

УДК 629.7.036.5

Ю. А. МИТИКОВ, Р. М. ПЕТРЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина

УТИЛИЗАЦИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ ФАКЕЛА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ НАГРЕВА БАЛЛОНОВ С ГЕЛИЕМ СИСТЕМЫ НАДДУВА БАКОВ

Проведено математическое моделирование параметров газобаллонной системы наддува топливных баков двигательной установки ракеты-носителя. Дизайн системы: баллоны размещены в специальной емкости в хвостовом отсеке. Перед стартом из емкости полностью сливают криогенный теплоноситель. В донной защите и нижнем днище емкости (возможно совмещение) выполнены вставки из материала, пропускающего инфракрасное излучение к баллонам. Рассмотрены и более эффективные варианты размещения баллонов. Решалась задача теплопередачи через стенку к газу. Определены полнота опорожнения баллонов, температуры конструкции и гелия в баллонах. Проведено сравнение параметров системы с классической схемой расположения баллонов на I ступени ракеты-носителя. Показана эффективность предложенного способа нагрева баллонов на примере I ступени носителя среднего класса (~ 45 кг полезной нагрузки).

Ключевые слова: баллоны в специальной емкости, хвостовой отсек, тепловое излучение от факела двигателя, теплопередача, нагрев гелия в баллоне.

Введение

В настоящее время заметно растет коммерциализация космоса. Космическая отрасль становится одним из приоритетных направлений деятельности в большинстве стран мира. Спутники более пятидесяти государств по состоянию на 2013 год летают во Вселенной. Уже десять стран и Европейское космическое агентство сегодня самостоятельно запускают свои объекты в космос. В связи с этим существенно увеличивается конкуренция на рынке предоставления пусковых услуг. Очевидно, что побеждать в этой борьбе будет тот, кто обеспечит меньшую цену выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту при общепринятой надежности. В ракетно-космической технике пересматриваются подходы, сложившиеся в этой отрасли в период стремления государств выхода в космос любой ценой.

Не удивительно, что сегодня заметно возрастает актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем носителей, на нахождение наиболее эффективных схемных решений. Уместно отметить в этой связи, что конечная масса систем наддува (СН), которые являются предметом дальнейших исследований, может достигать 7% конечной массы ступени [1], и тут, несмотря на большую историю применения гелиевых газобаллонных систем, есть ещё ряд вопросов, нуждающихся в современном решении.

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

В настоящее время в качестве топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) современных ракет-носителей (РН) наибольшее распространение нашли, особенно для I ступеней, жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин (Т-1, РГ-1, метан, синтин). Достаточно интенсивно исследуются и перспективные горючие - ацетам, биотоплива, спирто-аммиачные растворы и др. [2].

Для наддува топливных баков двигательных установок (ДУ) большинства современных носителей повсеместно используются гелиевые газобаллонные системы [3, 4]. Они, несмотря на существенную массу и усложнение конструкции ракеты, стартового комплекса и испытательной базы, имеют и ряд положительных сторон. Гелий обладает наибольшей после водорода работоспособностью, не конденсируется в баках, технологии работы с ним на всех этапах отлажены.

При использовании в качестве теплоносителя в теплообменниках современных ЖРД (РД-171М, РД-180, РД-191) окислительного генераторного газа (его температура существенно ограничена стойкостью материалов) гелий на входе в баки имеет весьма умеренную температуру [5]. Это исключает проблемы нагрева верхнего слоя топлива от газа наддува в современных баках (нетеплоизолированных

несущих цилиндрических) и перегрева их верхних алюминиевых днищ.

При отсутствии принципиальных проблем гелиевые системы несложны в проектировании, что способствует их использованию при разработке ракет-носителей в сжатые сроки и ограниченном финансировании. Привлекательны они и для ракетчиков тех стран, которые делают первые шаги в освоении космического пространства

Учитывая, что космические комплексы находятся в эксплуатации 30 – 50 лет («Союз-2» – более 50 лет, «Зенит» – уже 28 лет), проблема модернизации гелиевых газобаллонных СН сегодня является весьма актуальной научно-технической задачей. В настоящее время интенсивно ведутся работы как по изысканию принципиально новых эффективных способов наддува топливных баков ДУ, так и по модернизации существующих газобаллонных [6 - 8].

Формулирование целей статьи

Рассмотрим классическую схему горячей гелиевой газобаллонной СН баков двигательной установки РН, использующей компоненты топлива жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин. Такие схемы наддува реализованы в ДУ РН «Зенит», «Маяк», «Ангара», «Русь-М», Atlas-III, Atlas-V, Falcon-9, KSLV-1 и др. Дизайн такой системы применительно к баку горючего приведен на рис.1.

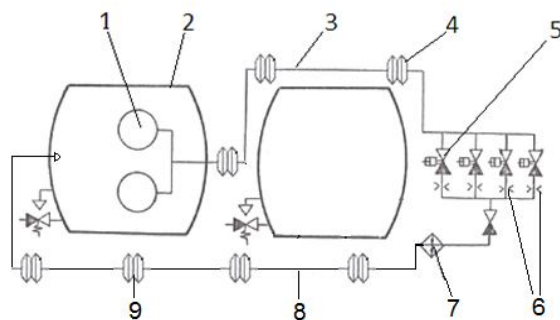


Рис. 1. Принципиальная «классическая» схема горячей газобаллонной СН бака окислителя:

- 1 – баллоны с гелием; 2 – бак с жидким кислородом;
- 3, 8 – трубопроводы; 4, 9 – температурные компенсаторы;
- 5 – элементы автоматики (электропневматические клапана (ЭПК)); 6 – жиклеры;
- 7 – теплообменник ДУ

Как видно из приведенного рис. 1, баллоны с гелием 1 размещены в верхнем баке окислителя 2. «Холодным» трубопроводом наддува 3 они соединены через ряд параллельно расположенных ЭПК 5 с одинаковыми жиклерами 6 (для исключения пере-

пуга) с теплообменником 7 ДУ, расположенным в хвостовом отсеке РН. Далее нагретый подогретый гелий вводится по «горячему» трубопроводу 8 с температурными компенсаторами 9 в верхнюю точку бака окислителя 2.

В силу размещения баллонов с гелием в баке окислителя (верхний бак) реализуется большая длина (масса) магистралей подачи гелия в хвостовой отсек к теплообменнику ДУ и далее назад в верхнюю точку бака. С целью поддержания практически постоянного давления газа в баке по времени полета логика работы СН приводит к необходимости последовательного подключения ЭПК с жиклерами. Все это с неизбежностью приводит к большому гидросопротивлению трактов наддува (с учётом теплообменника) и, соответственно, к повышенному остаточному давлению гелия в баллонах (до 3МПа, например, в СН I ступени РН «Энергия»).

На рис. 2 приведены параметры гелия в баллонах «классической» газобаллонной СН по времени работы ДУ. Как видно из приведенного графика, температура газа в баллонах к концу работы ДУ падает до 60–70К. Такая низкая конечная температура газа в баллонах в совокупности с заметным конечным давлением гелия в баллонах приводит его к заметной остаточной массе (до 35% от начальной массы гелия!) [4].

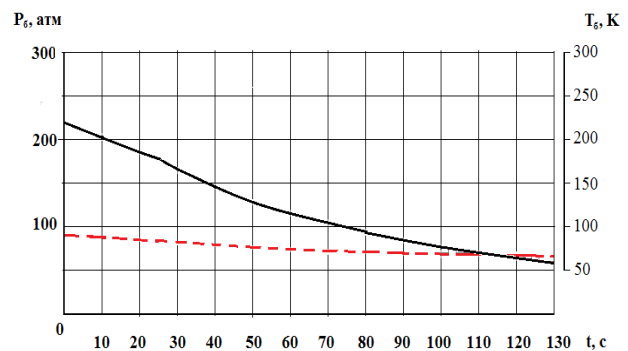


Рис. 2. Изменение параметров гелия в баллонах по времени работы горячей СН (рис. 1):
 ———— – давление гелия в баллонах;
 - - - - - – температура гелия в баллонах

Целью проведенных работ являлось математическое моделирование параметров горячей газобаллонной СН принципиально нового дизайна, который позволял бы запасти на момент старта носителя в том же объеме баллона большую массу гелия, а к моменту выключения СН – практически полностью опорожнить баллоны. Как следует из уравнения Клапейрона – Менделеева, путь для достижения поставленной цели существует только один – при предстартовой подготовке разместить баллоны в

среде с более низкой криогенной температурой, зарядить баллоны гелием до требуемого давления, перед самым запуском ДУ теплоноситель слить, а баллоны (соответственно, и газ внутри них) в полете интенсивно нагревать [10].

В работе использованы методы термодинамики тел переменной массы, теплопередачи, теории теплофизических свойств веществ.

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

На рис. 3 представлена одна из таких возможных схем [9, 10], в которой реализована предложенная идея. Как видно из приведенной схемы, баллоны 8 с гелием размещены в хвостовом отсеке 4 в специальной емкости 3. Емкость снабжена системами заправки-слива 15, 16 жидким азотом, дренажа 6. Нижнее днище части емкости 3 и донная защита 5 напротив баллонов 8 (соосно с донной защитой 5) снабжено вставками 17 из материала, который пропускает тепловое излучение. Вставки 17 емкости и донной защиты 5 могут быть и совмещены. Такое техническое решение несколько усложняет конструкцию, но зато увеличивает тепловой поток к баллонам в два раза.

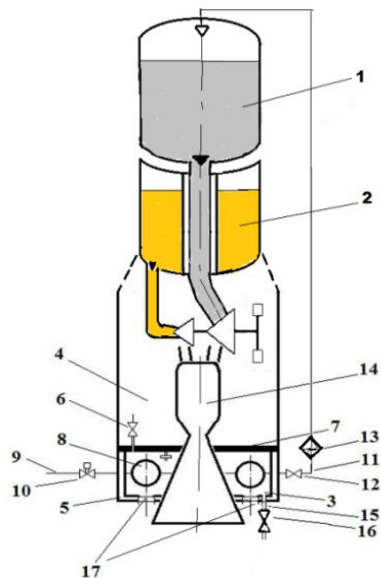


Рис. 3. Дизайн СН с утилизацией тепла факела ЖРД [10]

Схема работы моделируемой системы следующая. Одновременно с заправкой компонентами топлива баков 1, 2 заправляется криогенным теплоносителем (например, переохлажденным азотом) специальная емкость 3 с баллонами 8, которая расположена в хвостовом отсеке 4 над донной защитой 5.

Далее заправляются сжатым гелием баллоны 8. Перед самым запуском ДУ 14 криогенный теплоноситель сливается из специальной емкости 3. При работе двигателя тепловой поток от факела через специальные вставки 17 проходит к баллонам 8 с гелием. Температура гелия в них повышается, остаточная масса в баллонах может быть сведена к минимуму.

Материалы, пропускающие видимый свет, известны давно. В первую очередь, это обычное стекло. Также известны материалы, пропускающие инфракрасное излучение, несущее больше половины тепловой энергии [7]. Таким, например, является стекло-марблит (содержит до 15% окиси марганца), а также стекло, в состав которого введено большое количество окиси свинца. Марблит поглощает (до 94%) видимый свет, но остается прозрачным для инфракрасных лучей. Марблитовое стекло достаточно технологично. Оно может выдуваться, пресовываться, прокатываться, поддается шлифовке как обычное стекло.

Как известно, для защиты агрегатов двигателя от излучения факела существует донная защита. Она представляет собой достаточно сложную конструкцию, где используется керамическая теплоизоляция (например, волокнистый титан) с высоким коэффициентом отражения, асбестовое волокно и связующие вещества (например, коллоидная двуокись кремния). Изоляция донной защиты, например, I ступени РН «Сатурн-5», работает при уровне удельного теплового потока 65 ккал/(м²сек)! Это большое количество тепла, которое, насколько нам известно, до сих пор, никоим образом не использовалось для нужд носителя.

В данном исследовании приведенная выше величина удельного теплового потока принята в качестве расчетной. Причины для этого следующие. Указанное значение удельного теплового потока от факела можно рассматривать как минимальное, т.к. ЖРД F-1 работает по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа. Этот газ после турбины сбрасывается тангенциально в закритическую часть сопла. Сажа, которая содержится в продуктах сгорания керосин-кислород при температуре 1100К ($\geq 5\%$), в значительной мере экранирует факел ЖРД.

В качестве базовой для математического моделирования была использована методика [12] расчета внутрибаковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим с учетом опорожнения баллонов, заправленных реальным газом. Расход гелия из баллона (в тестовом примере 11 баллонов объемом по 132 л каждый, начальное давление гелия 220×10^5 Па) проводился по известной зависимости для реального газа с учетом изменения

коэффициента сжимаемости гелия и гидросопротивления тракта наддува:

$$\dot{G} = \frac{f m \mu q(\lambda) p}{\sqrt{z R T [1 + m^2 q^2(\lambda) \xi_{\Sigma}]}}$$

где f – приведенная площадь проходного сечения всего тракта наддува;

m – газодинамическая функция (для гелия $m = 2,28$);

μ – коэффициент расхода системы;

$q(\lambda)$ – газодинамическая функция;

p – текущее давление газа в баллонах;

z – текущий коэффициент сжимаемости газа;

R – газовая постоянная гелия;

T – текущая температура гелия в баллонах;

ξ_{Σ} – приведенный коэффициент гидравлического сопротивления всего тракта наддува;

Тепловой поток в стенку баллона:

$$\dot{Q}_w = F_w \alpha_w (T_n - T_w) + \dot{Q}_f,$$

где F_w – площадь поверхности баллонов;

α_w – коэффициент теплоотдачи от окружающей среды (пары азота) к стенке баллонов (до выхода из атмосферы);

T_n – температура среды, окружающей баллоны;

T_w – температура стенки баллонов;

\dot{Q}_f – тепловой поток от факела ЖРД.

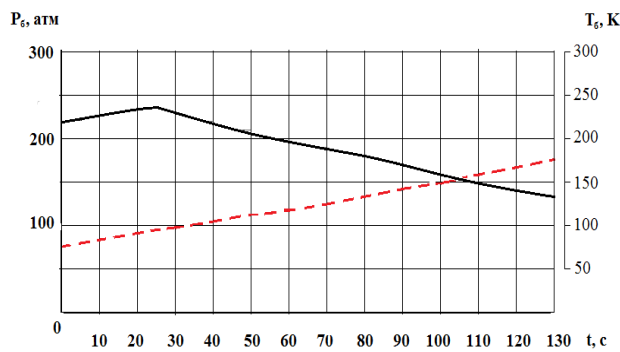


Рис. 4. Изменение параметров гелия в баллонах при подводе тепла от факела через две марблитовые вставки

Результаты моделирования параметров газа в баллонах при подводе тепла через две марблитовые вставки показывают, что конечная температура гелия в баллонах при прочих равных условиях, возрастает по сравнению с «классической» схемой более чем в ~ 3 раза. При этом даже возникает опасность повышения давления гелия в баллонах (~ 25 с)

выше допустимого (с учетом возросшей температуры конструкции).

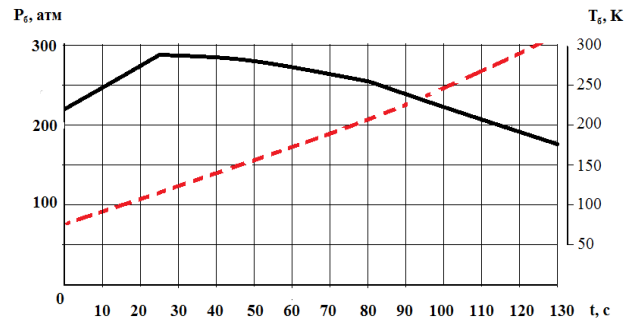


Рис. 5. Изменение параметров гелия в баллонах при подводе тепла от факела через одну марблитовую вставку

При подводе тепла к баллонам с гелием через одну марблитовую вставку конечная температура газа в баллонах повышается более чем в $\sim 5,5$ раза (рис. 5). Парировать опасный рост давления газа в баллонах первые несколько десятков секунд можно, например, проведением предпускового наддува из баллонов полетного наддува, что уменьшит исходное давление газа в баллонах на момент появления факела ЖРД.

Как видно из рис. 6, при уменьшении числа баллонов (с 11 до 6) конечная температура гелия в них еще несколько повышается. В баллонах остается не более 2 - 3% начального веса гелия (против 30 - 35% в «классической» схеме). При этом конечное давление гелия в баллонах ($\sim 50 \times 10^5$ Па) позволяет рассчитывать на его возможное снижение.

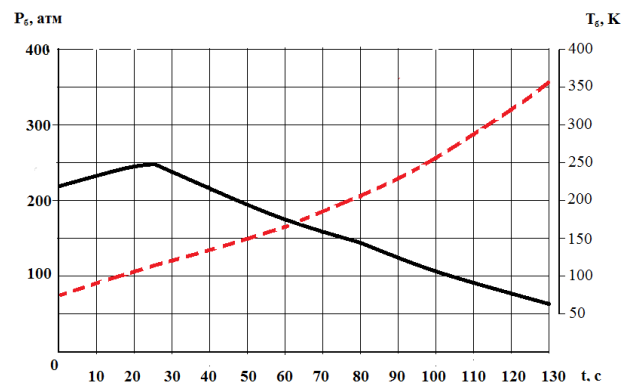


Рис. 6. Изменение параметров гелия в уменьшенном числе баллонов (6 штук) СН при подводе тепла от факела через одну марблитовую вставку

Сравнение предложенного варианта системы с реализованными в настоящее время на большинстве РН газобаллонными системами [4] показывает следующее. Для двухступенчатого носителя среднего класса только на одной I ступени переход на СН

баковокислителя и горючего с подогревом баллонов за счет утилизации излучения факела позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 45 кг (без учета снижения массы бака окислителя). При этом уменьшается количество баллонов со сжатым гелием (на ~45%). Также может быть исключена из пневмогидравлической системы РН система предпускового наддува топливных баков.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Проведено математическое моделирование параметров газобаллонной гелиевой системы наддува нового дизайна. Суть предложенной системы заключается в следующем. Баллоны со сжатым гелием размещены не в верхнем баке с жидким кислородом, а в хвостовом отсеке носителя в специальной емкости. Данная емкость на этапе предстартовой подготовки заправляется максимально холодным теплоносителем (например, переохлажденным азотом, или эжектируется), после чего баллоны заряжаются гелием. Перед самым запуском двигательной установки теплоноситель сливают, а к баллонам подводят тепловой поток от факела ЖРД через специальные вставки (например, марблитовые) в донной защите и днище специальной емкости. За счет существенного повышения конечной температуры гелия в баллонах (до ~550%) заметно увеличивается выработка газа из баллонов.

Анализ результатов моделирования показывает, что можно добиться (с учетом снижения гидросопротивления системы при более коротких трассах наддува) величины остаточной массы гелия в баллонах на уровне $2\pm 3\%$ от начальной заправки (против 30-35% при «классической» схеме размещения баллонов). Суммарный тепловой поток к баллонам оказывает заметное влияние на температуру гелия в них. Величина теплового потока от факела ЖРД к баллонам поддается регулированию изменением площади вставок, пропускающих излучение.

Для двухступенчатого носителя среднего класса только на одной I ступени переход на СН баков окислителя и горючего с подогревом баллонов за счет утилизации излучения факела позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 45 кг. При этом потребное количество баллонов со сжатым гелием существенно уменьшается (на ~ 45%).

Дальнейшие работы по изучению характеристик предложенной системы целесообразно продолжить в направлении оптимизации параметров системы, по определению реакции материалов баллонов на резкий градиент температуры.

Литература

1. Беляев, Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.
2. Воскобойников, Д. В. Анализ энергетических характеристик топливной пары «жидкий кислород и спирто-аммиачный раствор» в самовытеснительных системах подачи ЖРДМТ [Текст] / Д. В. Воскобойников, А. М. Грушенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9. – С. 72 – 75.
3. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Text] / E. Ring. – Englewood Cliffs, N. J. : Prentice-Hall, 1964. – 310 p.
4. Митиков, Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю. А. Митиков // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2012. – Вып. 1. – С. 179 – 185.
5. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3 (90). – С. 87 – 90.
6. Моделирование параметров системы наддува кислородом бака с керосином [Текст] / Ю. А. Митиков, М. В. Андриевский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 1(98). – С. 85 – 89.
7. Генераторный наддув бака с РГ-1 ракеты-носителя [Текст] / Ю. А. Митиков // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. – 2012. – № 4/8 (58). – С. 6 – 9.
8. Комбинированный наддув бака с углеводородным горючим – сверххолодная и высокотемпературная подсистемы [Текст] / Ю. А. Митиков, М. В. Андриевский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 5(102). – С. 90 – 96.
9. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201309513 29.07.13 Україна: МПК В 64 D 37/00, В64D 37/06 / Мітіков Ю. О., заявл. 29.07.13.
10. Система газобаллонного наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201313034 Україна : МПК В 64 D 37/00, В64D 37/06 / Мітіков Ю. О., Петренко Р. М., заявл. 11.11.13.
11. Марблит. Лексикон [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://lexikon.ru/206>.
12. Митиков, Ю. А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю. А. Митиков // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – 2012. – Т. XIII. – С. 61 – 69.
13. Куда, С. А. Экспериментально-теоретические исследования заполнения и опорожнения баллона новой конструкции [Текст] / С. А. Куда, А. И. Логвиненко, М. А. Татарчук // *Космическая техника. Ракетное вооружение*. – 2013. – Вып. 1. – С. 37 – 42.

14. Конструкция и характеристики ракеты-носителя Saturn-V [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://space-horizon.ru/articles/3>. – 15.11.2013.

15. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: заявка № а 201309975 Україна: МПК В 64 D 37/00 / Мітіков Ю. О., заявл. 12.08.13.

Поступила в редакцію 15.11.2013, рассмотрена на редколлегии 11.12.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. каф. Проектирования и конструкций ФТФ С. А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, г. Днепропетровск.

УТИЛІЗАЦІЯ ВИПРОМІНЮВАННЯ ФАКЕЛУ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА ДЛЯ НАГРІВУ БАЛОНІВ З ГЕЛІЄМ СИСТЕМИ НАДДУВАННЯ БАКІВ

Ю. О. Мітіков, Р. М. Петренко

Проведено математичне моделювання параметрів газобалонної системи наддування паливних баків рухової установки ракети-носія. Дизайн системи: балони розміщено в спеціальній ємності в хвостовому відсіку. Перед стартом з ємності повністю зливають криогенний теплоносій. У донному захисті і нижньому днищі ємності (можливо суміщення) виконано вставки з матеріалу, що пропускає інфрачервоне випромінювання до балонів. Розглянуто і більш ефективні варіанти розміщення балонів. Вирішувалося завдання теплопередачі через стінку до газу. Визначено повнота спорожнення балонів, температури конструкції і гелію в балонах. Проведено порівняння параметрів системи з класичною схемою розташування балонів на I ступені ракети-носія. Показано ефективність запропонованого способу нагрівання балонів на прикладі I ступеня носія середнього класу ~ 45 кг корисного навантаження).

Ключові слова: балони наддування в спеціальній ємності, хвостовий відсік, теплове випромінювання від факелу двигуна, теплопередача, нагрів гелію в балонах.

DISPOSAL OF RADIATION LIQUID ROCKET ENGINE TORCH FOR HEATING CYLINDERS WITH HELIUM PRESSURIZATION SYSTEM TANK

Yu. A. Mitikov, R. M. Petrenko

Mathematical modeling of the gas-cylinder fuel tank pressurization system parameters for the propulsion system was held. System design: cylinders are placed in a special container in the aft compartment. The cryogenic coolant is completely drained from the tank before launch. The inserts in the bottom and the protection of the lower bottom of the tank (possibly overlapping) are made of material that transmits infrared radiation of the cylinders. More effective ways of placing gas cylinders were checked. The problem of heat transmit through the wall to the gas was being solved. The completeness of tank emptying, structure temperature and helium balloons were determined. A comparison with the parameters of the classical scheme system (arrangement of cylinders on the Stage I rocket) was held. The heating cylinders efficiency was shown using I stage carrier medium grade as an example (~ 45 kg payload mass).

Keywords: cylinders in a special container, tail section, the thermal radiation from the jet engine, heat transfer, heat helium in the tank.

Мітіков Юрій Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедри двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@yandex.ru.

Петренко Роман Михайлович – студент кафедри двигателестроения физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, г. Днепропетровск, Украина.