УДК 621.762.4

О.В. Бондаренко, Ю.К. Демченко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ СИЛЬФОНОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

В статье приведены результаты аналитических расчетов размеров сильфонов из современных высокопрочных свариваемых алюминиевых сплавов для использования в трубопроводах ракет-носителей. Установлено, что аналитические расчеты являются предварительной стадией определения размеров сильфонов, так как их точность недостаточна. Вместе с тем затраты времени на их выполнение примерно в десять раз меньше, чем на создание 3D-моделей для последующего определения напряженно-деформированного состояния сильфонов методом конечных элементов. Сделан вывод о том, что сильфоны из алюминиевых сплавов могут использоваться в трубопроводах ракет-носителей, но их возможности по компенсации монтажных неточностей уступают стальным.

Ключевые слова: *трубопровод, ракета-носитель, сильфон, алюминиевые сплавы.*

У статті наведені результати аналітичних обчислень розмірів сильфонів з сучасних високоміцних зварюваних алюмінієвих сплавів для використання в трубопроводах ракет-носіїв. Встановлено, що аналітичні розрахунки є попередньою стадією визначення розмірів сильфонів, тому що їх точність недостатня. Разом с тим, час, витрачений на їх виконання у приблизно в десять разів менше, ніж потрібний на створення 3D-моделей для подальшого визначення напружено-деформованого стану методом скінченних елементів. Зроблено висновок, що сильфони з алюмінієвих сплавів можуть бути використані в трубопроводах ракет-носіїв, але їх здатність компенсувати похибки монтажу поступається сталевим.

Ключові слова: *трубопровід, ракета-носій, сильфон, алюмінієві сплави*

In the article the results of analytical calculations sizes bellows of advanced high strength weldable aluminum alloys for use in pipelines launchers. It is established that the analytical calculations are of preliminary stage of determining the size of bellows, because their accuracy is insufficient. However, the time spent on their execution in about ten times less than on creating 3D models for subsequent determination of the stress-strain State of bellows by finite elements. Concluded that the rotor from aluminum alloys can be used in pipelines of carrier rockets, but their ability to offset mounting inaccuracies inferior steel.

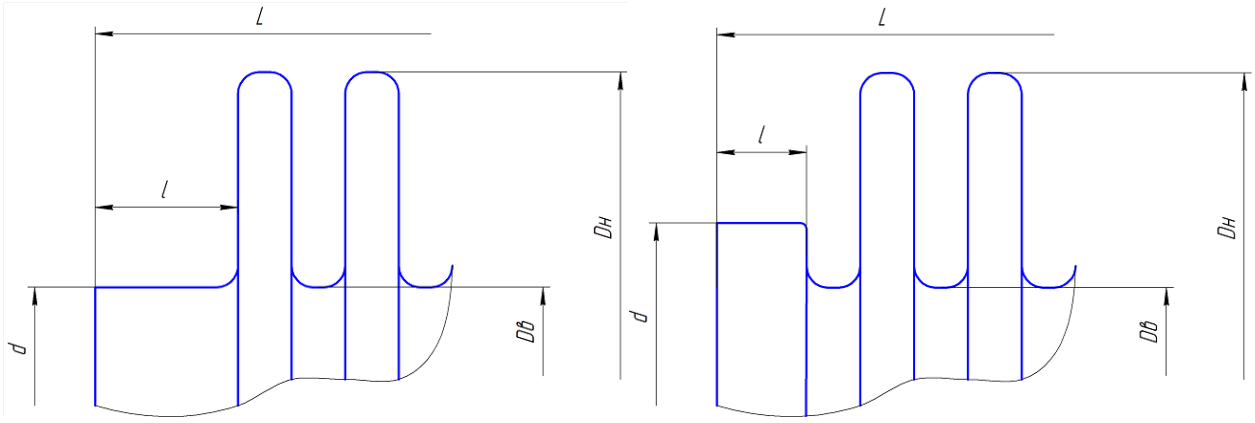
Keywords: *pipeline, rocket, bellows, aluminium alloys.*

Введение.

Применение современных свариваемых алюминиевых сплавов для изготовления трубопроводов ракет-носителей (РН) позволяет увеличить массу выводимого на орбиту полезного груза на 1…3% [1]. Габаритные размеры и конфигурация трубопроводов позволяют изготавливать трубы и

© О.В. Бондаренко, Ю.К. Демченко, 2016

соединительные детали на оборудовании машиностроительных заводов [4, 2]. Кроме труб и присоединительных деталей в трубопроводах используются сильфонные компенсаторы различной конструкции. В практике отечественной ракетно-космической промышленности наиболее часто используются сильфоны диаметром 20…400 мм из стали типа 12Х18Н10Т. Такие сильфоны позволяют компенсировать погрешности монтажа до нескольких десятков миллиметров. Сильфоны из алюминиевых сплавов имеют внутренний диаметр 400…500 мм и более и предназначены в основном для компенсации малых величин упругих деформаций. Сильфоны используются в двух исполнениях, которые приведены на рисунке 1.



а **б**

Рис. 1. Исполнения сильфонов: а – исполнение 1, б – исполнение 2;
DH – наружный диаметр, мм;
DB – внутренний диаметр, мм;
L – общая длина сильфона, мм;
l – длина присоединительной части, мм;
d – диаметр присоединительной части сильфона, мм.

Расширение применения алюминиевых сплавов для изготовления трубопроводов потребует либо изготавливать сильфоны из них либо найти способ установки стальных сильфонов в трубопроводы из алюминиевых сплавов. Для изготовления сильфонов из алюминиевых сплавов необходимо определить, какими должны быть их размеры и можно ли использовать имеющуюся технологическую оснастку.

Постановка задачи.

Задачей данной статьи является определение с помощью аналитических расчетов наружного диаметра и толщины стенки сильфона, выполненного из современных высокопрочных свариваемых алюминиевых сплавов, при известном внутреннем диаметре и шаге гофров.

Основной материал исследований.

В настоящее время наиболее точным способом определения напряженно-деформированного состояния и, соответственно, размеров сильфонов, является вычислительное моделирование с использованием метода конечных элементов в программных пакетах типа Ansys, Cosmos, Solid Work и других. Однако формирование 3D-моделей, кроме самого процесса вычислений, требует достаточно больших затрат времени, поэтому желательно хотя бы приблизительно определить размеры сильфона с помощью аналитических расчетов, которые могут быть выполнены быстро в таких пакетах программ как MathCAD, MathLab. Для таких расчетов подходят формулы, приведенные в работе [5]:

$$\sigma = \beta \frac{ED_{Н}}{(D_{Н} - D_{В})^3} \cdot \frac{\gamma}{\delta^2} \lambda \qquad (1)$$

$$\gamma = 2{,}5\ (1+0{,}013t^2)\ \delta^{2{,}45} \qquad (2)$$

$$\beta = \frac{3}{2\pi}\left(1 - \frac{2\ln\alpha}{\alpha^2 - 1}\right) \qquad (3)$$

$$\alpha = \frac{D_{Н}}{D_{В}} \qquad (4)$$

где δ – толщина стенки сильфона, мм; λ – ход сильфона, мм; $D_{Н}$ – наружный диаметр сильфона, мм; $D_{В}$ – внутренний диаметр сильфона, мм; t – шаг гофров, мм, σ – наибольшие напряжения в стенке сильфона, кг/мм^2 (Н/м^2).

Данные расчетные зависимости не позволяют обнаружить разницу между однослойным и многослойным сильфоном при одинаковой суммарной толщине стенки, однако позволяют оценить величину напряжений в сильфоне.

Исследовались сильфоны с внутренним диаметром 20…400 мм. Свойства алюминиевых сплавов брались на уровне свойств сплавов 01570, 01570С, 5028, 2219, 1201 по данным отечественных и зарубежных исследований [6-8], то есть $\sigma_В$ = 416…508 МПа, $\sigma_Т$ = 270…330 МПа, δ = 22…28%, E = 72000 МПа.

Первоначально размеры сильфонов принимались одинаковыми со стальными при увеличении толщина стенки до 0,5…0,9 мм. Результаты расчетов приведены на рисунке 2. Величина хода(допустимой деформации) сильфона λ принята равной λ = nt, где n – количество гофров, допустимые напряжения в сильфонах – до 300 МПа.

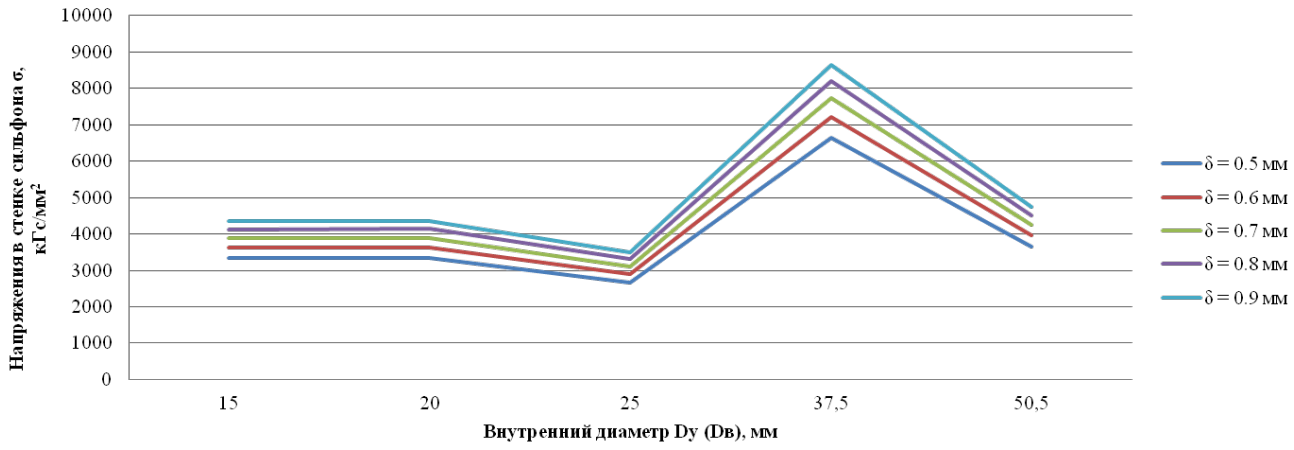


Рис. 2. Напряжения в сильфонах при допустимой деформации (величине хода) равной λ = nt

Как видно из приведенных графиков, напряжения в сильфонах намного больше допустимых. Следовательно, использовать сильфоны с такими размерами и имеющуюся оснастку для их изготовления нельзя. Для обеспечения работоспособности сильфона необходимо изменить его конструкцию и условия эксплуатации: уменьшить ход сильфона (допустимую деформацию), увеличить наружный диаметр, уменьшить толщину стенки.

При уменьшении допустимой деформации сильфона до величины шага гофров максимальные напряжения уменьшатся, но все равно окажутся больше допустимых, как это показано на рисунке 3.

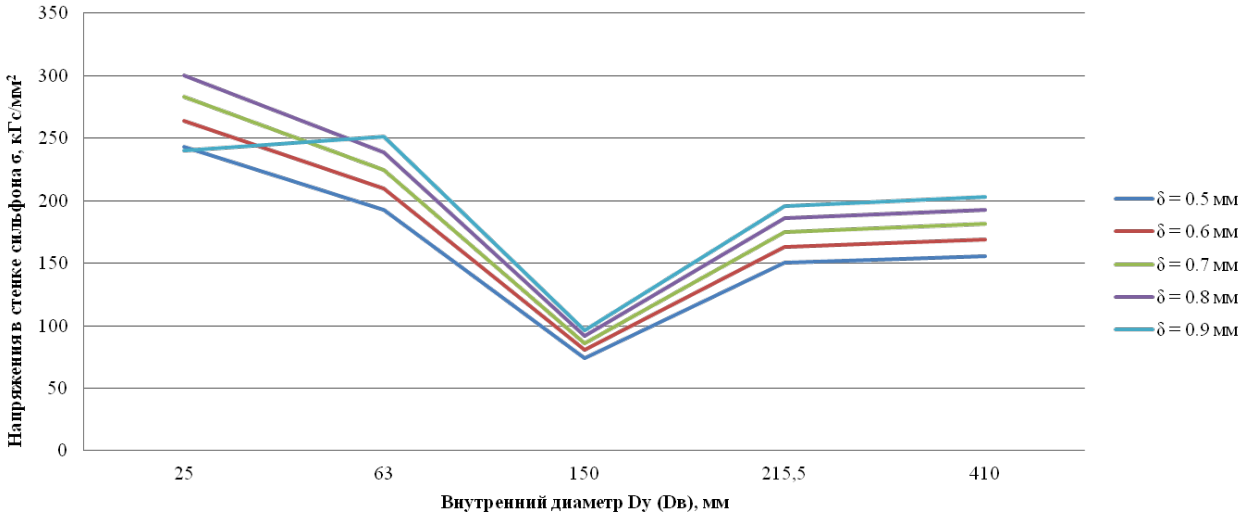


Рис. 3. Напряжения в сильфонах при допустимой деформации (величине хода) равной λ = t

При увеличении наружного диаметра D_H до значений D_H = 1,6…2,0 D_B и допустимой деформации λ = t практически для всего диапазона внутренних диаметров напряжения в сильфонах не превысят 300 МПа, что вполне допустимо. Графики напряжений приведены на рисунке 4.

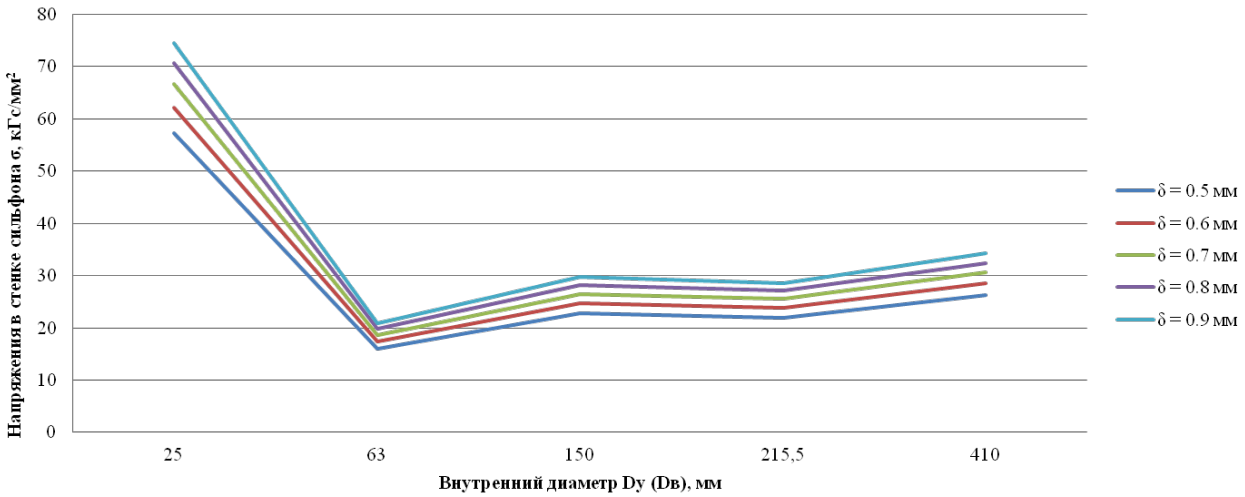


Рис. 4 – Напряжения в сильфонах при D_H = 1,6…2,0 D_B и допустимой деформации λ = t

Для некоторых значений внутренних диаметров менее 50 мм напряжения все равно превышают допустимые. Для уменьшения напряжений возможно уменьшить толщину стенки. Результаты приведены на рисунке 5.

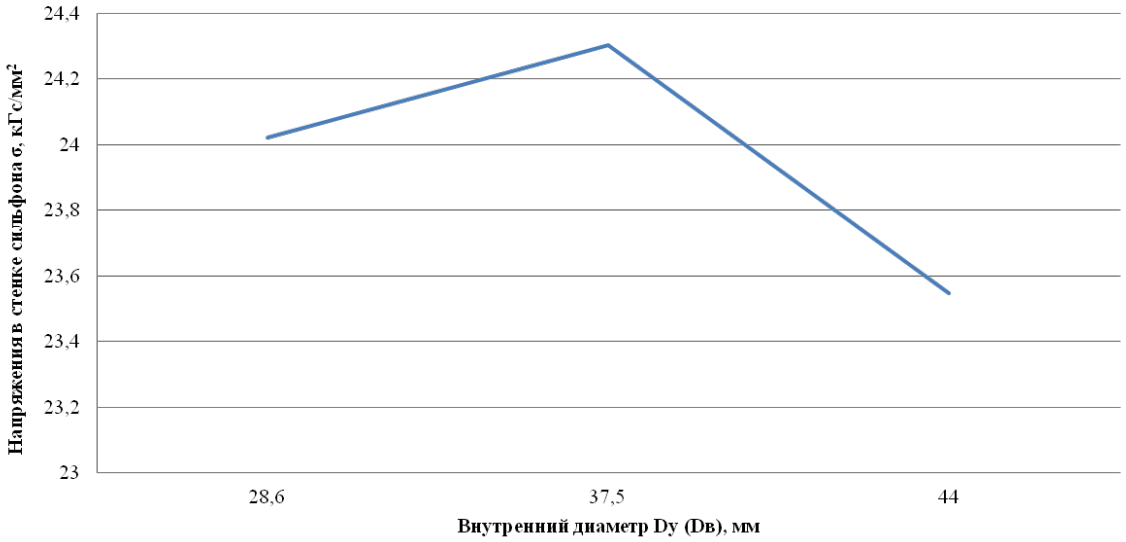


Рис. 5 – Напряжения в сильфонах при D_H = 1,6…2,0 D_B, допустимой деформации λ = t и толщине стенки 0,2…0,3 мм.

Таким образом, максимальные напряжения в сильфонах для всего исследованного диапазона внутренних диаметров возможно уменьшить до

допустимых значений. Однако при этом уменьшатся значения компенсируемых погрешностей монтажа и увеличатся наружные диаметры сильфонов.

Выводы.

По данным аналитических расчетов принципиальная возможность изготовления сильфонов из алюминиевых сплавов существует. Существующую оснастку, рассчитанную на производство стальных сильфонов, нельзя использовать для изготовления сильфонов из алюминиевых сплавов. Функциональные возможности сильфонов из алюминиевых сплавов уступают аналогичным характеристикам стальных сильфонов. Для обеспечения собираемости трубопроводов из алюминиевых сплавов на уровне современных стальных необходимо разработать способы монтажа стальных сильфонов в трубопроводы из алюминиевых сплавов.

Библиографические ссылки

1. Тищенко Ю.С. / Ю.С. Тищенко, О.В. Бондаренко / Оптимизация массы конструкцій разъемных соединений агрегатов и узлов пнемо- и гидромагистралей ракет-носителей / Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник. – Днепропетровск, 2007, выпуск 2. – С. 147-158.
2. Давыдов С.А., Бондаренко О.В., Тищенко Ю.С. Анализ габаритных размеров деталей трубопроводов ракет-носителей с точки зрения их изготовления способом обратного прессования на вертикальных прессах / Зб.наук. пр./ наук. ред.. д-р техн.. наук С.О. Давидов. – Д.: Ліра, 2015. – С.23-28.
3. Бондаренко О.В. Получение заготовок для оболочечных конструкций и листовых полуфабрикатов из алюминиевых сплавов методом обратного прессования / О.В. Бондаренко, А.Ф. Леднянский, М.В. Приходько, А.Ф. Санин / Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том 17., Дніпропетровськ., «Пороги». – 2013. – С.25-33.
4. Скрябин С.А. Изготовление поковок из алюминиевых сплавов горячим деформированием. – Киев: КВІЦ, 2004. – 346 с.: ил.
5. Гуревич Д.Ф. Конструирование и расчет трубопроводной арматуры. М.: Изд-во «Машиностроение». 1968. 888 с.
6. Андреев В.В., Головко А.Н., Бондаренко О.В. экспериментальное исследование прокатываемости алюминиевого сплава системы Al-Mg-Sc. /Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск. Нові рішення в сучасних технологіях. – № 42. – 2010. С.14-19.
7. Ковалев Д.С., Шахов В.Н. Технологические особенности алюминиевых сплавов 1201 и 01570/ Актуальные проблемы авиации и космонавтики-2014. Технические науки. С. 104-105.

Надійшла до редколегії 15.12.2016

УДК 629.7.01

П.А. Гайдученко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ ТОПЛИВНОГО БАКА ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ ПО МАССОВОМУ И ГАБАРИТНОМУ КРИТЕРИЯМ

В статье продолжено сравнение топливных баков различной формы по массовому и габаритному критериям. В отличие от ранее опубликованных результатов при определении массы альтернативных вариантов было учтено технологическое ограничение на толщину тонкостенных оболочек.

Ключевые слова*: проектирование конструкции минимальной массы, компоновочная схема, форма топливных баков.*

У статті продовжене порівняння паливних баків різної форми по масовому й габаритному критеріях. На відміну від раніше опублікованих результатів при визначенні маси альтернативних варіантів було враховано технологічне обмеження на товщину тонкостінних оболонок.

Ключові слова: *проектування конструкції мінімальної маси, компонувальна схема, форма паливних баків.*

In the article comparison of fuel tanks of the various form by mass and dimensional criteria is continued. Unlike earlier published results at definition of weight of alternative versions technological limitation on a thickness of thin-walled shells has been considered.

Keywords: *designing of a minimum weight construction, the layout drawing, the form of fuel tanks.*

Введение

В статье [1] была приведена часть результатов системного сравнения по массовому и габаритному критериям топливных баков различной формы. Однако в этой статье не было учтено то обстоятельство, что при изготовлении тонкостенных оболочек существует так называемый технологический минимум толщины. Его значение в первую очередь определяется технологическими возможностями производства. Однако при определении технологического минимума также принимаются во внимание эксплуатационные требования, такие как жёсткость конструкции бака, герметичность, возможность установки внутрибаковой арматуры и т.д. Хорошо известно, что для подвесных баков небольшого объёма при небольших значениях внутреннего избыточного давления, характерных для турбонасосной системы подачи, расчётные значения толщин оболочек зачастую получается меньше технологического минимума для применяемого конструкционного материала. В таком случае толщины оболочек принимаются равными технологическому минимуму. Это приводит к увеличению массы бака за счёт того, в конструкции появляется условно

© П.А. Гайдученко, 2016

«неработающий» материал, т.е. тот материал, который можно было бы удалить без ущерба для прочности конструкции. Причём очевидно, что чем меньше получится расчётная толщина по сравнению с технологическим минимумом, тем больше будет доля «неработающего» материала и, соответственно, большей будет «добавка» к минимально необходимой массе бака.

Данная статья дополняет исследование, начатое в [1], тем, что в ней проанализировано, как влияет на массу баков небольшого объёма учёт технологического ограничения на толщину тонкостенных оболочек.

Постановка задачи

Необходимо выбрать форму подвесного топливного бака объёма V_0. Бак нагружен равномерно распределённым внутренним избыточным давлением p. Чтобы сохранить преемственность с ранее полученными в [1] результатами, примем такие исходные данные: бак изготовлен из сплава АМг6М, технологический минимум толщины будем считать равным 1 мм. Также предположим, что диаметр миделя бака не может превышать $D = 3$ ì .

Будем рассматривать такие формы бака (рис. 1):

1) торовый бак со стенкой постоянной толщины (далее – вариант 1);

2) торовый бак со ступенчатым изменением толщины стенки (вариант 2);

3) многоблочный топливный бак, состоящий из n одинаковых изолированных сферических баков (вариант 3);

4) моноблочный бак, образованный n сваренными между собой сферическими фрагментами (вариант 4);

5) бак в форме «чечевицы», образованный двумя одинаковыми полусферическими днищами (вариант 5);

6) эллипсоидальный бак, представляющий собой сплюснутый эллипсоид (вариант 6);

7) многоблочный бак, состоящий из n одинаковых цилиндрических баков с полусферическими днищами (вариант 7).

Задача заключается в том, чтобы сравнить перечисленные альтернативные варианты исходя из двух критериев: минимума массы бака и максимально плотной компоновки бака в цилиндрическом отсеке диаметра D.

Примем такие допущения:

1) под массой бака будем понимать массу образующих его оболочек;

2) если оболочки соединяются между собой с помощью шпангоута (варианты 4 и 5), то при определении массы бака будем учитывать массу шпангоута; но при этом площадь шпангоута определять по упрощённой зависимости, не учитывающей подкрепляющего влияния прилегающих оболочек (тем самым заведомо завышая её);

3) в качестве количественного показателя плотности компоновки будем использовать высоту топливного бака;

4) высотой бака будем считать расстояние между двумя плоскостями, проходящими через верхнюю и нижнюю точки оболочки (оболочек) бака, не

учитывая, таким образом, то, что узлы крепления некоторых вариантов будут увеличивать высоту бака.

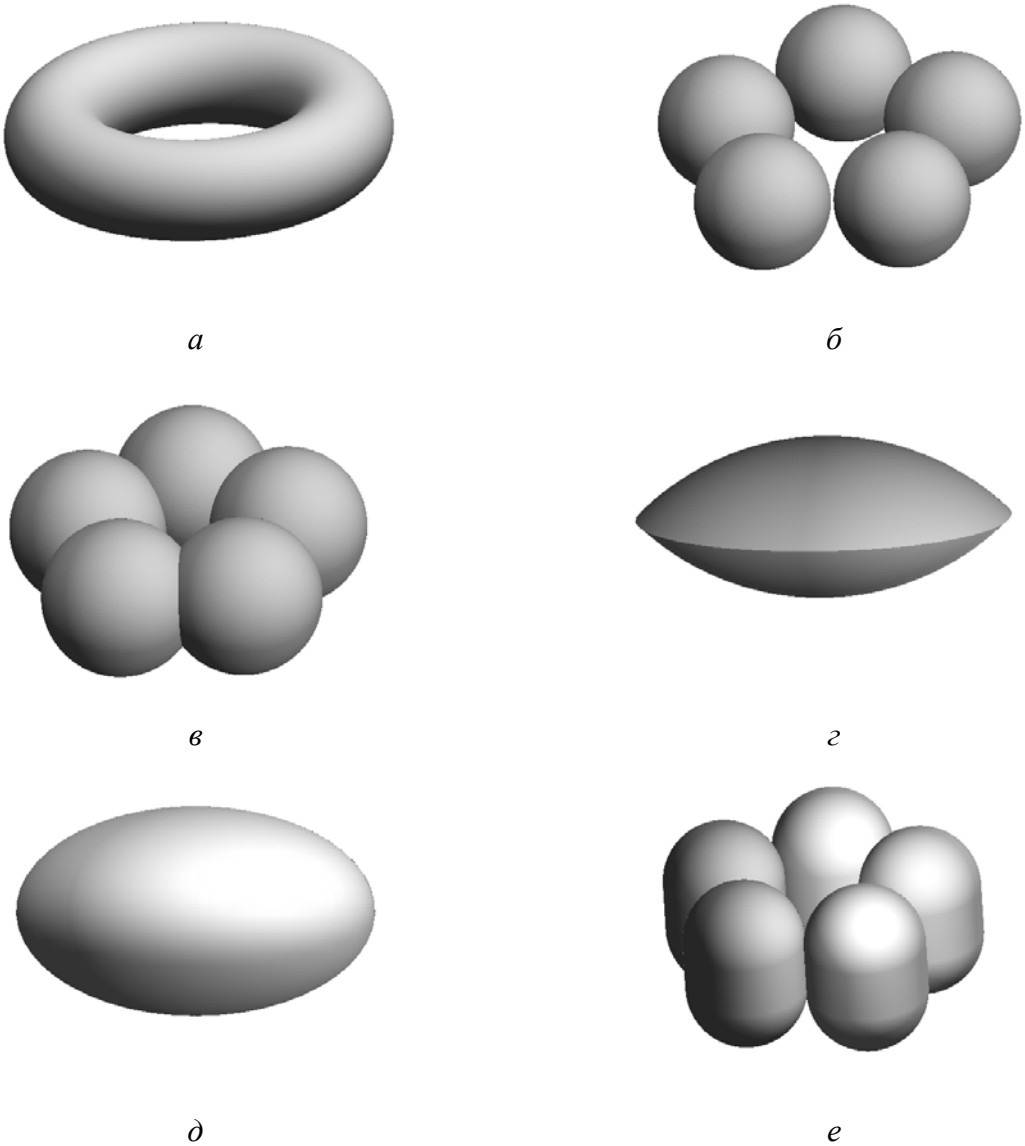


Рис. 1. Варианты топливного бака: *а* – торовый бак, *б* – многоблочный сферический бак, *в* – моноблочный сферический бак, *г* – бак в форме чечевицы, *д* – эллипсоидальный бак, *е* – многоблочный цилиндрический бак

Описание процедуры сравнения и результаты

Наиболее важными факторами, определяющими массово-габаритные характеристики подвесного топливного бака выбранной формы, являются его объём V_0 и внутреннее избыточное давление p. Причём первый из них определяет как массу, так и габариты бака; от значения давления зависит только масса бака. Поэтому результаты сравнения топливных баков различной формы удобно будет представить в таком виде: при нескольких фиксированных значениях давления p построить графики зависимости массы и высоты альтернативных вариантов от объёма V_0. При этом варьировать различными конструкционными материалами (а, соответственно, их механическими

характеристиками и технологическим минимумом толщины) и значениями ограничивающего диаметра D, как представляется, нет смысла, поскольку при этом будет происходить простое масштабирование результатов.

Массу альтернативных вариантов бака будем приводить в безразмерной, относительной форме. Выбор варианта для нормирования массы очевиден: как известно, при прочих равных условиях минимальную массу имеет подвесной бак сферической формы. Поэтому найденную массу альтернативных вариантов бака будем нормировать относительно массы одного сферического бака, имеющего такой же объём и нагруженного таким же давлением, как и сравниваемые варианты.

Массу оболочек баков, в том числе «эталонного» сферического бака, будем определять в результате сравнения двух толщин – расчётной и технологического минимума.

Высоту альтернативных вариантов топливного бака будем приводить в абсолютных единицах, поскольку для этого показателя нет такого же практически применяющегося «эталонного» варианта, имеющего минимально возможную высоту (вариант цилиндрического бака диаметра D с двумя плоскими днищами в качестве «эталона» неприемлем вследствие отсутствия прецедентов его применения при создании ракетно-космической техники).

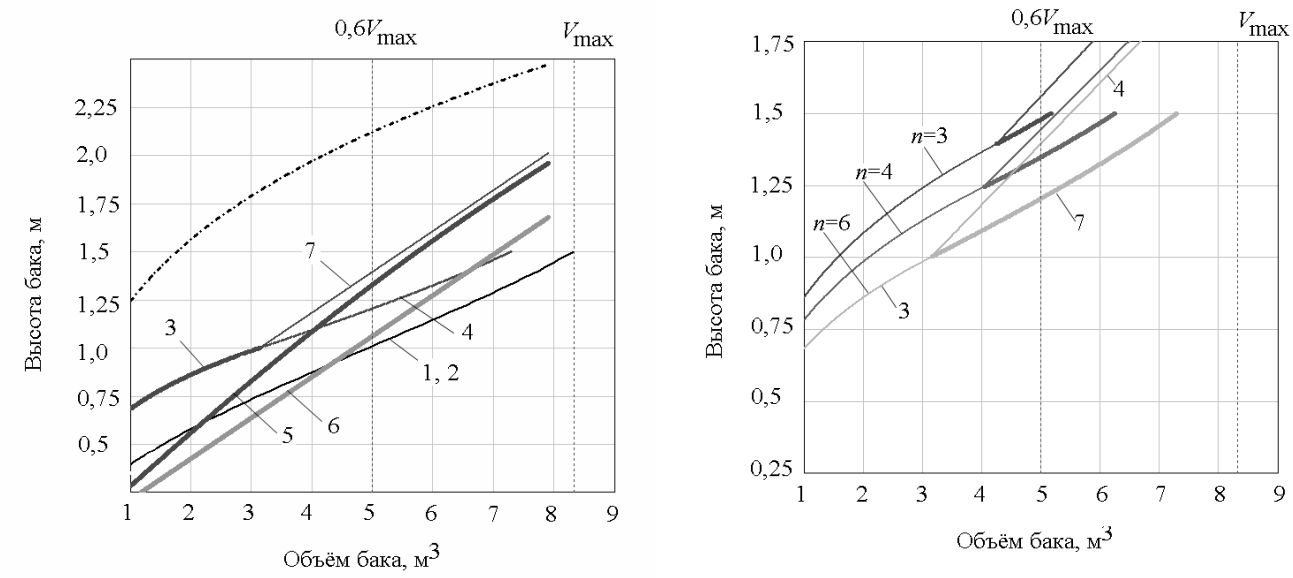
Объём бака V_0 будем варьировать в интервале от 1ì^3 (значение выбрано субъективно) до $V_{\max} \approx 8{,}3\text{ì}^3$. Последнее значение представляет собой потенциальный максимум объёма тора, диаметр миделя которого равен D. Заметим, что это объём абстрактного геометрического примитива, у которого большой и меньший радиусы одинаковые. Объём реального торового бака ограничен меньшим, чем $V_{\max}$, значением. Толщины оболочек торовых баков (варианты 1 и 2) при всех значениях объёма будем определять по зависимостям безмоментной теории. Как известно, эти зависимости можно использовать, если больший радиус тора не менее чем в два раза превышает меньший радиус или объём тора не превышает $0{,}6V_{\max}$, что в данном случае составляет приблизительно 5ì^3. На интервале значений объёма $\left[0{,}6V_{\max}, V_{\max}\right]$ толщина оболочки (оболочек) торового бака должна определяться исходя из моментной теории. Расчётное значение толщины при этом получается больше того значения, которое определено по безмоментной теории. Соответственно, на интервале $\left[0{,}6V_{\max}, V_{\max}\right]$ масса обоих вариантов торового бака будет гарантировано занижена.

Полученные результаты расчётов приведены ниже (рис. 2-6). Нумерация кривых на этих графиках соответствует номерам вариантов: 1 – торовый бак постоянной толщины, 2 – торовый бак со ступенчатым изменением толщины, 3 – многоблочный сферический бак, 4 – моноблочный сферический бак, 5 – бак в форме «чечевицы», 6 – эллипсоидальный бак, 7 – многоблочный цилиндрический бак.

На рис. 2 показана зависимость высоты топливного бака от объёма [1]. Для вариантов 3, 4 и 7 графики на рис. 2, *а* построены для количества баков

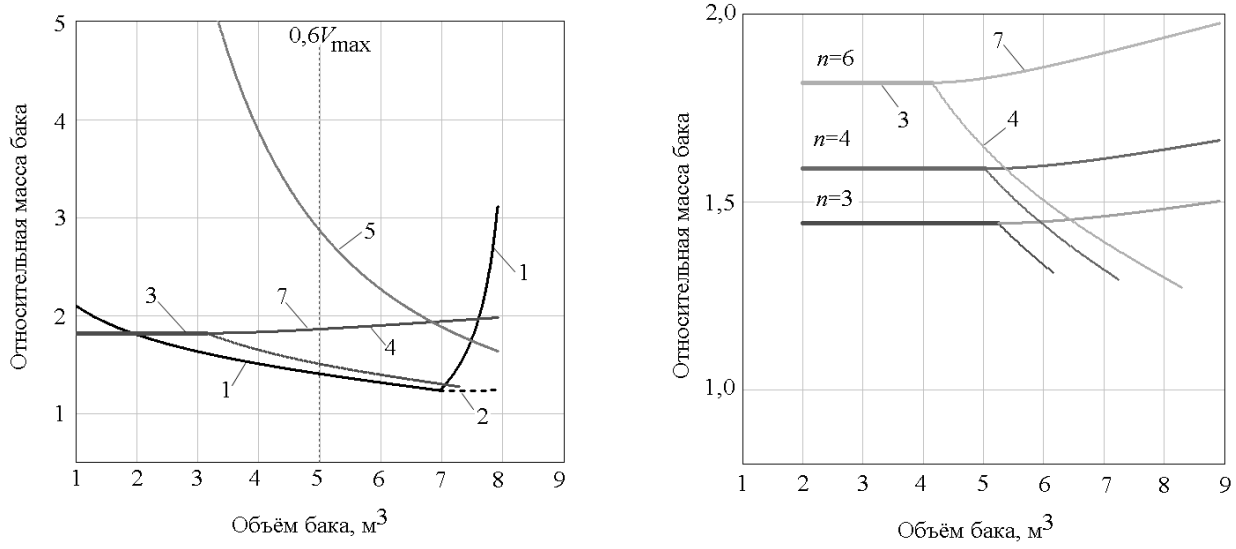
(сваренных оболочек) $n = 6$. На рис. 2, *б* дополнительно показано, как изменяется высота вариантов 3, 4 и 7 при других значениях n. Приведённые на этом рисунке графики имеют характерную вилкообразную форму. До точки разветвления линия соответствует варианту 3, верхняя ветвь линии правее точки разветвления – варианту 7, нижняя ветвь – варианту 4. В точке разветвления линии достигается предельное для выбранного n значение объёма варианта 3; нижняя ветвь обрывается при максимально возможном для варианта 4 значении объёма; верхняя ветвь (соответствующая варианту 7) справа ничем не ограничена. Для сравнения на рис. 2, *а* штрихпунктирной линией показана высота одного сферического бака, используемого в качестве «эталона» при определении относительной массы сравниваемых вариантов.

Графики на рис. 3-6 демонстрируют зависимость относительной массы топливного бака от объёма при различных значениях давления p. Шкала по оси ординат при построении этих графиков была ограничена 5, что соответствует пятикратному превышению массы рассматриваемых вариантов бака над массой «эталонного» сферического бака. Для вариантов 3, 4 и 7 графики на рис. 3, а-6, а построены для количества баков (сваренных оболочек) $n = 6$. На рис. 3, б-6, б отдельно показано, как изменяется относительная масса этих вариантов при других значениях n. Как и на графиках зависимости высоты от объёма, линия, соответствующая варианту 3, при достижении предельно возможного для этого варианта значения разделяется на две ветви, соответствующие вариантам 4 и 7.



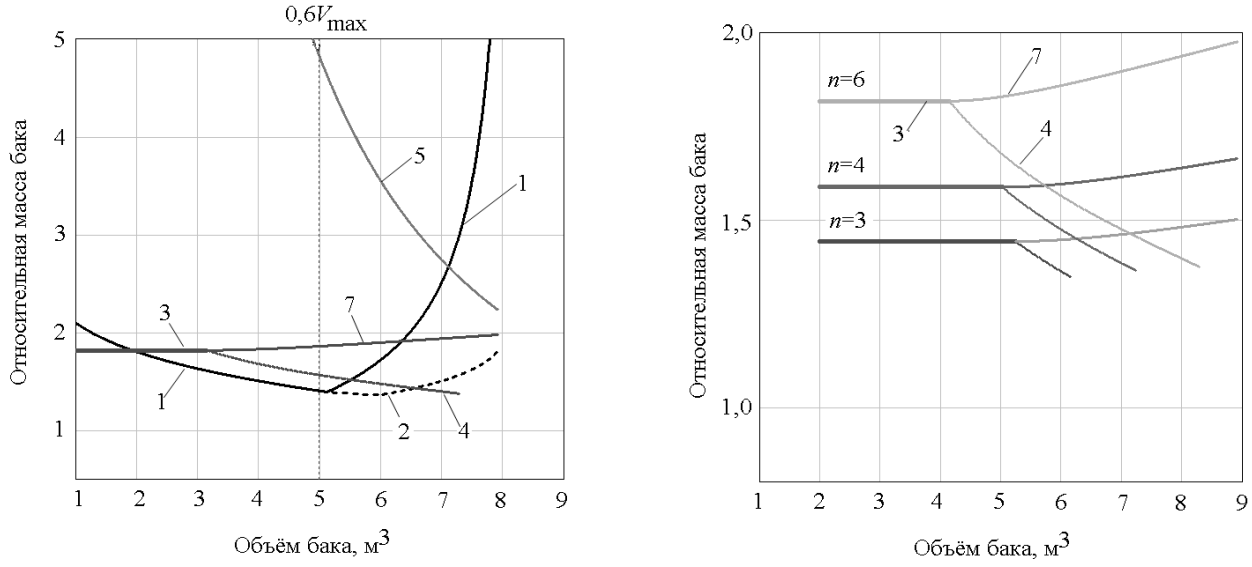
а *б*

Рис. 2. Зависимость высоты топливного бака от объёма



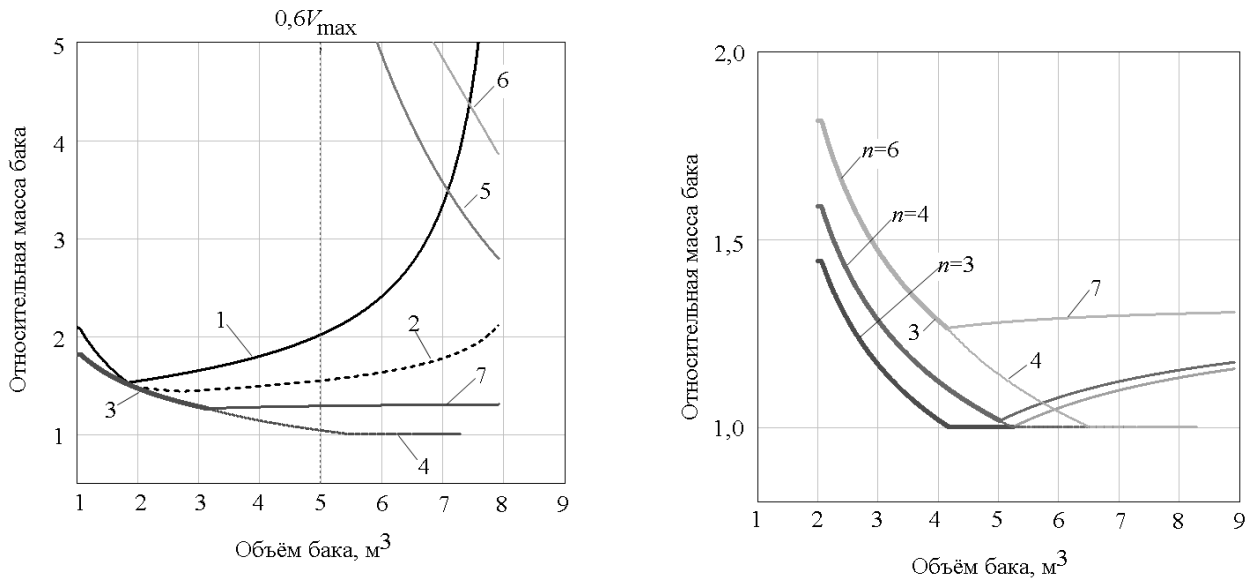
а *б*

Рис. 3. Зависимость относительной массы бака от объёма при $p = 0,2$ МПа



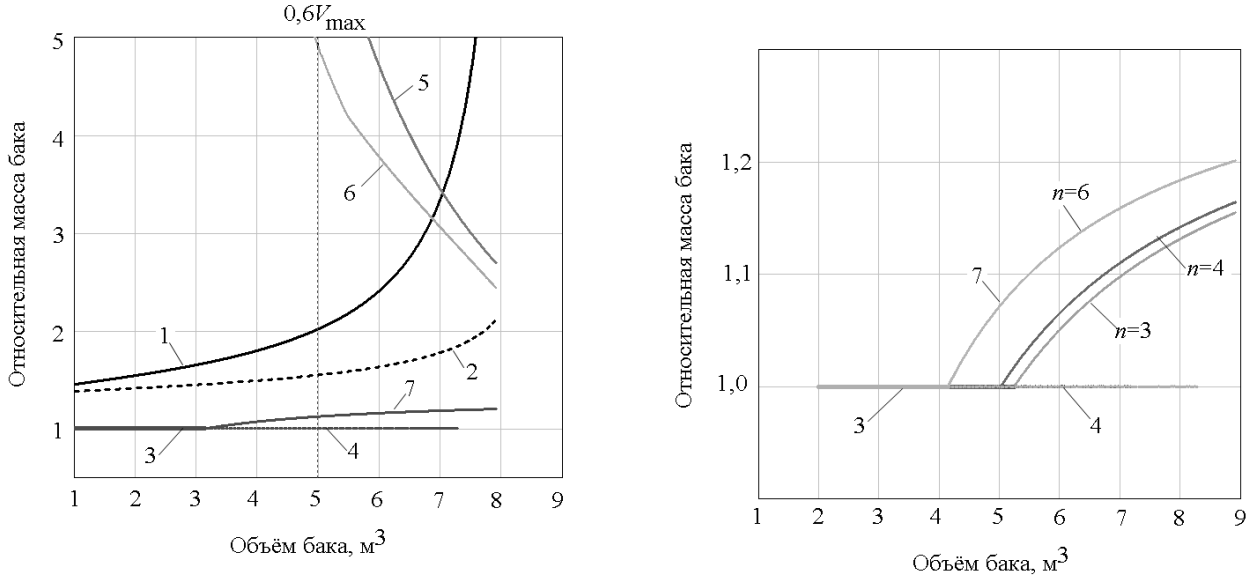
а *б*

Рис. 4. Зависимость относительной массы бака от объёма при $p = 0,4$ МПа



а *б*

Рис. 5. Зависимость относительной массы бака от объёма при $p = 1$МПа



а *б*

Рис. 6. Зависимость относительной массы бака от объёма при $p = 2,5$МПа

Выводы

Сразу же отметим, что приведённые ниже выводы не следует воспринимать как однозначные рекомендации по выбору формы топливного бака в зависимости от его объёма и действующего давления. Процесс выбора рациональной формы топливного бака и/или топливного отсека является только одним из частных вопросов, решаемых при компоновке ракетного блока, особенно верхних ступеней. И говорить в этом случае о предпочтительной форме отдельно взятого топливного бака будет не правильно. Тем не менее, результаты данного исследования дают возможность сформулировать достаточно общие выводы, которые имеет смысл принимать во внимание при

выборе компоновки ракетного блока. Часть этих выводов основана на результатах работы [1].

1. Как и следовало ожидать, при увеличении давления p, графики зависимости относительной массы от объёма постепенно приобретают вид графиков, построенных для случая, когда при определении массы не учитывалось технологическое ограничение на толщину. Таким образом, результаты массового анализа, проведённые без учёта технологического ограничения на толщину, можно использовать в двух случаях. Во-первых, когда необходимо сопоставить теоретически достижимые значения масс баков различной формы, не задаваясь при этом ни значением нагрузки, ни характеристиками конструкционного материала. И, во-вторых, когда бак нагружен таким давлением, что при всех значениях объёма из представляющего интерес интервала расчётная толщина превышает технологический минимум.

2. Если при определении массы бака не учитывать технологическое ограничение на толщину оболочек, то масса многоблочного сферического бака (вариант 3) и моноблочного сферического бака (вариант 4) будет равна массе одного сферического бака такого же объёма (подробнее см. [1]).

3. Если при определении массы бака учитывать технологическое ограничение на толщину оболочек, то при небольших значениях объёма и давления масса вариантов 3 и 4 будет больше массы одного сферического бака такого же объёма. При увеличении давления масса вариантов 3 и 4 стремится к массе одного сферического бака и при больших значениях давления (рис. 6) становится равной ей. При этом варианты 3 и 4 обеспечивают гораздо более плотную компоновку, чем один сферический бак.

4. Объём вариантов 3 и 4 ограничен сверху из геометрических соображений. С увеличением количества сферических фрагментов n, из которых состоит моноблочный бак 4, его объём стремится к объёму тора. Одновременно уменьшается его высота. Однако при увеличении n ухудшается технологичность и снижается надёжность варианта 4 (главным образом из-за увеличения количества сварных швов). Максимальный объём варианта 3 достигается при $n = 3$. При увеличении n предельно возможный объём варианта 3 уменьшается. Объём многоблочного цилиндрического бака (вариант 7), в отличие от вариантов 3 и 4, сверху ничем не ограничен.

5. При небольших значениях давления оба варианта торовых баков по массовому критерию, по меньшей мере, не проигрывают сферическим бакам (рис. 3-4). Этому есть простое физическое объяснение. Как известно, сфера – наиболее рациональная в массовом отношении форма оболочки, работающей на растяжение. Соответственно, при прочих равных условиях (значении внутреннего избыточного давления, объёме, конструкционном материале) расчётная толщина сферической оболочки всегда будет меньше, чем расчётная

толщина оболочек других форм, в том числе торовой. При небольших габаритах бака и низком значении давления расчётная толщина как сферической, так и торовой оболочек получается меньше технологического минимума. В этом случае толщина стенки бака определяется из технологических требований. Но при одном и том же значении толщины напряжения в сферической оболочке будут меньше, чем в торовой. Соответственно, в сферической оболочке доля «неработающего» материала будет больше, чем в торовой оболочке. В за счёт большей доли «неработающего» материала масса сферической оболочки оказывается сопоставимой с массой торовой оболочки эквивалентного объёма. По мере увеличения внутреннего давления и/или объёма бака доля «неработающего» материала в сферической оболочке уменьшается. К тому же площадь поверхности тора всегда больше площади поверхности сферы такого же объёма. Как результат при увеличении давления/объёма масса торовой оболочки начинает превышать массу сферической оболочки, что явно прослеживается на рис. 5-6.

6. Применение ступенчато изменяющейся толщины в торовых баках оправдано только при больших значениях давления и/или объёма. При небольших значениях давления расчётные толщины сегментов, из которых состоит торовый бак переменной толщины, получаются меньше технологического минимума. В результате будем иметь торовый бак с постоянной толщиной стенки, равной технологическому минимуму.

7. Торовый бак обеспечивает более плотную компоновку, чем варианты 3 и 4.

8. Если считать, что область применимости торовых баков ограничена таким соотношением их радиусов, при котором напряжения в оболочке можно рассчитывать по безмоментной теории (на графиках эта область ограничена справа $0,6V_{\max}$), то основным преимуществом варианта 4 является то, что его объём может быть больше объёма торового бака при меньшей (рис. 5-6) или сопоставимой (рис. 3-4) массе. При увеличении значений давления и/или объёма в качестве удачной альтернативы можно рассматривать вариант 7 (хотя он всегда имеет большую массу, чем вариант 4, но зато нет никаких ограничений на его объём и, к тому же, вариант 7 технологичнее).

9. При тех значениях объёма, для которых было проведено сравнение, бак в форме «чечевицы» (вариант 5) и эллипсоидальный бак (вариант 6) нельзя рассматривать в качестве альтернативы остальным рассмотренным вариантам из-за существенно большей массы. Кривые, соответствующие варианту 6, даже не показаны на рис. 3, *а* и 4, *а*, поскольку относительная масса этого варианта получилась больше принятого максимального значения шкалы по оси ординат. Крайне низкой массовой эффективности двух этих вариантов есть простое объяснение: при относительно небольших значениях объёма и большом

диаметре миделя бака сферическая оболочка варианта 5 и эллипсоидальная оболочка варианта 6 получаются очень пологими, а вследствие большого радиуса кривизны оболочек большой получается и её толщина. Примечательно, что низкая массовая эффективность вариантов 5 и 6 не компенсируется выигрышем в плотности компоновки (рис. 2, *а*).

Направления дальнейших исследований

Как уже было сказано, в ходе исследования была выявлена крайне низкая массовая эффективность бака в форме «чечевицы» (вариант 5) и эллипсоидального бака (вариант 6). Вместе с тем баки такой формы достаточно часто применяются в ракетостроении. Возможно, при значениях объёма бака, больших $V_{\max}$, вывод о неэффективности таких форм бака изменится. Основанием для такого предположения может служить отчётливо заметная тенденция быстрого уменьшения относительной массы этих вариантов при значениях объёмов, сопоставимых с $V_{\max}$ (рис. 5, *а* и 6, *а*). Но чтобы выяснить, правомерно ли это предположение, необходимы дополнительные исследования.

Библиографические ссылки

1. Гайдученко, П.А. Об альтернативах применению торовых баков в условиях габаритных ограничений [Текст] / П.А. Гайдученко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. – Д., 2015. – Т. 19. – С. 9-22.

2. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. – М.: Машиностроение, 1985. – 344 с.

3. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст]: учеб. для студ. втузов / Б.В. Грабин [и др.]; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

Надійшла до редколегії 06.12.2016

УДК 532.595:532.59

К.В. Гети, С.А. Давыдов, А.В. Давыдова, О.В. Колесниченко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ДИНАМИКА ТОПЛИВА В ТОРОИДАЛЬНОМ БАКЕ ПОДДЕЙСТВИЕМ ПОПЕРЕЧНОГО СИЛОВОГО ИМПУЛЬСА

У статті наведено результати експериментальних досліджень переміщення рідини у тороідальній ємності, що містить систему радіальних демпферів, яка виконує прискорений рух в горизонтальній площині

Ключові слова: *паливні баки, демпфері, космічний літальній апарат.*

В статье приведены результаты экспериментальных исследований перемещения жидкости в тороиадальной емкости, содержащей систему радиальных демпферов, которая совершает ускоренное движение в горизонтальной плоскости.

Ключевые слова: *топливные баки, демпферы, космический летательный аппарат.*

In the article represents the results of experimental investigations of liquid movement in toroidal containers containing a system of radial dampers that makes a rapid movement in the horizontal plane.

Keywords: *fuel tanks, dampers, spacecraft.*

Тороидальные топливные баки достаточно широко используются в настоящее время в конструкциях верхних ступеней ракет и доразгонных блоков. При этом, для обеспечения необходимого уровня демпфирования плесканий топлива, вследствии действия внешних силовых импульсов различного происхождения, в этих баках, как правило, применяется сложная система демпферов. От эффективности работы этой системы демпфирования существенно зависят условия функционирования системы управления ракетой-носителем.

Исследованиям динамики жидкости в тороидальных емкостях посвящено значительное количество работ [1,5,9]. Теоретическое изучение данного процесса связано со значительными расчетными трудностями и, кроме того, с существенными упрощающими допущениями, которые в конечном итоге для своей обоснованности требуют эмпирического подтверждения. Расчет динамики топлива в тороидальной емкости на основе полных уравнений Навье-Стокса требует больших затрат машинного времени, что является мало приемлемым для инженерной практики.

Вопросам экспериментальных исследований динамики жидкости в тороидальных емкостях посвящено значительное количество работ. Так например работы [3,4] посвящены исследованиям функционирования

© К.В. Гети, С.А. Давыдов, А.В. Давыдова, О.В. Колесниченко, 2016

заборного устройства тороидального бака с желобом постоянного сечения без учета конструкции системы демпфирования, которая в данном случае не влияния на процесс слива топлива из бака. В [8] представлены результаты экспериментальных исследований динамики компонентов топлива в тороидальных баках для системы подачи топлива КЛА «Пионер». Однако там

изучалось поведение топлива при вращении топливного бака относительно продольной оси. Необходимо отметить, что проведение экспериментальных исследований, связанных с изучением динамики жидкости в баках летательных аппаратов в условиях пониженной гравитации требует весьма значительных материальных средств.

Данная работа посвящена экспериментальному изучению гидродинамических процессов, которые происходят в полости тороидального бака, частично заполненного топливом, под действием внешнего поперечного силового импульса при постоянно действующем продольном массовом ускорении величиной 1g, т.е. в условиях нормальной гравитации.

Экспериментальная установка (ЭУ) для исследования переориентации жидкости в тороидальной емкости, которая содержит 9 радиальных демпфирующих перегородки, схематично представлена на рис. 1, и в общем виде – на рис. 2.

Все элементы ЭУ располагаются на массивной металлической опоре 8 (рис.1), которая установлена строго горизонтально с помощью трех винтов (на рисунке не показаны). Основной частью ЭУ является экспериментальная модель бака 2, выполненная из органического стекла и размещенная на подвижной опорной текстолитовой пластине 4. Основные геометрические размеры модели приведены на рис. 3, а общий вид – на рис. 4. Из рис. 3 видно, что внутри тороидальной емкости располагается симметрично 9 радиальных ребер, которые разделяют внутреннюю полость модели на 9 равных секторов, которые сообщаются между собой через щелевые зазоры между ребрами, стенками и днищем емкости величиной 2,5 мм. По днищу модели проходит кольцевой коллектор, который соединяется с основным объемом бака через тканую металлическую сетку полотняного плетения с квадратными ячейками размером 80 мкм – сетчатый фазоразделитель (СФР).

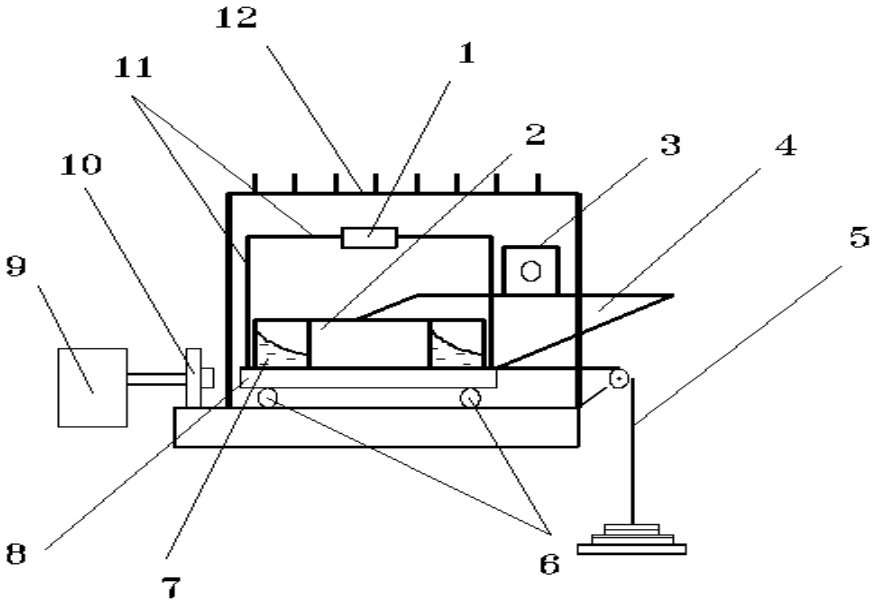


Рис. 1. Схема экспериментальной установки по исследованию переориентации жидкости в тороидальной емкости:

1 – блок подсветки; 2 – модель бака; 3 – видеокамера; 4 – опорная плита модели и кинокамеры; 5 – тросовая система создания силового импульса; 6 – ролики с направляющими; 7 – рабочая жидкость в модели; 8 – опора; 9 – блок питания электромагнита; 10 – электромагнит; 11 – система управления блоком подсветки; 12 – устройство фиксации текущей координаты модели.

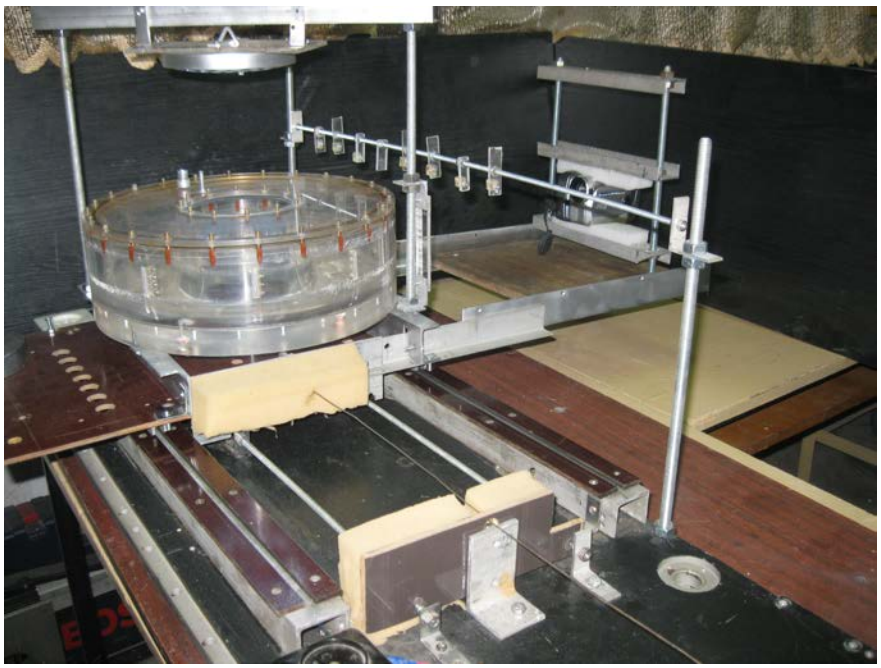


Рис. 2. Общий вид экспериментальной установки

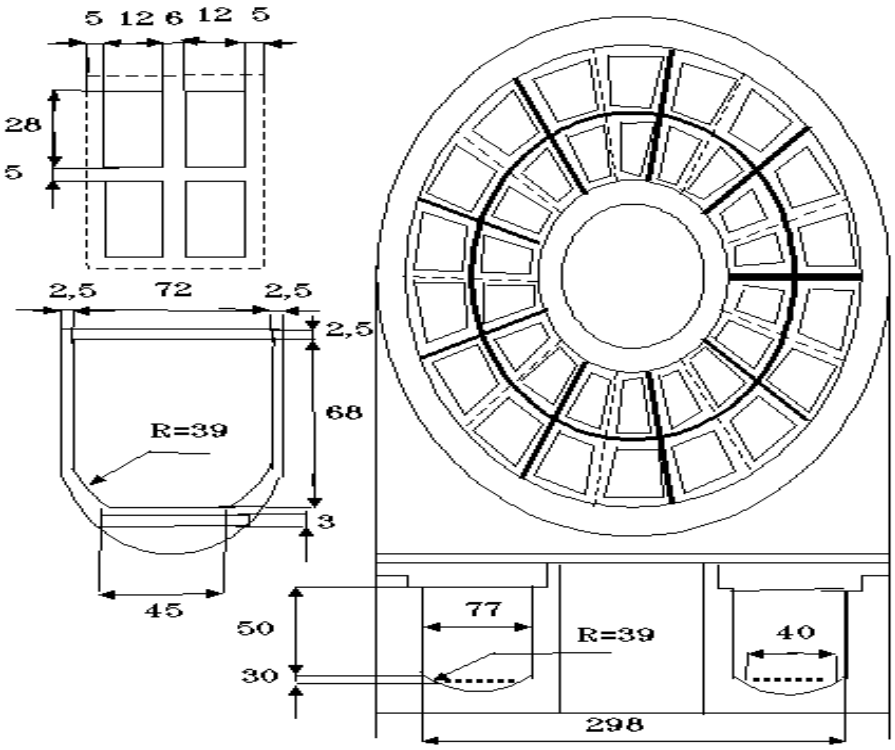


Рис. 3. Схема модели бака. Все размеры приведены в миллиметрах

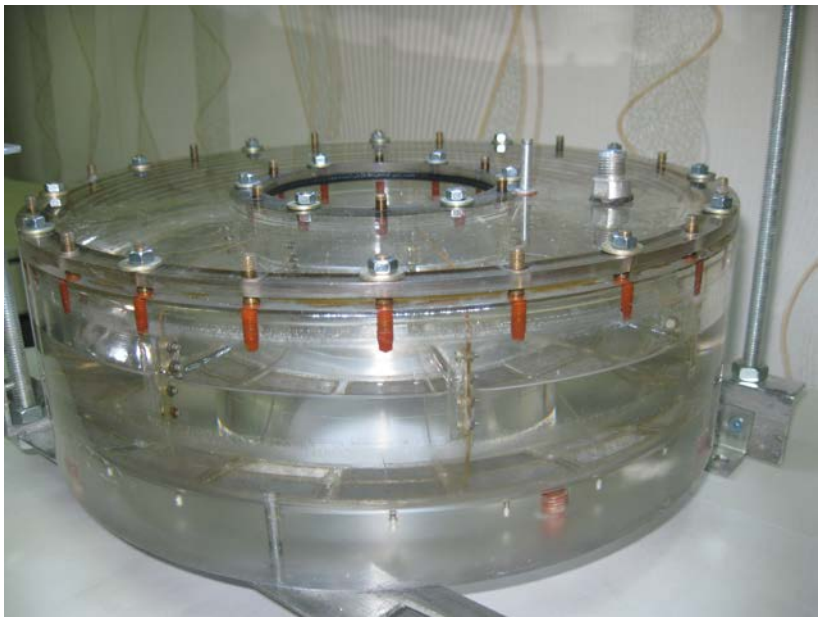


Рис. 4. Общий вид модели тороидального бака

Внутрь каждого из 9 сегментов бака попадает 4 сетчатых окна размером 28мм ·12мм, каждое (рис. 3). Сверху модель закрывается крышкой с уплотнительными кольцами, которая крепится к модели с помощью 24 и 12 винтов по внешнему и внутреннему краю, соответственно.

Блок подсветки модели 1 типа LED 6248, состоящий из 48 светодиодов, располагается над моделью на двух опорных вертикальных стержнях и одном

горизонтальном стержне, которые образуют систему управления блоком подсветки 11.

Модель бака с системой подсветки располагается на подвижной опоре 4, который представляет собой прямоугольную пластину из текстолита размером 0,3 м · 0,6 м, которая на 4 роликах 6 скользит по направляющим опоры 8. На опорной пластине 4 размещается также видеокамера 3, которая фиксирует текущее время, перемещение модели и динамику свободной поверхности жидкости в боковых секторах модели. Подвижная опора 4 фиксируется в крайнем левом положении электромагнитом 9 и проводится в движение слева направо тросовой системой создания силового импульса 5.

Тросовая система создания поперечного силового импульса 5 представляет собой систему сменных грузов, которые через металлический трос соединены с подвижной опорной пластиной 4.

Кроме того, на опорной пластине 4 располагается устройство фиксации текущей координаты модели 12. Это устройство представляет собой металлический стержень на двух опорных стойках, на котором через каждые 50 мм располагаются координатные метки.

Обесточивание электромагнита 10 и, соответствующее начало движение модели 2, выполняется через блок питания электромагнита 9.

Далее остановимся на методике проведения экспериментов. При открытой крышке модель бака заполняется заданным объемом рабочей жидкости. Далее устанавливаются резиновые уплотнительные прокладки и сверху крышка, которая прижимается 36 винтами.

Модель 2, заполненная жидкостью, устанавливается на подвижную опору 4 с помощью четырех винтов.

Далее подвижная опора 4 с моделью переводится в крайнее левое положение, в котором он удерживается электромагнитом 10 (рис. 1). На тросовой системе создания поперечного силового импульса 5 устанавливается груз заданной массы, величина которого определяет величину горизонтального ускорения модели с жидкостью. Затем включается блок подсветки 2 и видеокамера 3, которая фиксирует текущее время эксперимента с точностью до 0,04с. Далее выключается электропитание на магните и подвижная опора с моделью, блоком подсветки и видеокамерой приходит в ускоренное движение. Текущая координата модели бака 2 фиксируется на видеозаписи с помощью устройства 12.

Процесс записи динамики свободной поверхности жидкости в модели при ее ускоренном движении продолжается до момента ее столкновения с амортизатором в крайнем правом положении подвижной опоры 4. В дальнейшем устанавливается новый груз и эксперимент повторяется вновь.

По изложенной выше методике были проведены экспериментальные исследования, основные результаты которых приведены ниже.

В качестве модельной жидкости для проведения экспериментов был взят бутанол-1, близкий по физическим свойствам к высококипящим компонентам

топлива, которые используются в качестве горючего. Основные физические параметры бутанола-1 при 20^0С [2] это:

- плотность ρ=808,6 кг/м^3:
- динамическая вязкость μ = 0,00295·10^{-3} кг/(м·с);
- поверхностное натяжение σ = 0,0246 кг/с^2.

При проведении экспериментов высота заполнения модельной жидкостью над СФР составляла Н = 15 мм, 30 мм и 45 мм. Действующее поперечное ускорение изменялось в диапазоне от 0,3 м/с^2 до 1,9 м/с^2 на 4 различных промежуточных уровнях.

Схематично направление поперечного ускорения $\vec{a}$ по отношению к радиальным ребрам модели и принятая нумерация секторов от I до IX показаны на рис. 5.

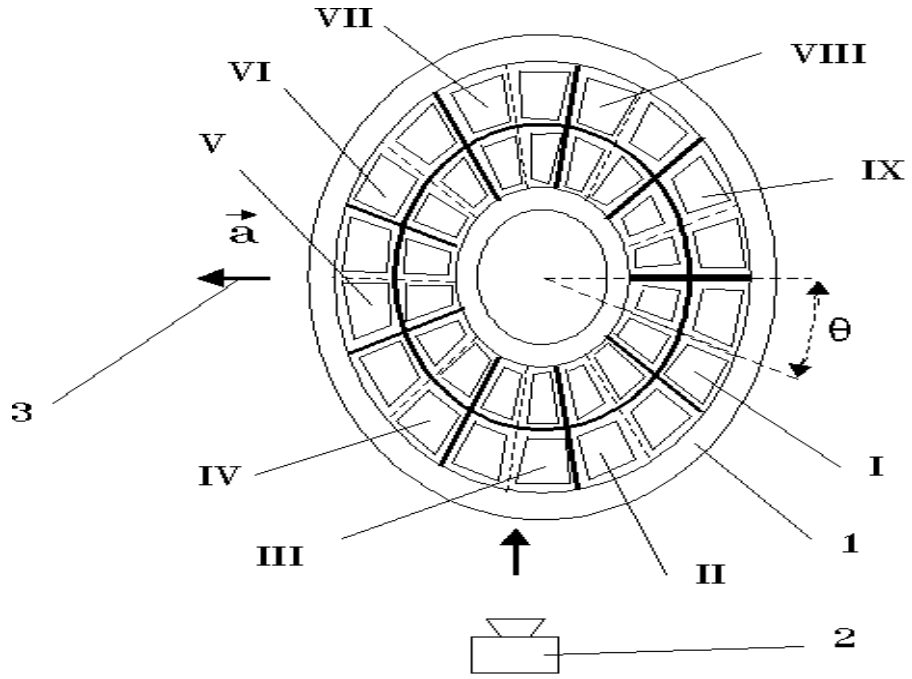


Рис. 5. Направление действия продольного импульсного ускорения $\vec{a}$ и принятая нумерация секторов модели:

1 – модель бака с 9 радиальными ребрами; 2 – положение видеокамеры при съемке; 3 – направление действия поперечного ускорения модели $\vec{a}$; I, II, … , IX – принятая нумерация секторов модели; θ – угловая координата сектора.

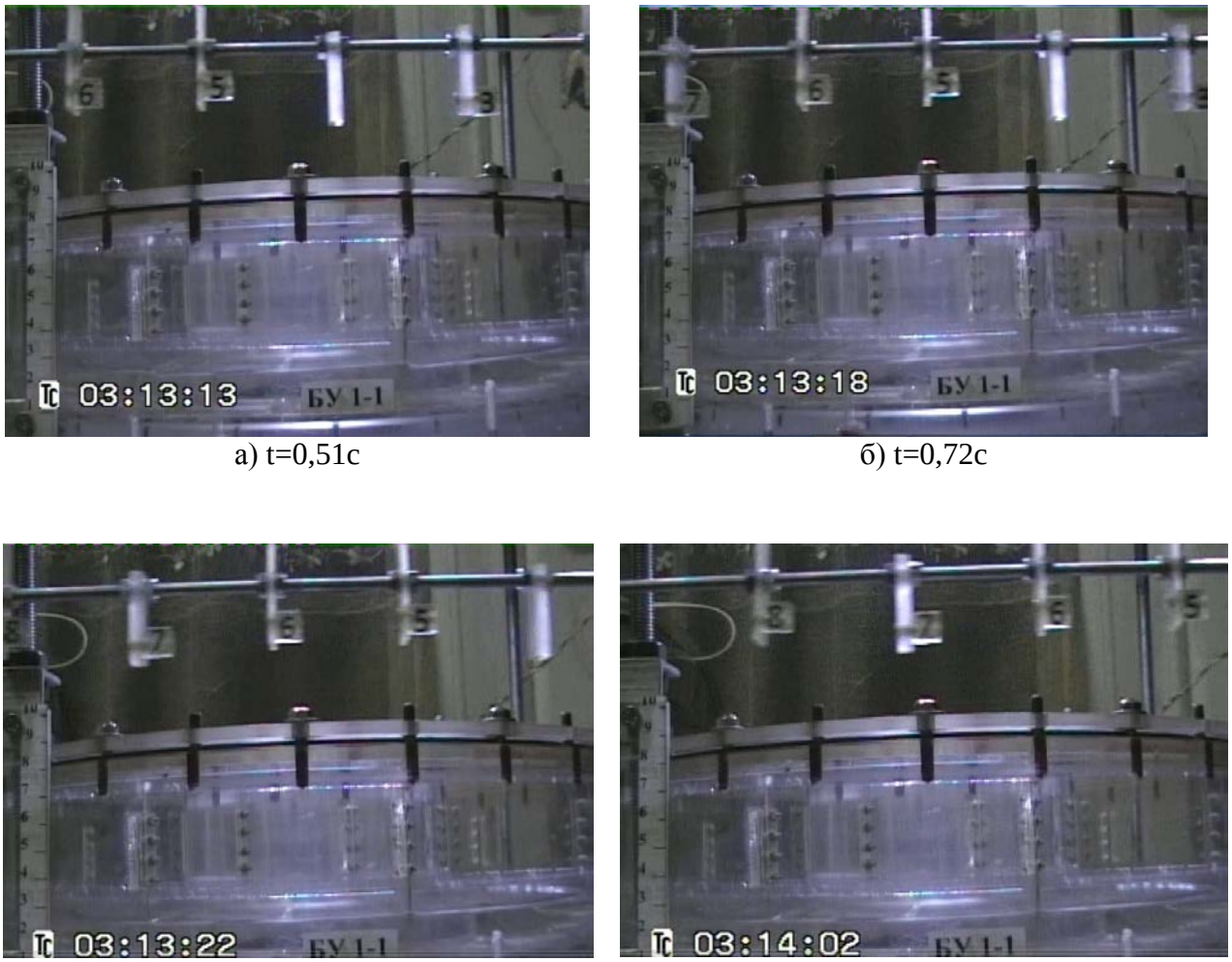
Из рис. 5 видно, что при проведении видеосъемки процесс движения жидкости в модели можно зафиксировать только во II-ом и III-ем секторах модели. Поэтому анализ динамики жидкости в модели проводится только на основании этих двух секторов.

Перемещение жидкости под действием поперечного ускорения происходит в пределах отдельного сектора в зависимости от его положения в модели. Кроме того, происходит взаимное перетекание жидкости между

секторами через нижнее сетчатое днище и общий кольцевой коллектор (рис. 3), через который все сектора соединяются между собой. Взаимное перемещение жидкости между соседними секторами происходит через щелевые зазоры между ребрами и остальными стенками сектора.

Основные результаты проведенных экспериментов состоят в следующем.

Динамика свободной поверхности (СП) при минимальном уровне заполнения модели бутанолом (15 мм на сетчатой поверхностью) при минимальном и максимальном значениях поперечного ускорения приведена на рис. 6 и 7.

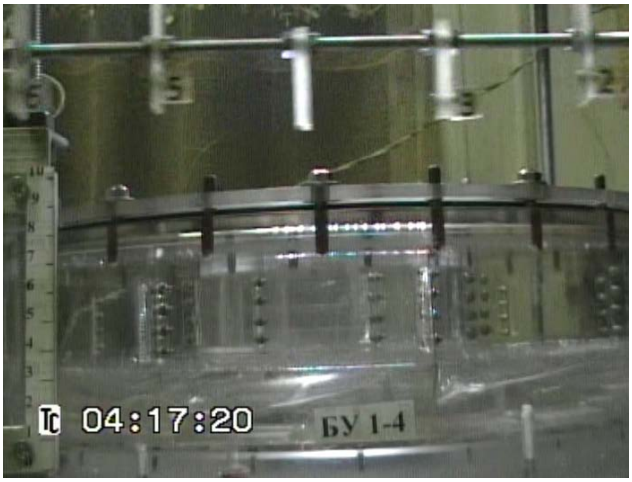


а) t=0,51с б) t=0,72с

в) t=0,88с г) t=1,05с

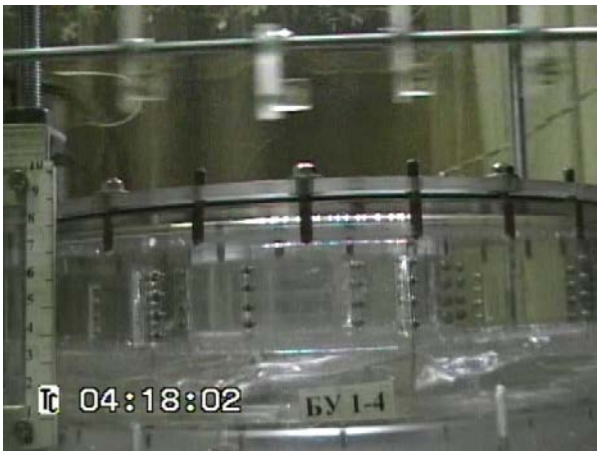
Рис. 6. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=15 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 0,42$ м/с².

а) t=0,08с



б) t=0,17с

в) t=0,29с



г) t=0,42с

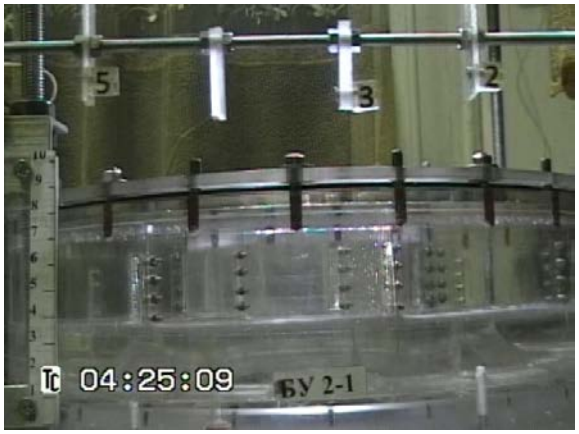
Рис. 7. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=15 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 1{,}327$ м/с^2.

При минимальном уровне заполнения модели и ускорении 0,42 м/с^2 (рис.3.7) и 0,525 м/с^2 СП жидкости сохраняет плоскую форму отклоняясь от равновесного положения на величину 3 – 5 мм в третьем секторе и не отклоняясь во втором секторе при ускорении 0,42 м/с^2. При ускорении 0,525 м/с^2 максимальное отклонение в третьем секторе возрастает до 7 - 9 мм, а во втором – до 2 – 3,5 мм.

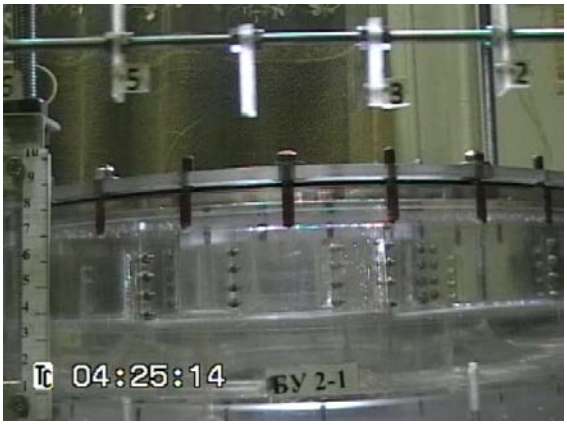
При ускорении 1,036 м/с^2 СП теряет плоскую форму. Вблизи левых границ секторов появляется подъем жидкости по стенке с последующей впадиной. При этом эта впадина более резко выражена во втором секторе. Относительный перепад уровней жидкости на левом и правом краях секторов достигает величины 18 – 25 мм в третьем секторе, и 9 - 11 мм - во втором секторе. При ускорении 1,327 м/с^2 (рис.7) волнообразность СП усиливается. При этом в третьем сектора вблизи левого края сектора наблюдается впадина значительной протяженности, а во втором секторе – две волны малой протяженности (рис.7в). Относительный перепад уровней жидкости на левом и

правом краях секторов достигает величины 21 – 23 мм в третьем секторе, и 9 - 11 мм - во втором секторе.

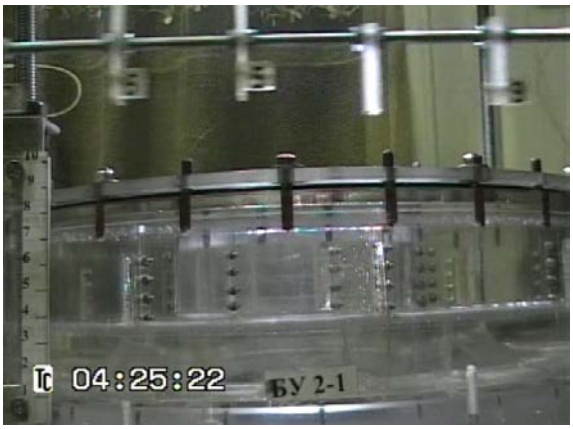
Результаты экспериментов при среднем уровне заполнения модели рабочей жидкостью, что соответствует уровню 30 мм на сетчатой поверхностью, при максимальном и минимальном уровнях поперечного ускорения, представлены на рис. 8 и 9.



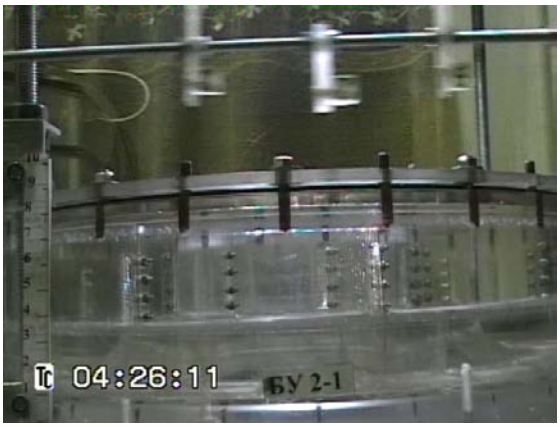
а) t=0,16с



б) t=0,37с



в) t=0,71с

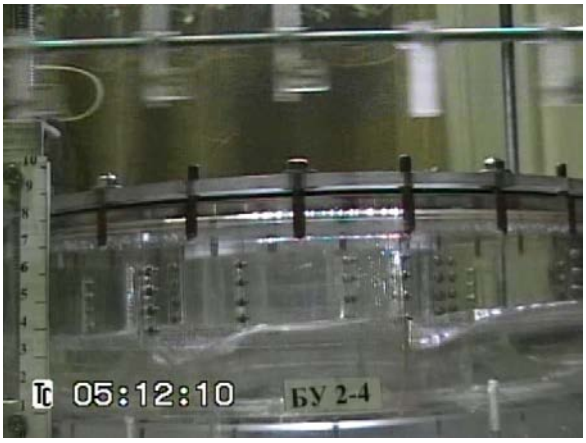


г) t=1,25с

Рис. 8. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=30 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 0,39$ м/с^2.

а) t=0,14с

б) t=0,23с



в) t=0,31с

г) t=0,56с

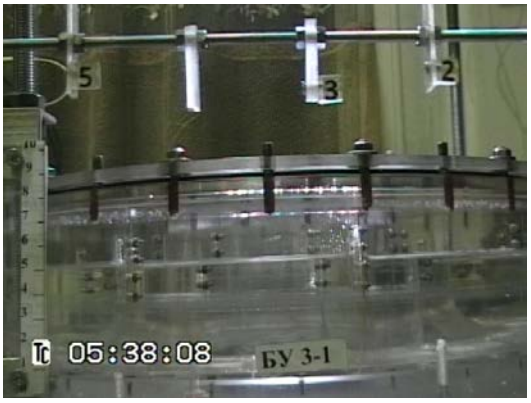
Рис. 9. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=30 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 1,88$ м/с^2.

При среднем уровне заполнения модели и ускорениях 0,39 м/с^2 (рис.8) и 1,0 м/с^2 СП жидкости сохраняет плоскую форму, как и при малом уровне заполнения модели. При этом перепад уровней СП между левой и правой границами секторов достигает 1-2 мм в третьем секторе и 2-4 мм во втором секторе при ускорении 0,39 м/с^2 (рис.8). При ускорении 1,0 м/с^2 этот перепад во втором и третьем секторах 7 -9 мм.

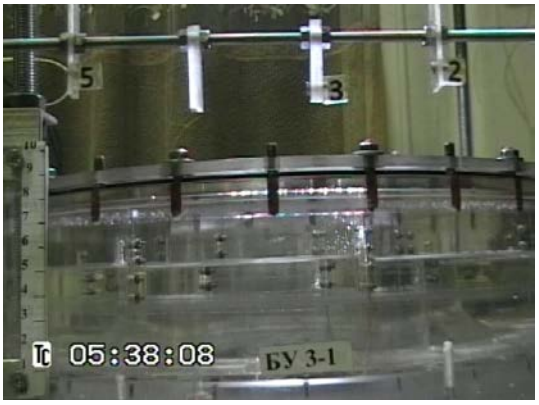
При ускорении 1,52 м/с^2 наблюдается волнообразование на СП вблизи левых краев секторов в виде подъема жидкости на границе с последующим резким спадом. При этом в дальнейшем впадина на СП у левой границе исчезает. Относительный перепад уровней жидкости на левом и правом краях секторов достигает величины 11 – 14 мм во втором и третьем секторах. При ускорении 1,88 м/с^2 (рис.9) волнообразность СП усиливается. При этом, во втором и третьем секторах форма и глубина впадины вблизи левых границ являются практически идентичными (рис.9б,в). Со временем глубины впадин имеют тенденцию к уменьшению (рис.9г). Относительный перепад уровней

жидкости на левом и правом краях секторов достигает величины 16 – 18 мм во втором и третьем секторах.

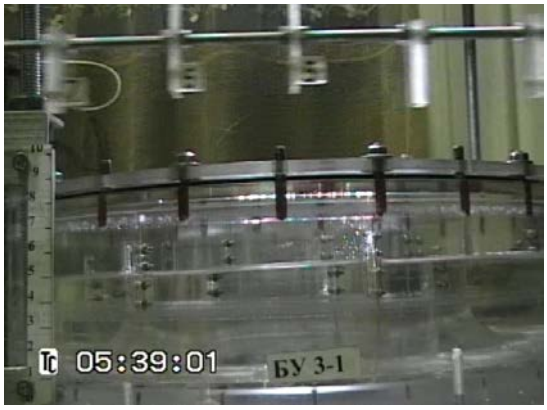
Результаты экспериментов при высоком уровне заполнения модели рабочей жидкостью, что соответствует уровню 45 мм на сетчатой поверхностью, при максимальном и минимальном уровнях поперечного ускорения, представлены на рис. 10 и 11.



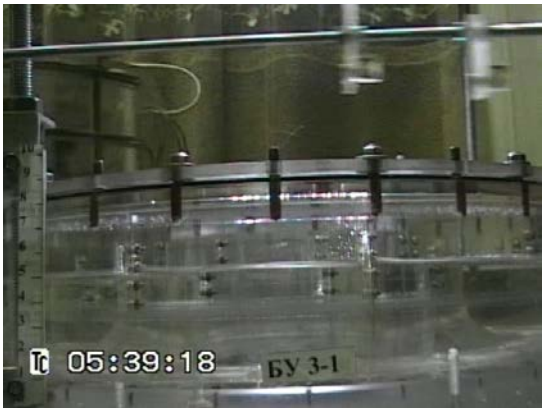
а) t=0,0с



б) t=0,35с



в) t=0,81с



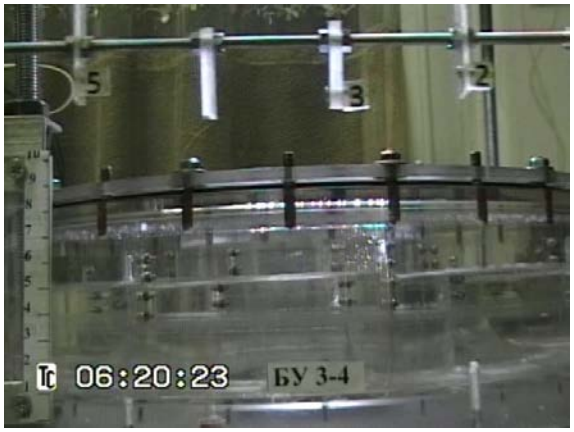
г) t=1,09с

Рис. 10. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=45 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 0,30$ м/с².

При высоком уровне заполнения модели и ускорениях 0,3 м/с^2 (рис.10), 0,577 м/с^2, 1,54 м/с^2, 1,69 м/с^2 (рис.11) СП жидкости сохраняет плоскую форму на всем протяжении времени эксперимента. При этом перепад уровней СП между левой и правой границами секторов достигает 1-2 мм в третьем и во втором секторах при ускорении 0,3 м/с^2 (рис.10). При ускорении 0,577 м/с^2 этот перепад во втором секторе до 7 мм, а в третьем 9 мм. При ускорении 1,54 м/с^2 этот перепад во втором секторе до 11 - 14 мм, а в третьем 14 - 16 мм. При ускорении 1,69 м/с^2 этот перепад во втором секторе до 14 -16 мм, а в третьем 18 - 21 мм (рис. 11).

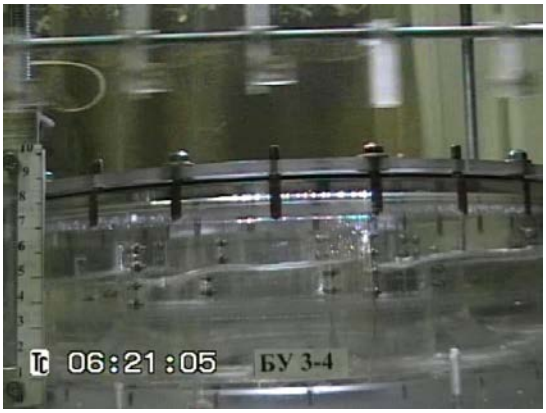
Сравнение динамики жидкости при различных уровнях заполнения модели позволяет сделать следующие выводы. Повышение относительного заполнения модели жидкостью снижает уровень отклонения зеркала жидкости от равновесного положения. Максимальные отклонения зеркала жидкости от

исходного положения под действием поперечного ускорения модели наблюдаются при минимальном уровне заполнения модели. Кроме того, искривление СП с образованием впадин наиболее сильно выражено также при минимальном уровне заполнения.



а) t=0,03с

б) t=0,16с



в) t=0,32с

г) t=0,49с

Рис. 11. Динамика свободной поверхности рабочей жидкости (бутанол-1) при уровне заполнения модели h=45 мм при поперечном ускорении $|\vec{a}| = 1,69$ м/с^2.

При максимальном уровне заполнения СП жидкости остается плоской при любых уровнях боковых ускорений. Кроме того, относительное отклонение зеркала жидкости от равновесия является минимальным также при максимальном уровне заполнения модели.

Далее на основе метода Релея [6] была получена полуэмпирическую зависимость относительного смещения СП жидкости в секторах модели в зависимости от времени действия и уровня поперечного ускорения модели, а также уровня заполнения модели рабочей жидкостью.

С помощью метода Релея можно получить следующую зависимость

$$\overline{H} = C\overline{a}^{\alpha},$$

где $\overline{H} = \frac{H}{L_c}$; H - максимальная амплитуда плескания жидкости в секторе под действием поперечного силового импульса, м; L_c - длина сектора по внешней стенке, м; $\overline{a} = \frac{a}{g}$; a – поперечное ускорение модели, м/с^2; g=9,81 м/с^2 – ускорение свободное падение; C, α – эмпирические постоянные, зависящие от выбранного сектора модели и уровня заполнения модели рабочей жидкостью.

В результате обработки полученных экспериментальных данных методом наименьших квадратов [7] была установлена полуэмпирическая зависимость максимальной амплитуды колебаний жидкости в различных секторах тороидальной модели бака в зависимости от величины действующего поперечного массового ускорения при различных уровнях заполнения модели рабочей жидкостью.

Для уровня заполнения модели рабочей жидкостью на 15 мм над СФР для 2-го сектора C=0,21; α = 0,73, а для 3-го сектора C=0,53; α=0,73 (рис. 12). Для уровня заполнения модели рабочей жидкостью на 30 мм над СФР для 2-го сектора C=0,7; α = 1,23, а для 3-го сектора C=0,7; α=1,23 (рис. 13). Для уровня заполнения модели рабочей жидкостью на 45 мм над СФР для 2-го сектора C=0,044; α = 0,04, а для 3-го сектора C=0,055; α=0,04 (рис. 14).

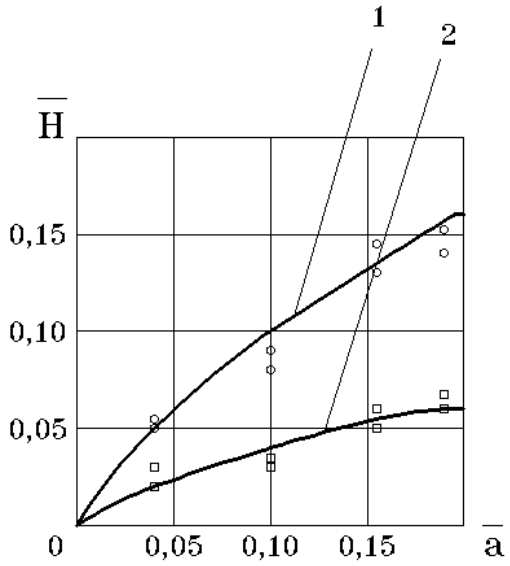


Рис. 12. Уровень заполнения модели рабочей жидкостью 15 мм над поверхностью СФР:

1 – обобщенная полуэмпирическая зависимость для сектора № 3;
2 – обобщенная полуэмпирическая зависимость для сектора № 2;
○ ,□ - соответствующие экспериментальные данные.

Представленные выше графики свидетельствуют, что приведенная выше полуэмпирическая зависимость позволяет с приемлемой для инженерной практики точностью рассчитать величину максимального отклонения

поверхности жидкости в периферийных (по отношению к поперечной оси бака) секторах тороидального бака в диапазоне поперечного ускорения от 0,3 м/с^2 до 1,9 м/с^2.

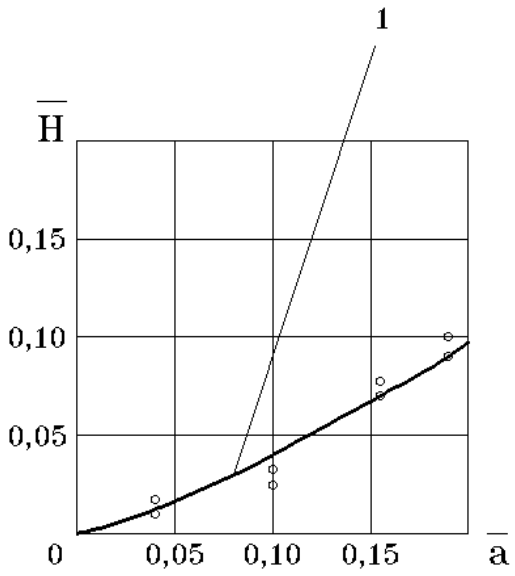


Рис. 13. Уровень заполнения модели рабочей жидкостью 30 мм над поверхностью СФР:

1 – обобщенная полуэмпирическая зависимость для секторов № 2 и № 3.

○ - соответствующие экспериментальные данные.

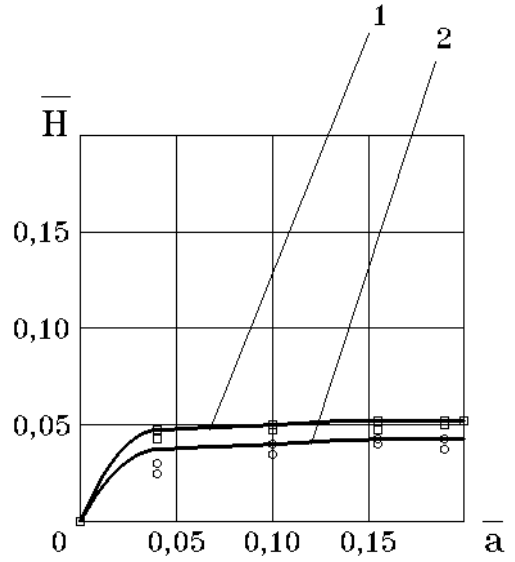


Рис. 14. Уровень заполнения модели рабочей жидкостью 45 мм над поверхностью СФР:

1 – обобщенная полуэмпирическая зависимость для сектора № 3;
2 – обобщенная полуэмпирическая зависимость для сектора № 2;
○ , □ - соответствующие экспериментальные данные.

Необходимо также отметить, что полученные экспериментальные данные не позволяют судить о влиянии на данный гидродинамический процесс физических свойств рабочей жидкости, а также степени плескания жидкости в секторах тороидального бака, которые размещены вблизи поперечной оси бака под действием поперечного ускорения бака. Данные вопросы требуют проведения дополнительных экспериментальных исследований.

Результаты работы могут быть использованы в инженерной практике на этапе эскизного проектирования при оценке эффективности систем демпфирования плесканий топлива, подобной конструкции. Кроме того, экспериментальные данные можно использовать для идентификации математической модели этого гидродинамического процесса при проведении соответствующих численных расчетов.

Библиографические ссылки:

1. Бойцун Н.Е. Экспериментальное исследование влияния вязкости жидкости на ее перемещения в тороидальном сосуде / Н.Е.Бойцун, А.В.Иващенко, А.Е.Кушнир и др. // Динамика механических систем: YI Всесоюз. школа–семинар, сентябрь 1986 г.: тезисы докл. – Томск: Том ГУ, 1986. – С. 9–10.

2. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Варгафтик Н.Б. – М.: Наука, 1972. – 720с.

3. Ильин Г.И. Методика проектирования заборных устройств тороидальных баков с желобом постоянного сечения / Г.И. Ильин // Космическая техника. Ракетное вооружение: Зб. наук. праць. - Дніпропетровськ, 2009. – Вып. 2. – С. 197 – 207.

4. Ильин Г.И. Экспериментальные исследования заборного устройства тороидального бака с желобом постоянного сечения / Г.И. Ильин, С.А. Демченко // Космическая техника. Ракетное вооружение: Зб. наук. праць. - Дніпропетровськ, 2011. – Вып. 2. – С. 293 – 303.

5. Макарова А.С. К вопросу об определении коэффициента демпфирования колебаний жидкости в сосуде с перегородками / А.С.Макарова // Решение прикладных задач математической физики и дискретной математики: Зб. наук. праць. – Днепропетровск: ДГУ, 1987. – С. 152 – 156.

6. Шарп Дж. Гидравлическое моделирование / Шарп Дж; пер. с англ. Л.А.Яскина – М.: Мир, 1984. – 280с.

7. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента / Шенк Х.; пер. с англ. Е.Г.Коваленко. – М.: Мир, 1972. – 381 с.

8. Anderson J.E. Evaluation of fluid behavior in spinning toroidal tanks / J.E. Anderson // AIAA Paper. – 1976. – № 598. – 9 p.

9. Meserole J.S. Slosh dynamics in a toroidal tank / J.S.Meserole, A.T.Fortini // AIAA Paper. – 1986. – № 1717. – 28 p.

Надійшла до редколегії 6.12.2016

УДК 629.764

А. В. Голубек, Н. М. Дронь, А. Н. Ляшенко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

КОМБИНИРОВАННЫЙ УВОД КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО С УЧЁТОМ ДИНАМИЧЕСКИ ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

Проведене імітаційне моделювання відводу великогабаритних об'єктів космічного сміття з колових екваторіальних орбіт висотою до 1500 км. Отримані залежності висоти перигею орбіти відводу з часом існування не більше 25 років від висоти початкової орбіти, балістичного коефіцієнта та фази сонячної активності в момент початку відводу. Визначені діапазони імпульсу швидкості, а також мінімальні енергетичні витрати на формування орбіти відводу зв'язки сміттєзбирач – об'єкт відводу масою 3 т і питомим імпульсом реактивної рушійної установки 330 с. Показана можливість економії компонентів палива для відводу з навколоземної орбіти до 5% за рахунок відповідного вибору дати відводу в поточному циклі сонячної активності.

Ключові слова: *сміттєзбирач, космічний об'єкт, орбіта відводу, час існування, енергетичні витрати.*

Проведено имитационное моделирование увода крупногабаритных объектов космического мусора с круговых экваториальных орбит высотой до 1500 км. Получены зависимости высоты перигея орбиты увода с временем существования не более 25 лет от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента и фазы солнечной активности в момент начала увода. Определены диапазоны импульса скорости, а также минимальные энергетические затраты на формирование орбиты увода связки мусоросборщик – объект увода массой 3 т и удельным импульсом реактивной двигательной установки 330 с. Показана возможность экономии компонентов топлива для увода с околоземной орбиты до 5% за счёт соответствующего выбора даты начала увода в текущем цикле солнечной активности.

Ключевые слова: *мусоросборщик, космический объект, орбита увода, время существования, энергетические затраты.*

A simulation of the disposal of large debris objects with circular equatorial orbits up to 1,500 km in height has been presented. There were obtained the dependences of the height of the perigee of the disposal orbit with a lifetime less than 25 years from the initial orbit height, ballistic coefficient and the phase of the solar activity at the beginning of withdrawal. The rates of the pulse ranges, as well as minimum energy costs on the formation of the disposal orbit ligament clean sweep device - the object of mass withdrawal of 3 m and a specific impulse of jet propulsion 330 sec were represented. The possibility of saving fuel components for withdrawal from Earth orbit to 5% due to an appropriate choice of the start date of the withdrawal of the current cycle of solar activity has been shown.

Keywords: *clean sweep device, a space object's orbit withdrawal, the existence, energy costs.*

© А. В. Голубек, Н. М. Дронь, А. Н. Ляшенко 2016

Экологическое состояние околоземной космической обстановки продолжает постепенно ухудшаться. Постоянные разрушения и столкновения искусственных спутников Земли привели к тому, что на низких орбитах движется более миллиона объектов суммарной массой, превышающей 3500 т, которые создают реальную проблему использования околоземного пространства для нужд человечества. Так на данный момент Международная космическая станция совершила более 20 манёвров увода с траектории полёта космического мусора, а также зарегистрировано несколько нештатных ситуаций с функционирующими спутниками, включая первое столкновение между ними.

Наибольшую потенциальную опасность дальнейшего увеличения количества космических объектов представляют крупногабаритные объекты – прекратившие свой срок активного существования спутники и орбитальные ступени ракет-носителей, на борту которых имеются баки с остатками компонентов топлива, аккумуляторные батареи и другие нестабильные элементы. Разрушение таких объектов вследствие естественных причин или попадания объекта космического мусора может привести к значительному ухудшению космической обстановки, включая начало синдрома Кесслера – лавинообразного увеличения количества космических объектов за счёт взаимного их столкновения между собой.

Одним из наиболее перспективных способов очистки околоземного космического пространства от подобных объектов является использование комбинированных средств увода, выполненных на базе реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса [5]. Двигательная установка обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли, а аэродинамический парус – постепенное снижение скорости за счёт воздействия на связку мусоросборщик – целевой объект силы аэродинамического сопротивления атмосферы. При этом время существования связки на орбите увода согласно [12] не должно превышать 25 лет.

Очевидно, что эффективность подобных средств увода во многом зависит от состояния верхней атмосферы, которая согласно стандартам функционально зависит от солнечной активности, изменяющейся циклично с периодом в 11 лет. Следовательно, и энергетические затраты будут зависеть не только от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, но и от фазы солнечной активности в момент начала увода космического объекта.

Современные достижения и публикации посвящены следующим вопросам:

– анализу возможных путей уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [5];

– краткосрочному прогнозированию времени и района прекращения существования спутника по данным наблюдений [7];

– усовершенствованию метода аналитической оценки времени существования космических объектов на околоземных орбитах [10];

– оценке возможности увода космического мусора мусоросборщиком с электрореактивной двигательной установкой [11];

– выработке рекомендаций по уводу космического объекта с околополярных орбит наклонением 86 и 98 град для различных значений баллистического коэффициента и моделей солнечной активности с оценкой необходимых энергетических затрат [13];

– сравнительному анализу моделей прекращения существования космических объектов ORSAT и SCARAB [14];

– поиску способов повышения точности прогнозирования процессов прекращения существования спутников [15];

– выработке рекомендаций по уводу орбитальных объектов [16];

– разработке метода прогнозирования процесса разрушения сгорающих космических объектов в атмосфере Земли [18].

Анализ доступных достижений и публикаций показал, что работы по анализу процессов увода объектов комического мусора ведутся рядом организаций и специалистов, но анализ влияния фазы солнечной активности на процесс увода не проводился.

Сформулируем постановку задачи в следующем виде. Дано:

– связка мусоросборщик – целевой крупногабаритный объект космического мусора массой 3 т и баллистическим коэффициентом 0,001, 0,01 и 0,1 $м^2$/кг, движущаяся на круговой экваториальной орбите высотой от 300 до 1500 км;

– удельный импульс тяги реактивной двигательной установки мусоросборщика составляет 330 с.

Необходимо: определить затраты компонентов топлива, необходимые для формирования орбиты увода связки мусоросборщик – целевой объект с временем существования не более 25 лет, учитывающие изменение состояния атмосферы в 11-летнем цикле солнечной активности.

Введём предположения:

– связка мусоросборщик – целевой объект – материальная точка;

– Земля – общий земной эллипсоид WGS-84;

– гравитационный потенциал Земли – нормальный, учитывается влияние 2, 3 и 4 гармоник;

– атмосфера Земли: выше высоты 120 км используется стандарт [3], ниже – [4];

– притяжение других небесных тел и давление солнечного света не учитывается;

– индекс геомагнитной активности постоянный и равный 10.

Увод будем осуществлять по следующей схеме:

– включение реактивной двигательной установки мусоросборщика и формирование высоты перигея орбиты связки, лежащей в верхних слоях атмосферы Земли;

– разворачивание до первого прохождения перигея орбиты увода аэродинамического парусного устройства, обеспечивающего торможение связки за счет воздействия силы аэродинамического сопротивления атмосферы;

– прекращение существования связки на орбите увода в течение 25 лет.

Разработаем математическую модель движения связки мусоросборщик – целевой объект на орбите увода под воздействием сил притяжения и аэродинамического сопротивления атмосферы Земли. Рассмотрим дифференциальные уравнения движения в оскулирующих орбитальных элементах, которые имеют вид:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{dp}{dt}=2\sqrt{\frac{p}{\mu}}TR\\
&\frac{di}{dt}=\frac{WR\cos u}{\sqrt{\mu p}}\\
&\frac{d\Omega}{dt}=\frac{WR\sin u}{\sqrt{\mu p}\sin i}\\
&\frac{dl}{dt}=\sqrt{\frac{p}{\mu}}\left[S\sin u+T\left(\frac{p+R}{p}\cos u+\frac{R}{p}l\right)+W\frac{R}{p}h\operatorname{ctg}i\sin u\right]\\
&\frac{dh}{dt}=\sqrt{\frac{p}{\mu}}\left[-S\cos u+T\left(\frac{p+R}{p}\sin u+\frac{R}{p}h\right)-W\frac{R}{p}l\operatorname{ctg}i\sin u\right]\\
&\frac{du}{dt}=\sqrt{\frac{p}{\mu}}\left(\frac{\mu}{R^2}-W\frac{R}{p}\operatorname{ctg}i\sin u\right)
\end{aligned}\right\},\qquad(1)$$

где p – фокальный параметр; i – наклонение; Ω – долгота восходящего узла; l и h – параметры Лапласа; u – аргумент широты; S,T,W – радиальное, бинормальное и трансверсальное возмущающие ускорения; $\mu=3{,}9860047\cdot10^{14}\,\text{м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная; $R=p/(1+l\cos u+h\sin u)$ – геоцентрическое расстояние до связки мусоросборщик – целевой объект.

Определим возмущающие ускорения, входящие в (1). Согласно введенным предположениям, ускорения будут определяться в виде геометрической суммы ускорений возмущения силы притяжения Земли и силы аэродинамического сопротивления атмосферы, то есть:

$$\left.\begin{aligned}
S&=g_S+b_S\\
T&=g_T+b_T\\
W&=g_W+b_W
\end{aligned}\right\},\qquad(2)$$

где g_S, g_T, g_W – радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции возмущения гравитационного потенциала Земли; b_S, b_T, b_W – радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции ускорения силы аэродинамического сопротивления атмосферы.

Учитывая принятый нормальный гравитационный потенциал Земли, запишем:

$$\left.\begin{aligned} g_S &= g_R + g_\omega \sin\varphi_e \\ g_T &= g_\omega \sin i \cos u \\ g_W &= -g_\omega \cos i \end{aligned}\right\}, \tag{3}$$

$$g_r = -\frac{\mu}{R^2}\left\{1 - \frac{3}{2}\frac{a_e^2}{R^2}C_{2,0}\left(5\sin^2\varphi_e - 1\right) + \frac{5}{2}\frac{a_e^3}{R^3}C_{3,0}\sin\varphi_e\left(7\sin^2\varphi_e - 3\right) + \right.$$

$$\left. + \frac{15}{8}\frac{a_e^4}{R^4}C_{4,0}\left[7\sin^2\varphi_e\left(3\sin^2\varphi_e - 2\right) + 1\right]\right\},$$

$$g_\omega = -\frac{\mu}{R^2}\left\{3\frac{a_e^2}{R^2}C_{2,0}\sin\varphi_e - \frac{3}{2}\frac{a_e^3}{R^3}C_{3,0}\left(5\sin^2\varphi_e - 1\right) - \frac{5}{2}\frac{a_e^4}{R^4}C_{4,0}\sin\varphi_e\left(7\sin^2\varphi_e - 3\right)\right\},$$

$$\sin\varphi_e = \sin u \sin i,$$

где φ_e – геоцентрическая широта связки мусоросборщик – целевой объект; $a_e = 6378137$м – большая полуось ОЗЭ; $C_{2,0}$, $C_{3,0}$ и $C_{4,0}$ – зональные гармоники гравитационного потенциала Земли [6].

Проекции ускорения силы аэродинамического сопротивления атмосферы определим из выражения:

$$\left.\begin{aligned} b_S &= \sigma\rho V_O V_{OS} \\ b_T &= \sigma\rho V_O V_{OT} \\ b_W &= \sigma\rho V_O V_{OW} \end{aligned}\right\}, \tag{4}$$

где σ – баллистический коэффициент связки мусоросборщик – целевой объект; ρ – плотность атмосферы; V_{OS}, V_{OT}, V_{OW} – радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции относительной скорости; $V_O = \sqrt{V_{OS}^2 + V_{OT}^2 + V_{OW}^2}$.

Проекции относительной скорости определим из соотношений:

$$\left.\begin{aligned} V_{OS} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}}\left(l\sin u - h\cos u\right) \\ V_{OT} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}}\left(1 + l\cos u + h\sin u\right) - \omega_e R\sin i\cos u \\ V_{OW} &= \omega_e R\cos i \end{aligned}\right\}, \tag{5}$$

где $\omega_e = 7{,}292115\cdot10^{-5}$ рад/с – угловая скорость суточного вращения Земли.

Плотность атмосферы является сложной функцией, которая согласно [3] зависит от высоты полёта, индекса солнечной активности на частоте 2800 МГц, индекса геомагнитной активности, прямого восхождения и склонения Солнца, а также гринвичских координат текущего положения связки мусоросборщик – целевой объект.

Определим последние:

$$\left.\begin{aligned} x &= R(\cos(\Omega-\gamma)\cos u - \sin(\Omega-\gamma)\sin u\cos i) \\ y &= R(\sin(\Omega-\gamma)\cos u + \cos(\Omega-\gamma)\sin u\cos i) \\ z &= R\sin\varphi_e \end{aligned}\right\}, \qquad (6)$$

где γ – угол, определяющий положение гринвичского меридиана относительно направления на весеннее равноденствие, определяемый в соответствии с [1].

Прямое восхождение и склонение Солнца определяются в соответствии с [9] с использованием фундаментальных параметров движения Земли относительно Солнца [1], а высота полёта – согласно [2].

Согласно работе [17] индекс солнечной активности удобно представлять в виде разложения в ряд Фурье. Аппроксимируем статистические данные среднесуточного и средневзвешенного за 81 сутки индексов солнечной активности за два последних цикла функциями вида (рис. 1):

$$F_{10,7} = a_0 + \sum_{i=1}^{N_F} a_i \sin(m_i\omega\tau + \nu_i), \qquad (7)$$

$$F_{81} = a_0 + \sum_{i=1}^{N_F} a_i \sin(m_i\omega\tau + \psi_i), \qquad (8)$$

где $F_{10,7}$ – среднесуточный индекс солнечной активности; F_{81} – средневзвешенный индекс солнечной активности за 81 сутки; τ – количество суток от 01.01.1987; a, ω, m, ν, ψ – коэффициенты (табл. 1); N_F – количество гармоник.

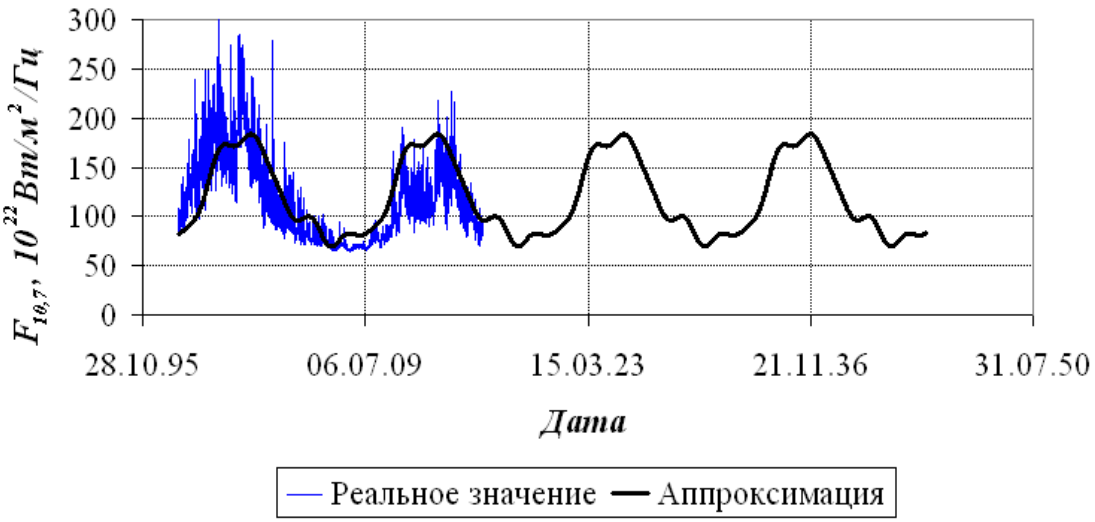


Рис. 1. Аппроксимация среднесуточного индекса солнечной активности

Таблица 1

Коэффициенты аппроксимации индексов солнечной активности

i	$a\times10^{22}$	ω	m	ν	ψ
0	120,0	-	-	-	-
1	-52,8	0,001499	1	2,748076	2,671873
2	-11,9		2	1,129520	1,000345
3	-7,6		4	0,673236	0,461934
4	7,2		6	2,427329	2,073972

Очевидно, что на параметры процесса увода будет оказывать не только индекс солнечной активности, но и её фаза в момент начал увода. Учёт фазы солнечной активности будем проводить путём соответствующего выбора даты увода в пределах 24 цикла, выбрав 11 моментов времени с 01.01.2009 00:00:00 по 01.01.2019 00:00:00 с шагом в один год.

В результате проведенного имитационного моделирования процесса увода связки мусоросборщик – целевой объект с использованием математической модели (1) – (8) для различных фаз солнечной активности в момент начала увода и значений баллистического коэффициента получены зависимости высоты перигея орбиты увода с временем существования 25 лет, приведенные на рис. 2.

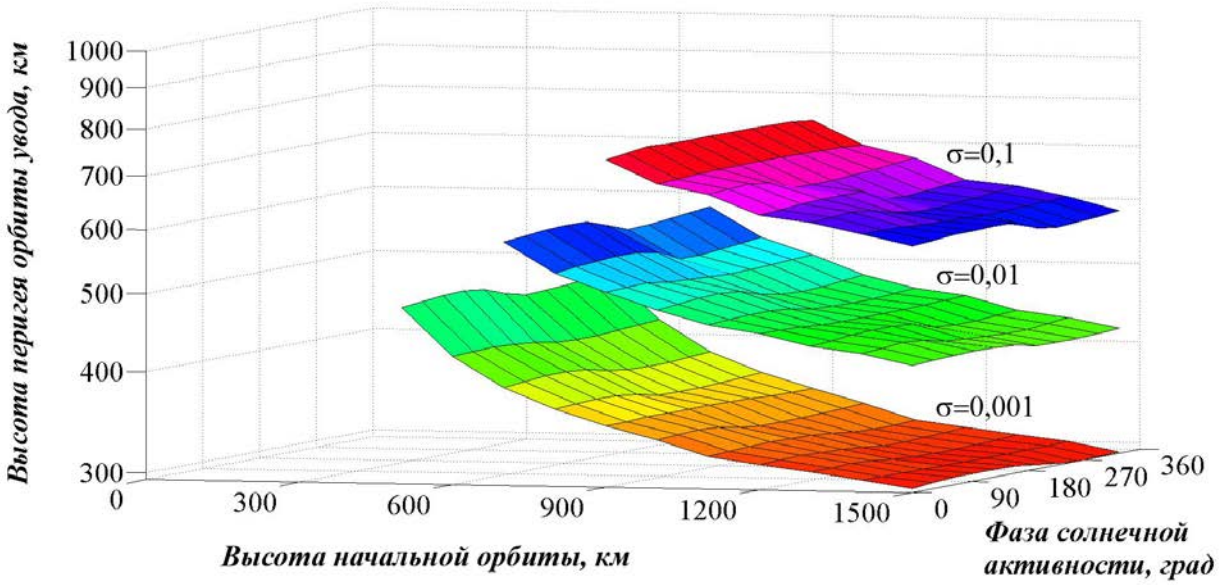


Рис. 2. Зависимость высоты перигея орбиты увода от высоты целевой орбиты, фазы солнечной активности и баллистического коэффициента

Как можно видеть из полученных результатов, изменение фазы солнечной активности в момент начала увода приводит к колебанию высоты перигея обиты относительно среднего значения в пределах ±2,5%.

Рассмотрим область пассивного увода (без включения реактивной двигательной установки). Ей соответствуют координаты высоты начальной орбиты (h) и баллистического коэффициента, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Координаты области пассивного увода

σ, м^2/кг	0,1	0,01	0,001
h, км	850	650	500

Полученные параметры орбиты увода схожи с результатами, приведенными в стандарте [16] и принадлежат зоне орбит увода с временем существования порядка 25 лет.

Определим диапазоны изменения импульса скорости, необходимого для формирования орбиты увода с временем существования 25 лет, для различных фаз солнечной активности в момент начала увода и величины баллистического коэффициента связки мусоросборщик – целевой объект с использованием Гомановской схемы перелёта [8]:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{h+R_e}}\left(\sqrt{\frac{2\tilde{r}}{1+\tilde{r}}}-1\right),$$

$$\tilde{r} = (h_\pi + R_e)/(h+R_e),$$

где h_π – высота перигея орбиты, обеспечивающая заданное время существования в зависимости от высоты начальной орбиты, фазы солнечной активности и баллистического коэффициента; $R_e = 6371{,}11$ км – средний радиус Земли. Диапазон изменения импульса скорости для формирования орбиты увода с временем существования 25 лет в зависимости от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента приведен на рис. 3.

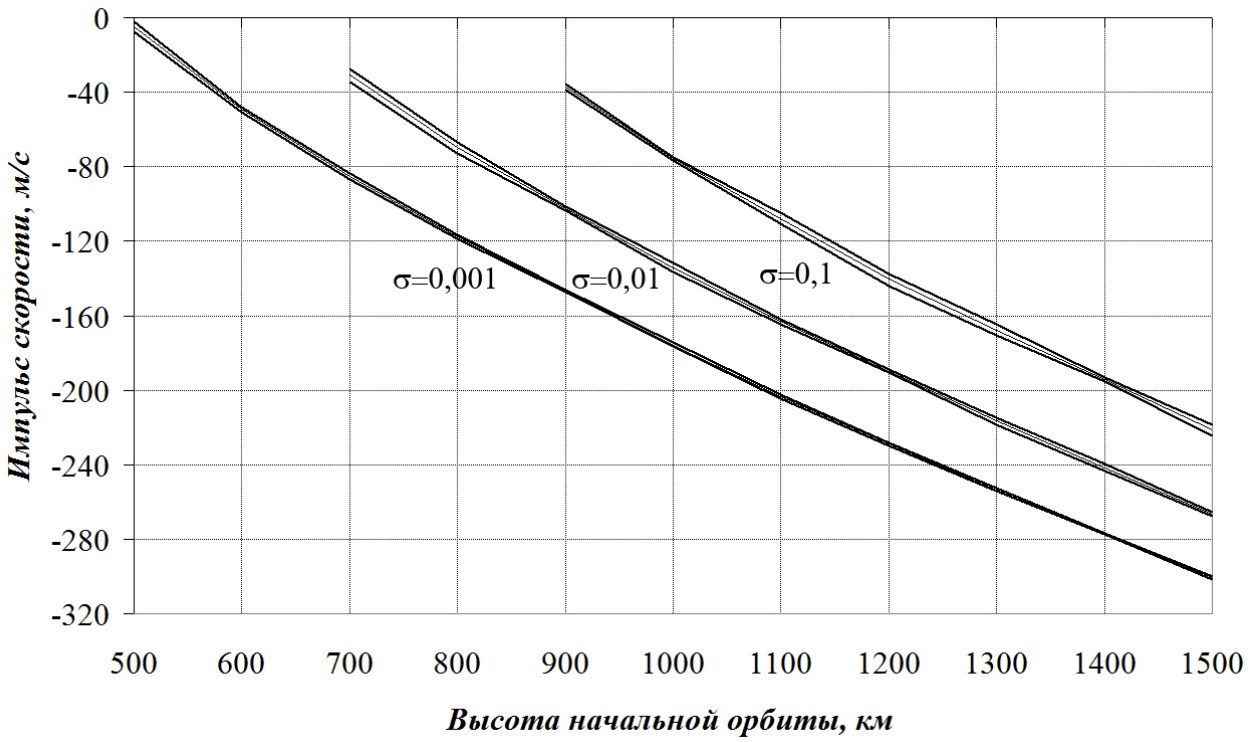


Рис. 3. Зависимость диапазона изменения импульса скорости для формирования орбиты увода с временем существования 25 лет от высоты начальной орбиты

Определим минимальные затраты компонентов топлива, необходимые для формирования орбиты увода с временем существования 25 лет при любом значении фазы солнечной активности. Для этого найдём зависимость максимальной (по модулю) величины импульса скорости в рассматриваемом диапазоне фаз солнечной активности от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента, на основании которой с использованием формулы Циолковского оценим затраты компонентов топлива на выполнение манёвра увода:

$$\Delta m = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{|\Delta V_{\max}|}{9{,}80665 I} \right) \right],$$

где Δm – масса затраченных компонентов топлива; m_0 – масса связки мусоросборщик – объект увода до начала формирования орбиты увода; $V_{\max}$ – максимальное значение модуля импульса скорости; I – удельный импульс двигательной установки.

Так для заданных массы связки мусоросборщик – целевой объект 3 тонны и удельного импульса реактивной двигательной установки 330 с, минимальные затраты компонентов топлива представим в виде рис. 4. При этом отклонения компонентов топлива, необходимые для формирования орбиты увода за счёт изменения солнечной активности находятся в пределах ±3,5 кг (5%) относительно среднего значения.

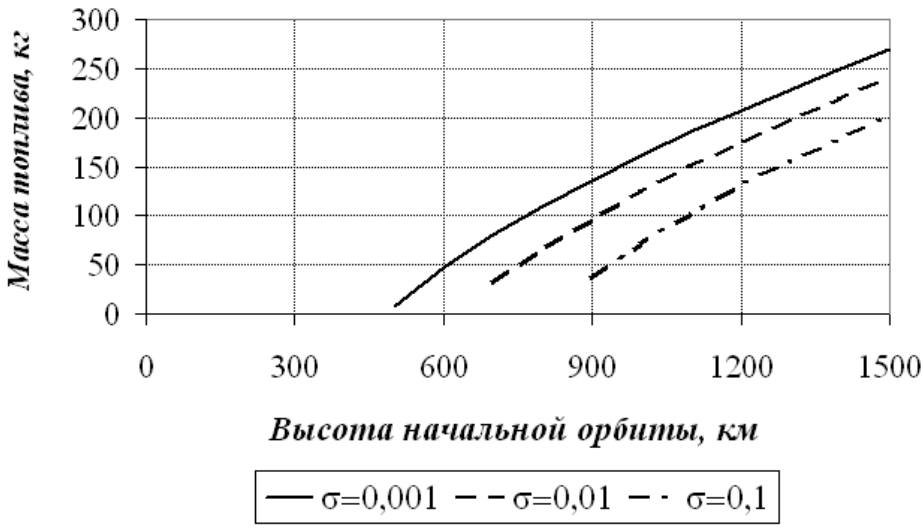


Рис. 4. Минимальные затраты компонентов топлива на формирование орбиты увода с временем существования 25 лет

В результате проведенной работы можно сделать следующие выводы:

– получены зависимости минимального импульса скорости, учитывающего изменение солнечной активности и необходимого для увода связки мусоросборщик – целевой объект с круговой экваториальной орбиты, от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента;

– изменение солнечной активности на протяжении 11-летнего цикла оказывает сравнительно незначительное влияние на обеспечение процесса увода крупногабаритного космического мусора с экваториальных орбит, которое выражается в отклонениях высоты перигея орбиты увода в пределах до ±2,5% и массы компонентов топлива, необходимых для формирования орбиты увода, – до 5% относительно их средних значений;

– согласно полученным результатам, увод с экваториальных орбит без использования реактивной двигательной установки осуществляется в следующих условиях: высота начальной орбиты менее 500 км при баллистическом коэффициенте 0,001 м^2/кг, высота менее 650 км при коэффициенте 0,01 м^2/кг и высота менее 850 км при коэффициенте 0,1 м^2/кг;

– определение времени начала увода в зависимости от фазы солнечной активности может дать экономию массы компонентов топлива при фиксированном времени увода.

Библиографические ссылки

1. Астрономический ежегодник на 2014 год [Текст] / Рос. акад. наук, Ин-т приклад. астрономии. – Санкт-Петербург: Наука, 2013. – 682 с.

2. ГОСТ Р 51794-2008. Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек

[Текст]. Взамен ГОСТ Р 51794-2001; введ. 18.12.2008. – М.: Стандартинформ, 2009. – 20 с.

3. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли [Текст]. Взамен ГОСТ 22721-77; введ. 01.07.1985. – М.: Издательство стандартов, 1984. – 31 с.

4. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры [Текст]. Взамен ГОСТ 4401-73; введ. 01.07.1982. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 180 с.

5. Дронь, Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Науковий Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С. 125–130.

6. Жданюк, Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений [Текст] / Б. Ф. Жданюк. – М.: Советское радио, 1978. – 384 с.

7. Козелков, С. В. Анализ результатов прогноза времени и района прекращения существования космического аппарата «Фобос-Грунт» [Текст] / С. В. Козелков, Е. И. Махонин, А. А. Моргун, Е. С. Козелкова, С. С. Москаленко // Системи обробки інформації. – 2012. – Т. 1, №3 (101). – С. 32–36.

8. Охоцимский, Д. Е. Основы механики космического полета [Текст]: учеб. пособие / Д. Е. Охоцимский, Ю. Г. Сихарулидзе. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 448 с.

9. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике [Текст] / В. К. Абалакин [и др.]; под общ. ред. Г. Н. Дубошина. Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. – 864 с.

10. Ямницкий, В. А. Метод аналитической оценки времени существования космических объектов на околоземных орбитах [Текст] / В. А. Ямницкий, Е. И. Жилин, Е. В. Ветлугин, И. В. Ветлугина // Системи обробки інформації. – 2006. – №9 (58). – С. 89–92.

11. Dron’, M. Estimation of Capacity of Debris Collector with Electric Propulsion System Creation Taking in a Count Energy Response of the Existing Launch Vehicles [Text] / M. Dron’, P. Khorolskiy, L. Dubovik, A. Khitko, I. Velikiy // Proc. of 63-th International Astronautical Congress, 1–5 October, 2012, Naples, Italy. – Naples, 2012. – 5 p.

12. IADC Space Debris Mitigation Guidelines [Text]: IADC-02-01 Revision 1. App. by Inter-agency space debris coordination committee. – 2007. – 1 sep. – 10p.

13. Kolyuka, Y. F. Search for the disposal orbits with a given lifetime for a near-polar space debris [Text] / Y. F. Kolyuka, N. M. Ivanov, T. I. Afanaseva, T. A. Gridchina // Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications. – 2012. – Vol. IV, №2. – P. 82–92.

14. Lips, T. A comparison of commonly used re-entry analysis tools [Text] / T. Lips, B. Fritsche // Acta Astronautica. – 2005. – №57. – P. 312–323.

15. Pardini, C Pilot Service for improving satellite re-entry predictions and orbital decay modeling [Electronic resource] / C. Pardini, W. K. Tobiska, L. Anselmo. – Access mode: www.spacewx.com/pdf/sww_isti.pdf

16. SMC Standard SMC-S-022. End-of-life disposal of satellites in low-earth orbit [Text]. New issue; publ. 10.03.2010. – Space and missile systems center, 2010. – 20 с.

17. Vavrin, A. B. Solar Cycle Sensitivity Study of Breakup Events in LEO [Electronic resource] / A. B. Vavrin // Orbital Debris Quarterly News. – 2015. – Vol. 19, Issue 1. – P. 6–7. – Access mode: https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/Quarterly-News/pdfs/ODQNv19i1.pdf.

18. Ziniu, W. Space debris reentry analysis methods and tools [Text] / W. Ziniu, H. Ruifeng, Q. Xib, W. Xiang, W. Zhea // Chinese Journal of Aeronautics. – 2011. – №4. – P. 387–395.

Надійшла до редколегії 29.11.2016

УДК 532.5.01

В. Ю. Шевцов[1], Д. Е. Смоленський[2], Д. С. Назаренко[2],
В. О. Таран[2], А. В. Дмитренко[2]
[1] *Дніпропетровський національний університет ім. О.Гончара*
[2] *Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»*

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В БАЦІ ПРИ ОПОРОЖНЕННІ

Чисельне моделювання складних гідродинамічних процесів у баці – важливий етап перед їх експериментальним відпрацюванням. Підтвердження коректності параметрів чисельного розрахунку представлено порівнянням з експериментом для деяких характерних розрахункових випадків.

Ключові слова: *бак, гідродинамічний процес, чисельне моделювання.*

Численное моделирование сложных гидродинамических процессов в баке – важный этап перед их экспериментальной отработкой. Подтверждение корректности параметров численного расчета представлено сравнением с экспериментом для нескольких характерных расчетных случаев.

Ключевые слова: *бак, гидродинамический процесс, численное моделирование.*

Numerical modeling of complicated hydro-dynamic processes in the tank is an important phase before their experimental development. Confirmation of numerical solution parameters correctness is presented by comparison with experiment for several typical design cases.

Key words: *tank, hydrodynamic process, numerical solution.*

Вступ. Забірний пристрій (ЗП) є одним з найважливіших елементів паливного бака та системи подачі компонентів палива до рідинного ракетного двигуна (РРД) і має забезпечити максимальну віддачу компонента палива з бака без порушення суцільності потоку. Кількість компонента палива, що залишається в баку на момент прориву газу наддуву у витратну магістраль (ВМ), називається гідравлічним залишком компонента палива. Цей залишок входить в кінцеву масу ракети. Зменшення його є суттєвим вдосконаленням пневмогідравлічної системи подачі (ПГСП), оскільки сприяє збільшенню дальності польоту або маси корисного вантажу.

До ЗП пред'являють ряд вимог, пов'язаних зі специфікою їх роботи в ПГСП РРДУ [1]:

– забезпечення мінімального гідравлічного залишку компонентів палива в баці, що особливо важливо для баків останніх ступенів ракет і космічних апаратів;

© В. Ю. Шевцов, Д. Е. Смоленський, Д. С. Назаренко, В. О. Таран, А. В. Дмитренко, 2016

– забезпечення рівномірного опускання рівня рідини в баці при роботі двигунної установки (ДУ);

– запобігання воронкоутворення;

– досягнення мінімально можливих значень гідравлічного опору на ЗП і вході у ВМ, що сприяє зниженню маси системи наддуву баків;

– забезпечення високих антикавітаційних характеристик;

– зниження маси конструкції ЗП;

– спрощення технологічності конструкції, надійність;

– забезпечення спільно з іншими внутрішньобаковими пристроями (ВБП) надійного забору компонентів палива при повторному запуску ДУ КА в умовах невагомості і знакозмінних навантаженнях.

Забірний пристрій забезпечує подачу компонента палива в маршовий двигун з вмістом газових включень, що є припустимим протягом всього польоту 3-го ступеню.

Для підтвердження характеристик забірних пристроїв проводиться їх експериментальне відпрацювання. Одним із основних видів випробувань ЗП є визначення залишку компонента палива в динамічних умовах.

У зв'язку з відсутністю методик точного аналітичного розрахунку гідродинамічних процесів в баках ракет-носіїв (РН), а також з появою потужної обчислювальної техніки, в даний час при проектуванні ракетної техніки стає актуальним використання систем чисельного моделювання. При варіюванні різними параметрами, за допомогою чисельного моделювання легко визначити оптимальний варіант, а також значно зменшити обсяг експериментального відпрацювання, якщо для характерних розрахункових випадків чисельні розрахунки підтверджуються.

В роботі пропонується методика визначення залишку невикористаного палива в баці окислювача з урахуванням коливань при витраті компонента із заданою витратою. В даній роботі проведено аналіз забірного пристрою паливного баку РН. Для дослідження був обраний бак сферичної форми з центральним забірним пристроєм. Таку конструкцію часто використовують для бака окислювача. Забірний пристрій являє собою таріль із профільованим входом у ВМ, а також встановлений над нею сітчастий розподілювач із стільниковими накопичувачами. 3D модель нижньої частини бака представлена на рисунку 1.

Рис. 1 – 3D модель бака

Постановка задачі. Математична модель представлена у вигляді розрахункової області нижньої частини бака окислювача 3-ї ступені з забірним пристроєм.

У математичній моделі прийняті наступні допущення і спрощення в порівнянні з натурним виробом бака:

1) для зменшення розміру розрахункової сітки і часу чисельного розрахунку стільникові накопичувачі замінені набором вертикальних ребер;

2) сітчастий розділювач змодельований піддоменом з розрахунковою моделлю «пористе середовище», що має коефіцієнт гідравлічного опору, відповідаючий натурному;

3) для зменшення часу розрахунку математична модель бака замінена половиною бака, симетричною відносно вертикальної площини, що має граничну умову «симетрія».

Чисельне моделювання проведено для двох розрахункових випадків:

1) визначення залишку окислювача в статичних умовах;

2) визначення залишку окислювача в динамічних умовах.

Об’єм заправки бака – 131 л.

Початковий рівень рідини – 260 мм.

Коефіцієнт опору сітки – 5.

Властивості окислювача наведені в табл. 3.1

Таблиця 3.1

Властивості окислювача

Щільність, кг/м^3	Кінематична в'язкість, м^2/с	Поверхневий натяг, Н/м	Динамічна в'язкість, кг/м·с
669	$0{,}53\cdot10^{-6}$	$16{,}6\cdot10^{-3}$	$0{,}355\cdot10^{-3}$

Діаметр витратної магістралі d_0 = 60 мм.

Об'ємна витрата окислювача для розрахункового випадку №1 $Q_{ст}$ = 11,3 л/сек.

Об'ємна витрата окислювача для розрахункового випадку №2 $Q_{дин}$ = 11,22 л/сек.

Для розрахункового випадку №1 бічне прискорення бака відсутнє.

Для розрахункового випадку №2 графік зміни бічного прискорення у часі наведено на рисунку 2 [2].

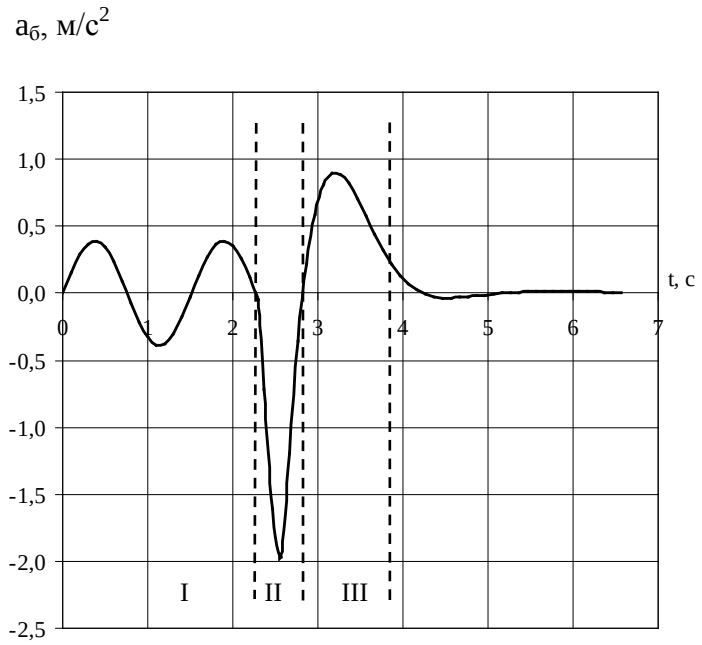


Рис. 2 – Графік зміни бічного прискорення

Графік бічного прискорення бака розбитий на 3 розрахункові ділянки, на кожній з яких закон зміни бічного прискорення змодельований гармонійними коливаннями:

$$a(t) = a_0 \cdot \sin(\omega \cdot t), \qquad \omega = 2\pi \cdot f\ , \qquad f = \frac{1}{T},$$

де a_0 – амплітуда коливань; ω – кругова частота коливань; f – частота коливань; T – період коливань; t – поточний час.

Витрата окислювача прийнята постійною у часі. Початок витрат – на початку II ділянки.

Після завершення коливань всіх 3-х ділянок, прийнято, що коливання бака відсутні, а витрата триває постійною до прориву газу в ЗП.

На рисунку 3 наведено загальний вид розрахункової області з граничними умовами.

Гранична умова "Opening" – вільний вхід/вихід (відносний тиск дорівнює 0).

Гранична умова "Symmetry" – симетрія (нормальна швидкість дорівнює 0, нормальні градієнти всіх змінних дорівнюють 0).

Гранична умова "Outlet" – вихід (задана нормальна швидкість рідини).

Гранична умова "Wall" – стінка.

"Porous Domain" – домен з розрахунковою моделлю "пористе середовище" (заданий коефіцієнт опору в напрямку осі Y).

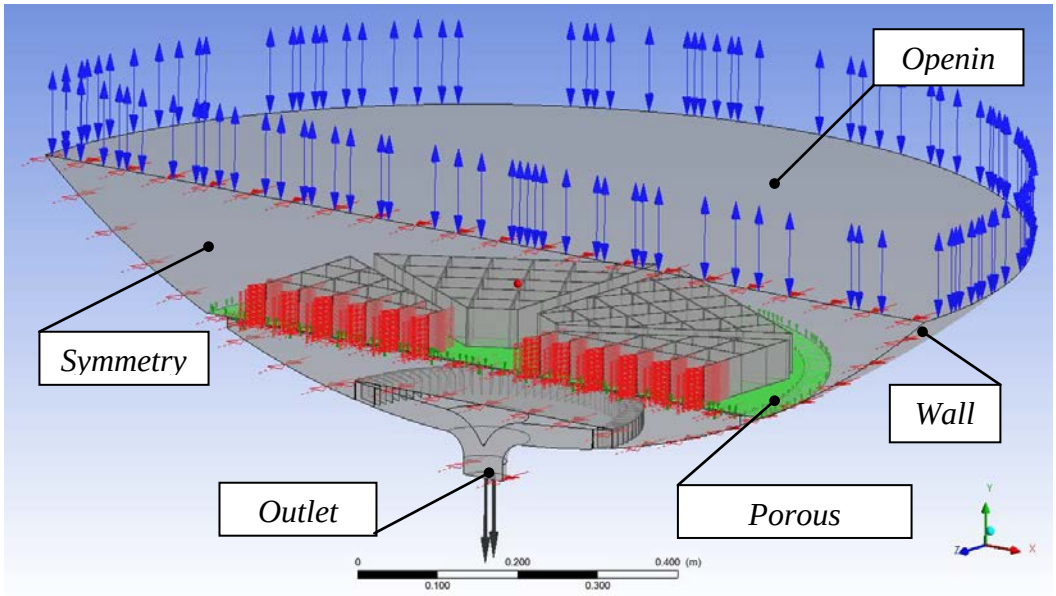


Рис. 3 – Загальний вид математичної моделі з граничними умовами

Чисельна методика. Моделювання гідродинамічного процесу проведено методом кінцевих елементів із використанням програми ANSYS CFX. Побудова розрахункової сітки проводилась згідно з рекомендаціями, наведеними в [3]. Модель розрахунку – багатофазна з вільною поверхнею. Тип аналізу – Transient (нестаціонарний).

Результати розрахунків.

1) Залишок окислювача в статичних умовах.

В результаті проведених розрахунків для розрахункового випадку №1 залишок окислювача після прориву газу в забірний пристрій становить 0,00737 м^3, тобто 7,37 л.

На рисунку 4 приведена форма вільної поверхні рідини в момент прориву газу в забірний пристрій для розрахункового випадку №1.

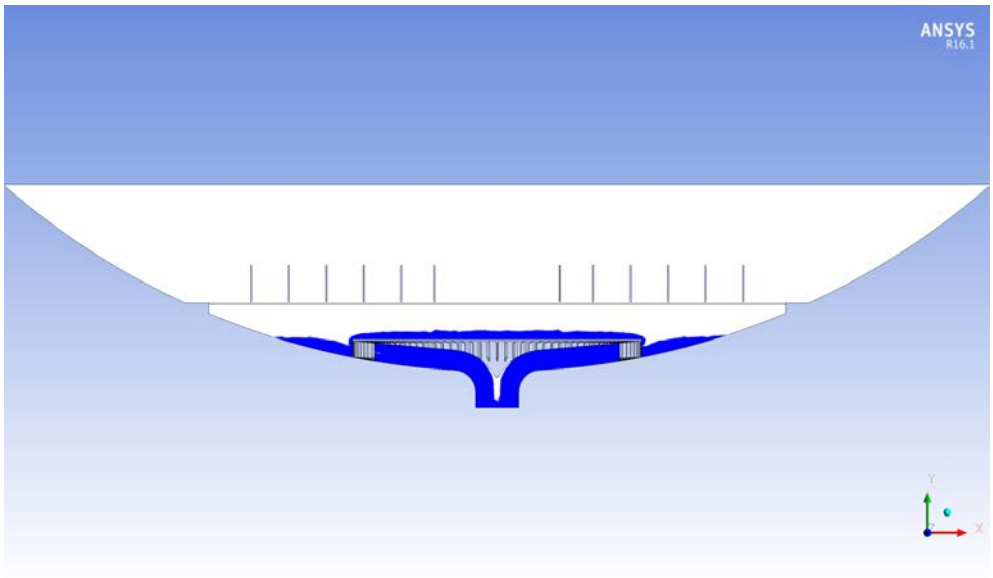


Рис. 4 – Розрахунковий випадок №1

2) Залишок окислювача в динамічних умовах.

В результаті проведених розрахунків для розрахункового випадку №2 залишок окислювача після прориву газу в забірний пристрій становить 0,00846 м^3, тобто 8,46 л.

На рисунку 5 приведена форма вільної поверхні рідини в момент прориву газу в забірний пристрій для розрахункового випадку №2.

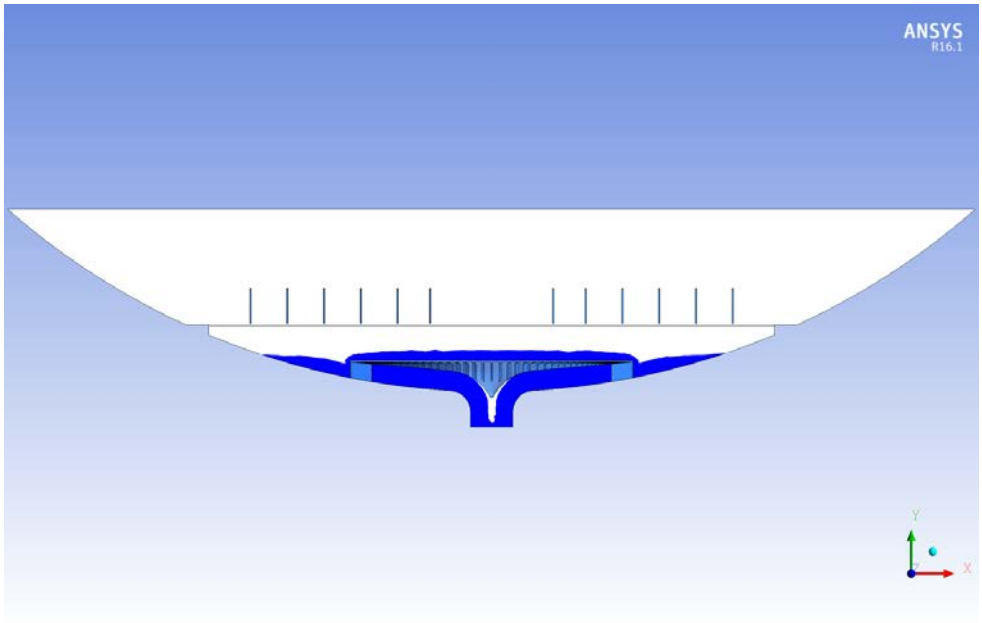


Рис. 5 – Розрахунковий випадок №2

На рисунку 6 показана максимальна амплітуда коливань рідини.

Максимальна амплітуда коливань рідини становить 5,4 градусів.

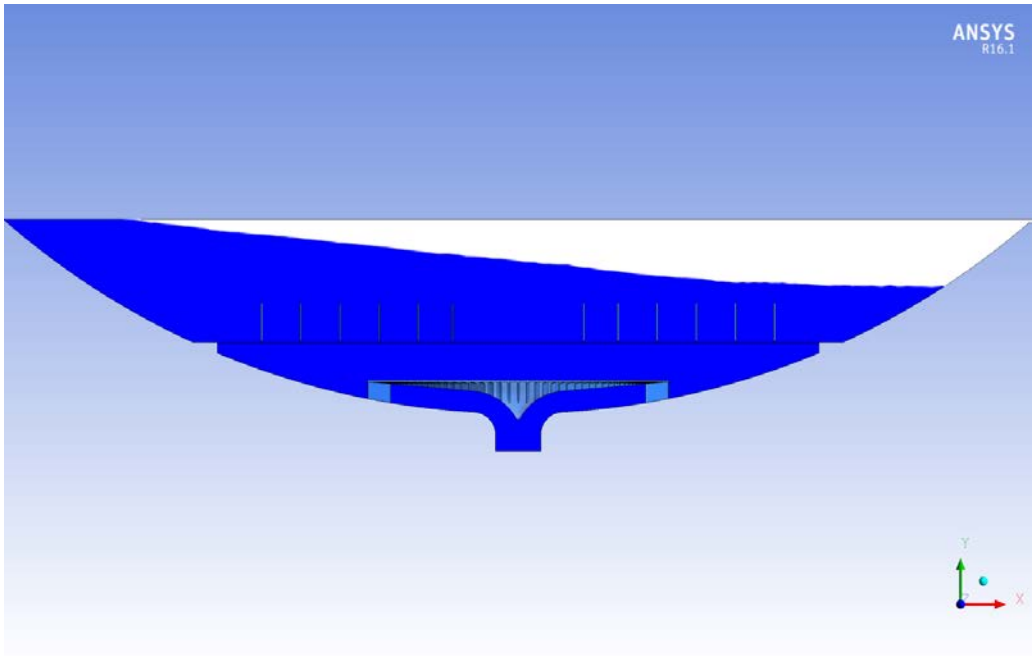


Рис. 6 – Максимальна амплітуда коливань рідини

Порівняльний аналіз результатів експерименту і чисельного розрахунку для наочності подано у вигляді таблиці для двох розрахункових випадків:

Таблиця 1

Порівняльний аналіз результатів

Результат експерименту	Результат розрахунку
Розрахунковий випадок №1	
Залишок окислювача в статичних умовах	
7,17 дм^3	7,37 дм^3
Розрахунковий випадок №2	
Залишок окислювача в динамічних умовах	
7,34 дм^3	8,46 дм^3
Максимальна амплітуда коливань рідини в динамічних умовах	
4,8°	5,4°

Висновки. Для вирішення задачі гідродинаміки рідких компонентів палива у паливній ємності при заданій витраті палива, наявності поперечних коливань бака і поздовжнього прискорення, побудована математична модель поведінки рідини в баці з забірним пристроєм, змодельований гідродинамічний процес за допомогою методу кінцевих елементів і проведений чисельний розрахунок.

Для верифікації отриманих результатів проведено порівняння з експериментальними даними, отриманими під час проведення випробувань паливного баку окислювача апогейної ступені ракети-носія в умовах поперечних збурень.

Похибка для розрахункового випадку №1 (залишок окислювача в статичних умовах) складає 2,8%, а для розрахункового випадку №2 (залишок окислювача в динамічних умовах) – 15,3%.

Результати розрахунків показали, що параметри, що були обрані для комп’ютерного моделювання є задовільними на етапі проектних розрахунків.

Для зменшення похибки чисельного розрахунку можна збільшити кількість елементів розрахункової сітки, але це призведе до значного збільшення тривалості розрахунку.

Бібліографічні посилання

1. Автономная экспериментальная отработка агрегатов и систем пневмогидросистемы подачи ЖРДУ / В.Г. Василина, Г.И. Ильин, В.Ф. Несвит, В.И. Перлик. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 131 с.

2. Ракета космического назначения «Циклон-4». Технический отчет. Экспериментальная отработка по подтверждению остатка окислителя третьей ступени РН «Циклон-4» в динамических условиях.

3. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ. / В.А. Бруяка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.: ил.

Надійшла до редколегії 30.09.2016

УДК 629.783

Т. В. Лабуткина, Я. О Скородень, А. В. Борщова, А. А Тихонова

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

НЕИТЕРАЦИОННЫЙ МЕТОД ПЛАНИРОВАНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Предложена постановка задачи планирования наблюдения несколькими устройствами космического аппарата орбитальных объектов для уточнения значений их орбитальных параметров. Разработан неитерационный одноэтапный метод составления комплексного плана одновременного использования нескольких устройств космического аппарата для наблюдения орбитальных объектов заданного множества орбитальных тел.

Ключевые слова: *орбитальный объект, наблюдения орбитальных тел с космического аппарата, метод планирования наблюдений.*

Запропонована постановка задачі планування спостереження декількома пристроями космічного апарату орбітальних об'єктів для уточнення значень їх орбітальних параметрів. Розроблено неітераційний метод складання комплексного плану одночасного використання декількох пристроїв космічного апарату для спостереження орбітальних об'єктів заданої множини орбітальних тіл.

Ключові слова: *орбітальний об'єкт, спостереження орбітальних тіл с космічного апарату, метод планування спостережень.*

A formulation of the problem of simultaneous watching of several orbit objects by spacecraft observation devices for refining the values of its orbital parameters was proposed. A non-iterative method of one-stage making of a complex plan of simultaneous using of spacecraft observation devices for watching of given set of orbit bodies has been worked out.

Keywords: *orbital object, watching of orbit bodies from a spacecraft, watching planning method.*

© Т. В. Лабуткина, Я. О Скородень, А. В. Борщова, А. А Тихонова, 2016

Введение. В настоящее время на околоземных орбитах находится более 21000 орбитальных тел, размеры которых более 10 см, и миллионы объектов, размеры которых менее 10 см. Уровень угроз орбитальных столкновений все более возрастает [3,6]. Проблема увеличения числа орбитальных тел в околоземном космосе становиться все более острой. Комплекс мер по ее решению требует поддержания актуальной информации о текущем состоянии множества орбитальных тел в околоземном пространстве. В частности, необходимо постоянно обновлять информацию о значениях орбитальных параметров космических объектов, которые включены в каталоги орбитальных тел. Уточнение текущих значений параметров орбитальных объектов может производиться в ходе сеанса их наблюдения с помощью радиолокационных или оптических средств. Большинство таких средств наблюдения – наземные [1,3,6,10] Однако представляет интерес дополнить этот источник информации об орбитальных объектах использованием средств наблюдения, которые размещены на космическом аппарате (сети космических аппаратов) [7,8]. В данной работе представлены результаты исследований по данному вопросу, в частности рассмотрена задача планирования одновременного наблюдения в ходе сеансов постоянной длительности нескольких орбитальных тел устройствами наблюдения, которые установленны на космическом аппарате.

1. Анализ литературных данных и формулировка проблемы. Основная проблема составления планов наблюдения множества орбитальных тел – сложность поиска оптимальных и квазиоптимальных решений задачи планирования вследствие многочисленности множества наблюдаемых объектов и ограниченности времени, отводимого на планирование. Применение итерационных методов планирования, позволяющих реализовывать поиск оптимального решения на основе последовательного многократного выполнения одного и того же набора однотипных операций, приближающих к искомому решению, в задачах планирования наблюдения орбитальных тел при жестких ограничениях на время, отводимое для составления плана, затруднительно. Особенно когда наблюдение и планирование реализуется бортовыми средствами космического аппарата. В таких случаях предпочтительно использование быстрых методов планирования, которые включают в себя один или несколько последовательных этапов, действия которых не повторяются от этапа к этапу. Подобные методы описаны для задач планирования наблюдения орбитальных объектов из наземных станций [1,4,9,10]. Главные достоинства неитерационных методов в малых затратах времени, затрачиваемого на планирование, и возможность использовать их практически в ходе проведения наблюдений и уточнять в ходе реализации наблюдений. Однако точность этих методов невысока, поэтому актуальны задачи совершенствования методов неитерационного планирования наблюдений орбитальных объектов, в том числе, наблюдений, реализуемых с комического аппарата.

2. Цель исследования. Сформулировать постановку задачи планирования наблюдения орбитальных объектов в ходе сеансов наблюдения постоянной длительности несколькими устройствами наблюдения, установленными на космическом аппарате. Разработать неитерационный одноэтапный метод составления комплексного плана наблюдения множества орбитальных объектов для нескольких устройств наблюдения космического аппарата, который может составляться и корректироваться непосредственно в ходе процесса наблюдения. Метод реализовать на основе подхода, предложенного в работе [4] для составления комплексного плана наблюдения заданного множества орбитальных объектов из сети территориально разнесенных наземных станций наблюдения.

3. Материалы исследований.

3.1 Постановка задачи планирования. С использованием радиолокационных средств, установленных на космическом аппарате, предполагается наблюдать каталогизированные орбитальные объекты с целью уточнения значений их орбитальных параметров в ходе сеанса наблюдения постоянной длительности Δ_{tw}. Наблюдение предполагается осуществлять с использованием радиолокационных средств. При этом предварительная информация о значениях орбитальных параметров наблюдаемых объектов позволяет определять траекторию орбитальных тел с точностью, достаточной для планирования сеансов наблюдения и выставки программным способом (с использованием известных на момент времени начала планирования значений эфемерид) средства радиолокации в область первоначального радиозахвата орбитального объекта. Необходимо составить план наблюдения множества N орбитальных объектов для интервала времен $\lfloor t_{bp}, t_{ep} \rfloor$. Будем полагать, что по значению все орбитальные тела равноправны с точки зрения важности их наблюдения для уточнения информации о них.

Для каждого орбитального объекта j из множества N известны значения его орбитальных параметров на момент времени начала планирования t_b (эксцентриситет e_j, высота перигея h_{pj}, наклонение орбиты i_j, долгота восходящего узла Ω_j, аргумент перигея ω_j, момент времени прохождения перигея τ_j). Также известны значения орбитальных параметров космического аппарата на момент времени t_b (эксцентриситет e_s, высота перигея h_{ps}, наклонение орбиты i_s, долгота восходящего узла Ω_s, аргумент перигея ω_s, момент времени прохождения перигея τ_s). Текущее изменение значений орбитальных параметров космического аппарата и орбитальных объектов заданного множества на интервале времени планирования $[t_b, t_e]$ учитывается с использованием модели принятой точности.

Полагается, что космический аппарат стабилизирован в неизменной угловой ориентации относительно осей барицентрической орбитальной системы координат. Радиолокационные устройства, которые установлены на

космическом аппарате, в общем случае могут быть четырех типов (1-й и 2-й типы представлены на рис. 1а, 3-й и 4-й – на рис. 1б). Первый тип – устройство, которое предназначено для наблюдения орбитальных объектов, находящихся над плоскостью местного горизонта космического аппарата (будем называть его устройством верхнего наблюдения). Второй тип – устройство, которое предназначено для наблюдения орбитальных объектов, находящихся под плоскостью местного горизонта космического аппарата (устройство нижнего наблюдения). Третий тип – устройство, которое предназначено для наблюдения орбитальных объектов, находящихся с той стороны от плоскости орбиты, откуда движение космического аппарата видно происходящим против часовой стрелки (назовем его устройством бокового наблюдения справа). Четвертый тип – устройство, которое предназначено для наблюдения орбитальных объектов, находящихся с той стороны от плоскости орбиты, откуда движение космического аппарата видно происходящим по часовой стрелке (назовем его устройством бокового наблюдения слева). Принимается, что во время сеанса наблюдения радиолиния (линия наблюдения) точно ориентирована на положение орбитального объекта. При планировании полагается, что переключение радиолинии с одного наблюдаемого объекта на другой происходит мгновенно (для принятия этого допущения максимальное значение времени, затрачиваемого на выставку линии наблюдения в точку начала наблюдения следующего объекта и его радиозахвата, включено в длительность сеанса наблюдения).

Рассмотрим случай планирования, когда на космическом аппарате могут быть установлены и использоваться для наблюдения по одному устройству всех четырех типов (в частном случае – по одному устройству нескольких типов из четырех возможных). Таким образом, область значений числа Q устройств наблюдения на одном космическом аппарате – $Q = \overline{1,4}$. В текущий момент времени t в заданном множестве орбитальных тел можно выделить подмножество (в частном случае пустое) орбитальных тел, доступных для наблюдения устройством типа q.

Примем, что принадлежность объекта к этому подмножеству определяют три основных условия (их учет при планировании обязателен) и два дополнительных (планирование может быть реализовано без их учета).

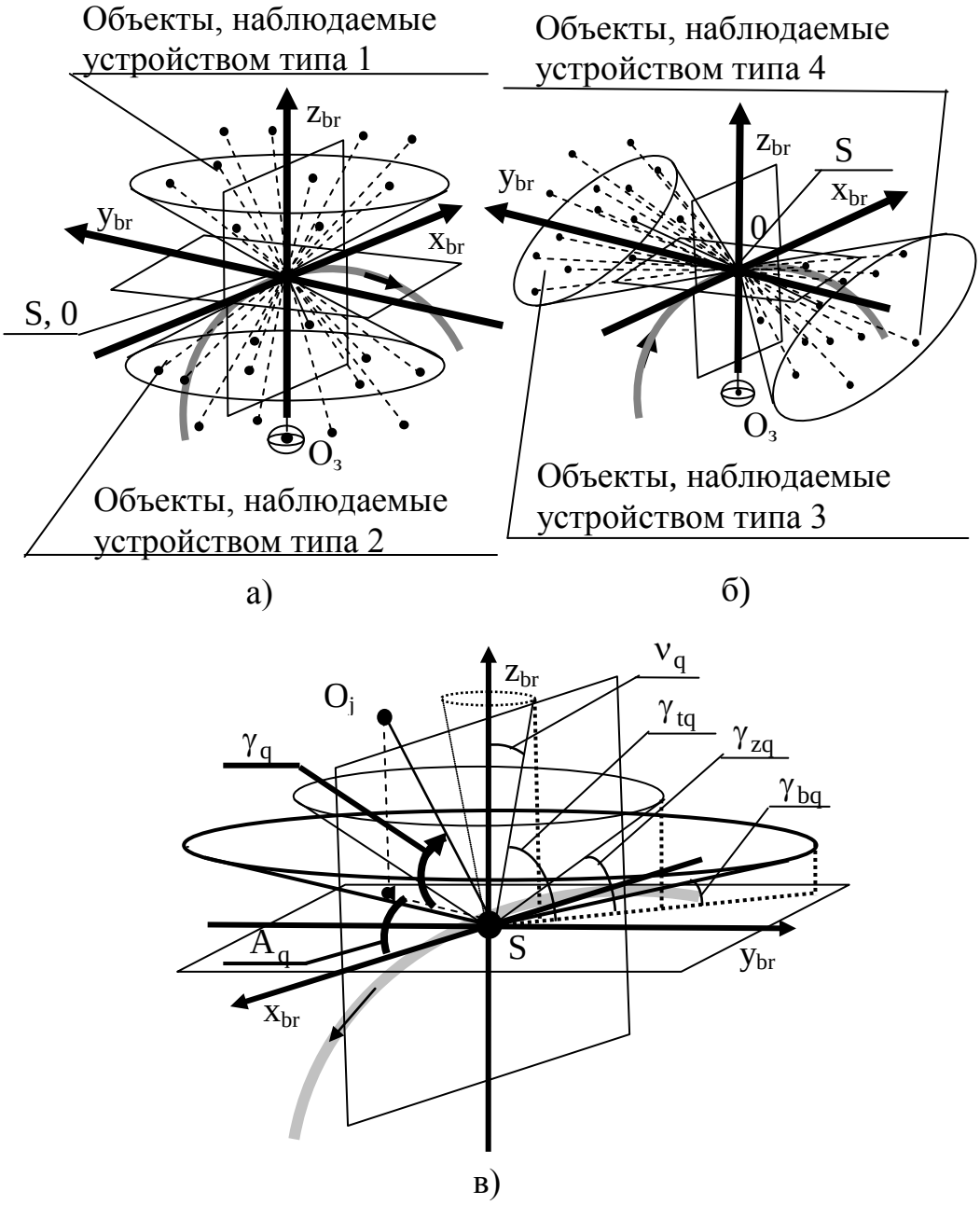


Рис. 1. К пояснению использования устройств наблюдения:
а) наблюдение объектов устройствами типа 1 и 2,
б) наблюдение объектов устройствами типа 3 и 4,
в) углы, задающие для устройства типа q направление на объект наблюдения и границы областей возможных значений γ_q.

Первое условие *– нахождение орбитального объекта в той области пространства, в которую может быть направлено (ориентировано) устройство типа* q. Для формулировки этого условия используем подход, аналогичный подходу, представленному в работах [2,5] для определения подмножества космических аппаратов, доступных для установления с ними линий межспутниковой связи. Введено понятие базовой плоскости для устройства наблюдения типа q. Для устройств наблюдения первого и второго типа базовая плоскость – это плоскость мгновенного местного горизонта космического аппарата, для устройств наблюдения второго типа – это плоскость орбиты. Орбитальные объекты, могут наблюдаться устройством типа q, если они находятся в той части полпространства от базовой плоскости, в направлении которой по определению предполагается использовать это устройство.

Признаком нахождения объекта наблюдения в той части полупространства от базовой плоскости, в которую по определению ориентируется устройства типа q, может быть принадлежность к соответствующей области значений текущей координаты по той оси барицентрической орбитальной системы, которая перпендикулярна базовой плоскости (назовем ее определяющей координатой). В частности, это $z_{br} > 0$ для устройства наблюдения типа 1, $z_{br} < 0$ для устройства наблюдения типа 2, $y_{br} > 0$ для устройства наблюдения типа 3, $y_{br} < 0$ для устройства наблюдения типа 4.

Направление радиолокационной линии устройства наблюдения типа q от космического аппарата до орбитального тела предлагается задавать двумя углами – A_q и γ_q (рис. 1в) [2,5]. Угол A_q отсчитывается против часовой стрелки в базовой плоскости от положительного направления младшей из осей барицентрической орбитальной системы координат, принадлежащих этой плоскости. Диапазон значений угла A_q – от 0 до 360 градусов. Угол γ_q представляет собой абсолютное значение угла между базовой плоскостью и направлением на наблюдаемый объект, находящийся с той стороны от базовой плоскости, в которой возможно его наблюдения с использованием устройства типа q. Значения углов A_q, γ_q определяются с использованием координат барицентрической орбитальной системы. Область возможных значений угла γ_q при таком его определении – от 0 до 90 градусов. Очевидно, условия реализации радиолокационной линии без помех, а также конструктивные особенности космического аппарата и установленных на нем устройств наблюдения приведут к ограничению области возможных значений угла γ_q. В частности, абсолютное значение угла γ_q должно быть более заданного граничного значения γ_{bq} ($\left|\gamma_q(t)\right| > \gamma_{bq}$).

Таким образом, комплексное условие нахождения орбитального объекта в области пространства, в которую может быть реализовано направление устройства наблюдения типа q, включает в себя учет двух ограничений – на значение определяющей координаты и на значение угла γ_q.

Второе условие – обусловлено *ограничениями на расстояние между космическим аппаратом и наблюдаемым объектом.* Для j-того орбитального объекта это расстояние l_j должно быть в заданном диапазоне значений $l_j \in [l_{cr\,min}, l_{cr\,max}]$, где $l_{cr\,max}$ определяется из энергетических характеристик радиолинии наблюдения орбитальных объектов, а $l_{cr\,min}$ – из ограничений, обусловленных методом реализации наблюдения и условиями обеспечения безопасности с точки зрения исключения сближения космического аппарата с наблюдаемым объектом на расстояние возможного механического конфликта (столкновения).

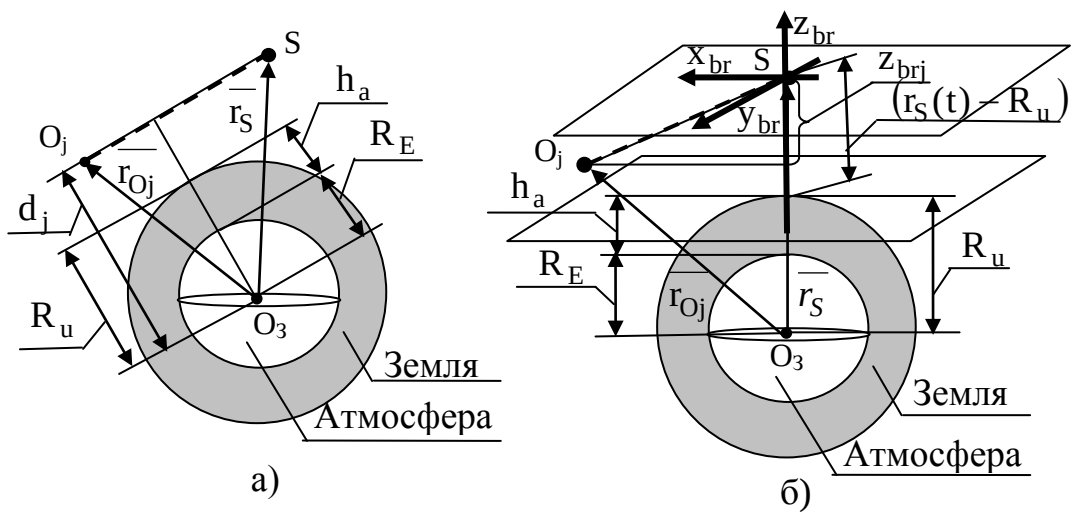


Рис. 2. К пояснению третьего условия доступности орбитального объекта для наблюдения:
а) случай более общей формулировки ограничения,
б) случай более строго ограничения

Третье условие – *линия наблюдения не может проходить через сферу нереализации наблюдения.* Центр этой сферы совпадает с центром Земли O_E (рис. 2). В предельном случае сфера нереализации наблюдений полагается совпадающей с Земной сферой (ее радиус R_u равен радиусу земной сферы R_E). Если учитывать, что линия наблюдения не должна проходить через область высот ниже заданного значения h_a над поверхностью Земли, в которой вследствие наличия атмосферы создаются существенные помехи радиолинии,

то радиус сферы нереализации наблюдений $R_u = R_E + h_a$. Таким образом, расстояние d_j от центра Земли до линии, связывающий космический аппарат с j-ым объектом наблюдения (рис. 2а) должно быть больше радиуса R_u сферы ненаблюдения ($d_j \geq R_u$). Возможный алгоритм расчета значения d_j представлен в работе [2].

Для обеспечения описанного третьего условия реализации наблюдения можно предложить более жесткое ограничение (рис. 2б), согласно которому наблюдаемый орбитальный объект должен находиться в области пространства над плоскостью, перпендикулярной радиус вектору космического аппарата $\overline{r_s}$ и касательной к сфере ненаблюдения орбитальных объектов в точке ее пересечения радиус-вектором $\overline{r_s}$. Это условие можно выразить через значение координаты z_b j-ого орбитального объекта в барицентрической орбитальной системе, связанной с космическим аппаратом: $z_{bj}(t) > -(r_s(t) - R_{cr})$, где $z_{bj}(t)$ – текущее значение координаты z_b j-ого орбитального объекта, а $r_s(t)$ – текущее значение длины радиус-вектора космического аппарата в геоцентрической экваториальной системе координат.

Следует отметить, что в общем случае и космический аппарат и наблюдаемые орбитальные объекты могут находиться в области высот, в которых атмосферу следует учитывать (значение h_a будет меньшим значения высоты, на которой присутствует атмосфера). Хотя, скорее всего, для контроля орбитальных параметров низких орбитальных тел, находящихся в атмосферной области высот, будут использоваться наземные средства наблюдения.

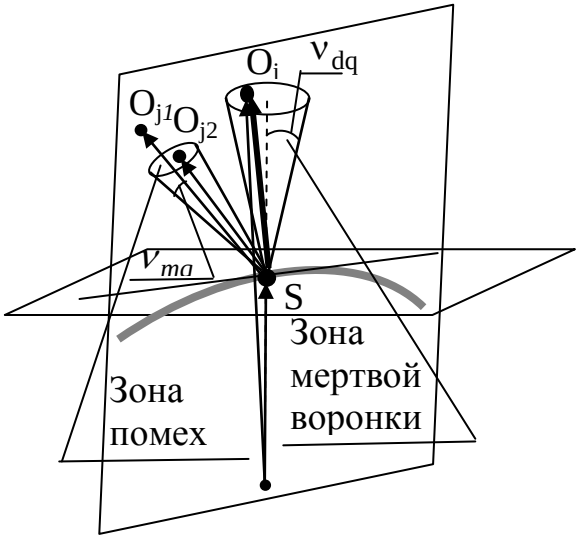


Рис. 3 . Области кратковременных искажений наблюдений

Четвертое условие – *ограничение по углу между направлениями на наблюдаемый орбитальный объект и другое орбитальное тело*, находящееся от космического аппарата на расстоянии, меньшем заданного верхнего ограничения $l_{cr\,max}$ (на рис. 3 это орбитальные объекты O_{j1} и O_{j2} соответственно). В частности, величина угла $\nu_{j1j2}(t)$ между направлениями на орбитальные объекты O_{j1} и O_{j2} из начала барицентрической орбитальной системы координат должна быть более заданного значения ν_{mq} ($\nu_{j1j2}(t) \geq \gamma_{mq}$).

Это условие обеспечит исключение ошибок в результатах наблюдения, которые могут возникнуть вследствие искажений принимаемых сигналов. В общем случае при проверке этого условия для j-го объекта наблюдения необходимо рассматривать все множество N_g орбитальных тел, которые могут находиться от космического аппарата на расстоянии, меньшем $l_{cr\,max}$. Заданное множество N орбитальных тел, для которых составляется план наблюдений, входит в состав множества N_g. В данной работе рассматривается частный случай, когда описанные множества N и N_g объектов совпадают.

Пятое условие – *исключение проведения наблюдений в области «мертвой воронки»*. Если наведение устройства наблюдения типа q реализуется по описанным углам A_q и γ_q, то это аналог азимутально-угломестного наведения наземной антенны (базовая плоскость в этом случае является аналогом плоскости местного горизонта, A_q можно рассматривать как азимут, а γ_q – как угол места). Для наземных антенн в окрестности значений угла γ_q, близких к 90 градусам, возникает проблема наведения, связанная с эффектом «мертвой воронки», который заключается в следующем. Когда на интервале видимости орбитального объекта из наземной станции значения угла места переходят максимум, находящийся в окрестности 90 градусов, то значение азимута изменяется скачкообразно на величину близкую к 180 градусам, и скорость исполнительных устройств наведения недостаточна для соответствующего изменения направления по углу азимута. Подобный эффект может возникнуть и внести искажения в результаты наблюдения, когда угол между орбитальной плоскостью объекта наблюдения и базовой плоскостью устройства наблюдения типа q становится близким к 90 градусам. При этом оба орбитальных объекта (космический аппарат и объект наблюдения) проходят участки орбит в окрестности точек пересечения их траекторий с линией пересечения их орбитальных плоскостей (рис. 3). В данной работе формулировка признак, на основе которого может быть учтено описанное ограничение на проведение наблюдений орбитального объекта, представлена в наиболее общем виде. Пусть в момент времени t_{ch} наблюдается скачок Δ_A значения функции $A_q(t)$ близкий к 180 градусам (при этом значение Δ_A не должно учитывать скачкообразное изменение значения $A_q(t)$, связанное с переходом одной из границ принятого диапазона возможных значений этой функции от 0 до 360 градусов). Тогда принимается, что наблюдения не следует производить на интервале времени возможного проявления эффекта мертвой воронки $[t_{ch} - \Delta_{tb}, t_{ch} + \Delta_{te}]$, где значение Δ_{tb} определяется на основе оценки погрешности определения момента времени t_{ch}, а значение Δ_{te} – с учетом длительности интервала времени, необходимого для восстановления радиолинии после скачкообразного изменения значения азимута, и оценки

погрешности определения t_{ch}. Наиболее простой подход к решению проблемы мертвой воронки – ограничить значение угла γ_q сверху. В частности, значение угла $\gamma_q(t)$ не может быть более значения $\gamma_{tq} = 90^\circ - \nu_{mq}$, где ν_{mq} представляет собой половину угла, определяющего зону мертвой воронки в окрестности 90° (рис. 3).

Случаи возникновения ситуаций, когда из-за невыполнения условий ограничений 4 и 5 не будут получены результаты наблюдения требуемого качества, могут возникать достаточно редко. При этом интервалы времени невозможности проведения наблюдений из-за невыполнения условий 4 или 5 относительно непродолжительны (по крайне мере, меньше длительности интервала времени наблюдения). Поэтому возможны два основных подхода к планированию наблюдений. Во-первых, при составлении расписания доступности объекта для наблюдения устройством типа q и при планировании могут учитываться все пять описанных условий. Во-вторых, расписание доступности может быть составлено только с учетом первых трех (основных) условий. В этом случае необходимо реализовывать текущую коррекцию плана наблюдения орбитальных объектов, если в ходе запланированной реализации наблюдение не состоится вследствие невыполнения условия 4 или 5 (обнаружение искажения полученных результатов наблюдения должно выявляться на основе алгоритма текущего анализа полученных результатов).

При планировании учитывается, что исключается одновременное наблюдение орбитального объекта несколькими устройствами наблюдения, установленными на космическом аппарате (даже если объект находится в зоне, доступной для наблюдения более чем одному устройству). Для каждого устройства наблюдения составляется план наблюдений, который определяет последовательность наблюдаемых объектов, а также моменты времени начала и конца каждого сеанса наблюдения. Использование устройств наблюдения всех типов должно быть согласованным для решения общей задачи наблюдения заданного множества орбитальных тел.

Таким образом, планы использования каждого устройства типа q в совокупности представляют собой комплексный план наблюдения орбитальных объектов, соответствующий ряду требований. Эти требования основаны на следующих соображениях. Во-первых, желательно, чтобы для каждого орбитального объекта было проведено как можно больше сеансов наблюдения (в частном случае непродолжительного интервала времени, для которого составляется план, и многочисленности орбитальных тел – хотя бы одно наблюдение). И при этом число наблюдений каждого орбитального объекта должно наименьшим образом отличаться от среднего числа наблюдений, рассчитанного для всех орбитальных тел, входящих в заданное – множество. Во-вторых, предпочтительно, чтобы сеансы наблюдения одного орбитального объекта были относительно равномерно разнесены по интервалу времени, для которого составляется план. В-третьих, желательно, чтобы наблюдение производилось в наиболее благоприятных условиях.

В данной работе учтем только один фактор, который определяет условия проведения наблюдения. Для его описания введем понятие основной и дополнительной зоны использования устройства наблюдения типа q (рис. 4). Введенные в рассмотрение базовые плоскости (плоскость мгновенного местного горизонта и плоскость орбиты) разбивают пространство на четыре четверти. В каждой из этих четвертей пространства есть область, в которой могут использоваться устройства наблюдения двух типов. На рис. 4 они пронумерованы следующим образом: 1 – четверть, в которой можно

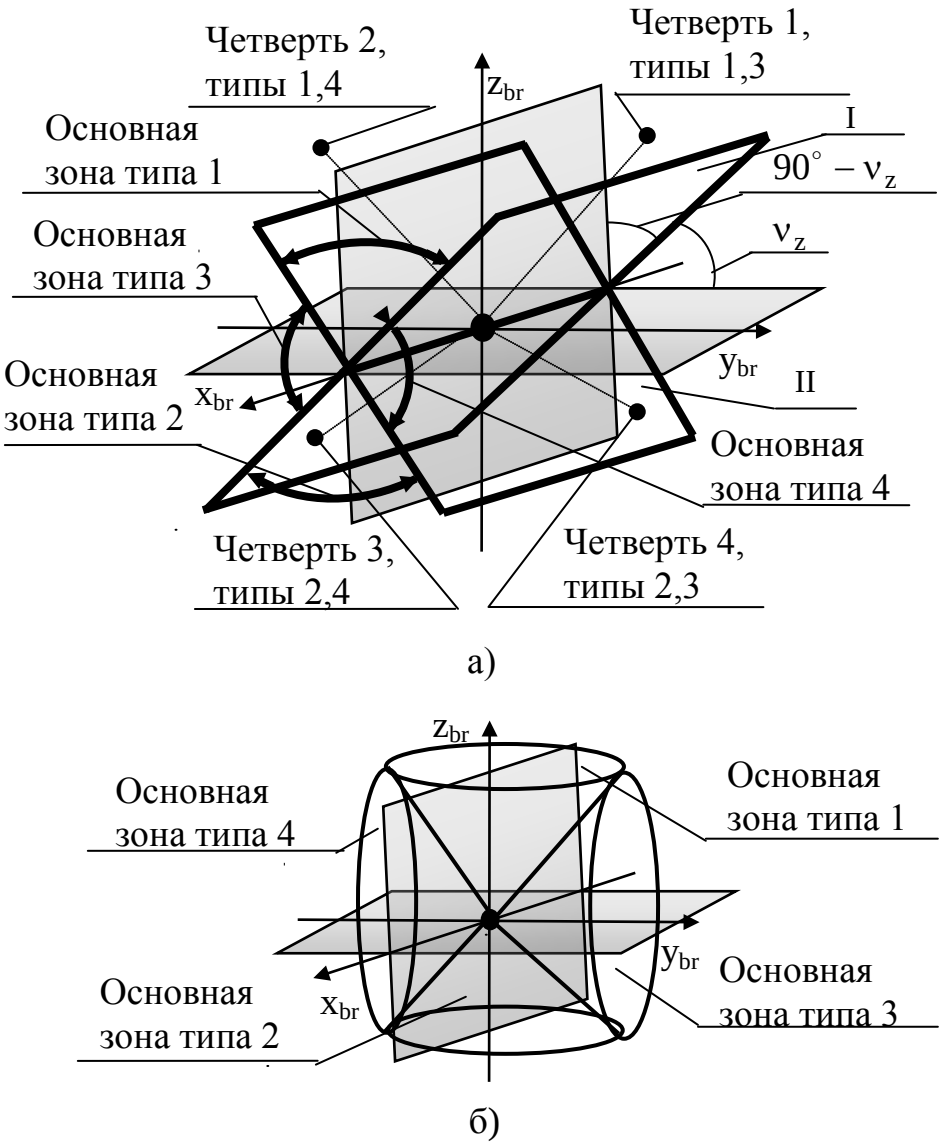


Рис 4. Зоны возможного направления устройств наведения без учета ограничений по углу высоты над базовой плоскостью:
а) к пояснению первого вариант определения зон;
б) к пояснению второго варианта определения зоны

использовать устройства типа 1 и типа 4, в четверти 2 используются устройства типов 1 и 3, в четверти 3 – устройства типов 2 и 3, в четверти 4 – устройства типов 2 и 4. В общем случае будем говорить, что четверть, в которой могут

быть использованы устройства типов q_1 и q_2 является четвертью их совместного использования. Можно разделить каждую четверть совместного использования устройств на две части, например, построив две плоскости (они обозначены I и II на рис 4а), каждая из которых составляет угол ν_z с плоскостью мгновенного местного горизонта и угол $90^\circ - \nu_z$ с плоскостью орбиты (в частности, четверти могут быть разделены на две равные части, если $\nu_z = 45^\circ$). Ту часть четверти, которая граничит с базовой плоскостью устройства типа q_1, будем относить к вспомогательной зоне использования устройства типа q_1, а ту, которая граничит с базовой плоскостью устройства q_2 (перпендикулярной к базовой плоскости устройства типа q_1) – отнесем к основной зоне использования устройства q_1 (рис. 4а). Аналогично определяется отношение частей четверти совместного использования к основной или вспомогательной зоне для устройства типа q_2.

Можно также предложить более простой подход к определению основной зоны использования устройства типа q. Без учета других ограничений это область, в которой значения угла γ_q больше либо равны значению γ_{zq} полагается основной зоной наведения устройства типа q, а область, в которой значение угла γ_q меньше значения γ_{zq} – дополнительной зоной наведения (рис. 4б). Если базовая плоскость – плоскость мгновенного местного горизонта, то $\gamma_z = \nu_z$, а если базовая плоскость – плоскость орбиты, то $\gamma_z = 90^\circ - \nu_z$ (целесообразен выбор значения $\nu_z = 45^\circ$).

С учетом ограничений на угол γ_q снизу ($\gamma_{bq} < \gamma_q$) и возможного ограничения сверху ($\gamma_q \le \gamma_{tq}$), используемого для исключения эффекта мертвой воронки, в основной зоне наведения устройства типа q область значений угла γ_q определяется так – $\gamma_z < \gamma_q \le \gamma_{tq}$, а во вспомогательной зоне – $\gamma_{bq} < \gamma_q \le \gamma_{zq}$ (рис. 1в). Исключение использования устройств разных типов при их близких направлениях на объекты, находящиеся в общей зоне использования этих устройств, обеспечивается учетом ограничения 4.

При планировании наблюдений следует учитывать, что наблюдения устройством типа q предпочтительно реализовывать в основной зоне использования этого устройства. Использование устройства типа q в его вспомогательной зоне целесообразно, когда структура наблюдаемой орбитальной группировки ассиметрична, и основная часть появлений орбитальных объектов происходит только во вспомогательной зоне. В таком случае при многочисленности наблюдаемой группировки использование устройств во вспомогательной зоне наблюдений целесообразно для «разгрузки» других устройств.

3.2. Одноэтапный метод составления комплексного плана наблюдения N орбитальных объектов для Q устройств наблюдения ($Q = \overline{1,4}$), который может составляться и корректироваться непосредственно в ходе процесса наблюдения.

В методах планирования наблюдения орбитальных объектов, в том числе, в неитерационных методах, можно выделить две основных составляющих. Это, во-первых, предварительный этап, на котором для каждого устройства наблюдения рассчитывается расписание доступности объектов для наблюдения, и выполняется предварительная статистическая обработка полученных расписаний. Предпочтительно использование быстрых методов составления расписаний доступности орбитальных объектов для наблюдения. В данной работе этому вопросу внимание уделено не будет. Во-вторых, – это собственно планирование. В предлагаемых в работе [5] методах планирование предлагается реализовывать в несколько этапов. На каждом этапе интервал времени, для которого составляется план, разбивается с шагом планирования, равным длительности интервала времени наблюдения объекта. На каждом шаге планирования выполняются одни и те же операции, определенные содержанием этапа планирования. В данной работе представлен одноэтапный метод планирования.

Предварительный (подготовительный) этап включает в себя составление для каждого q-того устройства наблюдения расписания доступности орбитальных объектов для наблюдения им на отрезке времени $\lfloor t_{bp}, t_{ep} \rfloor$.

При составлении расписания видимости орбитальных объектов и плана наблюдения будет использоваться понятие возможной реализации наблюдения устройством типа q. Под возможной реализацией наблюдения устройством типа q будем понимать непрерывное пребывание орбитального объекта в зоне, доступной для наблюдения устройством типа q в течение интервала времени, длительность которого равна длительности интервала наблюдения Δ_{tw}. Длительность каждого интервала времени непрерывной доступности орбитального объекта для наблюдения устройством типа q предлагается измерять целым числом возможных реализаций наблюдений объекта на этом интервале.

В программной реализации метода планирования расписание доступности орбитальных объектов для наблюдения каждым из устройств типа q сохраняются в трехмерном массиве. Первое измерение используется для задания номера устройства (совпадающего с номером его типа), второе и третье измерение – для указания элемента таблицы расписания доступности. Каждый столбец таблицы расписания доступности описывает интервал времени пребывания орбитального объекта в зоне возможной реализации наблюдения. Первый элемент столбца – номер орбитального объекта, второй и третий элементы – моменты времени его появления и ухода из соответствующей зоны

области доступности для наблюдения (моменты времени, ограничивающие интервал времени пребывания объекта в зоне доступности для наблюдения), в четвертом элементе записана длительность этого интервала, определенная числом возможных реализаций наблюдений. Описанный план доступности орбитальных объектов для наблюдения будем рассматривать как основной. Из основного плана исключаются те интервалы пребывания объектов в зоне доступности для наблюдения, длительность которых не позволяет реализовать наблюдение.

Кроме того составляется вспомогательный план, в котором для орбитальных объектов отдельно описываются интервалы времени пребывания объекта в основной и вспомогательной зоне доступности объекта для наблюдения. Структура массива, в которой сохраняется этот план, аналогична структуре массива, в котором сохраняется вспомогательный план.

Предварительная обработка основного и вспомогательного расписаний доступности объектов для наблюдения позволяет перед началом планирования определить для каждого объекта число возможных реализаций его наблюдений каждым из устройств наблюдения и суммарное число возможных реализаций его наблюдения всеми устройствами наблюдения. Кроме того, определяется число возможных реализаций наблюдений при нахождении объекта в основной зоне наблюдения устройства, определяемое для каждого из устройств и суммарно по всем устройствам наблюдения.

Основой этап планирования. Интервал времени планирования $\lfloor t_{bp}, t_{ep} \rfloor$ разбивается с шагом (шагом планирования), равным длительности интервала наблюдения Δ_{tw}. На каждом k-том шаге планирования рассматривается интервал времени $[t_{bk}, t_{ek}]$, где $t_{bk} = t_{bp} + \Delta_{tw}(k-1)$, $t_{ek} = t_{bp} + \Delta_{tw} k$. Для каждого q-того устройства на k-том шаге планирования определяется список M_{qk} доступных для наблюдения орбитальных объектов. Условие, на основе которого осуществляется отбор j-того орбитального объекта во множество M_{qk}, – $[t_{bk}, t_{ek}] \in \lfloor t_{bvjq}, t_{evjq} \rfloor$, где t_{bvjq} и t_{evjq} – начальный и конечный моменты времени интервала видимости j-того орбитального объекта, v-того по счету для этого объекта в сводном расписании видимости орбитальных тел ($\lfloor t_{bvjq}, t_{evjq} \rfloor \in \lfloor t_{bp}, t_{ep} \rfloor$). Для каждого орбитального объекта множества M_{qk} определяется ряд признаков, на основе которых будет реализован отбор для наблюдения устройством типа q одного из орбитальных объектов этого множества. Информация о составе множества M_{qk} и признаках отбора объектов сохраняется только в течение k-того шага планирования.

Для хранения значений массивов M_{qk} на текущем шаге планирования используется трехмерный массив. Первое измерение этого массива используется для задания типа q устройства наблюдения, второе и третье определяет таблицу, в которой представлена информация об объектах,

входящих во множество M_{qk}. Первый элемент строки этой таблицы – номер объекта, остальные элементы – признаки, на основе которых будет реализован отбор для наблюдения одного из объектов множества M_{qk}.

В частности, на основе этих признаков в последовательности выбранной их приоритетности будет выполняться сортировка орбитальных объектов, входящих во множество M_{qk}. Под ранжированием понимается расположение орбитальных объектов в порядке убывания степени важности их наблюдения на реализуемом k-ом шаге планирования. Ниже описаны предлагаемые признаки. Чтобы обеспечить возможность ранжирования объектов по признакам отбора, признаки должны иметь дискретные значения. Поэтому для тех признаков, которым соответствуют непрерывные значения, необходимо обеспечить дискретизацию этих значений, разбив непрерывные значения на уровни.

Признак 1. Число использованных возможных реализаций наблюдений объекта (число осуществленных наблюдений). Так как следует наблюдать те орбитальные объекты, которые наблюдались меньшее число раз, то ранжирование по этому признаку – обеспечивается сортировкой объектов по возрастанию значения признака.

Признак 2. Число оставшихся возможных реализаций наблюдения объекта. Ранжировать по этому признаку следует сортировкой по убыванию.

Отметим, что признаки 1 и 2 следует рассматривать как основные и ранжирование по этим признакам выполняется раньше ранжирования по другим признакам. При этом в ходе составления плана уровень приоритетности этих признаков можно изменить. В начале планирования признак 2 учитывается первым, а признак 1 – вторым. Затем их приоритетность меняется.

Признак 3. Число оставшихся возможных реализаций наблюдений объекта в основной зоне наблюдения устройства типа q. Ранжирование по этому признаку реализуется сортировкой по убыванию значения признака.

Признак 4. Интервал времени, истекший с последнего наблюдения орбитального объекта. Этот интервал отсчитывается от момента времени начала последнего наблюдения орбитального объекта до начального момента времени t_{bk} текущего интервала планирования $[t_{bk}, t_{ek}]$. Введение описываемого признака обеспечивает относительно равномерное разнесение наблюдений орбитального объекта по интервалу времени $[t_{pb}, t_{pe}]$, для которого составляется план. Чтобы исключить непрерывность значений и перейти к дискретизации, длительность интервала времени, истекшего с последнего наблюдения орбитального объекта, предлагается представить как дискретную величину. В частности – измерять целым числом длительностей интервала, кратного длительности интервала наблюдения (в частном случае равного длительности интервала наблюдения). Ранжирование объектов по этому признаку – сортировка по убыванию его значения.

Признак 5 (не используемый для сортировок, а учитываемый только при окончательном принятии решения о выборе объекта для наблюдения).

Нахождения орбитального объекта в основной зоне использования устройства типа q. Будем полагать, что объект находится в основной зоне использования устройства типа q, если он пребывает в этой зоне в течение всего интервала времени k-го шага планирования $[t_{bk}, t_{ek}]$. Тогда признаку 5 приписывается значение 1. В противном случае будем считать, что объект находится во вспомогательной зоне использования устройства типа q и приписывать признаку 5 значение 2. Ранжирование по признаку 5 не реализуется. Если после всех сортировок орбитальных объектов для каждого устройства наблюдения оказывается, что один и то же j-ый орбитальный объект находится первым в ранжированных списках двух устройств наблюдения, имеющих область совместного использования, то наблюдаться этот объект будет тем устройством, для которого он находится в основной зоне использования. Для того устройства, для которого j-ый объект находится в дополнительной зоне использования, с учетом описанного правила будет рассматривать возможность выбора для наблюдения объекта, следующего за j-ым в ранжированном списке.

Выше были описаны возможные ситуации, когда вследствие возникших помех при реализации наблюдение не было проведено. Если к моменту времени начала действий k-го шага планирования по результатам первоначальной текущей обработки результатов наблюдений определилось, что какое-либо наблюдение не было реализовано, число реализованных наблюдений объекта уменьшается на единицу, и новое значение признака 1 учитывается на текущем шаге планирования.

Выводы. Очевидно, что предложенный метод планирования не обеспечит достаточно высоких показателей качества плана наблюдений с точки зрения обеспечения описанных выше показателей. Однако вследствие минимальных затрат времени на планирования он может стать полезным дополнением к методам, позволяющим формировать планы лучшего качества за счет больших затрат времени. Кроме того, применение этого метода на борту космического аппарата при жестких ограничениях на длительность времени, которое можно затратить на составление плана, может оказаться наилучшим подходом к решению. В данной работе представлен ограниченный набор признаков (наиболее важных) по которым можно ранжировать объекты при реализации этого метода. Целесообразно дальнейшее совершенствование метода путем введения дополнительны признаков ранжирования и вариантов их учета при планировании.

Библиографические ссылки

1. **Бельский А.Б.** Астрооптический мониторинг космического пространства в условиях облачности. / А.Б. Бельский, С.Е. Здор, В.И. Колинько, В.И. Яцкевич // «Оптический журнал» 77, 9, 2010 45.
2. **Борщёва А.В.** Моделирование кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети с разновысотными орбитальными группировками. / О.В. Борщёва, Т.В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XVII 2015 С. 9-25.
3. **Вениаминов С.С.** Космический мусор – угроза человечеству. / С.С. Вениаминов, А.М. Чернов, под редакцией Назирова Р.Р. и Аксенова О.Ю. // Механика управление и информатика. Москва 2013. – 208 с.
4. **Лабуткина Т.В.** Неитерационные методы планирования наблюдения из наземных станций многоэлементного множества орбитальных объектов. / Т.В. Лабуткина, А.С. Здор , Е.А. Голубина, А.Н. Новак // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XVII 2015 С. 62-78.
5. **Лабуткина Т.В.** Имитационная модель спутниковой сети коммутации пакетов с разновысотными орбитальными сегементами / Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин, В.В. Беликов, А.В. Борщева, А.А. Тихонова, Д.И. Деревяшкин. // Науково-технічний журнал «Радіоелектронні і комп’ютерні системи». № 1 (75), 2016. С. 66-83.
6. **Муртазов, А. К.** Экология околоземного космического пространства/ А. К Муртазов. – М.: Физмат, 2004. – 304 с.
7. **Тихонова А.А.** Методическое обеспечение планирования сеансов наблюдения орбитальных объектов или сеансов межспутниковой связи для космического аппарата // А.А. Тихонова, Т.В. Лабуткина, , А.В. Борщёва // Наукові читання «Дніпровська орбіта – 2015»: Збірник доповідей – Дніпропетровськ : НЦАОМ, 2015. – С. 153-156.
8. **Трещалин А. К.** Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения орбит околоземных объектов. // А. К. Трещалин // Труды МФТИ. – 2012. – Том 4, № 3. – С. 122-.
9. **Labutkina T.V.** Globalized Planning of Surveillance of Orbital Objects // T.V. Labutkina, V.A. Larin, V.V. Belikov, A.A. Peyrov // 61st Intenational Astronautical Congress, Praga, Czech Republic, 27 September – 1 October, 2010. – IAC-10.A6.P07.
10. **Zdor S.E.** Planning Optical Search of Celestial Bodies in Near-Earth Space/ S.E. Zdor, Kolinko V.I. // Proc. Of fifth US/Russian space surveillance workshop. St.-Petersburg, September 24–27, 2003. – P. 286–293.

Надійшла до редколегії 10.12.2016

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обгрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

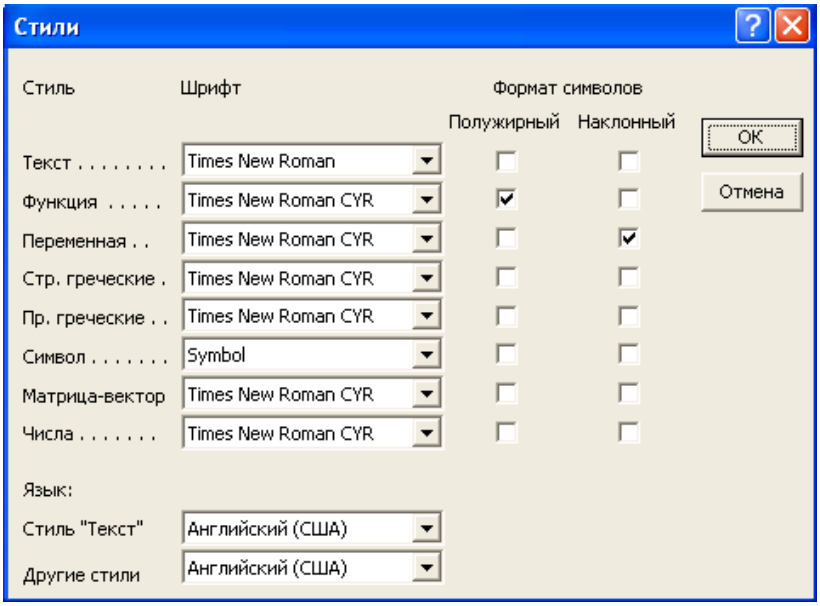
- Текст набирають у Microsoft Word.
- Формат паперу А4 (210×297).
- Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
- Стилі і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери великі; *вирівнювання*: за лівим краєм; *інтервал після:* один рядок
Ініціали і прізвища авторів	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, прямий; *вирівнювання*: за серединою; *інтервал після:* один рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище
Місце роботи	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, курсив; *вирівнювання*: за серединою; *інтервал після:* один рядок
Назва статті	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий, усі літери великі; *вирівнювання*: за серединою; *інтервал після:* один рядок
Анотації	*Шрифт*: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; *вирівнювання*: за шириною; *абзац:* 1,25 см
«Ключові слова»	*Шрифт*: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив; *вирівнювання*: за шириною; *абзац:* 1,25 см; *інтервал після:* один рядок

Основний текст статті	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, прямий; *вирівнювання*: за шириною; *абзац:* 1,25 см; *інтервал після:* один рядок
Назва рисунка	*Шрифт*: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; *вирівнювання*: за серединою, але не ширше за рисунок
Підрисункові підписи	*Шрифт*: Times New Roman, 12 pt, прямий; *вирівнювання*: за шириною, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, курсив; *вирівнювання*: за правим краєм
Назва таблиці	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий; *вирівнювання*: за серединою
Заголовок «Бібліографічні посилання»	*Шрифт*: Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий, *вирівнювання*: за серединою; *інтервал після:* один рядок
Бібліографічні посилання	*Шрифт*: Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список; *вирівнювання*: за шириною; *абзац:* 1,25 см; *інтервал після:* один рядок
Дата надходження до редколегії	*Шрифт*: Times New Roman, 12 pt, курсив; *абзац:* 1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- Під час набору статті обов’язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати **тільки** в редакторі **Microsoft Equation 3.0** з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за серединою, 17 см – праворуч:



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об’єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

– один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;

– експертний висновок про можливість публікації статті;

– рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;

– електронний варіант статті на CD або електронною поштою;

– в окремих файлах рисунки до статті;

– на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-83, e-mail: hetikris@gmail.com).

ЗМІСТ

Бондаренко О.В., Демченко Ю.К.
Предварительное определение геометрических размеров сильфонов из алюминиевых сплавов……..……...…..…….…...3

Гайдученко П.А.
Сравнение различных форм топливного бака верхних ступеней по массовому и габаритному критериям …….....…….……...…9

Гети К.В., Давыдов С.А., Давыдова А.В., Колесниченко О.В.
Динамика топлива в тороидальном баке поддействием поперечного силового импульса ……..19

Голубек А. В., Дронь Н. М., Ляшенко А. Н.
Комбинированный увод крупногабаритного космического с учётом динамически изменяющейся атмосферы земли ….....34

Шевцов В. Ю., Смоленський Д. Е., Назаренко Д. С., Таран В. О., Дмитренко А. В.
Чисельне моделювання гідродинамічних процесів в баці при опорожненні ….....……46

Лабуткина Т. В., Скородень Я. О., Борщова А. В., Тихонова А. А.
Неитерационный метод планирования наблюдений орбитальных объектов с космического аппарата ……...…….53