

$$\lambda^2(\lambda + \tilde{b})^2[(a_1 + a_3)a_5 - \tilde{M}a_4^2][(\bar{a}_1 + \bar{a}_3)\bar{a}_5 - \tilde{M}\bar{a}_4^2] - \\ - \tilde{m}\lambda(\lambda + \tilde{b})[\bar{a}_1^2\bar{a}_5((a_1 + a_3)a_5 - \tilde{M}a_4^2) + a_1^2a_5((\bar{a}_1 + \bar{a}_3)\bar{a}_5 - \tilde{M}\bar{a}_4^2)] + \\ + \tilde{m}^2a_1^2a_5\bar{a}_1^2\bar{a}_5(1 - p^2) = 0 \quad (5.5)$$

или

$$X\bar{X} - \tilde{m}(X\bar{Y} + \bar{X}Y) + \tilde{m}^2(1 - p^2)Y\bar{Y} = 0$$

или

$$(X - \tilde{m}Y)(\bar{X} - \tilde{m}\bar{Y}) - \tilde{m}^2p^2Y\bar{Y} = 0, \quad (5.6)$$

где

$$X = \lambda(\lambda + \tilde{b})[(a_1 + a_3)a_5 - \tilde{M}a_4^2], Y = a_1^2a_5. \quad (5.7)$$

Уравнение (5.6) является полиномом 12-ой степени относительно  $\lambda$  с действительными коэффициентами. Для устойчивости основных движений достаточно, что бы действительные части всех корней характеристического уравнения были отрицательными [3]. В общем случае найти его корни в аналитическом виде невозможно, как и невозможно применить к этому полиному критерий Рауса-Гурвица. Поэтому актуально получить разложения этих корней по степеням малого параметра  $\tilde{m}$  [4] и по разложениям сделать заключение об устойчивости основных движений.

### Выводы

1) устойчивость основных движений ротора описывается системой (3.12) состоящей с трех пар комплексно-сопряженных обыкновенных дифференциальных уравнений 2-го порядка с постоянными коэффициентами, которые содержат 9 независимых безразмерных параметров (4.1);

2) для параметров имеют место соотношения (4.2).

3) для исследования устойчивости необходимо оценить действительные части 12-ти корней уравнения (5.6).

**Список литературы:** 1. Філімоніхін Г.Б. Методика складання диференціальних рівнянь руху роторних систем з автобалансирами і її застосування до системи ротор – масивний корпус – автобалансир / Філімоніхін Г.Б., Гончаров В.В. // Збірник наукових праць КНТУ, 2009, Вип. 22, С. 357–363. 2. Філімоніхін Г.Б. Безрозмірні диференціальні рівняння, що описують стійкість основного руху системи, складеної з незрівноваженого ротора з нерухомою точкою, корпусу і автобалансира / Г.Б.Філімоніхін, В.В.Гончаров, І.І.Філімоніхіна // “Східно-європейський журнал передових технологій”, 2011, Вип. 1/3 (49), С. 40–44. 3. Меркин Д.Р. Введение в теорию устойчивости движения. / Д.Р.Меркин. –М.: Наука, 1971. - 312 с. 4. Найфэ А. Введение в методы возмущений: Пер. с англ. / А. Найфэ. – М.: Мир, 1984. – 535 с.

Поступила в редколлегию 15.06.2012

### УДК 629.7.036.5

**Ю.А.МИТИКОВ**, канд. техн. наук, доц., зав. каф., ДНУ, Днепропетровск,  
**С.А. КУДА**, нач. сект. проектно-констр. отд., ГП «КБ «Южное»  
им. М.К. Янгеля», Днепропетровск

### ОПТИМИЗАЦИЯ СКОРОСТИ ВВОДА ГОРЯЧЕГО ГЕЛИЯ В БАК С КИСЛОРОДОМ

Для баков великого подовження виявлено діапазон часу роботи рухової установки, коли доцільно оптимізувати швидкість введення гарячого газу наддування. Одержаний критерій, що

дозволяє переносити результати випробувань на польотні умови. Результати досліджень підтверджені льотними випробуваннями.

**Ключові слова:** гарячий газ наддування, оптимальна швидкість введення, далекобійність струменя.

Для баков большого удлинения выявлен диапазон времени работы двигательной установки, когда целесообразно оптимизировать скорость ввода горячего газа наддува. Получен критерий, позволяющий переносить результаты испытаний на полетные условия. Результаты исследований подтверждены летными испытаниями.

Ключевые слова: горячий газ наддува, оптимальная скорость ввода, дальнобойность струи.

For tanks of high aspect ratio a time range of the propulsion system been revealed, when it is appropriate to optimize the speed of the input hot gas for pressurization. We obtain a criterion which allows to transfer test results to flight conditions. The research results are confirmed by flight tests.

**Keywords:** hot gas pressurization, the optimum speed of the input range of the jet.

## **1. Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными практическими задачами**

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. В качестве примера можно привести РН «Зенит» (Украина), все многочисленное семейство РН «Союз-2», «Ангара», «Русь-М» (Российская Федерация), Atlas III, Atlas V, Antares, Falcon 9 (США), KSLV1, KSLV2 (Южная Корея) и др.

Для наддува топливных баков большинства из указанных носителей используются гелиевые газобаллонные системы. За пятидесятилетнюю историю применения гелиевые системы, несмотря на усложнение конструкции ракеты, стартовой позиции и испытательной базы, зарекомендовали себя с положительной стороны. Гелий, как известно, инертный газ, обладает наибольшей после водорода работоспособностью, не конденсируется в баках. При использовании в теплообменниках современных ЖРД окислительного генераторного газа (его температура существенно ограничена стойкостью материалов) имеет весьма умеренную температуру на входе в баки, что исключает проблемы перегрева верхних алюминиевых днищ баков. В силу отсутствия принципиальных проблем гелиевые системы несложны в проектировании, что способствует их распространению при разработке космических комплексов в сжатые сроки и ограниченном финансировании. Привлекательны они и для конструкторов стран, делающих первые шаги в создании ракет-носителей.

Своеобразием сегодняшнего времени является то, что все больше стран выходят и стремятся выйти на мировой рынок оказания пусковых услуг. В связи с этим растет конкуренция, и побеждать в ней, естественно, будет тот, кто обеспечит меньшую цену вывода единицы массы на опорную орбиту при требуемой надежности. В связи с этим заметно возрастает актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем носителей, на нахождение наиболее эффективных режимов их работы. Уместно отметить, что конечная масса систем наддува может достигать 7% конечной массы ступени [1], и тут,

несмотря на большую историю применения горячих газобаллонных систем, есть ещё ряд неисследованных вопросов [2].

## **2. Анализ последних достижений и публикаций, в которых начато решение данной проблемы**

Необходимо констатировать, что вопросам совершенствования систем наддува топливных баков ЖРД уделяется незаслуженно малое внимание. Отчасти объяснить это можно как сложностью и малоизученностью процессов, происходящих в топливных баках на активном участке траектории полета, так и дороговизной экспериментальных исследований с имитацией основных влияющих факторов [3]. Последние есть смысл перечислить – существенно изменяющиеся во времени внешний аэродинамический нагрев, продольная перегрузка, расход и температура газа на наддув, расход топлива из бака, колебания и вибрации бака и др.

Рассмотрим многочисленные оптимистичные экспериментальные данные, например, [4], которые получены на цилиндрических баках небольшого удлинения ( $H/d \approx 0,8$ , где  $H$  – высота бака, а  $d$  – его диаметр). Эти данные свидетельствуют о том, что существует оптимальная скорость ввода горячего газа в свободные объемы топливных баков. Ее реализация может позволить уменьшить потребности в газе наддува до 30%. Для носителя среднего класса с газобаллонной системой наддува это эквивалентно увеличению массы полезной нагрузки на несколько десятков килограммов. При современной стоимости вывода 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту в 30 – 40 тысяч долларов, количестве пусков носителя в год 3, времени эксплуатации ракетного комплекса 30 лет, экономический эффект составляет не менее 50 млн. долларов.

В тоже время, известны экспериментальные данные, показывающие, что для баков большого удлинения ( $H/d \approx 5$ ), характерного для цилиндрических баков окислителя первых ступеней носителей, давление газа в баке на момент окончания слива топлива из него не зависит от скорости ввода газа в бак. При этом диапазон скоростей составлял  $w_{вх} = 4 \div 470$  м/с. Объяснений указанным фактам, противоречащим, на первый взгляд, друг другу, а тем более обоснованных предложений по использованию выявленных эффектов в практике проектирования реальных газобаллонных систем наддува, в технической литературе авторами не обнаружено.

## **3. Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящена данная статья**

Рассмотрим более внимательно и сопоставим условия проведения экспериментальных типичных исследований [4], и реальные условия работы газобаллонной горячей системы наддува. Эксперименты [4] и им подобные проводились исключительно при постоянных по времени расходах газа на наддув, его температуре на входе в бак, скорости слива жидкости (холодная вода) из бака. Оптимальной скоростью ввода газа в бак считалась та, которая обеспечивала максимальное давление газа в баке на момент окончания слива жидкости из бака. Аналогичным образом проводились исследования и на баках существенно большего удлинения, в том числе и с использованием кипящего кислорода.

Рассмотрим реальные условия работы гелиевой горячей газобаллонной системы. На рис.1 приведены экспериментальные данные изменения давления гелия в баллонах системы, температуры гелия на входе в бак жидкого кислорода, и расчетные значения расхода гелия на наддув (получены по методике [5]). Сюда следует добавить и переменный по времени расход топлива из бака. Как известно ЖРД современных носителей во время полета дросселируют для уменьшения скоростного напора, ограничения продольной перегрузки, перед выключением. Причем, на самом последнем отработанном российском ЖРД РД-191 диапазон дросселирования составляет  $30 \div 105\%$ .

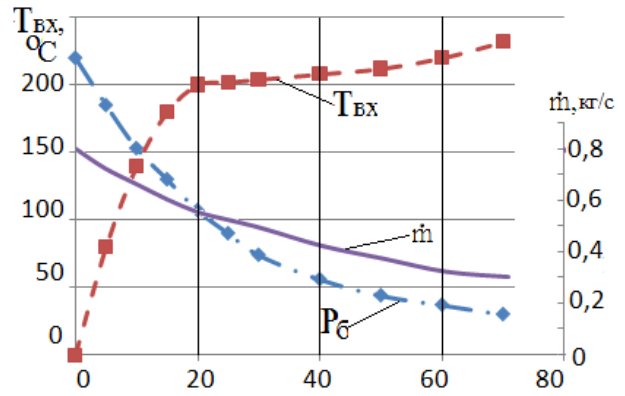


Рис.1. Изменение параметров штатной газобаллонной системы наддува:  $P_{бал}$  – изменение давления гелия в баллонах;  $T_{вх}$  – температура гелия на входе в бак;  $\square$  – расчетное значение расхода гелия на наддув бака

Как видно из приведенных графиков, основные параметры штатной системы наддува по времени работы претерпевают существенные изменения. Особенно это заметно в начальный момент времени. Так, температура гелия на входе в бак при номинальном значении  $\sim 300^{\circ}\text{C}$  первые тридцать секунд полета плавно увеличивается от  $0^{\circ}\text{C}$  до  $\sim 200^{\circ}\text{C}$ . Также существенно меняется и расход гелия на наддув в сторону убывания. Таким образом, реальные условия работы системы полетного наддува существенно отличаются от исследовательских условий, при которых получены оптимистичные результаты.

#### 4. Формулирование целей статьи

Оптимизация скорости ввода газа наддува в баки является идеальным способом улучшения характеристик газобаллонной системы наддува в том смысле, что не требует каких-либо кардинальных переделок системы, разработки тех или иных новых узлов или агрегатов, дополнительной отработки. Отдавая себе отчет в том, что конечное давление газа в баке (определяющий момент времени для современных двигательных установок) не зависит от величины скорости ввода горячего рабочего тела в бак, можно целенаправленно изменить указанную скорость ввода. Далее, по результатам летных испытаний по величине прироста давления газа в баке или увеличению конечного давления гелия в баллонах (в штатных системах задействованы системы поддержания потребного давления газа в баке) уменьшить расход газа на наддув (снизить запасы гелия на момент старта).

Целью настоящей статьи является улучшение массовых характеристик газобаллонной системы наддува наиболее рациональным способом – путем оптимизации скорости ввода горячего гелия в баки с жидким кислородом первых ступеней ракет-носителей в наиболее подходящие для этого моменты времени. В первую очередь, рекомендации по оптимизации скорости должны касаться баков большого удлинения ракет-носителей на активном участке полета, для которых

экспериментальные данные не давали почвы для оптимизма в этом направлении. Основой для достижения поставленной цели является анализ известных экспериментальных данных по протеканию внутрибаковых процессов, как модельных, так и натуральных.

### **5. Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов**

Анализ модельных испытаний горячей гелиевой системы наддува бака удлинением  $H/d \approx 4,7$  (компонент топлива – жидкий кислород) показывает, что при прочих равных условиях изменение скорости ввода ( $w_{вх} = 4 \div 470$  м/с) горячего гелия ( $T_{вх} \approx 300^{\circ}\text{C}$ ) в бак приводит к различиям в значениях давления газа в баке на 10 – 20 с слива ( $H/d \approx 0,8$ ) до 2,5 раз (полное время слива топлива ~ 145 с)! Соответственно на эти моменты времени существенно разнятся и среднемаховые температуры газа в баке. На этих испытаниях гелий вводился в бак вдоль его продольной оси через цилиндрический газоввод, который обеспечивал приемлемую равномерную эпюру скорости на выходе. Скорость ввода гелия регулировалась с помощью замены съемной шайбы в выходном сечении газоввода. Часть испытаний проведена с вводом гелия через иной газоввод, обеспечивающий ввод рабочего тела в радиальном направлении эквидистантно верхнему днищу бака.

Проведенные испытания показали, что и при наддуве горячим гелием бака с жидким кислородом в диапазоне удлинения бака  $0,8 \div 1,0$  (первые 20 ÷ 30с слива) существует оптимум скорости ввода рабочего тела наддува, который обеспечивает максимальное давление газа в баке в этот период. Другими словами, в первоначальный момент времени работы системы потребное давление газа в баке большого удлинения можно обеспечить меньшим количеством гелия.

Анализ расчетных экспериментальных данных показывает, что для штатной гелиевой системы наддува за первые 30 с работы двигателя (~ 20% его полной работы) тратится до 40% гелия. Как видно из графика  $T_{вх} = f(\tau)$  (рис.1), этот гелий существенно «недогрет» до номинальной температуры. Причём, в штатных условиях в обязательном порядке вводится контроль нижнего предела давления газа в баке. Такое конструктивное построение системы при уменьшении величины рабочего давления газа в баке до зоны этого контроля приводит к включению резервной системы, которая увеличивает расход газа на наддув. Тем самым, еще в большей степени растут непроизводительные потери гелия в силу его еще большей «недогретости».

Таким образом, становится очевидным целесообразность оптимизирования для горячей гелиевой газобаллонной системы скорости ввода гелия в бак в первые ~30 с её работы. Именно в этот промежуток времени (время выхода теплообменника на режим по температуре) можно сэкономить гелий (до 10% от запасенного на борту) для поддержания требуемого уровня давления газа в баке в этот период полета ракеты-носителя.

Возникает вопрос, – Как перенести полученные результаты на штатные условия, какой параметр взять за основу в отсутствие возможности классического моделирования данных процессов? На первый взгляд, таким параметром может быть скорость ввода (или число  $Re$ ). Однако анализ результатов испытаний

системы наддува с меньшей температурой гелия на входе в бак ( $T_{\text{вх}} = 0^{\circ}\text{C}$ ) показывает существенно меньшую зависимость давления газа в баке от скорости в этом случае. Важно отметить, что при исследованиях с применением для наддува паров кислорода с температурой  $300^{\circ}\text{C}$  оптимальная скорость ввода газа при прочих равных условиях уменьшилась в  $\sim 3,5$  раза по сравнению с гелиевым наддувом той же температуры.

Приведенные экспериментальные факты (влияние плотности вводимого рабочего тела) свидетельствуют о роли подъемной (архимедовой) силы на интенсивность внутрибачковых процессов. В первую очередь подъемная сила может оказывать влияние на параметры неизотермической струи (осевая скорость и температура, эжектированный объем, дальнобойность) газа в баке. Следует заметить, что в полете выталкивающая сила, действующая на горячую струю газа наддува, будет заметно больше из-за наличия продольной перегрузки (на современных носителях  $n_x \sim 4$ ). Этот существенный нюанс делает невозможным прямое заимствование оптимальной скорости ввода горячего газа, полученной при наземной отработке на штатном (не модельном) баке, в бак носителя для летных условий. При этом в ряде случаев (недостаточность финансирования, отсутствие больших уникальных стендов, сжатые сроки разработки комплекса и др.) полномасштабная наземная отработка системы наддува не проводится вообще (только модельная).

Для конкретизации направления дальнейших исследований рассмотрим температурные поля газа в баке с кислородом по его высоте ( $H/d \approx 0,8$ ), полученные экспериментальным путём при наземной отработке (рис.2). Наддув бака производился гелием с постоянными расходом и температурой  $T_{\text{вх}} \approx 300^{\circ}\text{C}$ . На экспериментах менялась только скорость ввода гелия; место ввода и направление (вдоль продольной оси бака) были одинаковыми. Температурные поля строились по показаниям датчиков, установленных на штангах и поплавке внутри бака.

Как видно из рис.2, скорость ввода газа наддува в бак оказывает существенное влияние на характер распределения температуры в газе. При малой скорости гелия ( $w_1 \square 10$  м/с) имеем ярко выраженное температурное расслоение газа по высоте бака. Увеличение скорости ввода газа в бак приводит к выравниванию температурного поля газа в баке по его высоте. При оптимальной (для данных условий) скорости ввода газа получено практически равномерное температурное поле.

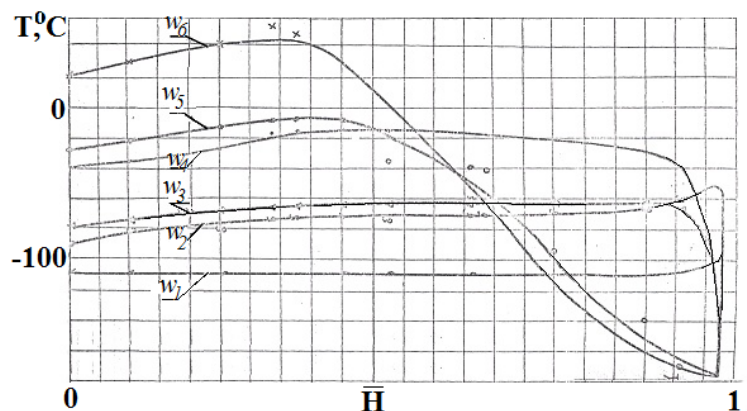


Рис.2. Температурные поля газа в баке с кислородом при наддуве гелием:  $w_1 \square w_2 \square w_3 \square w_4 \square w_5 \square w_6$  — скорости ввода гелия в бак

Дальнейшее повышение скорости ввода газа снижает температуру газа в баке по его высоте и увеличивает ее значение над зеркалом жидкости. Это

объясняется интенсивным внедрением горячей струи газа наддува в жидкий кислород с соответствующими потерями энергии.

Наличие таких температурных профилей хорошо объясняется понятием дальнобойности горячей струи газа. Как мы видим, при оптимальной скорости ввода газа в бак (максимальное давление газа в баке на 30 с слива) дальнобойность струи чуть меньше высоты свободного объема бака. В этом случае происходит выравнивание температурного профиля газа в баке, нет повышенных потерь тепла в граничные поверхности (толстостенное верхнее днище бака и зеркало кислорода). Отсюда можно сделать вывод, имеющий большое практическое значение – для полетных условий полученная оптимальность сохранится при обеспечении в натуральных условиях такой же дальнобойности струи газа наддува.

И еще на одном интересном экспериментальном факте следует остановиться. При вводе горячего гелия в бак со скоростью большей оптимальной, происходит заметное испарение жидкого кислорода. Тепловая энергия струи частично тратится на нагрев кислорода в зоне контакта до температуры его насыщения при текущем давлении газа в баке, и далее на его испарение. Пришедший в свободный объем бака «холодный» кислород отбирает тепло от находящегося там «теплого» газа, снижая его среднемассовую температуру. Баланс тепловой энергии для этого случая показывает следующее. Вклад ушедшей от струи газа тепловой энергии в компонент в уменьшение давления газа в баке заметно превышает прирост давления газа в баке за счет дополнительного прихода в свободный объем паров кислорода. В итоге, при вводе газа наддува с повышенной скоростью (против оптимальной) в бак мы получаем в первые 20 – 30 с полета ряд отрицательных последствий. Это увеличение расхода гелия на наддув, увеличение массы газа наддува на момент выключения двигателя, уменьшение рабочих запасов топлива, повышенный прогрев верхнего слоя топлива.

На рис.3 приведены расчетно-экспериментальные данные изменения по времени полета массы паров кислорода в свободном объеме цилиндрического нетеплоизолированного бака с жидким кислородом большого удлинения при вводе в него гелия со скоростью, превышающей оптимальную. Там же показан номинальный удельный аэродинамический тепловой поток к цилиндрической поверхности бака. Из сопоставления двух графиков видно, что в районе максимума аэродинамического потока в стенку бака приход паров в свободный

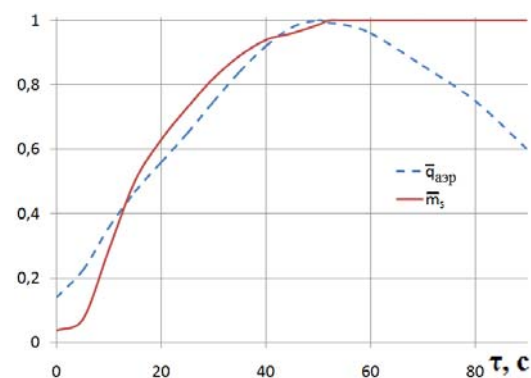


Рис.3  $\bar{q}_{\text{аэр}}$  – изменение относительного количества паров кислорода в свободном объеме бака при работе системы наддува по времени полета:  $\bar{m}_5 = m_{si} / m_{smax}$  – масса паров кислорода на  $i$ -тый момент времени;  $\bar{q}_{\text{аэри}} = q_{\text{аэри}} / q_{\text{аэрmax}}$  – номинальный аэродинамический тепловой поток в стенку бака окислителя на  $i$ -тый момент времени

объем бака практически прекращается. Это можно объяснить тем, что к этому моменту времени струя горячего газа наддува перестает взаимодействовать с поверхностью кислорода и, соответственно, испарять его. Вклад в испарение топлива собственно аэродинамического нагрева незначителен.

Дальнейшая по времени полета оптимизация скорости ввода газа в баки при использовании однорежимных газопроводов не приводит к положительному результату. После  $H/d \approx 1$  на распространение неизотермической струи в условиях продольной перегрузки сильное влияние начинает оказывать стесняющее действие конструкции бака. При высокой степени неизотермичности для реальных конструкций цилиндрических баков (наиболее распространенная форма) носителей струя газа далее чем на  $H/d \approx 2$  распространиться не может теоретически [7].

По приведенным выше рекомендациям была уменьшена скорость ввода горячего гелия в баки с кислородом современных носителей. Полученные летные данные подтвердили правильность принятых решений.

## 7. Выводы

В результате проведенных исследований установлено, что для топливных баков большого удлинения при использовании для их наддува горячих газобаллонных систем целесообразно при однорежимных газопроводах оптимизировать скорость ввода газа в баки первые 20 ÷ 30 с полета (время выхода теплообменников на режим и удлинение бака ~ 0,8). Это позволяет поддерживать потребное давление газа в баке наименьшим расходом «недогретого» гелия. Критерием оптимальности вводной скорости газа наддува является дальнобойность струи, которая должна обеспечивать выравнивание температурного профиля газа в баке по его высоте, но не взаимодействовать с поверхностью топлива. Обеспечение оптимальной скорости ввода горячего гелия для бака окислителя I ступени носителя среднего класса позволяет уменьшить потребности в рабочем теле наддува до 10%. Полученные рекомендации подтверждены летными испытаниями.

**Список литературы:** 1. *Беляев, Н.М.* Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / *Н.М.Беляев*. М.: Машиностроение, 1976. – 336 с. 2. *Митиков, Ю.А.* Газобаллонные системы наддува и ракеты–носители нового поколения [Текст] / *Ю.А.Митиков* // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – №1. – С. 179 – 185. 3. *Митиков, Ю.А.* 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. 30 – 36. 4. *Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок.- М.: Машиностроение, 1988. – 352 с. 5. *Митиков, Ю.А.* Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / *Ю.А.Митиков, Г.М. Иванецкий* // Холодильная техника и технология. – 2012. – №2(136). – С.18-25. 6. *Присняков, В.Ф.* Определение параметров гелия при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали [Текст] / *В.Ф. Присняков, М.И. Галась, А.И. Логвиненко, В.А. Мосейко* // Проблемы высокотемпературной техники. –1981. – №1. – С.86 – 94. 7. *Митиков Ю.А., Куда С.А.* Определение коэффициентов стеснения для неизотермических турбулентных струй. В сб. АН УССР : Проектирование сложных технических систем. Киев: Наукова думка, 1989, с.153 – 155.

*Поступила в редколлегию 15.06.2012*