

УДК 629.7.036.5

Ю. А. МИТИКОВ, Р. М. ПЕТРЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. Олесья Гончара, Украина

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ГЕЛИЕВОЙ СИСТЕМЫ НАДДУВА ПУТЕМ НАГРЕВА БАЛЛОНОВ ГОРЮЧИМ

Проведено математическое моделирование параметров новой гелиевой системы наддува с нагревом баллонов керосином. Ее идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска двигателя и максимально простой нагрев баллонов при его работе. Баллоны размещаются в специальной емкости, например, в хвостовом отсеке ракеты-носителя. До запуска двигательной установки емкость заправлена криогенным теплоносителем, например, переохлажденным жидким азотом. Непосредственно перед самым запуском двигателя криогенную жидкость сливают и начинают нагрев баллонов. Для этого вводят в емкость горючее – керосин. Результаты расчетов положительные. Показано позитивное влияние на конечную температуру гелия в баллонах (неиспользуемый остаток гелия) температуры керосина, применяемого в качестве теплоносителя и скорости его обтекания баллонов. Существует возможность снизить потребности в баллонах с гелием в системах наддува только за счет нагрева баллонов на $20 \div 25\%$.

Ключевые слова: гелиевая система наддува, баллоны в специальной емкости, захлаживание баллонов переохлажденным азотом, нагрев баллонов керосином.

Введение

По мнению ряда зарубежных аналитиков [1], с выходом на космическую арену частных компаний США, в первую очередь SpaceX и Orbital Science, произошли революционные изменения в подходах к ракетно-космической технике. Указанные компании в рекордно короткие сроки обеспечили собственными носителями доставку грузов на международную космическую станцию (МКС) по столь низкой цене, что впору говорить о демпинге [2]. Также следует отметить и тот факт, что в тендере, объявленном правительством США по доставке грузов на МКС, участвовало более 20 венчурных компаний.

В связи с отмеченными новыми тенденциями в космической индустрии существенно возрастает конкуренция на рынке предоставления пусковых услуг. Естественно, повышается актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем ракет-носителей (РН), на поиск более эффективных проектных решений. Уместно отметить в этой связи, что конечная масса систем наддува (СН), которые являются предметом настоящих исследований, может достигать 7% конечной массы ступени [3, 4].

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

Исторически первыми газобаллонными СН топливных баков двигательных установок (ДУ) были

так называемые холодные. В соответствии с принятой классификацией [3] таковыми считаются те, которые подают газ на вход в бак с температурой близкой к температуре топлива. В качестве примера можно привести СН ракет Фау-2, «Авангард», Р-2, Р-12. Для наддува топливных баков ДУ современных РН, использующих компоненты топлива жидкий кислород и углеводородное топливо типа керосин, в силу ряда причин наибольшее распространение нашли гелиевые газобаллонные СН [5]. Данные системы успешно применяются в двух вариантах – с подогревом гелия в теплообменниках ДУ (т.н. «горячие») и без него (т.н. «сверххолодные»). Горячие СН применяются для наддува баков окислителя РН «Зенит», всех баков РН «Ангара», Falcon 9. Сверххолодные – для наддува баков горючего РН «Зенит», РН Antares, Atlas V. Однако, несмотря на обилие ДУ, на которых они внедрены, и горячие, и сверххолодные СН повсеместно применяются в «каноническом» виде, т.е. практически в том, в котором они были впервые внедрены. Если и встречаются в конструкциях некоторые отличия, то они не носят принципиального характера, а касаются лишь локального улучшения отдельных узлов (устройств ввода газа в баки [7], теплообменников [6], и т.п.).

В настоящее время существует большая положительная история применения гелиевых газобаллонных СН, накоплен заметный объем экспериментальных данных по всем их важнейшим параметрам. Таким образом, имеются все условия для проведения анализа конструкций гелиевых СН с целью на-

хождения узких мест, нуждающихся в улучшении.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

Анализ принципиальных схем горячей и сверххолодной гелиевых газобаллонных СН показывает, что при всем различии конструкций обе системы имеют и некоторые общие моменты. В частности, баллоны с гелием в обоих случаях размещены в жидком кислороде бака окислителя. Такое техническое решение позволяет, как известно, в одном и том же объеме баллонов разместить почти в два раза больше газа (с учетом сжимаемости гелия) по сравнению с вариантом их размещения в двигательном отсеке с нормальной температурой. Далее, титановый сплав, который подобран для баллонов, при криогенной температуре дополнительно упрочняется, что еще более улучшает параметры газобаллонной СН.

Однако размещение баллонов с гелием в низкотемпературной среде имеет и обратную сторону. Так, например, при опорожнении баллонов за время, характерное для работы ДУ первых ступеней РН ($100 \div 150$ с), и конечном давлении гелия в них 30×10^5 Па, конечная масса гелия в баллонах составляет около 30% начальной на момент включения СН. В определенном смысле, треть баллонов является балластом или ценой, которую приходится платить за, казалось бы, однозначно позитивное решение. Это происходит по причине падения температуры гелия в баллонах при их опорожнении с 90К до $40 \div 50$ К (при использовании в ДУ кипящего кислорода). При использовании в ДУ переохлажденного кислорода конечная температура гелия в баллонах еще ниже. Анализ технической литературы показывает, что этот момент более 50 лет оставался вне поля зрения специалистов по системам питания ДУ космических РН.

Формулирование целей статьи

Одно из возможных решений отмеченной выше проблемы рассмотрено в техническом решении [8]. Его идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска ДУ, и максимально простой нагрев баллонов до приемлемых по прочности температур при работе ДУ. Естественно, такие операции желательно проводить вне бака с жидким кислородом. На рис. 1 для пояснения сути предложения приведена принципиальная схема конструкции, лишенная указанного выше недостатка.

Целью данной статьи является математическое моделирование параметров предложенной СН на

примере I ступени носителя среднего класса, оценка ее параметров и эффективности, а также формулирование направлений дальнейших исследований.

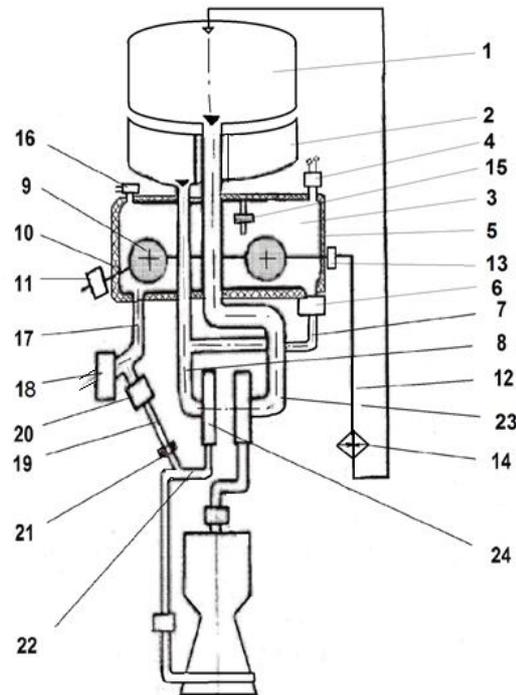


Рис. 1. Схема рассматриваемой СН [8]

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

Как видно из приведенного рисунка, рассматриваемая система включает бак окислителя 1, бак горючего 2, специальную емкость 3, размещенную вне бака окислителя, например, в хвостовом отсеке 23. Емкость 3 с дренажным клапаном 4 и теплоизолирующей 5 соединена через клапан 6 со сливным трубопроводом 7 из расходной магистрали 8 горючего и входом в насос 24 высокого давления. Внутри емкости 3 расположены баллоны 9, которые соединены, с одной стороны, с трубопроводом 10 их заправки гелием с клапаном 11, с противоположной стороны - по трубопроводу 12 с агрегатом автоматизации 13 теплообменником 14 с верхней точкой свободного объема бака 1. В верхней части емкости 3 снабжена датчиком 15 контроля заправки и эжектором 16. В нижней части емкости 3 имеет трубопровод 17 с заправочно-сливным клапаном 18 хладагента, который в свою очередь соединен трубопроводом 19 с клапаном 20 и дозирующим элементом 21 с полостью 22 высокого давления топлива.

Работа предложенной системы происходит следующим образом. При заправке компонентами топлива баков 1, 2 при открытом дренажном клапане 4 открывают заправочно-сливной клапан 18 и подают хладагент (криогенную жидкость) по трубопроводу 17 в специальную емкость 3, которая расположена в хвостовом отсеке 23. По достижению уровнем хладагента датчика уровня 15 заполнение емкости 3 прекращается и начинается заправка гелия в баллоны 9. Для этого открывают агрегат автоматики 10 и по трубопроводу 11 гелий заполняет баллоны 9.

За счет нагрева гелия при заполнении баллонов, их стенок, греется и хладагент. Для поддержания необходимой температуры хладагента в специальной емкости 3 закрывают дренажный клапан 4 и включают эжектор 16. При падении уровня хладагента ниже заданного уровня от датчика уровня 15 подается команда на открытие заправочно-сливного клапана 18 и начинается подпитка емкости хладагентом. Наличие теплоизоляции 5 емкости 3 существенно снижает ее влияние на температурный режим хвостового отсека 23 и уменьшает потребляемую мощность эжектора 16. После окончания заправки гелием баллонов 9 перед самым стартом РН открывают дренажный клапан 4, выключают эжектор 16 и открывают заправочно-сливной клапан 18. Хладагент самотеком сливается в стартовое хранилище. Далее, закрывают заправочно-сливной клапан 18, открывают клапан 20 и по выходу ДУ на режим горючее с номинальной температурой ($\sim -15^{\circ}\text{C}$) из полости 22 высокого давления топлива через дозирующий элемент 21 по трубопроводу 19 поступает в специальную емкость 3, где нагревает баллоны 9. Горючее можно отбирать и самое горячее – из форсуночной головки ЖРД. Гелий для наддува после открытия агрегата автоматики 13 по трубопроводу 12 через теплообменник 14 поступает в свободный объем бака 1 окислителя. Далее, по команде от датчика уровня 15 открывается клапан 6 и по сливному трубопроводу 7 остывшее топливо сбрасывается в расходную магистраль 8 и далее на вход насоса 24 высокого давления горючего.

Математическое моделирование параметров предложенной системы проводилось по апробированной методике [9]. Теплообмен при обтекании баллонов керосином учитывался по известной формуле Михеева для шара [10]:

$$\text{Nu}_{\text{ж}} = 2 + 0,03\text{Re}^{0,54} \text{Pr}_{\text{ж}}^{0,33} + 0,35 \text{Re}^{0,58} \text{Pr}_{\text{ж}}^{0,356},$$

где $\text{Nu}_{\text{ж}}$ – число Нуссельта при температуре вводимого керосина в специальную емкость;

Re – число Рейнольдса;

$\text{Pr}_{\text{ж}}$ – число Прандтля при температуре керосина на входе в емкость.

Было проведено две группы расчетов. В первой группе (рис. 2) при прочих равных условиях определялась степень влияния температуры керосина (-10°C после насоса и $+180^{\circ}\text{C}$ из форсуночной головки камеры сгорания), вводимого в спецемкость при одинаковой скорости обтекания баллонов (2 м/с). Как видно из приведенных результатов моделирования, оба варианта достаточно эффективны. В первом – конечная температура гелия в баллонах повышается в ~ 4 раза по сравнению с «каноническим» вариантом, во втором – более чем в 7 раз. Соответственно, варьируя площадью проходного сечения дозирующих элементов (жиклеров) и логикой работы агрегатов автоматики СН, во столько раз можно уменьшить конечную массу гелия в баллонах.

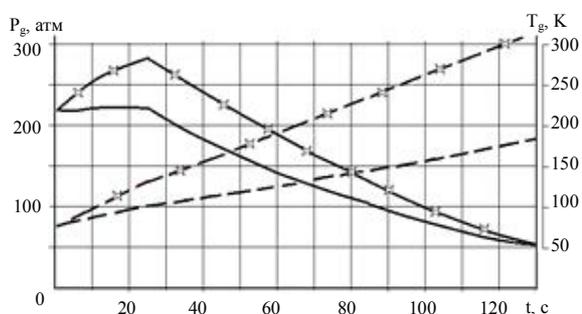


Рис. 2. Влияние температуры керосина на параметры гелия в баллонах:

P_g – давление газа в баллонах;

T_g – среднemasовая температура газа в баллонах

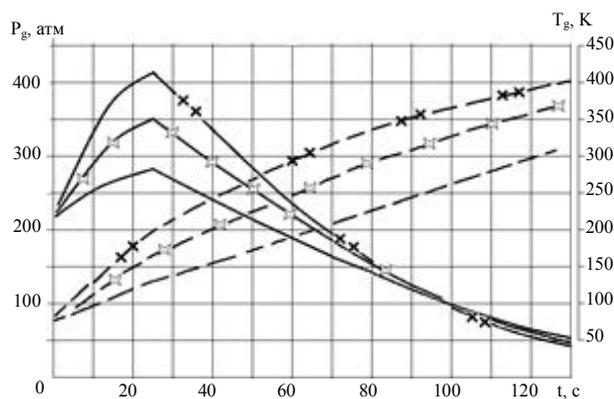


Рис. 3. Влияние скорости обтекания керосином баллонов с гелием

Целью второй группы расчетов было определение влияния скорости обтекания баллонов (2, 5 и 10 м/с) при одинаковой температуре керосина на входе в спецемкость ($+180^{\circ}\text{C}$) на конечную температуру гелия в баллонах (рис. 3). Полученные результаты расчетов свидетельствуют о заметном влиянии скорости обтекания баллонов керосином на темпе-

ратуру гелия в них. Так, при скорости обтекания баллонов 10 м/с конечная температура гелия в баллонах может быть увеличена почти в 9 раз по сравнению с реализованными сегодня схемами размещения баллонов.

Следует обратить внимание на тот момент, что сочетания расчетных величин давления гелия в баллонах и его температуры (температуры стенки баллонов) могут достигать неприемлемых величин по прочности для применяемых материалов. Так, расчетная величина давления гелия в баллонах первые 25 с работы ДУ резко повышается по сравнению с первоначальным значением и при использовании принятых исходных данных достигает величины 410 атм. При этом расчетная температура баллонов получена равной -42°C . Отсюда следует очевидная рекомендация – для использования существующих баллонов их нагрев по предложенной схеме следует начинать не в момент запуска ДУ, а на $20 \div 30$ с позже.

Проведенное моделирование параметров предложенной СН с нагревом керосином баллонов с гелием свидетельствует о заметной эффективности рассмотренного технического решения. Открывается возможность уменьшить величину неиспользуемого остатка гелия в баллонах в $7 \div 8$ раз, что эквивалентно уменьшению потребного для целей наддува числа баллонов на $20 \div 25\%$.

Выводы из данного исследования

Проведено математическое моделирование параметров новой гелиевой СН с нагревом баллонов керосином. Ее идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска двигателя, и максимально простой нагрев баллонов при его работе. Баллоны размещаются в специальной емкости, например, в хвостовом отсеке РН. До запуска ДУ емкость заправлена криогенным теплоносителем, например, переохлажденным жидким азотом. Непосредственно перед самым запуском двигателя криогенную жидкость сливают и начинают нагрев баллонов. Для этого вводят в емкость горючее – керосин. Результаты расчетов положительные. Показано позитивное влияние на конечную температуру гелия в баллонах (неиспользуемый остаток гелия)

температуры керосина, применяемого в качестве теплоносителя и скорости его обтекания баллонов.

Существует возможность снизить потребности в баллонах с гелием в системах наддува только за счет нагрева баллонов предложенным способом на $20 \div 25\%$.

Литература

1. НАСА запускает программу создания частных пилотируемых кораблей [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ebul.ru/dl/digest-046f.pdf>. – 28.01.2014.
2. Набирает обороты бизнес малых спутников [Электронный ресурс]. – Режим доступа: ebul.ru/dl/digest-046f.pdf. – 28.01.2014.
3. Беляев, Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
4. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Text] / E. Ring. – Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1964. – 404 p.
5. Митиков, Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю. А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – № 1. – С. 179 – 185.
6. Создание усовершенствованного пластинчатого агрегата наддува [Текст] / Ю. А. Бедов, Е. А. Бедов и др. // Труды НПО Энергомаш. – 2004. – № 22. – С. 132–146.
7. Кендл, Д. Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува [Текст] / Д. Кендл // Вопросы ракетной техники. – 1971. – № 6. – С. 22 – 25.
8. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: Заявка № а 201309513 Україна: МПК В 64 D 37/00 / Митиков Ю. О. – заявл. 29.07.13. – 6 с.
9. 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.
10. Михеев, М. А. Основы теплопередачи [Текст] / М. А. Михеев, И. М. Михеева. – М.: Энергия, 1977. – 374 с.

Поступила в редакцию 28.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой проектирования и конструкций С. А. Давыдов, Днепрпетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепрпетровск.

ВДОСКОНАЛЕННЯ ГЕЛІЄВИХ СИСТЕМ НАДДУВАННЯ ШЛЯХОМ НАГРІВУ БАЛОНІВ ПАЛЬНИМ

Ю. О. Мітиков, Р. М. Петренко

Проведено математичне моделювання параметрів нової гелієвої системи наддування з нагріванням балонів гасом. Її ідеєю є максимальне охолодження балонів з гелієм до запуску двигуна і максимально простий нагрів балонів при його роботі. Балони розміщуються в спеціальній ємності, наприклад, в хвостовому відсіку ракети-носія. До запуску рухової установки ємність заправлено теплоносієм з криогенною температурою, наприклад, переохолодженим рідким азотом. Безпосередньо перед самим запуском двигуна криогенну рідину зливають і починають нагрів балонів. Для цього вводять в ємність пальне - гас. Результати розрахунків позитивні. Показано позитивний вплив на кінцеву температуру гелію в балонах (невикористовуваний залишок гелію) температури гасу, вживаного як теплоносії і швидкості обтікання балонів гасом. Існує можливість знизити потреби в балонах з гелієм в системах наддування тільки за рахунок нагріву балонів на 20 ÷ 25 %.

Ключові слова: гелієва система наддування, балони в спеціальній ємності, охолодження балонів переохолодженим азотом, нагрів балонів гасом.

IMPROVING BY HELIUM PRESSURIZATION SYSTEM HEATING FUEL TANKS

Yu. A. Mitikov, R. M. Petrenko

Helium pressurization system with parameters mathematical modeling was held. Mathematical modeling of the parameters of the new helium pressurization system with heating cylinders kerosene. Main idea is to cool down the helium balloons as much as possible before engine launch and as simple as possible cylinders heating during its processing. Cylinders are placed in a special container, for example, in the engine bay of the launcher. The volumetric capacity is filled with cryogenic coolant, for example with the supercooled liquid nitrogen, before engine launch. The cryogenic liquid is drained just before the engine launch, and cylinders heating begins. The fuel – kerosene, is inputted into the container. The calculation results are positive. The positive impact on the final temperature of helium balloons (unused balance helium), on the kerosene temperature, which is used as the coolant flow, and the speed of its cylinders is shown. There is a possibility to reduce the amount of the helium gas cylinders in the pressurization systems only thanks to gas cylinders heating by 20 ÷ 25 %.

Key words: helium pressurization system, cylinders in special containers, cooling down supercooled nitrogen cylinders, kerosene heating cylinders.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@ya.ru.

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