

УДК 532.593:541.24

С.А. ДАВЫДОВ

Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА УДЕРЖИВАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ ТОПЛИВА ПРИ ИМПУЛЬСНОМ ИЗМЕНЕНИИ ДАВЛЕНИЯ

В работе представлена методика инженерной оценки удерживающей способности систем обеспечения сплошности топлива сетчатого типа при импульсном изменении давления в топливе, возникающем на переходных этапах работы двигателей космических летательных аппаратов. Приведены ограничения на использование предлагаемой методики и обоснованы, принятые при ее разработке, допущения. Процесс расчета разделен на ряд последовательных этапов, содержание которых представлено в работе. В заключении отмечается необходимость использования методики на этапе эскизного проектирования перспективных систем обеспечения сплошности топлива

Ключевые слова: космические летательные аппараты, топливо, система обеспечения сплошности, импульсы давления

Введение

Среди разнообразных систем обеспечения сплошности топлива (СОСТ) на входе в сливную магистраль в системах питания космических летательных аппаратов (КЛА) наиболее широко используются СОСТ на основе сетчатых фазоразделителей (СФР) [1]. Основным рабочим элементом этих систем являются тканые металлические сетки с ячейками микронных размеров. В настоящее время разработаны разнообразные инженерные методики расчета проектных параметров СОСТ сетчатого типа, используемые на этапе эскизного проектирования. При этом теоретически и экспериментально определяются такие параметры, как статическая удерживающая способность [2], динамическая удерживающая способность [3], коэффициент гидравлического сопротивления [4], коэффициент упругости [5]. Эти методики позволяют оптимизировать выбор сетчатого материала для изготовления СФР и тем самым повысить уровень технического совершенства всей СОСТ.

1. Формулирование проблемы

Значительное влияние на работоспособность СОСТ оказывают переходные этапы работы двигательной установки КЛА, при которых происходят импульсные изменения давления в топливе. Возникающие скачкообразные перепады давления на СФР могут значительно превосходить их удерживающую способность, не вызывая при этом прорыва газовой фазы через ячейки СФР [6]. Работоспособность

СОСТ в условиях импульсного снижения давления в топливе экспериментально изучена в [7]. Однако результаты этих экспериментальных исследований не позволяют непосредственно выполнять инженерные расчеты на этапе эскизного проектирования СОСТ. Поэтому целью данной работы была разработка методики инженерного расчета изменения удерживающей способности СОСТ сетчатого типа при импульсном изменении давления в топливе на поверхности СФР.

2. Принятые допущения

Эксплуатируемые в настоящее время сетчатые СОСТ отличаются большим конструктивным разнообразием [1]. С целью повышения универсальности представленной ниже методики были выделены наиболее общие элементы конструкции сетчатых СОСТ. При этом для корректного использования методики необходимо выполнение ряда ограничений, о которых будет сказано ниже.

Характерной особенностью всех СОСТ сетчатого типа является существование внутри топливного бака замкнутых областей, которые свободны от газовой фазы вплоть до полного опорожнения бака. Эти области связаны со сливным отверстием и поверхность, ограничивающая их, изготовлена из СФР. Например, на рис.1 представлена СОСТ системы орбитального маневрирования КЛА «Space Shuttle» [1]. Эта система разделяет полость бака на три замкнутых подобласти 1, 5 и 6, которые отделены друг от друга СФР 4 и 9. При контакте газовой фазы с СФР на этапе запуска двигательной установ-

ки возникает кратковременное снижение давления на поверхности раздела фаз. Поскольку ячейки СФР имеют размеры несколько десятков микрон, а бак системы орбитального маневрирования – несколько десятков сантиметров, то вполне обоснованно проводить оценку вероятности прорыва газа через СФР в области размером несколько десятков диаметров ячеек СФР и не учитывать реальную геометрию СОСТ во всем баке.

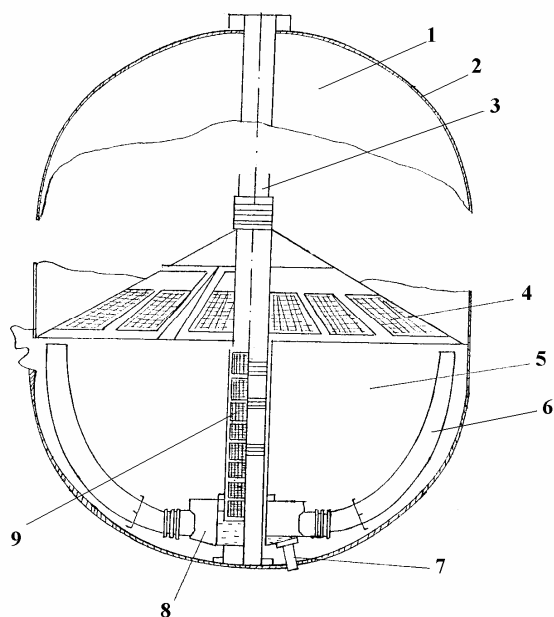


Рис.1. Топливный бак системы орбитального маневрирования КЛА «Space Shuttle»:

- 1 – верхний отсек; 2 – стенка бака; 3 – датчик уровня; 4 – разделитель верхнего и нижнего отсеков; 5 – нижний отсек; 6 – сливные каналы; 7 – сливное отверстие; 8 – коллектор сливных каналов; 9 – сетчатый разделитель сливных каналов

Универсальный топливный бак, приведенный на рис.2 [1], имеет две замкнутых полости, которые отделены друг от друга поверхностями четырех сливных каналов 1, объединенных вместе сливным коллектором 3. Поверхности этих каналов имеют специальные «окна», закрытые СФР 2 (рис.2). Часть объема бака, ограниченная сливными каналами должна быть всегда заполнена топливом, вплоть до полного его слива из внешней по отношению к сливным каналам 1 части бака. Очевидно, что и для данной конструкции СОСТ указанное выше допущение вполне приемлемо. Таким образом, приведенные на рис. 1 и 2 конфигурации СОСТ, свидетельствуют об обоснованности принятого выше допущения.

Существенное влияние на характер взаимодействия поверхности раздела фаз с СФР оказывает длительность изменения давления в топливе [7].

Если общая длительность нестационарного процесса не превосходит 0,15с, а промежуток времени начального спада давления на СФР не превосходит 0,03с, то предлагаемая методика оценки работоспособности СФР может пользоваться. В противном случае уровень нагружения СФР следует определять по максимальному перепаду давлений на его поверхности.

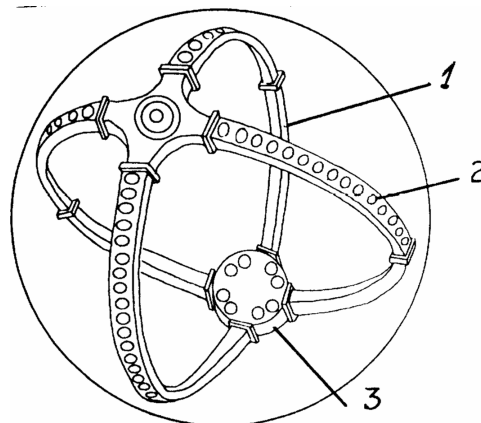


Рис. 2. Универсальный топливный бак:

- 1 – сливные каналы;
- 2 – сетчатый разделитель;
- 3 – коллектор сливных каналов

При определении уровня нагружения СФР следует учитывать текущие нестационарные значения перепада давления, если выполняется следующее условие

$$\frac{T_d^2 a_{cp}}{2l_{сфр}} > 1, \tag{1}$$

где T_d – длительность времени начального спада или роста нестационарного перепада давлений на СФР, с;

a_{cp} – ускорение топлива за время T , m/c^2 ;

$l_{сфр}$ – толщина СФР, м.

Если условие (1) не выполняется, то для определения величины эффективного перепада давления на СФР следует пользоваться приведенной ниже расчетной методикой.

3. Исходные данные для расчета

Исходными данными для расчетов являются:

- плотность ρ , динамическая вязкость μ и поверхностное натяжение σ топлива;
- номинальный расход топлива Q и время выхода двигателя на расчетный режим T_d ;
- коэффициент погружения СФР в топливо η ;
- геометрические параметры СФР: размер ячейки a , диаметр проволоки основы d_0 и утка d_y , коэффициент живого сечения f_c и тип плетения;

- общая площадь поверхности СФР в баке S ;
 - значение действующего перепада давления на СФР Δp_c в момент начала изменения давления.

4. Этапы процесса расчета

Процесс расчета состоит из следующих шагов.

Шаг 1. Определяется средняя скорость движения топлива через СФР V_c при выходе двигателя на номинальный режим при коэффициенте погружения СФР в топливо η :

$$V_c = \frac{Q}{S\eta f_c}. \quad (2)$$

Шаг 2. Определяется среднее ускорение топлива \dot{V}_c при выходе двигателя на номинальный режим:

$$\dot{V}_c = \frac{V_c}{T_d}. \quad (3)$$

Шаг 3. Определяется амплитуда импульсного изменения давления Δp_i по формуле [8]

$$\Delta p_i = \left(\alpha + \frac{\beta}{Re_c} + \frac{\gamma}{Fr_c^2} \right) \frac{\rho V_c^2}{2}, \quad (4)$$

где $Re_c = \frac{\rho V_c}{\mu f_c}$ - число Рейнольдса;

$Fr_c = \frac{V_c^2}{V_c a f_c}$ - число Фруда;

$\alpha, \beta, \gamma, \chi$ - эмпирические постоянные, значения которых зависят от типа плетения СФР [8].

Шаг 4. Проверяется условие (1). Если это условие выполняется, то следует полагать, что эффективный перепад давления на СФР $\Delta p_e = \Delta p_c + \Delta p_i$ и СОСТ будет работоспособна при выполнении условия

$$\Delta p_e \leq k \Delta p_{cfr}, \quad (5)$$

где $\Delta p_{cfr} = \frac{2\sigma}{r_c}$ - статическая удерживающая способность СФР [1], кг/(м·с²);

k - коэффициент запаса работоспособности СФР;
 r_c - капиллярный радиус ячеек СФР, м.

Если условие (1) не выполняется, то для оценки работоспособности СОСТ следует пользоваться зависимостью [7]

$$\Delta p_e \leq k (\Delta p_i + \Delta p_{cfr} e^{-\frac{C \Delta p_i}{\Delta p_{cfr}}}), \quad (6)$$

где C - эмпирическая постоянная, зависящая от конструкции сетчатой СОСТ.

Экспериментальные данные показывают [7], что постоянная C существенно зависит от жесткости СФР. В свою очередь жесткость СФР зависит от способа его размещения в опорном «окне» [1]. По-

скольку в большинстве используемых конструкций СОСТ СФР располагаются на жесткой опоре в (6) можно полагать $C=0,5$ [7].

Следует отметить, что данное значение параметра C получено на основе обобщения экспериментальных данных для импульсного изменения давления длительностью 0,15с и амплитудой от 240 кг/(м·с²) до 620 кг/(м·с²). В общем случае для определения значения C следует провести эксперименты по методике, изложенной в [7]. Если условие (6) выполняется, то СОСТ будет работоспособна в данных динамических условиях.

Заключение

Поскольку относительная величина перепада давления на СФР за счет импульсных изменений давления может достигать 27% от общего действующего перепада давления при выполнении КЛА полетного задания [9], неверная инженерная оценка эффективного перепада давления может привести к существенному завышению требуемой величины Δp_{cfr} . Повышение Δp_{cfr} , т.е. статической удерживающей способности СФР возможно только за счет снижения капиллярного радиуса ячеек, что влечет за собой снижение технических характеристик СОСТ. В заключение следует отметить, что данная расчетная методика может быть применима к СФР, деформацией которых при возникновении импульсного изменения давления можно пренебречь. Влияние упругости на удерживающую способность СФР при импульсном изменении давления в топливе требует проведения дополнительных исследований.

Литература

1. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / В.В. Багров, А.В. Курпатенков, В.М. Поляев и др.; под. ред. В.М. Поляева - М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. - 328 с.
2. Junge H.-P. Zur bestimmung der filterfeinheit von tressengeweben mit den. Bubble-point-test / H.-P. Junge // Aufbereitungstechnik. - 1978. - V. 19, № 5. - P. 209-216.
3. 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. Днепрпетровского государственного университета. - Днепрпетровск, 1992. - С. 72-77.
4. Pressure drop accross woven screens under uniform and nonuniform flow conditions / Ludewing M, Omori S., Rao G.L.- NASA ,1974. - 143 p. - CR № 120559.

5. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования влияния коэффициента упругости сетчатых разделителей фаз на их удерживающую способность / С.А. Давыдов // *Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка.* – 2004. – Вип. 8, № 12. – С. 11–17.

6. Tegart J.R. Influence of pressure transients on the performance of capillary propellant acquisition systems / J.R.Tegart // *AIAA Paper.* – 1976. – № 597. – 8 p.

7. Экспериментальная оценка влияния переменного давления на прорыв газа через металлическую сетку / С.А.Давыдов, А.С.Макарова; Днепропетровский государственный университет. – Днепропетровск,

1989. – 11 с. – Деп. в ВИНТИ 20.04.89, №2619 – В90.

8. Давыдова А.В. Перепад давления на сетчатых элементах заборных устройств КЛА на переходных этапах работы двигательной установки / А.В. Давыдова // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетровського національного університету.* – Т.1 – Дніпропетровськ, 1998. – С. 103-106.

9. Regnier W.W. Design and development of a passive propellant management system / W.W.Regnier, D.A.Hess // *J. of Spacecraft and Rockets.* – 1978. – V. 15, № 5. – P. 299-304.

Поступила в редакцию 30.11.2010

Рецензент: д-р. техн. наук, профессор, главный научный сотрудник каф. проектирования и конструкций А.С. Макарова, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ УТРИМУЮЧОЇ ЗДАТНОСТІ СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА ПРИ ІМПУЛЬСНІЙ ЗМІНІ ТИСКУ

С.О. Давыдов

У роботі представлена методика інженерної оцінки утримуючої здатності систем забезпечення суцільності палива сітчастого типу при імпульсній зміні тиску в паливі, що виникає на перехідних етапах роботи двигунів космічних літальних апаратів. Приведено обмеження на використання пропонованої методики й обґрунтовані, прийняті при її розробці, припущення. Процес розрахунку розділений на ряд послідовних етапів, зміст яких представлено в роботі. У висновку відзначається необхідність використання методики на етапі ескізного проектування перспективних систем забезпечення суцільності палива.

Ключові слова: космічні літальні апарати, паливо, системи забезпечення суцільності, імпульси тиску.

DESIGN PROCEDURE OF RETENTION OF FUEL CONTINUITY SUPPORT SYSTEM AT PULSE PRESSURE CHANGE

S.A. Davydov

The technique of an engineering estimation of function ability retention systems of means fuel continuity by mesh type has been presented at pulse fuel pressure change which appears due to transitive work stages of spacecraft engines. Restrictions based on suggested technique are resulted and proved some assumptions accepted by its development. Calculation process was divided into a number of consecutive stages which maintenance is submitted at given work. To conclude the necessity of technique use at a stage of outline simulation of perspective systems of means fuel continuity has been presented.

Key words: spacecraft, fuel, systems of means continuity, pulse of pressure.

Давыдов Сергей Александрович – д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрой проектирования и конструкций летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: gorelova-kristi@mail.ru