

УДК 629.7.036.5

**Ю.А. МИТИКОВ, М.В. АНДРИЕВСКИЙ***Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина***КОМБИНИРОВАННЫЙ НАДДУВ БАКА С УГЛЕВОДОРОДНЫМ ГОРЮЧИМ - СВЕРХХОЛОДНАЯ И ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ ПОДСИСТЕМЫ**

*Проведено математическое моделирование параметров новой комбинированной системы наддува бака с керосином двигательной установки ракеты-носителя, использующей в качестве окислителя жидкий кислород. Дизайн системы: первые 20÷30 с работы двигательной установки потребное давление газа в баке поддерживает сверххолодная гелиевая жиклерная подсистема. Далее поэтапно (от сигнализаторов давления) включается высокотемпературная (~1800К) твердотопливная газогенераторная. Определены поведение давления, среднemasсовой температуры газа в баке горючего, температура его верхнего днища по времени полета при нерегулируемом расходе рабочего тела на наддув. Показана возможность исключения «теплой» гелиевой системы предпускового наддува. Выявлены влияющие факторы на параметры комбинированной системы, оценена весовая сводка, показана ее эффективность на примере I ступени носителя среднего класса (~ 26 кг полезной нагрузки). Предложены варианты резервирования, повышения основных характеристик системы.*

**Ключевые слова:** бак с керосином, комбинированная система наддува, последовательное включение, сверххолодная гелиевая и высокотемпературная твердотопливная подсистемы.

**Введение**

В настоящее время в качестве топлива ЖРД первых ступеней ракет-носителей широко используется (и планируется к применению в обозримом будущем) жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин (РГ-1, метан, синтин) [1]. Интенсивно изучается для ЖРД верхних ступеней перспективное горючее ацетам (раствор ацетилен в жидком аммиаке), горючее на основе этилового спирта и аммиака [2].

Для наддува топливных баков двигательных установок (ДУ) большинства из указанных носителей повсеместно используются гелиевые газобаллонные системы. Они, несмотря на существенную массу и усложнение конструкции ракеты, стартового комплекса и испытательной базы, имеют и положительные стороны. Гелий, как известно, обладает наибольшей после водорода работоспособностью, не конденсируется в баках, технологии работы с ним на всех этапах отлажены. При использовании 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. Это исключает проблемы нагрева верхнего слоя топлива от газа наддува в современных баках (нетеплоизолированных несущих цилиндрических) и перегрева их верхних алюминиевых днищ.

В силу отсутствия принципиальных проблем гелиевые системы несложны в проектировании, что

способствует их распространению 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 [1-3].

Своеобразием сегодняшнего времени применительно к ракетно-космической технике являются расширяющиеся научные исследования Вселенной, продолжающееся использование космоса в военных целях и заметное возрастание коммерциализации космоса. В связи с этим растет конкуренция в сегменте рынка предоставления пусковых услуг. Побеждать в этой борьбе, естественно, будет тот, кто обеспечит меньшую цену вывода единицы массы на опорную орбиту при требуемой надежности.

Неудивительно, что сегодня заметно возрастает актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем носителей, на нахождение наиболее эффективных схемных решений. Уместно отметить, что конечная масса систем наддува (СН) может достигать 7% конечной массы ступени [5], 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**

Для наддува баков ДУ с жидким кислородом известны и использовались автономные (не тре-

бующие для своей работы дополнительных ресурсов со старта) испарительная кислородная СН (Фау-2, Сатурн-5, Н-1ЛЗ), система эталонной простоты, называемая «самонаддув» (Atlas-D, Titan-1) [6], [7]. И для наддува баков с керосином применялись автономные, конструктивно простые твердотопливные системы (ракета 8К11), жидкостные газогенераторные СН (на обеих ступенях МБР Р-9М, на трех ступенях РН Н-1ЛЗ) с температурой на входе в бак ~ 700К. Продукты сгорания этих генераторных систем содержали конденсируемую фазу (пары, сажу и др.), однако хоть каких-либо замечаний при наземной и летной отработке, учебных пусках по этим системам не зафиксировано.

Авторам хотелось бы перечислить известных им талантливых разработчиков перспективных и сегодня систем. Это в первую очередь В. Тиль, К. Боссард, М.К. Янгель, В.П. Макеев, М.В. Мельников, В.Г. Хаспеков, П.А. Ершов, В.М. Протопопов. Однако, в силу ряда недостатков указанных систем, часть из которых надуманные, в настоящее время повсеместно используются на современных РН и планируются на носителях нового поколения гелиевые газобаллонные СН, как горячие, так и сверххолодные [3].

При отсутствии проблемных вопросов и большого опыта применения гелиевых СН, создается иллюзия их повышенной надежности. Однако это далеко не так. В качестве примеров отказов гелиевых систем приведем известные авторам данные только за последний 2012 год. Так, 7.08.12 г. нештатно закончилось выведение РН «Протон-М» ряда спутников. Официальная причина – засорение (другая версия – бракованные жиклеры) магистрали наддува гелием бака горючего разгонного блока «Бриз-М» [8]. 26.10.12 г. произошла отмена старта южно-корейской РН KSLV-1 из-за утечки «холодного» гелия, возникшей при заправке баллонов СН ДУ I ступени российского производства (аналог I ступени РН «Ангара»).

Учитывая, что ракетным комплексам с РН «Зенит», «Ангара», «Антарес», «Фалкон 9» уготована длительная эксплуатация, очевидно, что вопрос модернизации гелиевых СН является актуальной научно-технической проблемой. Причем, его следует рассматривать как шаг в направлении полного исключения гелия из состава СН топливных баков ДУ.

### **Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья**

В тоже время, для наддува баков горючего ДУ МБР (компоненты топлива АТ и НДМГ) последних поколений КБ «Южное» успешно применялся высо-

котемпературный генераторный наддув (температура газа на входе в бак ~ 1100К). Несомненным достоинством этих систем является полное отсутствие по системе питания ДУ дополнительных связей со стартом и конструктивная простота. Однако высокотемпературные генераторные СН чрезвычайно наукоемки. Для их внедрения потребовались значительная концентрация научного потенциала страны и большой объем экспериментальных исследований, как модельных, так и натуральных. Авторы считают своим долгом перечислить и разработчиков этих уникальных систем – В.И. Кукушкина, В.А. Антонова, М.Л. Волошина, В.Н. Кудерского.

Основные проблемы разработки и внедрения генераторных, испарительных и высокотемпературных СН, по нашему мнению, заключаются в следующем. В первоначальный момент работы СН выходное сечение устройства ввода газа в бак (газовод) находится в непосредственной близости от уровня топлива. В это время происходит резкий провал давления газа в баке. Он обусловлен внедрением центральной части струи газа в топливо, сопровождающееся большими потерями тепла и паровой фазы, в том числе и эжектированной из свободного объема бака в струю [9]. Для сглаживания отмеченного провала давления приходится несколько увеличивать расход генераторного газа на наддув, что увеличивает массу периферийной части струи, не внедряющейся в топливо. В свою очередь это решение приводит к тому, что приблизительно к середине полета ракеты, когда тепло-массообмен струи газа с поверхностью топлива существенно снижается, давление газа в баке резко возрастает и поднимается до настройки предохранительного клапана. Последний открывается и в таком состоянии находится практически до конца работы двигательной установки. С одной стороны, это приводит к непроизводительным потерям рабочего тела наддува, с другой стороны, к нагреву верхнего днища бака в районе клапана и конструкции самого клапана до критических температур.

Еще одним недостатком жидкостной генераторной СН, спроектированной без сложного и дорогостоящего стабилизатора расходов компонентов топлива в газогенератор, который располагают, как правило, на верхнем днище, является зависимость расхода газа и его температуры от продольной перегрузки (переменное входное давление в пакеты жиклеров по трактам окислителя и горючего).

Проведенный анализ газобаллонных гелиевых и высокотемпературных генераторных систем наддува наталкивает на мысль о возможности создания комбинированной системы наддува бака горючего ДУ, использующей в качестве окислителя жидкий кислород. Дизайн этой системы должен позволить

максимально полно использовать положительные стороны рассмотренных СН и нивелировать их отрицательные.

В идеале, при работе комбинированной системы не должно быть резкого провала давления (который плохо поддается расчету, как по величине давления, так и по времени протекания) газа в баке в первоначальный период работы СН. Далее по времени работы ДУ уровень давления газа в баке желательно иметь в достаточно узком диапазоне, он не должен длительно попадать в настройку предохранительного клапана. Температура верхнего днища бака, естественно, должна быть в допустимых пределах. На втором этапе работы СН целесообразно использовать газ с существенно большей энергетикой (соответственно, с меньшим расходом). Желательно применить такой источник высокотемпературного газа, в котором расход не зависит от полетной перегрузки, что позволит упростить наземную отработку СН и приблизить ее к натурным условиям. Одним из таких источников может быть твердо-топливный газогенератор (ТТГГ).

### Формулирование целей статьи

Целью настоящей работы является математическое моделирование основных параметров (давления, среднemasсовой температуры газа в баке, температуры верхнего днища бака) предложенной СН бака с углеводородным горючим [10].

Рассмотрим следующий дизайн системы (рис.1). Она состоит из баллонов с гелием 1, размещенных в баке окислителя 2. Баллоны соединены трубопроводом 3 через ЭПК 4 с жиклером 5 и обратный клапан 6 с полостью бака горючего 7, на верхнем днище 8 которого установлен сигнализатор контроля нижнего давления газа 9 в баке. В межбаковом отсеке установлен ТТГГ 10.

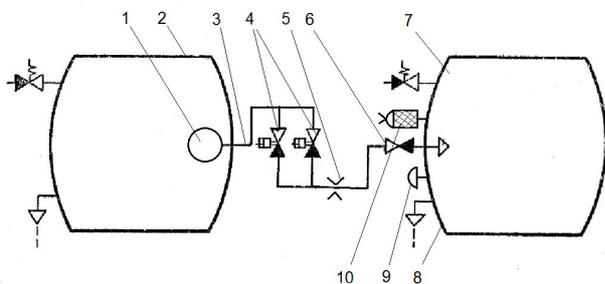


Рис. 1. Схема комбинированной системы наддува

Логика работы системы предлагается следующая. Первые 20 ÷ 30с работы ДУ, пока уровень горючего не опустится достаточно далеко от среза газопотока, потребное давление газа в баке поддерживается с помощью сверххолодной жиклерной СН

[11]. Она, применительно к баку с высококипящим горючим, на сегодняшний день, является наиболее совершенной из гелиевых газобаллонных [3], достаточно точно (итоговая погрешность по давлению газа в баке не более 5%) поддается расчету [12]. Сверххолодный наддув баков горючего успешно реализован на обеих ступенях РН «Зенит» (84 пуск), на I ступени РН «Антарес» (2 пуска), РН «Атлас-V», рассматривается в разработке РН «Русь-М».

Гелиевую составляющую СН будем проектировать таким образом, чтобы за отведенное время максимально полно израсходовать запасенный на борту газ. Этим мы обеспечиваем заметный уход уровня горючего от среза газопотока и существенно снижаем начальные потери энергии при включении ТТГГ. Примем во внимание то, что давление газа в баке при работе газобаллонных СН зависит от начальной температуры топлива в баке (это приводит к разбросу величины давления газа в баке до  $0,15 \times 10^5$  Па). Поэтому включение высокотемпературной твердо-топливной системы целесообразно осуществлять не жестко по времени, а по команде от сигнализатора контроля нижнего давления газа в баке (в тестовой задаче его настройка принята равной  $1,5 \times 10^5$  Па). Для дублирования включения ТТГГ нужно ввести и временную команду на его запуск.

В качестве твердого топлива выбрано наиболее простое, одно из самых дешевых, экологически достаточно чистое, разработанное для газогенераторов более 40 лет назад - смесевое топливо на основе нитрата аммония. Продукты сгорания топлив этого класса в общем случае содержат [13]:

CO <sub>2</sub>	11 – 22 ;
CO	0 – 21;
H <sub>2</sub>	1 – 30;
H <sub>2</sub> O	20 - 34;
N <sub>2</sub>	16 - 44;
CH <sub>4</sub>	0 - 9% объемных.

Объем других газов (NH<sub>3</sub> и др.), в зависимости от марки топлива, составляет менее 1,3% объемных. Уровень развития ТТГГ сегодня такой, что поддержание температуры продуктов сгорания твердого топлива на выходе из газогенераторов без особых затруднений возможно в диапазоне 350 – 1800 К, причем, с максимально чистыми, в том числе и нейтральными, продуктами сгорания [14].

Другой, не менее важной целью проводимых исследований является определение основных влияющих факторов на основные параметры СН и с учетом полученных результатов сформулировать рекомендации по проектированию комбинированной системы наддува.

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

**Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов**

В качестве базовой для математического моделирования была использована методика [12] расчета внутриваковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим с учетом опорожнения баллонов. Расход гелия из баллона (в тестовом примере 1 баллон объемом 132 л, начальное давление гелия  $220 \times 10^5$  Па) проводился по известной зависимости для реального газа с учетом коэффициента сжимаемости гелия и гидросопротивления тракта наддува:

$$\dot{m}_a = \frac{\gamma \mu q(\lambda) p}{\sqrt{zRT \left[ 1 + \gamma^2 q^2(\lambda) \xi_\Sigma \right]}}$$

где  $\gamma$  - газодинамическая функция (для гелия  $\gamma = 2,28$ );

$\mu$  - коэффициент расхода системы;

$q(\lambda)$  - газодинамическая функция;

$p$  - текущее давление газа в баллоне;

$z$  - текущий коэффициент сжимаемости газа;

$\xi_\Sigma$  - приведенный коэффициент гидравлического сопротивления всего тракта наддува.

Изменение давления смеси газов в свободном объеме бака определяем по зависимости термодинамики тел переменной массы:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k-1}{V} \left[ \dot{Q}_\Sigma + \sum_{i=1}^m I_i \dot{m}_i - I_y \dot{m}_y - \frac{k}{k-1} p \dot{V} + \frac{kVp}{(k-1)^2} \right],$$

где  $\dot{m}_i$ ;  $\dot{m}_y$  и  $I_i$ ;  $I_y$  - соответственно секундные расходы и энтальпии вносимого в свободный объем газа и уходящего через предохранительный клапан;

текущий свободный объем газа в баке:

$$V = V_n + \int_0^\tau \dot{V} dt;$$

показатель адиабаты смеси газов в баке:

$$k = \frac{k_n m_n + k_s m_s + k_a m_a}{m_n + m_s + m_a};$$

газовая постоянная смеси газов в баке:

$$R = \frac{R_n m_n + R_s m_s + R_a m_a}{m_n + m_s + m_a};$$

изменение показателя адиабаты смеси газов в баке:

$$\dot{k} = \frac{k_a \dot{m}_a + k_s \dot{m}_s - k(\dot{m}_s + \dot{m}_a)}{m_n + m_s + m_a};$$

изменение теплового потока к газу наддува:

$$\dot{Q}_\Sigma = -\dot{Q}_ж - \dot{Q}_w + \dot{Q}_к + \dot{Q}_{аэр},$$

где  $\dot{Q}_\Sigma$  - суммарный тепловой поток к газу (от газа) в свободном объеме бака;

$\dot{Q}_ж$  - тепловой поток в топливо;

$\dot{Q}_w$  - тепловой поток в стенки бака;

$\dot{Q}_к$  - тепловой поток от объемной конденсации;

$\dot{Q}_{аэр}$  - аэродинамический поток тепла к газу;

$R_a$  - газовая постоянная рабочего тела, которым проводится наддув;

$T$  - температура рабочего тела наддува на входе в бак;

$\dot{m}_a$  - секундный расход газа на наддув бака;

$\dot{V}$  - секундный расход топлива из бака.

Показатель адиабаты и газовая постоянная смеси газа в баке определяли по следующим зависимостям.

Теплообмен газа с граничными поверхностями в свободном объеме бака рассчитывался по общепринятым для баковых условий зависимостям естественной конвекции [12].

Был проведен ряд расчетов применительно к цилиндрическому (вафельному) баку горючего первой ступени носителя среднего класса. Начальные условия во всех расчетах принимались одинаковыми - температура газа в баке, температура горючего, температура верхнего днища считались равными 258К, начальный газовый объем - 2,5 м<sup>3</sup>, давление газа в баке - 3,0·10<sup>5</sup> Па.

Первый тестовый расчет показал следующее. При выбранной температуре генераторного газа на входе в бак горючего 1800 К, расходе 0,45 кг/сек и работе этой подсистемы в течение ~100с (после сорокасекундной работы сверххолодного наддува) температура верхнего днища была в допустимых пределах допустимой и не превышала 400 К. При этом давление газа в баке на момент окончания работы ДУ (~140 с) было получено на уровне 1,5·10<sup>5</sup> Па, что также находится в требуемых пределах.

В следующем расчете при тех же параметрах генераторного газа включение этой подсистемы производилось по команде от номинала (1,5·10<sup>5</sup> Па)

сигнализатора контроля нижнего давления газа в баке (СКНД). Согласно расчетам, оно произошло на  $\sim 24,5$  с (рис.2). До этого момента времени работала только сверххолодная гелиевая подсистема. Первый ТТГ проработал  $\sim 40$  с. При этом, среднемассовая температура газа в баке поднялась до  $\sim 360$ К. Интересно отметить, что всего за 3 с после включения ТТГ расчетная среднемассовая температура газа в баке поднялась с 210К до 273К, что исключает возможность образования льда из паров воды. Это позволяет целенаправленно использовать твердые топлива, которые имеют продукты сгорания с минимальным молекулярным весом ( $H_2$ ,  $CH_4$ ,  $H_2O$ ).

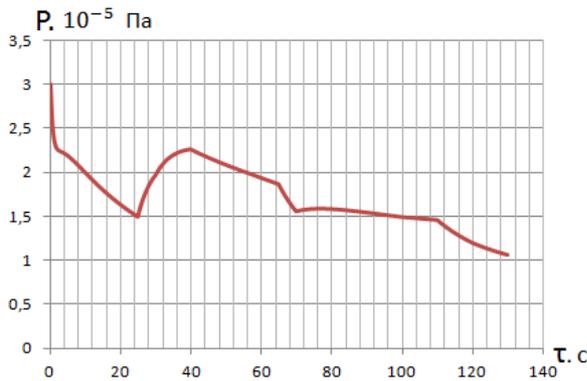


Рис. 2. Изменение давления в баке по времени работы ДУ

Второе включение аналогичного ТТГ было предусмотрено от команды СКНД той же настройки. Включение произошло согласно расчетам на  $\sim 69$  с. В нашем случае, определяющим по давлению газа в баке была принята 110с. В это время, как правило, современные ДУ начинают плановое дросселирование перед своим выключением (гидравлические потери еще номинальны, а вклад столба горючего в давление на входе в двигатель уже невелик).

Как видно из рис. 2, предложенная логика работы комбинированной системы обладает определенной гибкостью, позволяет поддерживать давление газа в баке в достаточно узком диапазоне. Запас по давлению газа в баке в самый напряженный момент работы ДУ в нашей задаче (110 с) получен вполне достаточным  $\sim 10\%$ . Максимальная среднемассовая температура газа в баке на момент полного опорожнения бака составляет  $\sim 430$ К, а температура верхнего днища не превышает 300К.

Полученные сугубо положительные результаты расчетов позволяют, помимо заключения о привлекательности комбинированной СН, сделать еще несколько важных выводов. Предложенная система позволяет исключить традиционную дополнительную систему предпускового наддува бака «теплым» гелием. В нашем случае ее можно заменить «полетной» сверххолодной СН, с помощью которой давле-

ние газа в баке нужно поднимать до промежуточного значения с последующей временной выдержкой ( $\sim 25$  с) для нагрева введенного газа до температуры топлива и достижения требуемого давления для запуска ДУ. Если 1 кг гелия, потраченный еще до старта, критичен для параметров СН, то, во-первых, можно продолжать заправку баллонов холодным гелием до отрыва носителя от старта, или (и) увеличить массу каждого из генераторов на  $\sim 0,6$  кг.

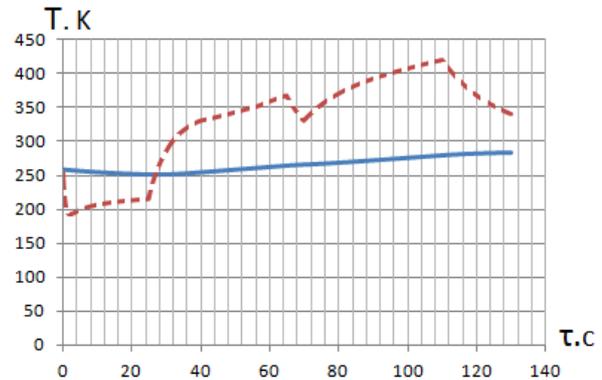


Рис. 3. Изменение температуры газа в баке и температуры верхнего днища бака от времени полета:

— температура верхнего днища бака;  
- - - среднемассовая температура газа в баке

Логика подсказывает целесообразность введения сверххолодного гелия в бак на его верхнее днище эквидистантно ему, в сторону предохранительного клапана или места, вызывающего опасения.

Далее, дробление одного ТТГ на три или четыре одинаковых в сочетании с разной настройкой СКНД в разные моменты времени позволяет существенно сузить расчетный диапазон газа в баке, снизить настройку предохранительного клапана, а значит, и уменьшить массу бака. В этом случае, можно резервировать один из ТТГ. Следует отметить, что выбор размерности ТТГ должен происходить с учетом потребностей ДУ II и III ступеней. Естественно, желательно иметь отработанный ТТГ одной размерности, а потребности ступеней удовлетворять их количеством. Так, например, поступили разработчики ДУ РН «Фалкон-9», где на I ступени используется девять ЖРД «Мерлин-1С», а на второй - существенно меньше. При этом двигатели разных ступеней отличаются только степенью расширения углепластикового соплового насадка.

Сравнение предложенного варианта системы с реализованным в настоящее время на большинстве РН сверххолодным наддувом [4] показывает, что для двухступенчатого носителя среднего класса переход на предложенную комбинированную СН бака горючего только на одной I ступени позволяет увеличить массу полезной загрузки на  $\sim 26$  кг (без уче-

та снижения массы бака). При этом уменьшается количество баллонов со сжатым гелием на 67%, исключается система предпускового наддува, увеличивается объем заправляемого топлива на 280 л. И, самое главное, по мнению авторов, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом, открываются перспективы получения опыта работы с ТТГГ применительно к современным ДУ, с последующим существенным упрощением и удешевлением конструкций космодронов за счет исключения со старта «холодного» гелия.

### Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Проведено математическое моделирование параметров комбинированной СН бака с углеводородным горючим ДУ, в котором последовательно включаются сверххолодная и высокотемпературная ( $T_{\text{вх}} = 1800 \text{ К}$ ) твердотопливная газогенераторная подсистемы. Все полученные параметры находятся в требуемых пределах.

Предложенная конфигурация СН позволяет исключить традиционную дополнительную систему предпускового наддува бака «теплым» гелием. Членение ТТГГ на 3-4 одинаковых генератора, позволяет поддерживать давление газа в баке в достаточно узком диапазоне. Размерность ТТГГ целесообразно выбирать с учетом потребностей верхних ДУ.

По расчетам авторов внедрение предложенной комбинированной системы наддува только на I ступени носителя среднего класса может позволить увеличить массу выводимой полезной нагрузки на ~ 26 кг. При нынешней стоимости выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту в диапазоне \$20÷50 тыс, трех пусках РН в год и времени эксплуатации ракетного комплекса 40 лет, получается заметный экономический эффект.

И, самое главное, по мнению авторов, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом, открываются перспективы получения опыта работы с ТТГГ применительно к современным ДУ, с последующим существенным упрощением и удешевлением конструкций космодронов за счет исключения со старта систем «холодного» гелия.

Для внедрения комбинированной системы требуется модельный эксперимент для уточнения оптимальных условий ввода высокотемпературного генераторного газа в бак.

### Литература

1. 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.
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 (106). – С. 72–75.
3. 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.
4. Митиков, Ю.О. Надхолодне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Митіков // Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1 (29). – С. 130–132.
5. Беляев, Н.М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.
6. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Текст] / E. Ring. – Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 1964. – 404 p.
7. Митиков, Ю.А. Определение уровня кипящего топлива в баке ракеты-носителя [Текст] / Ю.А. Митиков // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – №2 (54). – С. 44–48.
8. Глава Роскосмоса подтвердил брак при производстве блока «Бриз-М» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://lenta.ru/news/2012/08/16/porovkin>. – 20.08.2013.
9. Митиков, Ю.А. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю.А. Митиков, Г.М. Иванецкий // Холодильна техніка і технологія. – 2012. – № 3. – С. 46–50.
10. Спосіб наддування баку з висококиплячим паливом рушійної установки [Текст]: Заявка № а 201309913 Україна: МПК В64D37/24 / Заявник та патентовластник Митіков Ю.О. – заявл. 15.08.13; – 4с.
11. Пат. 51806 Україна: МПК В64D 37/24. Спосіб наддування паливного баку [Текст]/ Шевченко Б.О., Митіков Ю.О., Логвиненко А.І.; Заявник та патентовластник ДП «КБ «Південне» – №2000 031474; заявл. 15.03.00; опубл. 16.02.02. – 4 с.
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. Смирнов, Л.А. Конверсия [Текст] учеб. пос. для вузов / Л.А. Смирнов, В.С. Силин, под ред. В.А. Желтова. – М.: ЦНИИИТИКП, 1993. – Ч. 1:

Пороха, смесевые твердые топлива, пиротехнические изделия и взрывчатые вещества для мирных целей. – 158 с.

14. Синогина, Е.С. Изучение воспламенения и горения высокоэнергетических материалов на осно-

ве бесхлорных окислителей [Текст]: дис. ... канд. тех. наук: 01.04.14, 01.04.17 // Синогина Елена Станиславовна. – Томский ГУ. – 2006. – 142 с.

Поступила в редакцию 1.10.2013, рассмотрена на редколлегии 9.10.2013

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

### КОМБІНОВАНИЙ НАДДУВ БАКУ З ВУГЛЕВОДНЕВИМ ПАЛЬНИМ - НАДХОЛОДНА І ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНА ПІДСИСТЕМИ

*Ю.О. Мітіков, М.В. Андрієвський*

Проведено математичне моделювання параметрів комбінованої системи наддува баку з гасом рушійної установки ракети-носія, що використовує в якості окислювача рідкий кисень. Дизайн системи: перші 20 ÷ 30 с роботи рушійної установки потрібний тиск газу в баку підтримує надхолодна гелієва жиклерна підсистема. Далі поетапно (від сигналізаторів тиску) включається високотемпературна (~1800К) твердопаливна газогенераторна. Визначено поведінку тиску, середньомасової температури газу в баку пального, температури його верхнього днища за часом польоту при нерегульованій витраті робочого тіла наддування. Показано можливість виключення «теплої» гелієвої системи передпускового наддуву. Виявлено впливові фактори на параметри комбінованої системи, оцінено вагове зведення, показано її ефективність на прикладі І ступеня носія середнього класу (~ 26 кг корисного навантаження). Запропоновано варіанти резервування, підвищення основних характеристик системи.

**Ключові слова:** бак з гасом, комбінована система наддуву, послідовне включення, надхолодна гелієва й високотемпературна твердопаливна підсистема.

### HYDROCARBON FUELED TANK WITH COMBINED PRESSURIZATION – SUPERCOLD AND HIGH-TEMPERATURE SUBSYSTEMS

*Yu.A. Mitikov, M.V. Andriyevskiy*

Mathematical modeling of the new pressurization kerosene tank system parameters was held for the rocket that uses liquid oxygen as the oxidizer. The design of the system: the first 20 ÷ 30 seconds of the engine cycle super-cold helium orifice subsystem supplies necessary gas pressure. The solid-propellant gas generator is turned on by pressure detectors stage-by-stage. The pressure changes, fuel tank average-mass gas temperature, fuel tank top border temperature depending on flight time in uncontrolled usage of gas for pressurization are calculated. The opportunity for excluding 'warm' pre-launch pressurization helium system is shown. Influencing factors on combined system parameters are found. The system mass is found. Its efficiency is shown. The first state of the average rocket (~ 26 kg of the payload mass) is used as example. The options for reserving, increasing main system characteristics are given.

**Keywords:** tank with kerosene, combined pressurization system, the consistent inclusion, super cold helium and high-temperature solid- subsystem.

**Митиков Юрий Алексеевич** – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@yandex.ru

**Андреевский Михаил Витальевич** – студент кафедры двигателестроения физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина.