

УДК 629.7.036.5

Ю.А. Митиков<sup>1</sup>, С.Н. Кубанов<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара,  
пр. Гагарина, 72, Днепропетровск, 49010, Украина,

<sup>2</sup> Государственное предприятия «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля»,  
ул. Криворожская, 3, Днепропетровск, 49008, Украина  
mitikov@yandex.ua

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСПАРЕНИЯ КИСЛОРОДА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ БАКЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ

*Исследования относятся к системам питания ракетных двигателей жидким кислородом. Эксперименты проведены в натуральных условиях. Бак заправлялся кипящим кислородом. В полете наддув бака проводили горячим гелием. Среднеинтегральный тепловой аэродинамический поток в кислород – 16 кВт/м<sup>2</sup>. Внутренняя поверхность бака вафельная (механическое фрезерование). Температуру газа в свободном объеме бака измеряли в 25 точках с помощью штанг. При абсолютном давлении газа в баке на уровне 1,3 – 1,5 бар температура верхнего слоя кислорода в баке достигает температуры насыщенных паров к середине полета. Получена незначительная скорость испарения кислорода по времени работы двигательной установки (до 1 кг/с). Корреляции между скоростью испарения кислорода и величиной аэродинамического теплового потока не установлено. Наибольшая скорость испарения получена в начале работы системы наддува.*

**Ключевые слова:** Среднемассовая температура газа; Кипящий кислород; Температурные штанги; Парциальное давление; Горячий гелий; Аэродинамический нагрев; Скорость испарения кислорода

Ю.О. Мітіков<sup>1</sup>, С.М. Кубанов<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Дніпропетровський національний університет імені Олеса Гончара,  
пр. Гагарина, 72, Дніпропетровськ, 49010, Україна,

<sup>2</sup> ДП «КБ «Південне», вул. Криворізька, 3, Дніпропетровськ, 49008, Україна

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ВИЗНАЧЕННЯ ВИПАРОВУВАННЯ КИСНЮ У ЦИЛІНДРИЧНОМУ БАКУ РАКЕТИ-НОСІЯ В НАТУРНИХ УМОВАХ

*Дослідження відносяться до систем живлення ракетних двигунів рідким киснем. Експерименти проведені в натурних умовах. Бак заправлявся киплячим киснем. У польоті наддування баку проводили гарячим гелієм. Середньоінтегральний тепловий аеродинамічний потік в кисень - 16 кВт / м<sup>2</sup>. Внутрішня поверхня бака вафельна (механічне фрезерування). Температуру газу у вільному обсязі бака вимірювали в 25 точках за допомогою штанг. При абсолютному тиску газу в баку на рівні 1,3 - 1,5 бар температура верхнього шару кисню в баку дорівнює температури насичених парів до середини польоту. Отримано незначна швидкість випаровування кисню за часом роботи рухової установки (до 1 кг / с). Кореляції між швидкістю випаровування кисню і величиною аеродинамічного теплового потоку не встановлено. Найбільша швидкість випаровування отримана спочатку роботи системи наддування.*

**Ключові слова:** Середньомасова температура газу; Киплячий кисень; Температурні штанги; Парціальний тиск; Гарячий гелій; Аеродинамічний нагрів; Швидкість випаровування кисню

DOI: <http://dx.doi.org/10.15673/0453-8307.6/2015.56718>



This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).  
<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Проведенные исследования относятся к области ракетного двигателестроения, а более конкретно - к системам наддува (СН) баков с жидким кислородом двигательных установок (ДУ) ракет-носителей (РН). В настоящее время в качестве топлива ЖРД наиболее широко используются и

планируются к применению в обозримом будущем жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин. Достаточно привести в качестве примера ЖРД следующих РН – «Зенит», «Маяк» (Украина); Antares (США, Украина); Falcon 9, Atlas V (США); Н-1 (Япония); многочисленного семейства РН «Союз-2», «Ангара» (Россия); KSLV-1 (Южная Корея, Россия). Объяснение этому простое – дан-

ная топливная пара обладает высокой энергетикой, самая дешевая, доступная и экологически достаточно чистая. Технологии работы с ней на всех этапах эксплуатации давно освоены и отлажены.

СН топливных баков ДУ традиционно являются одними из наиболее сложных и наукоемких частей РН [1]. Тип СН во многом формирует как конструкцию ДУ и РН (а, значит, и их надёжность и стоимость), так и структуру космодрома, объем наземной и летной отработки. Неудивительно, что современные пневмогидравлические системы подачи топлива в двигатель являются еще и самыми дорогими частями РН после ЖРД [2].

## II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ В ОБЩЕМ ВИДЕ

При всех известных успехах Советского Союза в космосе к моменту начала проектирования РН «Зенит» и «Энергия» были созданы и сданы в эксплуатацию на кислородно-керосиновом топливе всего лишь две двухступенчатых ракеты. Это РН с сегодняшним базовым названием «Союз-2» на основе межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7, и МБР Р-9. Также разрабатывался сверхтяжелый носитель Н-1 крайне мало освещенной в литературе незавершенной лунной пилотируемой программы Советского Союза.

Известные рекомендации по проектированию СН баков с кислородом разработаны для подвесных теплоизолированных шарообразных топливных баков (неподверженных мощному аэродинамическому нагреву кислорода в полете) и переохлажденного кислорода. Так, на МБР Р-9 благодаря уникальному холодильному оборудованию кислород заправляли из подземных хранилищ шахт в топливные баки с температурой  $\sim 63 \div 70\text{K}$ ! При этом давление газа в баках в полете было достаточно высокое – на уровне 4 бар. Другими словами, кислород в баке даже теоретически не мог нагреться до температуры насыщения. В таких случаях проблемы испарения (кипения) кислорода в полете вообще не стояло.

При использовании же кипящего жидкого кислорода, который существенно удешевляет ракетный комплекс, в цилиндрических нетеплоизолированных баках ДУ проблема расчета испарения окислителя в полете встает со всей остротой. С одной стороны, испарение кислорода уменьшает рабочие запасы окислителя и увеличивает конечный вес ступени. С другой стороны, правильный учет испарившегося кислорода может уменьшить потребности в рабочем теле наддува – в гелии [3].

Анализ технической литературы показывает, что кипение криогенных жидкостей широко изучалось во всем мире для принципиально других условий – с целью охлаждения тех или иных энергетических устройств [4]. Кипению на вертикальной стенке в большом объеме недогретой жидкости с гистерезисом теплового потока посвящено крайне мало работ [5], [6].

Можно выделить работу Форстера и Грейфа [7]. Она одна из немногих, в которой приведена практическая рекомендация по определению вы-

кипевшего кислорода в свободный объем над ним. Ее применительно к интересующим нас условиям можно представить следующим образом

$$G_{КИП} = k\bar{q}_{\PhiЭР} \cdot S \cdot \tau_{\Sigma} / r,$$

где  $\bar{q}_{\PhiЭР}$  – средний аэродинамический тепловой поток к кислороду за время работы двигательной установки  $\tau_{\Sigma}$ ;

$k = 0,02$  – доля тепла, идущая на парообразование;

$S = \tau_{Ж} \cdot w \cdot \Pi$  – поверхность бака, с которой пузыри могут прорываться в газовый объем;

$\tau_{Ж}$  – время жизни пузыря в недогретой жидкости;

$w$  – средняя скорость всплытия пузыря;

$\Pi$  – периметр бака;

$r$  – теплота парообразования кислорода.

Подставляя в данную формулу численные значения нашей задачи, получаем всего лишь несколько килограммов испаренного кислорода, что противоречит физическому смыслу.

Поэтому неудивительно отсутствие каких-либо методических рекомендаций для определения испарения (кипения) кислорода в цилиндрических вафельных баках при работающей ДУ в условиях наддува горячим гелием в области низких давлений газа в баках (на уровне  $1,35 \div 1,5$  бар).

В силу этого, экспериментальное определение указанного испарения применительно к современным алюминиевым топливным бакам в натуральных условиях (в полете) при работающей ДУ является весьма актуальной задачей. Ее решение экспериментальным путем может послужить базой и способствовать созданию методики математического моделирования процессов, происходящих в типичных условиях работы современной СН.

## III. ФОРМУЛИРОВАНИЕ ЦЕЛЕЙ СТАТЬИ

Целью проведенных работ было экспериментальное определение количества испаряющегося кислорода в цилиндрическом баке окислителя при работающей ДУ в натуральных условиях и выработка рекомендаций по его уменьшению.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

- нахождение метода решения стоящей задачи;
- разработка методики расчета испарения по времени работы ДУ;
- установка средств измерения потребных параметров в соответствии с требованиями методики;
- обработка полученных замеров физических величин и оценка погрешностей полученных экспериментальных данных;
- анализ полученных результатов и выработка рекомендаций по уменьшению испарения жидкого кислорода в полете.

## VI. ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА ИССЛЕДОВАНИЯ

Анализ причин, вызывающих приход пара в свободный объем бака окислителя в полете РН, позволяет выделить основные из них:

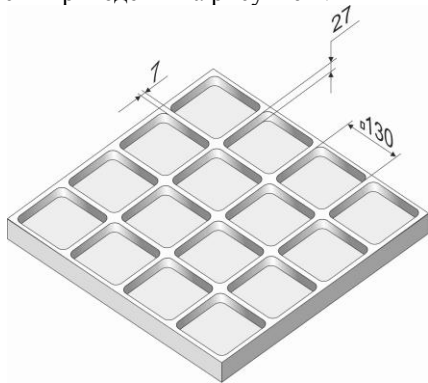
- кипение кислорода на стенке бака в залитом сечении за счет аэродинамического теплового потока (кипение на вертикальной поверхности в большом объеме недогретой жидкости);

- кипение верхнего слоя кислорода в баке за счет плавного понижения абсолютного давления газа в баке с 3 бар в момент старта, до  $1,35 \div 1,50$  бар к 110 с полета, т.е. до величины давления насыщенных паров верхнего слоя кислорода;

- внедрение струи горячего гелия (среднемассовая температура за время полета  $\sim 500\text{K}$ ) в начале работы ДУ с большой скоростью ( $\sim 180$  м/с).

Использовался классический подход к вопросу определения массы кислорода в свободном объеме бака – закон сохранения массы. Зная текущее давление газа в баке, его свободный объем, количество поступающего в бак гелия, среднемассовую температуру смеси гелия и паров кислорода в баке, определяем парциальное давление паров кислорода. Далее рассчитать секундный приход пара в свободный объем бака не составляет труда.

При летных испытаниях измеряли давление газа в баке (струнный датчик Вт1202-04, амплитудный диапазон составлял 0 – 1 МПа) и давление гелия в баллонах высокого давления (струнный датчик Вт1202-25, амплитудный диапазон 0 – 30 МПа). У верхнего днища бака измеряли температура газа в двух местах датчиками ИС-640А (температурный диапазон минус 190 – плюс  $200^{\circ}\text{C}$ ). По высоте бака измеряли температуры газа в нем (в шести точках) и жидкого кислорода (в 22 точках) с помощью двух температурных штанг. Они размещались на силовом конусе в баке (расстояние от нижнего полюса бака 11,7 м) на расстоянии  $\sim 0,3$  м от стенки бака. Внутренний диаметр бака  $\sim 3,8$  м, его удлинение  $\sim 5,1$ . Параметры вафельной поверхности приведены на рисунке 1.



**Рисунок 1** - Параметры вафельной поверхности

Температуру газа на штангах мерили с помощью датчиков ИС-571 (измеряемый амплитудный диапазон минус 200 – плюс  $150^{\circ}\text{C}$ ), температуру кислорода – с помощью датчиков ИС-572, амплитудный диапазон минус 185 – минус  $150^{\circ}\text{C}$ ). Для замера уровня топлива использовались датчики системы управления расходом топлива (СУРТ).

Созданная методика обработки результатов испытаний включала следующие допущения:

1. Гелий и пары кислорода равномерно перемешаны по всему объему бака.

2. Температура газа наддува у поверхности топлива равна температуре поверхности кислорода.

3. Температура газа в плоскости перпендикулярной продольной оси бака в каждый момент времени одинакова.

4. Температура газа в баке между двумя смежными датчиками изменяется по линейному закону.

Последовательность расчетов следующая. Вначале определяем массу кислорода и гелия в начальном свободном объеме бака (на момент включения СН). Далее считаем приход горячего гелия (среднемассовая температура на входе в бак по времени работы ДУ  $500\text{K}$ ) по методике [8].

Парциальное давление гелия в свободном объеме бака составляет в каждый момент времени

$$P_{He}^{\tau} = (G_{He}^H + G_{He}^{\tau}) \cdot R_{He} \cdot T_{cp}^{\tau} / V_{\tau},$$

где  $G_{He}^H$  – масса гелия в начальном свободном объеме бака;

$G_{He}^{\tau}$  – масса гелия, введенная в бак при работе СН за время  $\tau$  ;

$R_{He}$  – газовая постоянная гелия;

$T_{cp}^{\tau}$  – среднемассовая температура газа в свободном объеме бака;

$V_{\tau}$  – текущий свободный объем бака.

Среднемассовую температуру газа в баке определяем по соответствующим замерам с учетом принятых допущений, текущий свободный объем газа – по показаниям датчиков СУРТ.

Тогда текущее парциальное давление паров кислорода в свободном объеме бака составляет

$$P_S^{\tau} = P_{abc}^{\tau} - P_{He}^{\tau},$$

где  $P_{abc}^{\tau}$  – замеренное текущее значение давления газа в свободном объеме бака.

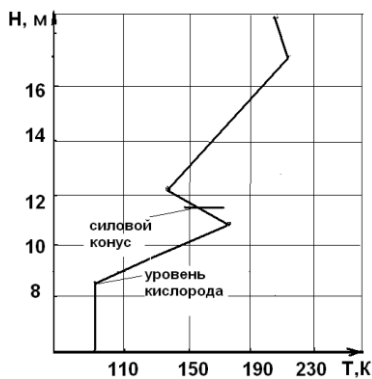
Анализ полученных результатов по двум испытаниям позволяет сделать следующие выводы.

Соответствующие замеренные параметры на этих испытаниях (температуры, давления) практически идентичны, что свидетельствует о стабильности работы СН и протекания внутрибаковых процессов. Радиальные флуктуации температур газа не превышают 15%. Погрешность определения расхода гелия в бак - не более 5% [4].

В качестве примера на рисунке 2 приведен экспериментальный профиль газа по высоте бака по состоянию на 76 с полета РН. Из него видно, как силовой конус влияет на распределение температур газа в свободном объеме бака.

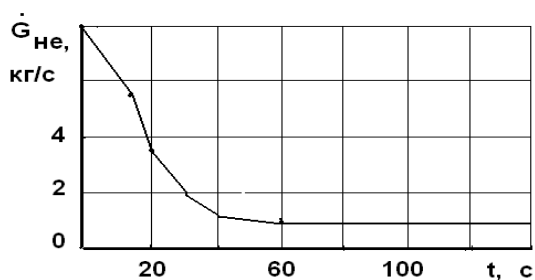
Видно, что он локально создает зону с повышенной температурой, играя роль поверхности, на которую настигается газ наддува. При этом общая тенденция распределения температуры газа по высоте бака сохраняется. Также есть основания считать, что струя горячего гелия не добивает до уровня 16 м, т.е. дальность струи менее 3 м

(диаметр выходной шайбы цилиндрического устройства ввода 135 мм) или менее 22 калибров.



**Рисунок 2** - Температурный профиль газа в баке  
Примечание: высота бака отсчитывается от нижнего плюса.

На рисунке 3 приведена расчетная осредненная зависимость прихода пара в свободный объем бака по времени полета, полученная по приведенной методике с учетом полученных экспериментальных данных. Ярко выражены два участка – до 20 с и после 40с. На первом участке скорость прихода пара составляет в среднем 6 кг/с, на втором – 1 кг/с. На основании ранее полученной оценки дальности струи гелия, заметный приход пара в бак с тенденцией к резкому уменьшению на первом временном участке можно объяснить интенсивным взаимодействием струи газа с верхним слоем жидкого кислорода. Для его снижения целесообразно рассмотреть вопрос уменьшения скорости ввода горячего газа в бак (до 620К) с учетом прогрева его верхнего днища.



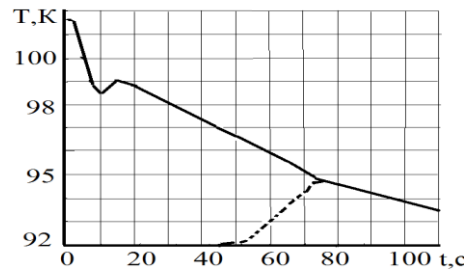
**Рисунок 3** - Номинальная (расчетная) скорость испарения кислорода в бак

Незначительный приход пара в бак далее по времени можно объяснить только тем, что пузырьки пара прорываются в свободный объем бака только из ближайшего к уровню яруса вафель. В нижних ярусах вафель пузырьки пара схлопываются внутри объема вафель, увеличивая там температуру кислорода.

Как видно из рисунка 4, с 75 с полета температура поверхности жидкого кислорода в баке достигает температуры насыщения при абсолютном давлении газа в баке и далее ей соответствует. Абсолютные значения прогрева верхнего слоя кислорода соответствуют ранее полученным при физи-

ческом моделировании [9]. В таком случае, учитывая, что давление газа в баке продолжает уменьшаться, должен заметно увеличиться приход пара в бак. Однако этого не видно. Одним из объяснений этого момента могут быть незначительные погрешности обработки замера температуры поверхности кислорода, в результате которых все-таки температура поверхности не достигает температуры насыщения. Также надо отметить, что в это время существенно падает аэродинамический тепловой поток в цилиндрические стенки бака.

В общем случае, данный момент нуждается в дополнительном изучении.



**Рисунок 4** - Температура поверхности кислорода в баке

--- замеренная температура;

— температура насыщения при  $P_{abs}^r$ .

Впервые проведенные экспериментально-расчетные исследования прихода пара кислорода в свободный объем бака по времени полета позволили уточнить рабочие запасы окислителя и конечный вес I ступени РН «Зенит».

## V. ВЫВОДЫ ИЗ ДАННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Создана методика расчета среднемассовой температуры газа и величины испарения кислорода в нетеплоизолированном цилиндрическом баке по времени полета носителя по соответствующим замерам температуры газа по высоте бака, давления газа в баке и баллонах с гелием. Основные исходные данные для нее – параметры горячей гелиевой системы наддува, текущие значения температуры газа в баке, жидкого кислорода и данные системы управления расходом топлива (дискретное определение уровня в баке).

Впервые проведено два натурных испытания с замером температур газа и жидкого кислорода в 25 точках по высоте бака с помощью штанг. Соответствующие замеренные параметры на этих испытаниях практически идентичны, что свидетельствует о стабильности работы СН и протекании внутрибаковых процессов.

При абсолютном давлении газа в баке на уровне 1,35 ÷ 1,5 бар температура верхнего слоя кислорода в баке близка к температуре насыщенных паров при абсолютном давлении газа в баке.

Установлено, что основной вклад в испарение кислорода в баке при полете РН вносит струя горячего гелия в начальный период наддува. Показана целесообразность уменьшения по времени и

интенсивности взаимодействия струи гелия с поверхностью кислорода в баке.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. **Беляев Н.М.** Системы наддува топливных баков ракет. – М.: Машиностроение, 1976. –335 с.
2. **Дегтярев А.В., Кушнарев А.П.** Ракета космического назначения сверхмалого класса. Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – №1. – С. 14 – 20.
3. **Ring Elliot.** Rocket Propellant and Pressurization Systems. – Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J. –1964. – 404 p.
4. **Аметистов В.А., Павлов Ю.М., Аметистов Е.В.** Кипение криогенных жидкостей. – М.: Энергия, 1977.–288 с.
5. **Madejski I.** Improved «three-component» theory of

nuclear pool boiling. International Journal of Heat and Mass Transfer. – 1972. – vol.15, №3. – p. 503 – 512.

6. **Hawitt H., Parker J.** Bubble growth and collapse in Liquid Nitrogen. Trans. ASME, ser. C. – 1968, vol. 90, №1. – p. 22 – 26.
7. **Forster K., Greif R.** Heat transfer to a boiling liquid-mechanism and correlations. Trans. ASME, ser. C. – 1959. – v. 81. – p. 43 – 53.
8. **Митиков Ю.А.** Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. –2012. – т.ХІІІ. – С. 61 – 69.
9. **Митиков Ю.А., Волошин М.Л.** Результаты физического моделирования прогрева жидкого кислорода в цилиндрическом баке ракеты-носителя. Холодильна техніка та технологія. – 2015. – №51 (4). –С.60 –64.

Отримана в редакції 16.09.2015, прийнята до друку 03.11.2015

*Yu. Mitikov<sup>1</sup>, S. Kubanov<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Oles Gonchar Dnipropetrovsk National University, 72 Gagarin Ave., Dnipropetrovsk, 49010, Ukraine

<sup>2</sup>Yuzhnoe state design office, 3, Krivorozhskaya St., Dnipropetrovsk, 49008, Ukraine

## EXPERIMENTAL WAY OF OXYGEN EVAPORATION RATES FIGURING IN ROCKET CYLINDRICAL TANK UNDER NATURAL CONDITIONS

*The study relates to rocket engine liquid oxygen fuel systems. The evaporation of oxygen was determined in ~5 long cylindrical tank. Experiments were taken under natural conditions. The tank was fuelled with boiling oxygen. The tank pressurization during flight was done with hot helium. It was input into tank as centralized jet with ~180 m/sec speed and mass average temperature ~500K. The total avg-integral aerodynamic heat flow into oxygen ~16 KWt/sq.m. The inner tank surface is waffled (mechanical milling). The gas temperature in free tank volume was measured in 25 spots using rods. The amount of free volume in tank was determined using fuel usage control system. The oxygen upper layer temperature inside the tank reaches the saturated vapour temperature by the middle of the flight when the absolute gas pressure is 1.3-1.5 bar. Oxygen evaporation insignificant speed was determined during engine working time (less than 1kg/sec). The correlation between evaporation speed and the value of aerodynamic heat flow was not determined. The likely reason is tank inner waffled surface and the presence of the power cone. The highest evaporation speed was measured in the beginning of the pressurization system functioning. The hot helium flow interacts with oxygen surface at that time. The necessity to decrease helium input speed was shown.*

**Keywords:** *The mass average gas temperature, boiling oxygen, temperature rods, partial pressure, hot helium, aerodynamic heat, oxygen evaporation speed.*

#### REFERENCES

1. **Beliaev N.M. 1976.** Sistemy nadduva toplivnykh bakov roket.- Moskva: Mashinostroenie/ - 336 (in Russian)
2. **Degtiarev A.V., Kushcnarev A.P. 2014.** Raketa kosmicheskogo naznacheniiia sverkhmalogo klasa. Kosmicheskaiia tekhnika. Raketnoe vooruzhenie. Sb.nauch.-tekhn. st. GP «KB «Yuzhnoye». - №1.- s.14 – 20 (in Russian).
3. **Ring Elliot. 1964.** Rocket Propellant and Pressurization Systems. – Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 404 p.
4. **Ametistov V.A., Pavlov Yu.M. Ametistov E.V. 1977.** Kipenie kriogennikh zhidkosteii. - Moskva: Energiia/ - 288 (in Russian)
5. **Madejski I. 1972.** Improved «three-component» theory of nuclear pool boiling. International Journal of Heat and Mass Transfer. – 1972. – vol.15, №3. – p. 503 – 512.

6. **Hawitt H., Parker J. 1968.** Bubble growth and collapse in Liquid Nitrogen. Trans. ASME, ser. C. – 1968, vol. 90, №1. – p. 22 – 26.

7. **Forster K., Greif R. 1959.** Heat transfer to a boiling liquid-mechanism and correlations. Trans. ASME, ser. C. – 1959. – v. 81. – p. 43 – 53.

8. **Mitikov Yu. 2012.** Rachetno-eksperimentalnye issledovaniia sverkhkholodnogo nadduva. Sistemne proektyvannia.-t.XIII. s.61-69. (in Russian).

9. **Mitikov Yu., Voloshin M. 2015.** Rezultatu fizicheskogo modelirovaniia progrevia zhidkogo kisloroda v celendrichskom bake raketi-nositelia. Kholodilna tekhnika i tekhnologiia. –№51(4). – s.60 – 64 (in Russian)

Received 16 September 2015  
Approved 03 November 2015  
Available in Internet 25.12.2015