

УДК 629.7.036.5

**Ю. А. Митиков**<sup>1</sup>✉, **М. Л. Волошин**<sup>2</sup><sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара,  
пр. Гагарина, 72, Днепропетровск, 49000, Украина<sup>2</sup> Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" имени М. К. Янгеля",  
ул. Криворожская, 3, Днепропетровск, 49008, Украина

✉ mitikov@yandex.ua

## РЕЗУЛЬТАТЫ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОГРЕВА ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ БАКЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

*Исследования относятся к системам питания жидкостных ракетных двигателей жидким кислородом. Проведены экспериментальные исследования влияния температуры горячего гелия на прогрев жидкого кислорода в баке удлинением  $\sim 5$  в условиях аэродинамического нагрева. Установлено отсутствие корреляции между температурой гелия на входе в бак в диапазоне 90 – 370 К и прогревом верхнего слоя кислорода в баке при воздействии внешних тепловых потоков к цилиндрической части бака, больших 4 кВт/м<sup>2</sup>. Максимальный прогрев верхнего слоя кислорода в баке в рассмотренных условиях не превышал 3 К. При математическом моделировании процессов прогрева кислорода в баке ракеты целесообразно использовать упрощенные модели процесса, учитывающие только аэродинамический нагрев.*

**Ключевые слова:** Прогрев верхнего слоя кислорода; Горячий гелий; Аэродинамический нагрев; Отсутствие корреляции

**Ю. О. Мітіков**<sup>1</sup>, **М. Л. Волошин**<sup>2</sup><sup>1</sup> Дніпропетровський національний університет імені Олеса Гончара,  
пр. Гагаріна, 72, Дніпропетровськ, 49000, Україна<sup>2</sup> Державне підприємство "Конструкторське бюро "Південне" імені М. К. Янгеля",  
вул. Криворізька, 3, Дніпропетровськ, 49008, Україна

## РЕЗУЛЬТАТЫ ФИЗИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ПРОГРІВУ РІДКОГО КИСНЮ В ЦИЛІНДРИЧНОМУ БАКУ РАКЕТИ-НОСІЯ

*Дослідження відносяться до систем живлення рідинних ракетних двигунів рідким киснем. Проведено експериментальні дослідження впливу температури гарячого гелію на прогрів рідкого кисню в баку подовженням  $\sim 5$  в умовах аеродинамічного нагріву. Встановлено відсутність кореляції між температурою гелію на вході в бак в діапазоні 90-370 К і прогрівом верхнього шару кисню в баку при впливі зовнішніх теплових потоків до циліндричної частини бака, більш ніж 4 кВт/м<sup>2</sup>. Максимальний прогрів верхнього шару кисню в баку не перевищував 3 К. При математичному моделюванні процесів прогріву кисню в баку доцільно використовувати спрощені моделі процесу, які враховують тільки аеродинамічний прогрів.*

**Ключові слова:** Прогрів верхнього шару кисню; Гарячий гелій; Аеродинамічний нагрів; Відсутність кореляції

DOI: 10.15673/0453-8307.4/2015.44787



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

### I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мире интенсивно идет коммерциализация космоса. Уже более десяти стран (включая Украину) и Европейское космическое агентство имеют полный цикл проектирования, изготовления и запуска космических аппаратов. Практически все промышленно развитые страны разработали программы освоения космоса. После выхода на мировой рынок частных американских компаний SpaceX и Orbital Science нача-

лась серьезная коммерческая борьба за предоставления пусковых услуг. Расценки на вывод в космос аппаратов заметно упали. Естественно, что побеждать в этой борьбе будет тот, кто обеспечит более привлекательные условия выведения. В связи с этим, как никогда растет актуальность повышения эффективности всех принимаемых решений по ракетному комплексу. Особенно это важно для космической отрасли Украины, ориентированной, преимущественно, для работы на внешних рынках.

## II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ В ОБЩЕМ ВИДЕ

Современные гелиевые пневмогидравлические системы (ПГС) ракет-носителей (РН) являются их самой дорогой частью после жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) [1]. Основная часть ПГС - системы наддува (СН) топливных баков, которые призваны обеспечить бескавитационные условия работы быстроходных насосов и условия устойчивости тонкостенных несущих топливных баков на активном участке полета РН.

Использование жидкого кислорода в качестве окислителя ЖРД имеет некоторые существенные особенности по сравнению с другими компонентами топлива. Для примера приведем зависимость для определения потребного давления газа в баке с кислородом [2]:

$$P_{\theta}(\tau) \geq P_s [t_{\text{ex}}(\tau)] + \Delta P_{a3} - \rho(\tau) g h(\tau) n_x(\tau) + \Delta P_{zn}(\tau)$$

где  $P_{\theta}(\tau)$  – давление газа в свободном объеме ба-

ка;  $P_s [t_{\text{ex}}(\tau)]$  – парциальное давление паров компонента при его текущей температуре на входе в двигатель;  $\Delta P_{a3}$  – антикавитационный запас насосов;  $\rho(\tau)$  – среднemasсовая плотность компонента в баке и расходной магистрали до входа в двигатель;  $g$  – ускорение свободного падения;  $h(\tau)$  – высота столба компонента над входом в двигатель;  $n_x(\tau)$  – текущая осевая перегрузка;  $\Delta P_{zn}(\tau)$  – гидравлические потери давления компонента по тракту до входа в двигатель.

Из приведенной зависимости с неизбежностью следует, что при повышении температуры кислорода на входе в двигатель, например, на 2°C давление газа в баке надо повышать на 0,31 бар. Можно себе представить, насколько утяжеляет ракету увеличение расчетного давления газа на 0,31 бар в баке с жидким кислородом объемом 200 м<sup>3</sup> (I ступень РН «Зенит»). Поэтому точное определение температуры кислорода в баке по времени полета является весьма актуальной задачей на этапе проектирования ПГС.

Расчет температуры компонента топлива в несущих баках ракет в настоящее время чрезвычайно затруднен в силу сложности внутрибаковых процессов, большого числа разнородных влияющих факторов. Основными из этих факторов являются величина, место и время теплоподвода, геометрия бака и его внутреннего подкрепления, продольная перегрузка, колебания бака и т.п. [3]. Проблема существенно усложняется при расходе компонента из бака. Поэтому неудивительно, что аналитические решения получены для самых простейших случаев и с привлечением большого объема полуэмпирической информации. Простейшими случаями применительно к нашей задаче явля-

ются - прогрев топлива со стороны зеркала в баке только от горячего газа наддува или только от цилиндрической обечайки бака (аэродинамический нагрев). Также надо отметить, что известные экспериментальные исследования проведены на небольших моделях (диаметром бака до 0,5 м), и в отсутствии общей теории моделирования внутрибаковых процессов носят сугубо эмпирический характер.

На практике при расчете температуры кислорода в цилиндрических баках ракет с теплоизолированными днищами (наиболее типичный случай) с наддувом баков горячим гелием приходится решать проблему – какая из расчетных схем ближе к реализуемому на практике случаю.

## III. ФОРМУЛИРОВАНИЕ ЦЕЛЕЙ СТАТЬИ

Целью проведенных работ было: а) получение экспериментальных данных по прогреву жидкого кислорода в цилиндрическом модельном баке удлинением ~ 5 достаточно большого диаметра (1,25 м) в широком диапазоне изменения основных влияющих факторов – температуры гелия на входе в бак и величины внешнего теплового потока к цилиндрической части бака; б) определение, какая из расчетных схем прогрева кислорода в баке (только от горячего газа, только от аэродинамического нагрева, комбинированная) ближе к истине в интересующих нас условиях (носитель среднего класса с цилиндрическими несущими баками и использованием кипящего кислорода).

## IV. ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА ИССЛЕДОВАНИЯ

Для обоснованного выбора расчетной схемы оценим степень влияния на прогрев кислорода в баке тепловых потоков от газа наддува и от обечайки бака применительно к баку окислителя I ступени РН «Зенит». Удлинение бака ~ 5, среднemasсовая температура гелия на входе в бак ~ 400 К. Обработка расчетных данных с помощью методики [4], доработанной применительно к жидкому кислороду, показывает следующее. Удельный тепловой поток от газа наддува к поверхности жидкого кислорода в баке в среднем за время работы СН составляет величину порядка 1,2 кВт/м<sup>2</sup>. За это же время среднеинтегральный аэродинамический тепловой поток в кислород составляет величину около 16 кВт/м<sup>2</sup>. Общее же количество тепла, поступающее в кислород от аэродинамического нагрева, еще в большей степени (примерно в 100 раз) превышает количество тепла, идущее в компонент от газа наддува.

Для определения вклада газа наддува на прогрев верхнего слоя топлива в указанных выше условиях были проведены экспериментальные исследования на установке, представляющую со-

бой геометрическую модель натурального бака, укомплектованную узлами, магистралями, агрегатами, датчиками системы управления (рисунок 1).

Собственно бак установки выполнен из алюминиевого сплава АМг-6 со сферическими теплоизолированными днищами радиусом 0,95 м. Его объем – 6,8 м<sup>3</sup>, диаметр цилиндрической части – 1,25 м, внутренняя поверхность обработана химфрезерованием. Установка снабжена газодинамическим имитатором внешних тепловых потоков (ИВТ). Принцип его работы заключается в следующем. По магистрали 19 из стендовых хранилищ подавался азот (воздух) давлением ~ 200 бар и с точкой росы -55<sup>0</sup>С в коллектор 21, который рас-

пределял расход теплоносителя равномерно по высоте цилиндрической части бака. Далее газ протекал по зазору между баком 1 и кожухом ИВТ 22, создавая тепловой поток. Величина удельного теплового потока регулировалась расходом азота. С помощью замеров температуры азота на входе в ИВТ и на выходе корректировался его расход, обеспечивая потребный тепловой поток. Контроль безопасного давления газа в баке 1 осуществлялся с помощью сигнализаторов давления 2 – 4. По магистрали 14 подавался в бак горячий гелий через устройство ввода 7. Расход кислорода из бака осуществлялся через магистраль 19 с замером в ней температуры.

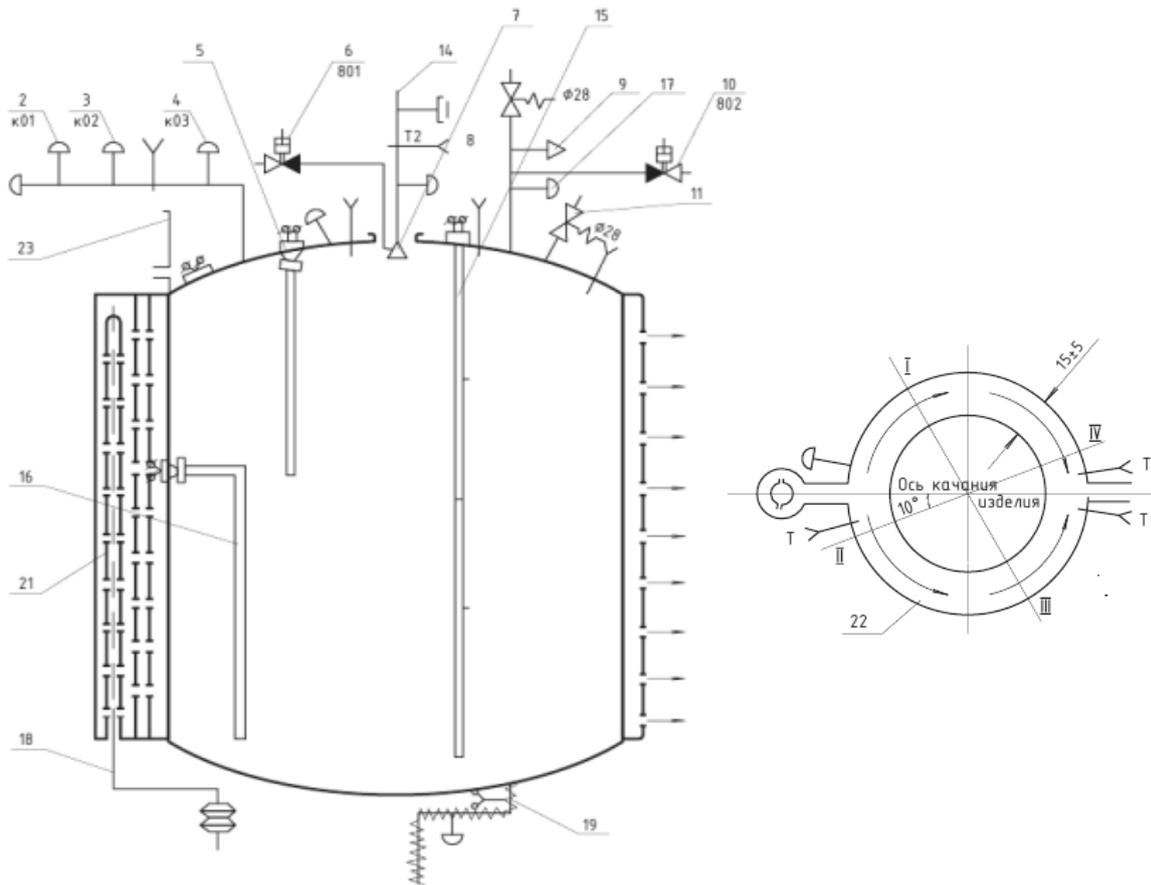


Рисунок 1 – Схема экспериментальной установки с ИВТ

Экспериментальные исследования проводились в следующей последовательности. Заправка бака кипящим кислородом производилась при открытом дренажном клапане (ДК) 9 до определенного уровня, которая определялась системой контроля уровня 5. компонента в баке и его конструкции при открытом ДК. После окончания заправки производилась выдержка по времени для стабилизации температуры. При необходимости бак дозправлялся до потребного уровня.

После закрытия ДК проводился предпусковой наддув бака гелием с температурой окружающей среды до величины давления ~ 3 бар. Далее обеспечивалась выдержка в течение ~ 100 с. После окончания выдержки включался ИВТ, который обеспечивал требуемый уровень тепловых потоков, начинали слив компонента из бака 1 с началом горячего наддува по магистрали 14.

Внутри бака была установлена штанга с 23 температурными датчиками типа ИС-572, ТП062-

12. Давление газа в баке на момент окончания слива кислорода не превышало 1,9 бар.

Для определения возможного температурного влияния газа наддува на верхний слой кислорода в баке часть исследований проведена при прочих равных условиях с нулевым воздействием – при температуре газа наддува, близкой к температуре свободной поверхности кислорода в баке. Наиболее характерные результаты исследований, отличающиеся только температурой гелия на входе в бак, приведены в таблице 1. Максимальная суммарная погрешность определения температуры верхнего слоя кислорода в баке не превышала 0,5 К. Под максимальным прогревом верхнего слоя кислорода в баке понималась разность между температурой его поверхности в конце работы СН и среднемассовой температурой кислорода в баке на момент начала слива.

чающиеся только температурой гелия на входе в бак, приведены в таблице 1. Максимальная суммарная погрешность определения температуры верхнего слоя кислорода в баке не превышала 0,5 К. Под максимальным прогревом верхнего слоя кислорода в баке понималась разность между температурой его поверхности в конце работы СН и среднемассовой температурой кислорода в баке на момент начала слива.

**Таблица 1** – Влияние температуры гелия на входе в бак на прогрев верхнего слоя кислорода в баке

Параметры	Температура гелия на входе в бак, К								
	93	93	93	277	276	276	372	371	369
Внешний тепловой поток к баку, кВт/м <sup>2</sup>	5,0	4,6	4,2	4,2	4,2	4,2	4,6	5,0	5,0
Максимальный прогрев кислорода, К	2,5	2,8	2,9	2,5	2,6	2,5	2,3	2,7	2,8
Прогрев кислорода относительно начального профиля, К	2,0	1,7	1,2	1,9	2,0	1,6	1,5	1,4	1,8

## V. ВЫВОДЫ ИЗ ДАННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Для цилиндрических баков большого удлинения (~ 5) получены экспериментальные данные, свидетельствующие об отсутствии корреляции между температурой гелия на входе в бак в диапазоне 90 – 370 К и прогревом верхнего слоя кислорода в баке при воздействии внешних тепловых потоков, больших 4 кВт/м<sup>2</sup>. Этот результат указывает на то, что при математическом моделировании процессов прогрева кислорода в баке ракеты целесообразно использовать упрощенные модели процесса, учитывающие только аэродинамический нагрев. Максимальный прогрев верхнего слоя кислорода в баке в рассмотренных условиях не превышал 3 К на момент окончания слива, давление газа в баке – 1,9 бар.

## ЛІТЕРАТУРА

1. 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.
2. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. – М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
3. Ring Elliot. Rocket Propellant and Pressurization Systems. – Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 1964. – 404 p.
4. Митиков Ю.А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – т. XIII. – С. 61-69.

Отримана в редакції 28.05.2015, прийнята до друку 03.07.2015

Yu. Mitikov<sup>1</sup>✉, M. Voloshin<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Oles Gonchar Dnipropetrovsk National University, 72, Gagarin Ave., Dnipropetrovsk, 49000, Ukraine

<sup>2</sup> Yuzhnoye State Design Office, 3, Krivorizka St., Dnipropetrovsk, 49008, Ukraine

✉ mitikov@yandex.ua

## STUDIES REFER TO LIQUID OXYGEN AREA OF LIQUID-BASED ROCKET ENGINE FUEL SYSTEMS

*Hot helium temperature influence on liquid oxygen tank heating process during aero-dynamic heating has been investigated on practice. Tank diameter is 1.25 meters. Tank is made of aluminum alloy. Its upper and down bottoms are heat insulated, internal area is processed with chemical milling. The helium was input into tank center as stream. Aero-dynamic heating was simulated by nitrogen. It was input into annular gap between cylindrical wall and special cover. The value of specific thermal flow was controlled by amount of nitrogen. A time delay with opened drain valve was done after tank fill-up had been finished in order to stabilize fuel component temperature in tank, and tank structure. A tank was refilled to a needed level in case necessity had arisen. The tank pressurization using helium had been done to 3 bar value before oxygen sink. Some investigations were performed with some equal conditions with zero influence – when pressurization gas temperature was close to oxygen temperature inside tank. Oxygen temperatures were measured in different tank height, and in service manifold. A core with 23 temperature detectors was placed inside the tank. Sink time ~ 150 sec. High layer oxygen temperature detection maximum total error was no more than 0.5 K. The correlation absence between input helium temperature in 90-370 K range, and upper oxygen layer in tank heating using higher than 4 kw/m<sup>2</sup> outer heat flows to cylindrical tank part was detected. Upper oxygen layer top heat was less than 4 K in testing conditions, gas pressure inside tank – less than 1.9 bars. It is worth using simplified process models which are taking aero dynamical heating into account only, during oxygen heating process mathematical modeling.*

**Keywords:** Upper oxygen layer heating; hot helium; aero dynamical heating; absence of correlation.

## REFERENCES

1. Degtiarev A.V., Kushnarev A.P. 2014. Raketa kosmicheskogo naznacheniia sverkhmalogo klasa. Kosmicheskaiia tekhnika. Raketnoe vooruzhenie. Sb.nauch.-tekhn. st. GP “KB “Yuzhnoye“, No.1,- pp. 14-20 (in Russian).
2. Beliaev N.M. 1976. Sistemy nadduva toplivnykc bakov roket. Moskva: Mashinostroenie, 336 p. (in Russian)
3. Ring Elliot. 1964. Rocket Propellant and Pressurization Systems. – PrenticeHall., Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 404 p.
4. Mitikov Yu. 2012. Raketno-eksperimentalnye issledovaniia sverkhkholodnogo nadduva. Sistemne proektyvannia. Volume XIII, pp. 61-69 (in Russian).

Received 28 May 2015

Approved 03 July 2015

Available in Internet 30.08.2015