

УДК 629.7.036.5 + 629.7.054.2

**Ю.А. МИТИКОВ**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара,  
г. Днепропетровск, Украина*

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ УРОВНЯ КИПЯЩЕГО ТОПЛИВА В БАКЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

*Представлены основные проблемы внедрения самонаддува – конструктивно самой простой системы наддува несущего бака с кипящим кислородом I ступени ракеты-носителя. Рассмотрена область его применения, показано, что самостоятельно такая система не обеспечивает наиболее вероятные потребности давления газа в баках. Проведен анализ известных расчетно-экспериментальных исследований кипения кислорода в баках ракет. Отмечено отсутствие методики расчета самонаддува, в комплексе учитывающей влияющие факторы. Показано существенное влияние самонаддува на параметры СУРТ, что является одним из основных факторов, сдерживающих его внедрение. Разработан метод экспериментального определения поправок к показаниям СУРТ при ее работе в кипящем слое.*

***Ключевые слова:** политропная система наддува, измерения уровня, жидкий кислород, кипящий слой, поправки.*

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

В настоящее время в ракетной технике широкое применение находят (и будут находить в обозримом будущем) криогенные компоненты топлива, в частности, жидкий кислород. Достаточно привести ракеты-носители (РН), где он используется в качестве окислителя: «Зенит» (Украина), все многочисленное семейство «Союз-2», «Русь-М», «Ангара» (Россия); Atlas-III, Atlas-V, Antares, Falcon 9 (США); «Ариан-V» (Евросоюз); KSLV1, KSLV2 (Южная Корея) и др.

Для наддува баков с жидким кислородом двигательных установок (ДУ) первых ступеней РН всех стран сегодня наибольшее распространение нашли горячие гелиевые газобаллонные системы наддува (СН). Эти системы, несмотря на ряд положительных сторон, далеко не в полной мере отвечают современным требованиям [1]. Они, обладая не очень высокими показателями массового совершенства, сложны в отработке, существенно усложняют конструктивную схему РН, стартовой позиции, испытательной и производственной баз [2]. Объяснить такое положение вещей можно тем, что подходы к проектированию СН, как и других систем космических комплексов, сложились в самом начале шестидесятых годов прошлого столетия.

В то время выход в космос двух сверхдержав имел преимущественно политический, а не коммерческий или научный характер. Естественно, он осуществлялся сугубо за бюджетные средства в

условиях гонки за первенство в космосе любой ценой.

По мере развития ракетной техники и коммерциализации космического пространства, всё большее число стран стремится оказывать пусковые услуги. Побеждать в этой конкурентной борьбе, естественно, будет тот, кто сможет при требуемой надёжности обеспечить меньшую стоимость вывода на орбиту полезной нагрузки. Для снижения стоимости запуска используются разные технические решения. Среди них можно перечислить заимствование уже отработанных двигателей (наиболее дорогостоящая часть ракетного комплекса) с других РН, проектирование по известному аналогу, использование максимально простых (в конструктивном смысле) отдельных систем, применение решений, которые не нуждаются в дорогостоящей отработке и др.

Одной из перспективных СН могла бы стать система так называемого «самонаддува» (политропная система), у которой давление газа в баке создаётся за счёт кипения верхнего слоя кислорода. Её несомненными достоинствами являются эталонная конструктивная простота (не требуется ни одного дополнительного элемента и трубопровода!) и 100% надёжность. Естественно, что самонаддув давно привлекал внимание проектантов [1, 3], и был применён для наддува бака с жидким кислородом боевой ракеты «Титан-I». Также политропная система была применена на баке с азотным тетраоксидом II ступени МБР «Титан-II». Однако данная тенденция поддержана не была, и, насколько нам известно, самая простая СН далее нигде не применялась.

### Анализ последних исследований и публикаций, в которых начато решение данной проблемы

Всплеск исследований, посвященных различным аспектам кипения кислорода в топливных баках РН на активном участке траектории полета, наблюдался в Украине во время разработки РН, получившей впоследствии название «Зенит». Дело в том, что с конца пятидесятых годов прошлого столетия это была единственная РН Советского Союза, ДУ которой работали на кипящем кислороде, что теоретически давало возможность рассматривать самонаддув для бака окислителя I ступени. На последней МБР С.П.Королёва Р9А и незавершенном лунном пилотируемом носителе Н1 использовали в качестве окислителя, как известно, переохлажденный кислород.

В рамках темы «Зенит» изучались вопросы кипения кислорода в условиях естественной конвекции в большом объеме недогретого и перегретого компонента, с учетом закона изменения внешнего теплового потока, колебаний бака, различной шероховатости материала, разных геометрических размеров вафельного и другого подкрепления тонкостенных топливных баков [3 – 5]. Ряд исследований проводился с визуализацией и кино съемкой процессов кипения на реальных частях кислородного бака РН «Зенит». Однако методики расчета параметров самонаддува (давление газа в баке по времени полета, текущее паросодержание топлива, секундный приход пара в бак, температура верхнего слоя топлива в баке и др.), учитывающей с требуемой для практики точностью комплексное влияние основных влияющих факторов полетных условий, разработано не было. В силу ряда причин политропная СН бака с кислородом I ступени РН «Зенит» принята не была [1].

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

При всей привлекательности политропной СН, она имеет определенные недостатки (большие конечная масса рабочего тела в баке и остатки незабора кипящего топлива) и ограничения по области применения, а так же ряд нерешенных вопросов. Так, реализация системы самонаддува теоретически возможна лишь в том случае, когда потребное давление газа в баке ниже давления насыщенных паров топлива [1].

Для иллюстрации этого тезиса, на рис. 1 приведены потребные (минимально-необходимые) давления газа в баках с кислородом I ступени РН «Зенит» и на рис.2 – I ступени РН «Энергия». Как видно из приведенных рисунков, для бака окислителя I ступени РН «Зенит» самонаддув приемлем до ~ 120с полета. В тоже время, для бака окислителя I ступени РН «Энергия» возможное время работы самонаддува существенно меньше, всего ~ 45с полета при движении по штатной траектории, и не допустим вообще при полете по аварийным траекториям.

При общем подходе надо заметить, что современный уровень познания внутрибаковых процессов позволяет реально рассматривать пути преодоления отмеченного несоответствия между потребным давлением газа в баке и располагаемым давлением насыщенных паров верхнего слоя кислорода в баке. Однако для этого необходим комплекс расчетных и экспериментальных исследований, которые достаточно сложны и являются предметом отдельного рассмотрения.

Второй, а возможно, и основной проблемой внедрения самонаддува, является снижение точности измерения в полете текущего количества кислорода в баке существующими дискретными (поплав-

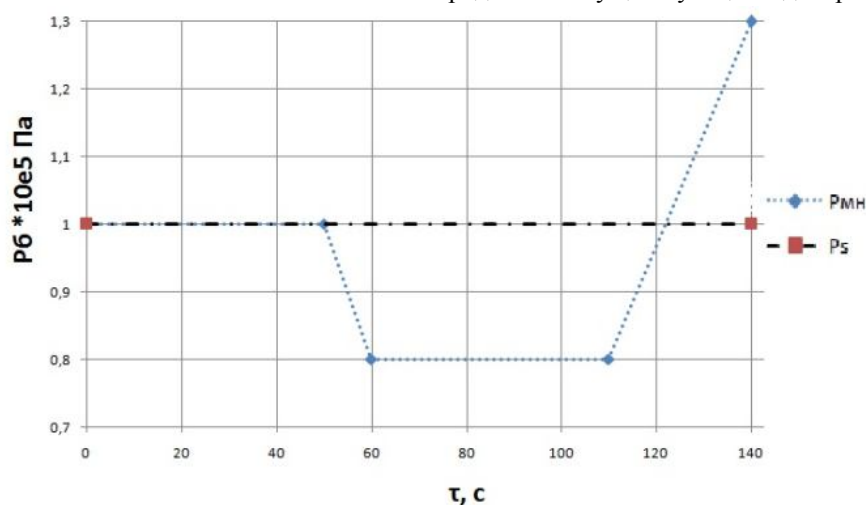


Рис. 1. Давление газа в баке окислителя I ступени РН «Зенит»:

$P_{\min}$  – минимально-необходимое давление газа в баке;  $P_s$  – давление насыщенных паров при  $T = 90\text{K}$

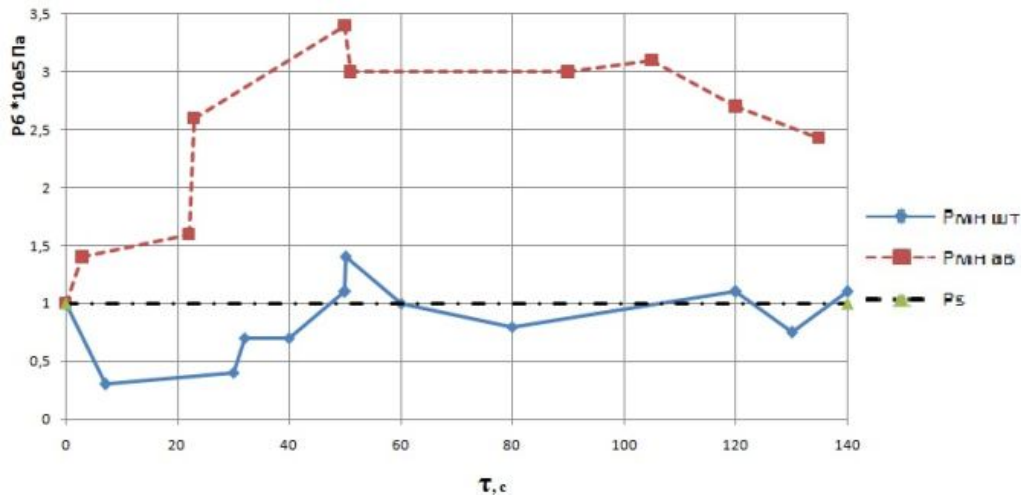


Рис. 2. Давлення газу в баку окислювача I ступеня РН «Енергія»:

$P_{шт}$  – мінімально-необхідне тиску газу в баку при штатній траєкторії;  
 $P_{ав}$  – мінімально-необхідне тиску газу в баку при аварійних траєкторіях (огібаюча крива);  $P_s$  – тиску насичених парів при  $T = 90K$

ковими) безрасходомерними системами управління расходом топлива (СУРТ). Задачами СУРТ являются обеспечение одновременного израсходования компонентов топлива из баков ступени РН и определение момента времени полной выработки рабочих запасов топлива путем прогнозирования этих моментов. В условиях самонадува СУРТ пришлось бы работать в условиях переменного (по времени работы ДУ) паросодержания в верхнем и пристеночных слоях топлива, изменяющихся по времени перегрузок (выталкивающая сила), расхода окислителя в ДУ. Так, например, для условий бака с кислородом I ступени РН «Зенит» объем паровой фазы в кислороде при самонадуве в среднем по времени полета составляет не менее  $1,5 \text{ м}^3$ , что соизмеримо с секундным расходом окислителя из бака на номинальном режиме работы ДУ.

Подчеркнем, что относительная величина паросодержания в кипящем окислителе по мере его израсходования растет, а на момент выключения ДУ может приближаться к 100%. Вместе с этим растут погрешность измерений и остатки незабора топлива. На боевых американских ракетах в силу большой продольной перегрузки (заметный вклад столба жидкости верхнего бака в тиску окислителя на входе в двигатель) эта проблема была не так остра, как на космических носителях, на которых продольные перегрузки заметно меньше.

### Постановка задачи исследований

Целью настоящей статьи является нахождение и обоснование методов повышения точности измерения уровня кипящего кислорода СУРТ в несущем нетеплоизолированном баке ДУ при работе полит-

ропной системы на активном участке траектории полета РН.

Наиболее убедительным и рациональным решением поставленной проблемы, по нашему мнению, является ее экспериментальное решение на модельных установках (штатных баках) путем нахождения такой последовательности режимов, которые обеспечивали бы с требуемой точностью определение текущей массы кислорода в баке при работе самонадува. Воспользоваться полученными результатами можно было бы путем введения поправок к показаниям СУРТ в натуральных условиях.

Таким образом, обеспечение с требуемой точностью определения массы кислорода в баке по времени полета РН, открывает перспективы внедрения максимально простой и надежной политропной СН бака окислителя.

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

Для достижения поставленной цели нами предложен следующий алгоритм проведения наземных испытаний [4]. Предлагается провести две серии испытаний на модельной (или штатной) установке с жидким кислородом при одинаковых начальных условиях (тиску газу в баке на начало слива, время предпускового наддува, род и температура газу предпускового наддува, температурный профиль кислорода по высоте бака). Установка должна быть оснащена системами заправки и слива топлива, предпускового наддува, контроля тиску газу в баке, имитатором внешнего теплоподвода, регистрации параметров.

Объем измерений традиционный - начальный уровень топлива в баке и текущий, температуры газа и топлива по высоте и диаметру бака, поверхности топлива (поплавковое устройство), конструкции бака, давление газа в свободном объеме бака.

Первая серия испытаний проводится с работой системы самонаддува с максимально близкими условиями к штатным. На ней должен обеспечиваться закон изменения внешнего (аэродинамического) теплового потока (величина которого определяется требованиями теории моделирования) к цилиндрическим стенкам бака.

Вторая серия испытаний проводится с наддувом бака инертным газом, температура которого устанавливается на уровне температуры компонента топлива в баке. Особо следует отметить, что давление газа в баке при сливе поддерживают (путем соответствующего расхода инертного газа) выше давления насыщенных паров кислорода при его максимально возможной температуре в баке в каждый момент времени. Иными словами, создаются условия, исключаящие парообразование внутри жидкого кислорода в баке. При этом необходимо свести к минимуму внешний тепловой поток к цилиндрическим стенкам бака, например, искусственно увеличивая влажность вокруг бака (образующийся на стенках бака лед и иней – теплоизолятор) и время его термостатирования до начала предпускового наддува. Скорость слива компонента из бака в первой и второй серии испытаний должна быть одинакова.

При таком подходе фактический уровень топлива  $H_{\phi i}$  в каждый момент времени его слива на модели можно определить по формуле:

$$H_{\phi} = H_i - \frac{(P_{\text{абс}i} - P_{\text{п}})V_i}{R_s T_i S_i \rho_i t_{\text{вс}}},$$

где  $H_i$  – замеренный уровень топлива при сливе с наддувом инертным газом (вторая серия испытаний);

$P_{\text{абс}i}$  – абсолютное давление газа предпускового наддува в газовом объеме бака;

$P_{\text{п}}$  – парциальное давление газа предпускового наддува в газовом объеме бака;

$V_i$  – газовый объем бака при самонаддуве;

$R_s$  – газовая постоянная паров топлива;

$T_i$  – среднemasсовая температура газа в свободном объеме бака при самонаддуве;

$S_i$  – площадь поперечного сечения бака;

$\rho_i(t_{\text{вс}})$  – плотность верхнего слоя топлива;

$i$  – индекс, обозначающий параметры в данный момент времени.

Тогда фактический уровень топлива в полете  $H_{\text{п}i}$  при самонаддуве определяется по формуле:

$$H_{\text{п}i} = H_{\text{з}i} + \Delta H_i,$$

где  $H_{\text{з}i}$  – замеренный в полете уровень компонента;

$\Delta H_i$  – разность между фактическим  $H_{\phi i}$  и замеренным  $H_{\text{з}i}$  уровнями топлива в баке при наземных испытаниях системы с самонаддувом, пересчитанная с помощью теории моделирования на штатные условия.

Масса выкипевшего компонента за время работы самонаддува определяется из известного уравнения состояния, а именно:

$$\Delta m_i = \frac{(P_{\text{абс}i} - P_{\text{п}i})V_i}{R_s T_i}.$$

Расчетные исследования для носителя среднего класса показывают, что использование предложенного способа определения фактического уровня топлива при работе системы самонаддува, может уменьшить искажение замера до 30% секундного расхода топлива из бака, что эквивалентно снижению остатков топлива в баке до 500 кг.

## Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Конструктивная простота и надежность работы системы самонаддува применительно к нетеплоизолированным цилиндрическим несущим бакам с кипящим кислородом первых ступеней РН, безусловно, заслуживает большего внимания к этой системе. Приведенная методология организации наземных испытаний систем с самонаддувом позволяет исключить один из нерешенных ранее вопросов – учет кипения топлива в баке с приемлемой точностью в текущих показаниях уровня СУРТ в натуральных условиях. Для подтверждения предложенной методики целесообразно проведение экспериментальных работ на модельной установке с имитацией аэродинамического нагрева.

Также в дополнительных исследованиях нуждаются и следующие вопросы, сдерживающие внедрение конструктивно самой простой системы наддува. Первое, максимально простое обеспечение в требуемый момент времени полета носителя давления газа в баке (например,  $1,3 \times 10^5$  Па), превышающего давление насыщенных паров кипящего кислорода при его начальной температуре в баке на момент закрытия дренажного клапана ( $P_s(t = 90\text{K}) = 1,0 \times 10^5$  Па). Второе, определение температуры верхнего слоя топлива в полете в условиях, когда суммарный аэродинамический тепловой поток в топливо в несколько раз превышает тепловой поток, отбираемый от верхнего слоя топлива при его кипении в условиях поддержания в полете давления насыщения, соответствующего начальной температуре топлива.

## Литература

1. Мити́ков, Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю.А. Мити́ков // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч. тр. ГП КБ Южное. – 2012. – Вып.1. – С. 179 – 185.

2. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю.А. Мити́ков, В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 30 – 36.

3. Тема «Зенит». Методика расчета и моделирования параметров систем наддува баков окислителя первых ступеней РН «Энергия» и РН «Зенит»: техн. отчет / ГП «КБ «Южное». – Д., 1983. – 64 с. – № ТО 21.5691.123.

4. Ситникова, Н.В. О вскипании жидкости в разгерметизированной емкости [Текст] / Н.В. Ситникова, В.Ф. Присняков // Проблемы высокотемпературной техники: сб. науч. тр. Днепропетровского

национального университета им. Олеса Гончара. – 1980. – Вып.2. – С. 4-12.

5. Серебрянский, В.Н. Внутренние характеристики кипения жидкости с недогревом [Текст] / В.Н. Серебрянский // Проблемы высокотемпературной техники. – 1989. – Д. : ДНУ. – С. 3 – 12.

6. Міті́ков, Ю.О. Надхолодне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Міті́ков // Системи озброєння та військова техніка: науковий журнал. – 2012. – № 1(29). – С. 130-132..

7. Двигательные установки ракет на жидком топливе [Текст] / под ред. Э.Ринга. – М.: Мир, 1966. – 404 с.

8. Полож. реш. ВНИИГПЭ Рос. Федерация, МКИ G01 G23/00. Определения уровня компонента топлива в баке жидкостной ракеты в полёте [Текст] / Мити́ков Ю.А., Иваницкий Г.М., Куда С.А.; Заявитель и патентообладатель ГКБ Южное. – №4953429/10; заявл. 26.04.1991; опубл. 29.07.92.

Поступила в редакцию 16.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина

## ВИЗНАЧЕННЯ РІВНЯ КИПЛЯЧОГО ПАЛИВА В БАЦІ РАКЕТИ-НОСІЯ

*Ю.О. Міті́ков*

Представлені основні проблеми впровадження самонадування - конструктивно найпростішої системи наддування несучого бака з киплячим киснем I ступеня ракети-носія. Розглянуто область його застосування, показано, що самостійно така система не забезпечує найбільш ймовірні потрібні тиски газу в баках. Проведено аналіз відомих розрахунково-експериментальних досліджень кипіння кисню в баках ракет. Відзначено відсутність методики розрахунку самонадування, яка в комплексі враховує впливові фактори. Показано суттєвий вплив самонадування на параметри СУВП, що є одним з основних факторів, що стримують його впровадження. Розроблено метод експериментального визначення поправок до показань СУВП при її роботі в киплячому шарі.

**Ключові слова:** самонадування, вимірювання рівня, рідкий кисень, киплячий шар, поправки.

## DETERMINATION OF BOILING FUEL TANK BOOST

*Y.A. Mitkov*

The main problem of integrating a polytropic pressurization system - the most structurally simple pressurization system that carries tank with boiling oxygen in first stage of rocket has been shown. A method for determining the corrections to the propellant consumption control system readings in a fluidized bed is given. The region of its application, it is shown that such a system alone does not provide the most likely requirements of the gas pressure in the tanks. The analysis of well-known computational and experimental studies of boiling of oxygen in the tank missiles. Noted the lack of methods for calculating polytropic pressurization system, taking into account the complex factors influencing. Shown a significant effect on the parameters polytropic pressurization system SURT, which is one of the major constraints to its implementation. Developed a method for experimental determination of the amendments to the testimony of PCCS for her work in a fluidized bed.

**Keywords:** system of polytropic pressurization, level measurement, liquid oxygen, fluidized bed, the amendment.

**Мити́ков Юрій Алексеевич** – канд. техн. наук, доц., зав. каф. двигателестроения, Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: mitkov@yandex.ru.