатого СОСТ является тканая металлическая сетка с ячейками микронных размеров, в которых происходит отде-

ление жидкости от газа. Элементы тканой сетки устанавливаются в специальные «окна» на опорной раме, которая, в свою очередь, формирует внутри бака области свободные от газовой фазы на протяжении всего полета КЛА.

Главным проектным параметром СРФ является статическая удерживающая способность [3], под которой понимается уровень гидростатического перепада давлений на СРФ, при котором начинается прохождение газа через ячейки сетки. Увеличение статической удерживающей способности возможно только путем снижения размеров ячеек. В настоящее время сетки изготавливаются ткацким способом из металлической проволоки. Существует два существенно различных типа плетения сеток: полотняный и фильтровый [1; 2].

Существенным недостатком сеток любого типа плетения является неравномерность размеров ячеек. В соответствии с ГОСТом на полотняные сетки, допускается отклонение в их размерах от номинального размера до 11 %, а количество таких ячеек может достигать до 9 % [1; 2]. В тоже время, условия работы тканых сеток в качестве разделителей фаз определяет границу их работоспособности на ячейках с максимальными размерами, а не с номинальными. Существование на СРФ хотя бы одной ячейки с аномально большими размерами, делает непригодным для использования все сетчатое СОСТ.

В условиях длительного пребывания в агрессивных компонентах топлива возможно изменение некоторых проектных параметров СРФ. В частности, уменьшение диаметра проволок плетения, появление на их поверхности оксидных пленок, изменение размеров и формы ячеек. Устранение этого негативного фактора возможно путем создания на поверхности проволок плетения СРФ специально-защитного слоя.

Существенные трудности возникают при установке СРФ в «окнах» опорной рамы. Толщина СРФ не превосходит 100 мкм, что делает крайне затруднительным использование сварки для их закрепления. Но, несмотря на существующие ограничения на использование тканых металлических сеток в качестве СРФ, они остаются в ближайшей перспективе наиболее эффективным и универсальным средством сепарации газа от жидкости в баках КЛА в условиях пониженной гравитации.

Проектирование капиллярных систем, использующих особенности поведения самого топлива в условиях невесомости, требует детального изучения гидродинамических процессов, происходящих в топливных баках в этих условиях. Прежде всего, важно знать такие гидродинамические характеристики, как местоположение топлива в баке, форма его свободной поверхности, время и характер переориентации топлива от первоначального равновесного положения. Исследования поведения топлива в переменном поле массовых сил также важны для расчета положения центра масс топлива, выбора системы дренажа, внутренней термодинамики и т. д. Следует знать начальную ориентацию топлива перед любым динамическим возмущением для обеспечения контакта с соответствующими элементами СОСТ [2].

Трудности реализации экспериментальных исследований поведения топлива в условиях нулевой или пониженной гравитации, а в ряде случаев и практическая их невозможность, требуют разработки математических моделей данных процессов. Это стимулирует широкое применение в проектных разработках вычислительных задач, проводимых с использованием средств вычислительной техники по математическим моделям, и их рациональное сочетание с экспериментом. Создание методологических основ вычислительного эксперимента является актуальным и требует, чтобы математические модели расчета были в полной мере адекватны физическим условиям функционирования КЛА, учитывали основные влияющие факторы, обладали определенностью в выборе коэффициентов расчетных условий, были достаточно простыми и комплексными для использования их в расчетно-проектных программах.

Сравнительно простые (линейные) задачи динамического поведения топлива в баках, требующие оперативного решения на ранних этапах проектирования, в ряде случаев решаются аналитически либо путем несложных расчетов по вычислительным программам. При исследовании сложных (нелинейных) задач динамического проектирования, для которых в ряде случаев трудно реализовать экспериментальные исследования, ведущую роль играет вычислительный эксперимент. Это позволяет получить наиболее полное представление о процессах, протекающих в топливных баках в программных и экспериментальных условиях полета КЛА, разработать соответствующие рекомендации на этапе проектирования, сократить сроки экспериментальной отработки изделия, уменьшив при этом программу испытаний, для которых необходимо дорогостоящее специальное оборудование.

Для решения данного класса задач существует ряд различных методов численного расчета: метод контрольного объема, метод конечных элементов и т. п., которые имеют присущие им как достоинства, так и недостатки. Поэтому выбор единого метода крайне затруднен. Сложность в построении математической модели динамики поведения жидкости в емкости с капиллярным СФР определяется наличием сложного перехода от макроразмеров к микроразмерам. Построение сетки расчетной области осуществляется с учетом физических размеров емкости порядка 1 м (макроструктура) и капиллярного СОСТ с размером ячеек порядка 40 мкм. Этот фактор является основополагающим и требует поиска комбинированных методов и подходов к решению данного класса задач [7; 8].

Одним из таких комплексных методов является комбинированный подход Лагранжа-Эйлера. На начальном этапе построения численного аналога вся расчетная область представляет собой совокупность контрольных объемов (макроструктура), заключенных в едином объеме бака. При переходе от одного контрольного объема к последующему наступает момент, когда границы этих объемов перемещаются в область пористой микроструктуры сетки или перфорированной пластины.

В этом случае определяют две основных области: надсеточная и подсеточная, в которых и необходимо перепостроение расчетной сетки контрольных объемов. Необходимость этого объясняется тем, что вблизи поверхности СРФ жидкостной поток разделяется. Одна часть двигается над поверхностью СФР со средним расходом Q_1 , а вторая часть проходит через СФР и двигается вдоль его поверхности со средним расходом Q_2 . Когда жидкостной поток достигает боковой стенки емкости оба, разделенных ранее, жидкостных потока снова соединяются вместе и двигаются вверх емкости вдоль ее боковой стенки. Тогда на основе закона сохранения масс можно записать

$$Q = Q_1 + Q_2. \quad (1)$$

При построении математической модели использовался ряд упрощающих допущений, которые состоят в следующем:

- емкость представляет собой контейнер прямоугольного сечения с заданными характерными геометрическими размерами;
- течение идеальной несжимаемой жидкости является осесимметричным;
- поверхность СФР является плоской, параллельной дну емкости и расположенной от него на расстоянии H_0 .

Движение жидкости в контейнере описывается уравнением Эйлера в виде

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{a}_M - \frac{1}{\rho} \nabla p + \bar{a}_D, \quad (2)$$

где $\bar{a}_M = \bar{a}_x$ – боковое ускорение или так называемое импульсное воздействие; \bar{a}_D – динамическая составляющая ускорения, которую в дальнейшем не учитываем, так как она при данных упрощениях является бесконечно малой величиной.

В проекциях на оси в декартовой системе координат за время Δt определяем скорости на $(n+1)$ -м слое

$$\begin{cases} V_x^{n+1} = \left(a_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p^n}{\partial x} \right) \Delta t + V_x^n, \\ V_y^{n+1} = \left(g_0 - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p^n}{\partial y} \right) \Delta t + V_y^n. \end{cases} \quad (3)$$

С точки зрения Лагранжа, данное движение жидкости рассматривается как сосредоточенное движение центров масс для i -го контрольного объема в направлении декартовых осей координат X и Y соответственно

$$\begin{aligned} X_i^{n+1} &= X_i^n + \left(V_x^n \right)_i \Delta t + \frac{a_x \cdot \Delta t^2}{2}, \\ Y_i^{n+1} &= Y_i^n + \left(V_y^n \right)_i \Delta t + \frac{g_0 \cdot \Delta t^2}{2}. \end{aligned} \quad (4)$$

С другой стороны, движение жидкости определяется как движение объемов жидкости через площадки (контрольные объемы), тогда перемещение массы объема жидкости $\Delta \tau$ можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta \tau_i^x &= \left(X_i^{n+1} - X_i^n \right) S_i, \\ \Delta \tau_{i-1}^x &= \left(X_{i-1}^n - X_i^n \right) S_{i-1}, \\ \Delta \tau_i^y &= \left(Y_i^{n+1} - Y_i^n \right) \eta_i, \end{aligned} \quad (5)$$

где S_i , S_{i-1} и η_i – площадки поперечного сечения в направлении осей декартовых координат x и y , соответственно (рис. 1, 2).

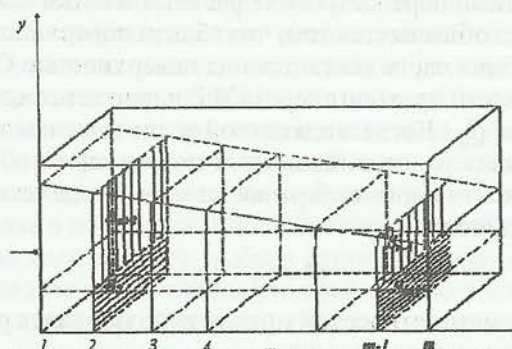


Рис. 1. Перемещение массы объема (в направлении оси OX)

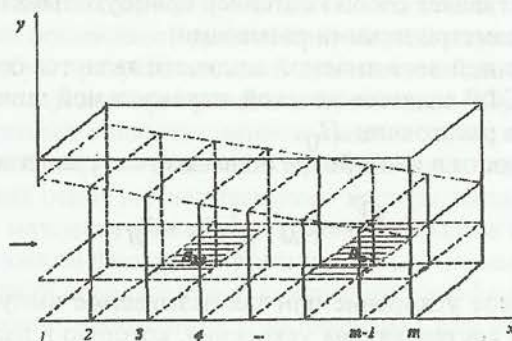


Рис. 2. Перемещение массы объема (в направлении оси OY)

Учитывая закон сохранения массы, должно выполняться условие

$$\Delta \tau^{n+1} = \Delta \tau_i^n + \sum_{i=1}^3 \Delta \tau_i. \quad (6)$$

Таким образом, из условия закона сохранения количества движения получаем искомые скорости

$$\begin{cases} V_x^{n+1} = \frac{U_x^{n+1}}{\tau^{n+1}} \\ V_y^{n+1} = \frac{U_y^{n+1}}{\tau^{n+1}} \end{cases}. \quad (7)$$

Соблюдение законов сохранения импульса, масс и количества движения дает возможность определить новые (после действия силовых импульсных нагрузок $\bar{a}_j = \bar{a}_x$) центры масс и получить целостную картину изменения формы свободной поверхности жидкости в баке прямоугольной формы.

Для определения работоспособности СОСТ рассчитывается текущий перепад давлений на сетке. В подсеточной области перепад давлений определяется с учетом гидродинамических особенностей металлических сеток:

$$p_i = \rho \sqrt{a_x^2 + g_0^2} \cdot h_i - \xi_c \frac{(V_i)_y^2 \cdot \rho}{2}, \quad (8)$$

где i – номер соответствующего контрольного объема подсеточной области; $\xi_c = 0.14 + \frac{21.8}{Re_c}$ – коэффициент гидросопротивления сетки; $Re_c = \frac{d_y \cdot V_y}{\nu_{ж} \cdot f_c}$ – число

Рейнольдса; d_y – диаметр ячейки металлической сетки; V_y – скорость жидкостного потока в направлении оси y ; $\nu_{ж}$ – кинематическая вязкость жидкости; f_c – коэффициент живого сечения сетки [1].

Выводы. На основе комбинированного подхода Лагранжа-Эйлера построена математическая модель динамического процесса плескания топлива в баке прямоугольной формы, содержащего в качестве капиллярного разделителя фаз тканную металлическую сетку с ячейками микронных размеров. Метод позволяет проводить оценочные расчеты анализа работоспособности капиллярного фазоразделителя и прогноза проникновения газовой фазы сквозь него.

Результаты исследований могут использоваться в инженерной практике при проектировании соответствующих систем в аэрокосмической технике, а также могут быть полезны для специалистов, работающих в области металлургии и химической промышленности.

Библиографические ссылки

1. Багров В. В. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / В. В. Багров, А. В. Курпатенков, В. П. Поляев. и др.; под. ред. В. М. Поляева. – М., 1997. – 328 с.
2. Безуглый В. Ю. Численный расчет гидродинамики и теплообмена при истечении жидкости через сливное отверстие / В. Ю. Безуглый, И. Н. Козлов // Математические методы тепломассопереноса. – Днепропетровск, 1986. – С. 14–20.
3. Rollins J. R. 23 years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test and operation / J. R. Rollins // AIAA Paper. – 1986. – № 833. – 9 p.
4. Regnier W. W. Design and development of a passive propellant management system / W. W. Regnier, D. A. Hess // AIAA Paper. – 1977. – № 853. – 7 p.
5. Давыдов С. А. Численный расчет взаимодействия свободной поверхности жидкости с сетчатой разделительной перегородкой / С. А. Давыдов // Математическое моделирование в механике жидкости и газа. Сб. науч. тр. – Днепропетровск, 1992. – С. 72–77.

6. Государственный стандарт. Сетки проволочные тканые с квадратными ячейками нормальной точности. ГОСТ 6613-73. – М., 1973. – 17 с.
7. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет / Н. М. Беляев. – М., 1983. – 219 с.
8. Шарп Дж. Гидравлическое моделирование: пер. с англ. / Дж. Шарп. – К., 1984. – 280 с.
9. Tegar J. R. Influence of pressure transients on the performance of capillary propellant acquisition systems / J. R. Tegar // AIAA Paper. – 1976. – № 597. – 8 p.

Надійшла до редколегії 18.05.2012.

УДК 532.5 + 523.9

В. І. Перехрест, М. М. Осипчук

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

ПРО ОБ'ЄМИ, МАСИ ТА КІНЕТИЧНІ МОМЕНТИ СТРУКТУР ПЛАНЕТАРНОГО ВИХОРА

На основі аналітичної теорії досліджуються параметри геометрії та обертально-го руху тороїдних вихрових структур у планетарному вихорі, що описується окремим розв'язком рівнянь гідромеханіки. Теоретичні розподіли мас та кінетичних моментів структур вихора порівнюються з реальними їх значеннями для Сонячної системи.

Ключові слова: планетарний вихор, вихрові кільця, обертання планет і зірок.

На основе аналитической теории исследуются параметры геометрии и вращательного движения вихревых структур в планетарном вихре, который описывается частным решением уравнений гидромеханики. Теоретические распределения масс и кинетических моментов структур вихря сравниваются с реальными их значениями для Солнечной системы.

Ключевые слова: планетарный вихрь, вихревые кольца, вращение планет и звезд.

On the basis of analytical theory the parameters of geometry and rotatory motion of vortical structures are investigated in a planetary vortex, which is described by particular solution of equations of hydromechanics. The distributions of the masses and kinetic moments with their real values for Sun system are compared.

Key words: planetary vortex, vortex rings, rotation of planets and stars.

Вступ. У [1–3] було досліджено деякі фундаментальні властивості планетарного вихора – окремого розв'язку гідродинамічних рівнянь Ейлера для сферичних течій з осовою симетрією, отриманого в [1]. Планетарний вихор, як течія, являє собою низку тороїдних вихрових кілець, центральна частина яких міститься у непроникних концентричних сферах, а зовнішні вихори вільно висять у просторі й обтікаються незамкнутими лініями течії (рис. 1).

Цей розв'язок і подальше його дослідження є розвитком вихрової гіпотези Вайцекера [4] про утворення Сонячної системи (далі скорочено СС) потужним просторовим вихором, який мав стільки вихрових зон, скільки є планет у системі. При цьому структура гіпотетичного вихору Вайцекера і нашого планетарного вихору суттєво відрізняються. У [3] показано, що в залежності від основного параметра a планетарний вихор змінює свою структуру (n, m) , тобто кількість внутрішніх n та зовнішніх вихрових m кілець, їх геометрію та напрям обертання, – при цьому всі зовнішні вихори обертаються в один бік, як у більшості планетарних систем [11].