

УДК 629.7.036.5

Ю.А. МИТИКОВ, М.В. АНДРИЕВСКИЙ*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАДДУВА КИСЛОРОДОМ БАКА С КЕРОСИНОМ

Проведено моделирование параметров системы наддува бака с керосином двигательной установки ракеты-носителя жидким кислородом с последующей его газификацией в свободном объеме топливного бака. Рассмотренная система конструктивно максимально проста, не использует дополнительных окислителей и горючему рабочих тел со старта. Она является реальной альтернативой нынешним гелиевым газобаллонным системам. Определены поведение давления и среднемассовая температура газа в баке горючего по времени полета при постоянном и нерегулируемом расходе кислорода на наддув. Выявлены влияющие факторы на параметры системы, оценена весовая сводка и показана эффективность рассмотренной системы на примере носителя среднего класса. Предложены варианты повышения основных характеристик системы.

Ключевые слова: система наддува кислородом, бак с РГ-1, нагрев жидкого кислорода, теплота парообразования.

Введение

Проведенные исследования относятся к области ракетно-космической техники, а более конкретно – к системам наддува (СН) топливных баков с углеводородным горючим типа керосин (Т-1, РГ-1, синтин, метан) двигательных установок ракет-носителей (РН), использующих в качестве окислителя жидкий кислород.

Своеобразием сегодняшнего времени применительно к ракетно-космической технике является то, что все большее количество стран выходят на рынок предоставления пусковых услуг, в связи с чем резко возрастает конкуренция и в этом сегменте рынка. Например, уже даже такая страна как Северная Корея, далеко не лидер в научной, технической и финансовой сферах, в конце 2012 года самостоятельно вывела на орбиту собственный искусственный спутник Земли. Более того, в том же году был создан прецедент успешного запуска космического возвращаемого корабля частной компанией (SpaceX, Dragon). Сегодня уже очевидно, что побеждать в этой конкурентной борьбе будет тот, кто сможет обеспечить более дешевые пусковые услуги при необходимой надежности их осуществления.

В связи с этим особое значение приобретают работы, направленные на удешевление вывода 1кг полезной нагрузки на опорную орбиту при требуемой надежности. Применительно к СН топливных баков жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) ракет-носителей, таким перспективным направлением может быть использование рабочих тел, получаемых на борту носителя автономно (без применения до-

полнительных к окислителю и горючему газообразных или жидких компонентов) [1].

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

В настоящее время в качестве топлива ЖРД первых ступеней РН широко используется (и планируется к применению в обозримом будущем) жидкий кислород и углеводородное топливо типа керосина. В качестве примера можно привести РН «Зенит» (Украина), все многочисленное семейство РН «Союз-2», «Ангара», «Русь-М» (Россия), Antares (Украина и США), Atlas III, Atlas V, Falcon 9 (США), KSLV-1 (Южная Корея) и другие.

Если для наддува баков с жидким кислородом известны и использовались автономные испарительные кислородные системы (Фау-2, Сатурн-5), то для наддува баков с керосином таких конструктивно простых автономных систем с «чистыми» рабочими телами нам неизвестно. Для этих целей использовались и продолжают использоваться преимущественно гелиевые газобаллонные системы наддува (СН) как горячие, так и сверххолодные [2-5].

Данные СН по меркам сегодняшнего дня и с учетом вышеуказанного коммерческого основания имеют ряд недостатков. В первую очередь, это большая масса, сложная конструктивная схема с теплообменником, использующая в качестве теплоносителя окислительный генераторный газ маршевой ДУ, существенное усложнение и удорожание стартовой позиции (подземные хранилища гелия

высокого давления, системы его закачки из специализированных транспортных средств и перекачки в баллоны носителя, дополнительный персонал высокой квалификации), сложность организации автономной отработки СН без штатного двигателя и проч. Все это снижает и надежность ракетного комплекса в целом. В качестве одного из последних примеров приведем отмену старта 26.10.2012 г. южно-корейской РН KSLV-1 из-за утечки «холодного» гелия, возникшей при заправке баллонов СН «холодным» гелием I ступени российского производства (полный аналог I первой ступени РН «Ангара»).

При интенсивности запусков РН с одного старта 2 - 4 раза в год вклад наземной составляющей в стоимость выведения полезной нагрузки становится весьма существенным [2].

Отсутствие простых автономных генераторных СН для баков с РГ-1 объясняется, в основном, тем, что в продуктах сгорания кислород – керосин при температурах, достигнутых в СН алюминиевых топливных баках (до 1120 К), теоретически (при равновесных процессах) содержится до 5 % сажи. Эта твердая фаза может привести к нарушению работы многочисленных внутрибаковых элементов, повышению гидросопротивления фильтров и т.п. Именно данный момент, скорее всего, и останавливает разработчиков систем питания ракетных двигателей от продвижения генераторных СН.

Тут следует заметить, что на МБР Р-9 (последняя «боевая» ракета С.П. Королева), использующей компоненты топлива переохлажденный кислород и керосин Т-1, был применен генераторный наддув восстановительным газом (температура ~ 700 К) баков с керосином. При этом ни одного отказа или замечания по «вине» СН на всех этапах отработки и эксплуатации носителя не зафиксировано. Однако к тому времени космический носитель на базе МБР Р-7 был уже создан и широко эксплуатировался, а следующий кислородно-керосиновый носитель Советского Союза 11К77 (впоследствии РН «Зенит») в директивном порядке создавался в большей степени для использования его первой ступени в программе «Энергия» – «Буран» многократного применения [2]. В силу указанных причин данное перспективное направление ни у нас, ни за границей, далее не развивалось.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

В работе [6] предложена к рассмотрению оригинальная система наддува бака с керосином жидким кислородом, отбираемым за насосом высокого давления маршевого двигателя (рис. 1).

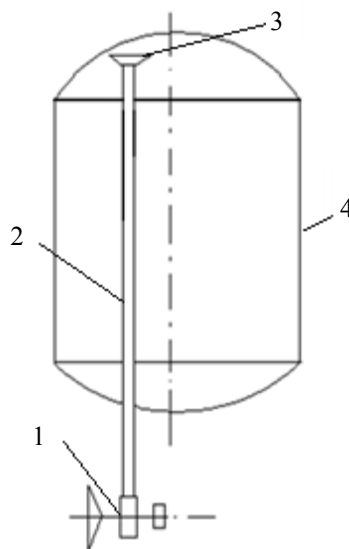


Рис. 1. Принципиальная схема СН бака с керосином жидким кислородом: 1 – насос окислителя; 2 – магистраль наддува; 3 – форсунка; 4 – бак горючего

Такая система конструктивно максимально проста, не использует дополнительных к окислителю и горючему компонентов. Большое внимание в указанном исследовании уделено вопросам пожаробезопасности и взрывобезопасности внутри баков с углеводородным горючим при наддуве их кислородом в условиях минусовых температур и абсолютных давлений, мало отличающихся от атмосферного (на уровне 0,15 – 0,3 МПа). Авторами с использованием экспериментальных данных по запуску авиационных и ракетных двигателей, а также выводов химической термодинамики, убедительно показано полное отсутствие условий для возгорания или взрыва внутри баков с горючим.

Методом аналогий (пересчета с экспериментальных параметров сверххолодной гелиевой СН бака с горючим I ступени РН «Зенит» при вводе гелия внутрь бака со среднемассовой температурой ~ 70 К) авторами также оценены ожидаемые температурные режимы газа внутри бака, потребный расход жидкого кислорода на наддув. Полученные результаты следует оценить как сугубо оптимистичные.

Нерешенными в указанном исследовании остались значимые для практики проектирования систем питания вопросы поведения давления и среднемассовой температуры газа в баке горючего по времени полета при конструктивно самом простом способе подачи кислорода в бак – нерегулируемом и с постоянным расходом. Также крайне важно для практических целей определить основные влияющие факторы на температурную картину внутри бака, возможности воздействия на них проектантом системы с целью повышения эффективности СН.

Формулирование целей статьи

Целью настоящей работы является математическое моделирование и проведение расчетных исследований основных параметров (давления и среднemasсовой температуры газа в баке) максимально конструктивно простой системы наддува бака с керосином с использованием окислителя двигательной установки – жидкого кислорода с последующей его газификацией внутри бака по времени полета носителя. Другой, не менее важной целью проведенных исследований является определение основных влияющих факторов на основные параметры СН и с учетом полученных результатов формулирование рекомендаций по проектированию системы.

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

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

В качестве базовой была использована методика расчета внутрибаковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим [4]. Изменение давления газа в свободном объеме бака здесь определяется по известному соотношению термодинамики тел переменной массы с учетом теплообмена с граничными поверхностями и механической работы выдавливания топлива из бака:

$$\dot{P} = \frac{k-1}{V} \left[\dot{Q}_\Sigma + \frac{k}{k-1} RT\dot{G} - \frac{k}{k-1} P\dot{V} \right],$$

где \dot{P} – изменение давления газа в баке;

k – показатель адиабаты газа;

V – текущий свободный объем газа в баке;

\dot{Q}_Σ – суммарный тепловой поток к газу в баке;

R – газовая постоянная рабочего тела, которым проводится наддув;

T – температура рабочего тела наддува на входе в бак;

\dot{G} – секундный расход газа на наддув бака;

\dot{V} – секундный расход топлива из бака.

В указанной методике расчета был учтен тепловой поток на испарение жидкого кислорода, поступающего в бак:

$$\dot{Q}_\Sigma = \dot{Q}_1 + \dot{Q}_w + \dot{Q}_r,$$

где \dot{Q}_1 – тепловой поток к газу в баке от зеркала топлива;

\dot{Q}_w – тепловой поток к газу от стенок бака;

\dot{Q}_r – тепловой поток на испарение вводимого в бак жидкого кислорода.

Теплообмен газа с ограничивающими поверх-

ностями в свободном объеме бака рассчитывался по зависимостям для естественной конвекции [5].

Был проведен ряд расчетов применительно к цилиндрическому баку горючего первой ступени носителя среднего класса. В первом из них (базовом) температура подаваемого жидкого кислорода на входе в бак была принята равной температуре жидкого кислорода после насоса ТНА. Соответствующей этой температуре была принята и теплота парообразования кислорода. Величина постоянного (по времени работы двигателя) расхода на наддув была подобрана таким образом, чтобы обеспечить потребное давление газа в баке в полете на уровне 0,15МПа, который характерен для первых ступеней носителей. Температуры газа в баке, поверхности топлива, стенок бака на момент запуска ДУ принимались одинаковыми и равными 273 К.

Анализ результатов расчетов параметров кислородной СН показал, что минимальная среднemasсовая температура газа в баке реализуется в первоначальный момент наддува, когда минимальна несмоченная поверхность бака и аэродинамический тепловой поток извне к ней. По времени полета указанная температура растет, и к моменту выключения ДУ этот подогрев составляет ~ 60 К (~ 40%).

Далее, из баланса тепловых потоков к газу в баке видно, что на испарение кислорода идет заметное количество тепла (рис. 2), что естественно приводит к существенному снижению среднemasсовой температуры газа в баке.

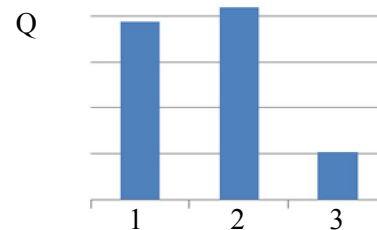


Рис. 2. Гистограмма суммарных тепловых потоков к газу внутри бака: 1 - Q_r – тепловой поток на испарение вводимого в бак жидкого кислорода; 2 - Q_w – тепловой поток к газу от стенок бака; 3 - Q_1 – тепловой поток к газу в баке от зеркала топлива

В связи с последним наблюдением нами было обращено внимание на закон Планка. Согласно этого закона скрытая теплота парообразования жидкости стремится к нулю по мере приближения ее температуры к критической (рис. 3). Таким образом, для практической реализации указанного закона нам необходимо тем или иным наипростейшим образом организовать подогрев кислорода до ввода его в бак горючего.

Учитывая, что ТНА размещен в хвостовом отсеке непосредственно под интересующим нас баком, организовать подогрев жидкого кислорода можно

путем отбора тепла от горючего, расположив магистраль наддува непосредственно в горючем. Этот вариант не должен вызывать проблем и при организации экспериментальной наземной отработки предложенной системы.

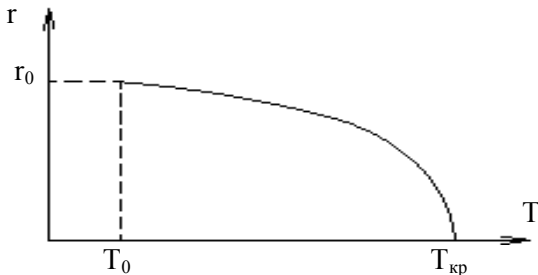


Рис. 3. Изменение скрытой теплоты парообразования жидкости:

T_0, G_0 – температура кипения и теплота парообразования жидкости при $P = 0,1$ Мпа;
 $T_{кр}$ – критическая температура

Подогрев кислорода в магистрали при такой конструктивной схеме определялся по зависимостям стационарного сложного теплообмена. Первоначальный тепловой динамический участок не рассматривался, т.к. его учет только повышает температуру жидкого кислорода и, соответственно, уменьшает величину теплоты парообразования.

Теплообмен между кислородом в трубе наддува и ее стенкой определялся из условий вынужденной конвекции [6]

$$Nu_1 = 0,15 Re_{ж}^{0,8} (Pr_{ж})^{0,43} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_c} \right)^{0,25} \varepsilon_1,$$

где $Re_{ж}$ – число Рейнольдса кислорода в трубе;

$Pr_{ж}, Pr_c$ – числа Прандтля при температуре жидкости $t_{ж}$ и стенки t_c соответственно;

$\varepsilon_1(Re, l/d)$ – поправочный табличный коэффициент, зависящий от числа Рейнольдса и числа калибров трубы;

l – длина трубы в баке горючего.

Теплообмен от керосина к трубе наддува определялся по классической зависимости для естественной конвекции [6]

$$Nu_2 = 0,15 (Gr \cdot Pr)^{0,33},$$

где Gr – число Грасгофа,

Pr – число Прандтля (при средней температуре между керосином в баке и стенкой трубы).

Количество тепла, приобретенное кислородом в магистрали наддува, рассчитывалось по зависимости

$$q = \frac{(t_k - t_{ж}) \pi}{\left[\frac{1}{\alpha_1 d_1} + \frac{1}{2\lambda} \ln \left(\frac{d_1}{d_2} \right) + \frac{1}{\alpha_2 d_2} \right]},$$

где d_2, d_1 – диаметры трубы, внешний и внутренний соответственно;

$t_k, t_{ж}$ – температура керосина в баке и кислорода в трубе соответственно;

α_1, α_2 – коэффициенты теплоотдачи от кислорода к трубе и от трубы к керосину в баке.

Для длины цилиндрического бака горючего, характерной для первых ступеней носителей среднего класса (~ 10 м), подогрев кислорода в магистрали подачи составляет не менее 25 К. С учетом уменьшения величины теплоты парообразования и, соответственно, увеличения входной температуры рабочего тела в бак потребный расход кислорода на наддув в этом случае уменьшается на 20% при прочих равных условиях.

Рассмотрим еще один интересный конструктивный вариант, повышающий характеристики системы. Как известно [5], параметры холодных и сверххолодных СН зависят от начальных температур газа в баке, поверхности топлива, стенок бака. Проведем расчеты для случая, когда начальная температура стенок свободного объема бака составляет 373 К, начальная среднemasсовая температура газа в баке равна 423 К (меньше температуры самовоспламенения $T_{св} \geq 493$ К), а температура поверхности топлива в баке составляет 303 К. При этом будем считать, что температура зеркала топлива будет убывать по линейному закону до базового значения (273 К) за 30 с по причине перемешивания топлива в баке благодаря его аэродинамическому нагреву и теплосъему холодным газом. Расчеты показали, что такой конструктивный вариант снижает потребность в кислороде для наддува еще на 15%.

Сравнение последнего варианта системы с реализованным в настоящее время на большинстве РН сверххолодным наддувом [4] показывает, что для двухступенчатого носителя среднего класса переход на предложенную кислородную СН бака горючего только на одной I ступени позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 25 кг. При этом, что самое главное, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом открываются реальные перспективы существенного упрощения и удешевления конструкции космодрома за счет исключения со старта систем «холодного» гелия.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Рассмотрена как серьезная альтернатива существующим гелиевым газобаллонным системам (как горячим, так и сверххолодным) конструктивно максимально простая и надежная схема наддува топливного бака ракеты-носителя с керосином жидким кислородом, который отбирается, например, после

насоса жидкостного ракетного двигателя одновременно с его запуском.

По современной методике расчета параметров систем наддува, которая была доработана к новым условиям, приведены многочисленные исследования предложенной кислородной системы. Результаты этих исследований сугубо положительные. Их анализ позволил определить пути дальнейшего улучшения параметров рассматриваемой системы - горячий предпусковой наддув, подогрев кислорода в расходной магистрали, которую для этого есть смысл расположить либо внутри бака горючего, либо на наружной поверхности бака без обтекателя.

Переход на СН жидким кислородом бака горючего только I степени двухступенчатого РН «Зенит» позволяет увеличить массу спутника при прочих равных условиях на менее чем на 25 кг.

Предложенная система в комплексе с известными автономными СН бака с кислородом открывает перспективы к существенному упрощению и удешевлению конструкции и обслуживания ракетно-носителя, но, что не менее важно, конструкции космодрома за счет исключения гелиевых систем. Для ее внедрения требуется модельный эксперимент для уточнения теплофизических и гидравлических параметров (коэффициентов теплоотдачи, паросодержания по длине магистрали наддува, коэффициентов гидравлических потерь и т.п.).

Поступила в редакцию 23.01.2013, рассмотрена на редколлегии 30.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук (двигатели летательных аппаратов), профессор, декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, ДНУ им. О. Гончара, г. Днепропетровск, Украина

МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ НАДДУВУ КИСНЕМ БАКУ З ГАСОМ

Ю.А. Мітіков, М.В. Андрієвський

Проведено моделювання параметрів системи наддуву баку з гасом рухової установки ракети-носія рідким киснем з подальшою його газифікацією у вільному об'ємі паливного баку. Розглянута система конструктивно максимально проста, не використовує додаткових до окислювача і пального робочих тіл зі старту. Вона є реальною альтернативою нинішнім гелієвим газобалонним системам. Визначено поведінку тиску і середньомасової температури газу в баку пального за часом польоту при постійному і нерегульованому витраті кисню на наддув. Виявлено впливові фактори на параметри системи, оцінено вагову зведення і показано ефективність розглянутої системи на прикладі носія середнього класу. Запропоновано варіанти підвищення основних характеристик системи.

Ключові слова: система наддуву киснем, бак з гасом, нагрів рідкого кисню, теплота пароутворення.

MODELING OF THE PARAMETES FOR THE OXYGEN PRESSURIZATION SYSTEM'S FOR KEROSENE TANK

Yu.A. Mitikov, M.V. Andrewsikiy

The simulation parameters of the system pressurization tank with kerosene propulsion rocket with liquid oxygen with subsequent gasification in the void volume tank is held. The system considered the most structurally simple, does not use additional oxidizer and fuel to the working media from the start. She is a real alternative to the current helium gas cylinder systems. Determined by the behavior of pressure and bulk temperature of gas in the fuel tank for flight time at a constant flow rate and unregulated oxygen boost. Identified influencing factors on the parameters of the system, estimated weight and summary, the effectiveness of the system under consideration by the example of the support of the middle class. Proposed options to improve the basic characteristics of the system.

Keywords: turbocharging oxygen tank with kerosene, heating the liquid oxygen, the heat of vaporization.

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

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

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. 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.

3. Мітіков, Ю.О. Надхододне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Мітіков // Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1 (29). – С. 130–132.

4. 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.

5. Пат. 51806 Україна: МПК В64D 37/24. Спосіб наддування паливного баку [Текст] / Шевченко Б.О., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І.; Заявник та патентовластник ДП «КБ «Південне» – №2000031474; заявл. 15.03.00; опубл. 16.02.02. – 4 с.

6. Митиков, Ю.А. Возможности наддува бака с РГ-1 жидким кислородом [Текст] / Ю.А. Митиков, А.Ю. Загаевский // Проблемы высокотемпературной техники. – 2012. – №1. – С. 87–92.