

# КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

УДК 536.3

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ КРИОГЕННЫХ ЭКРАНОВ

И.П. Колчанов<sup>1</sup>, А.В. Делков<sup>2</sup>, Н.А. Лавров<sup>3</sup>, А.А. Кишкин<sup>2</sup>,  
А.А. Ходенков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО “ИСС” им. акад. М.Ф. Решетнёва, г. Железногорск,  
Красноярский край, Российская Федерация

<sup>2</sup>СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Российская Федерация  
e-mail: info@sibsau.ru; spsp99@mail.ru

<sup>3</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация  
e-mail: lavrov@power.bmstu.ru

*Описан способ тепловых испытаний космических аппаратов в вакуумной камере, где создаются условия пониженного давления в широком диапазоне температур, свойственного космическому пространству. Охлаждение объекта в камере осуществляется с помощью криогенных экранов, охлаждаемых жидкими азотом, гелием или неонем. Криоагент подается в систему из рефрижератора-ожижителя. В системе учитываются тепловые потоки из окружающей среды, от объекта и тепловые потери в магистралях. Основная задача системы — понизить температуру объекта до значения, соответствующего программе испытаний. Дано описание физической и математической моделей системы тепловакуумных испытаний космической техники, состоящей из модели теплообмена криогенного экрана и расчетной модели охлаждения исследуемого объекта в вакуумной камере. При заданных параметрах камеры, криоэкранов и объекта охлаждения проведенные расчеты позволяют определить изменение температуры в системе по времени, достижимую температуру объекта и время выхода на стационарный режим.*

**Ключевые слова:** тепловые испытания, математическое моделирование, эффективность конструктивных решений, криогенный экран.

## MATHEMATICAL MODELLING OF SPACE VEHICLE THERMAL TEST USING CRYOGENIC SCREENS

I.P. Kolchanov<sup>1</sup>, A.V. Delkov<sup>2</sup>, N.A. Lavrov<sup>3</sup>, A.A. Kishkin<sup>2</sup>,  
A.A. Khodenkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M.F. Reshetnev “Information Satellite Systems”,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, Russian Federation  
e-mail: info@sibsau.ru; spsp99@mail.ru

<sup>3</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation  
e-mail: lavrov@power.bmstu.ru

*The method is presented to test a space vehicle in a vacuum chamber which is capable of maintaining the underpressure conditions within a wide temperature range relevant*

*to the outer space. Cooling the object in the chamber is provided by means of cryogenic screens refrigerated by liquid nitrogen, helium or neon supplied into the system from a liquefier. Heat fluxes from the environment and from the object are taken into consideration, as well as heat losses in the manifolds. The object temperature is to be reduced in the system down to the value foreseen by the test program. Physical and mathematical models of thermal and vacuum testing are described considering cryogenic screen heat transfer and the tested object cooling in a vacuum chamber. Performed calculation allows to determine a temperature change in time, reachable temperature of the object, time to reach a stationary mode, if the parameters of the chamber, cryogenic screens, and the object to be cooled are given.*

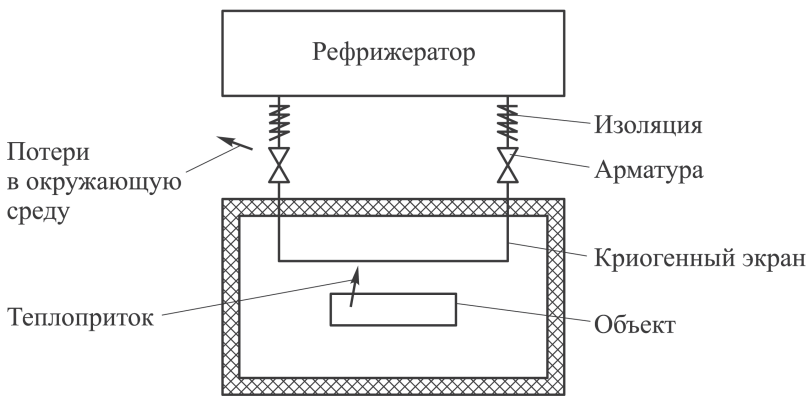
**Keywords:** thermal tests, mathematical modeling, effectiveness of design solutions, cryogenic screens.

Тепловые испытания космических аппаратов широко используются для моделирования космических условий полета или условий пребывания на поверхностях, не имеющих атмосферу небесных тел, таких как Луна и астероиды [1]. Задача таких испытаний — проверка работы аппаратуры и узлов в реальных космических условиях, определение теплофизических параметров отдельных частей и элементов космического аппарата, определение прочностных характеристик, а также проверка и корректировка математических моделей систем терморегулирования [2, 3].

Испытания проводятся в вакуумных камерах, в которых создаются условия пониженного давления и широкого диапазона температур, которыми характеризуется окружающая среда в космосе [4]. Такие испытания проводятся на разных стадиях проектирования космических аппаратов. Тепловые испытания отличаются большой сложностью, трудоемкостью и значительными материальными затратами [5].

Традиционно для тепловых испытаний используется вакуумная камера с размещенными в ней криоэкранами. Криоэкраны предназначены для охлаждения пространства камеры и размещенного в ней оборудования, вымораживания остаточного газа для создания требуемого вакуума и конструктивно представляют собой радиационные теплообменники с использованием жидкого азота или гелия в качестве рабочих тел [6].

Проектирование и расчет таких систем требуют анализа процессов охлаждения объекта испытаний за счет лучистого переноса теплоты к криогенным экранам. Задача осложняется нестационарностью процесса, а также сложностью учета излученных, поглощенных и отраженных тепловых потоков внутри камеры. Тепловые испытания, особенно в диапазонах 70...20 К, требуют больших энергозатрат, поскольку для работы криоэкранов, систем подачи криопродуктов в камеру, обеспечения потребностей электроэнергии испытательного стенда необходимо использовать криогенные охладители азота и гелия [7].



**Рис. 1. Моделируемая система тепловакуумных испытаний космической техники**

Поэтому нужно заранее планировать тепловые испытания для предварительной оценки потребных мощностей и времени охлаждения. Данная задача может быть решена с помощью математического моделирования тепловых испытаний, которое позволит оценить затраты энергии на охлаждение объекта, время выхода системы на режим для различных конструктивных решений испытательного стенда и выбрать из них оптимальные.

Для моделирования была использована система (рис. 1), состоящая из рефрижератора и вакуумной камеры, в которой размещен объект испытания и криогенный экран. К экрану подается рабочее вещество — жидкий азот или жидкий гелий, получаемый в рефрижераторе-ожижителе. Теплота в системе передается излучением. Модель учитывает влияние тепловых потоков из окружающей среды, от объекта, тепловые потери в магистралях. При моделировании работы подобных систем необходимо определить размеры и положение криогенного экрана, необходимую мощность рефрижератора-ожижителя, возможность достижения заданных температур на поверхности объекта. Размеры объекта, его тепловыделения и температурный режим определяются назначением испытаний. Основная задача моделирования — снижение температур объекта до значения, заданного в программе испытаний.

Задача математического моделирования теплообмена излучением осложняется геометрией поверхностей источника излучения (объекта охлаждения) и приемника излучения (криогенного экрана), а также возможностью их различного пространственного размещения относительно друг друга [8]. Поэтому при построении модели теплообмена между объектом и криоэкраном их поверхности предполагались строго прямоугольной формы. Согласно закону Ламберта [9] количество лучистой энергии в единицу времени  $dQ_\phi$  пропорционально значению пространственного угла  $\phi$ , в который происходит излучение, и относительному углу наклона источника  $\beta_1$  и приемника  $\beta_2$ . Для двух

элементарных площадок  $dS_1$  и  $dS_2$ , участвующих в теплообмене излучением и расположенных под углами  $\beta_1$  и  $\beta_2$  (рис. 2) друг к другу, закон Ламберта позволяет определить тепловые потоки следующим образом:

$$d_{d_1 \leftrightarrow d_2} = \sigma \varepsilon (T_1^4 - T_2^4) \frac{\cos \beta_1 \cos \beta_2}{\pi S^2} dS_1 dS_2, \quad (1)$$

где  $\sigma$  — постоянная Стефана – Больцмана;  $\varepsilon$  — степень черноты экрана;  $S$  — площадь криогенного экрана;  $T_1$  и  $T_2$  — температуры объекта и экрана.

Если пренебречь обратным тепловым излучением с экрана на объект, что справедливо при использовании гелиевого криогенного экрана и принятии нулевой температуры  $T_2$ , то достигаемая в тепловом равновесии конечная температура объекта  $T_1$  определяется через интегрирования выражения (1) по площади криогенного экрана:

$$T_1 = \sqrt[4]{\frac{Q_{d_1 \leftrightarrow d_2} \pi S}{\sigma \varepsilon \cos \beta_1 \cos \beta_2}}. \quad (2)$$

Согласно выражению (2) конечная равновесная температура объекта прямо пропорциональна площади криогенного экрана и обратно пропорциональна степени черноты экрана. Расположение экрана вблизи испытуемого объекта позволяет достичь более низких температур и обеспечить их заданное криостатирование. Увеличение отводимого теплового потока при сокращении расстояния между экраном и источником способствует сокращению времени охлаждения космического аппарата.

Работа системы охлаждения может осуществляться как с применением одного криоагента, обычно азота с одинаковой температурой кипения, так и нескольких криоагентов с различными температурами кипения, например азота и гелия. В последнем случае охлаждение осуществляется в два этапа — сначала с помощью жидкого азота, охлаждающего криогенные экраны, а затем жидкого гелия. Наиболее распространены схемы с различными криогенными экранами для азота и гелия. Данный вариант позволяет достичь на объекте температуру 70...20 К [10].

Для расчета процесса охлаждения объекта с применением одного хладагента в математической модели учитываются следующие тепловые потоки: от объекта к криогенному экрану, от криогенного экрана к объекту, от окружающей среды к объекту и от окружающей среды к криогенному экрану.

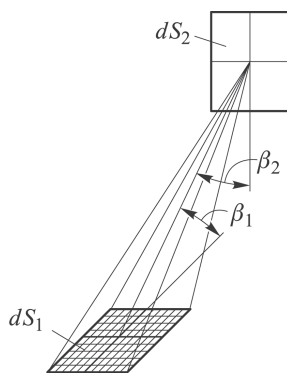


Рис. 2. Расчетная схема для определения теплового излучения от объекта к экрану

При моделировании системы охлаждения с применением двух отдельных криогенных экранов рассматривается перенос теплоты с азотного экрана на гелиевый и с азотного экрана на объект захлаживания.

Все тепловые потоки в модели определяются на основании уравнения лучистого переноса теплоты (1). При рассмотрении переходного процесса [11] необходимо использовать математические модели для каждого элемента системы отдельно.

Изменение температуры охлаждаемого объекта определяется из уравнения теплового баланса

$$cm \frac{dT_{\text{объекта}}}{d\tau} = \sum Q_i, \quad (3)$$

где  $c$  и  $m$  — теплоемкость и масса охлаждаемого объекта;  $Q_i$  — тепловые потоки.

Температура поверхности экранов канального типа определяется на основании системы уравнений теплопроводности и конвективного теплообмена криоагента в канале:

$$q = \alpha_{\text{He}}(T_{\text{ст. He}} - T_{\text{He}});$$

$$q = \lambda(T_{\text{нар}} - T_{\text{ст. He}})/\delta,$$

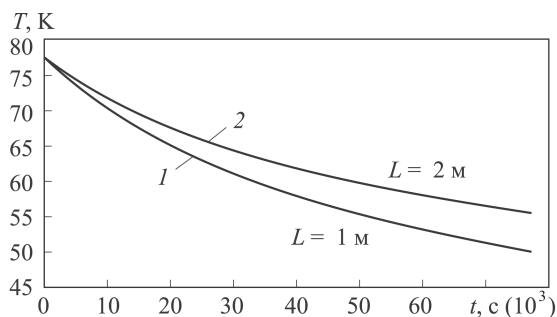
где  $q$  — удельный тепловой поток;  $\lambda$  — теплопроводность стенки;  $\delta$  — толщина стенки;  $T_{\text{He}}$  — температура потока гелия;  $T_{\text{ст. He}}$  — температура стенки со стороны гелия;  $T_{\text{нар}}$  — наружная температура экрана;  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи от стенки экрана в гелий, определялся по критериальным уравнениям [12].

При этом в качестве известных параметров использовались площадь поверхности излучения экранов, расход криогенного агента через экран и толщина стенки экрана.

Описанный алгоритм лег в основу методики расчета процесса охлаждения объекта при тепловых испытаниях, позволяющей определить изменение температуры объекта по времени.

Для моделируемого случая использовался экран, состоящий из трубок из сплава АМгб диаметром 10 мм и толщиной стенки 1 мм, совмещенных друг с другом без зазоров. Расход гелия через экран — 0,015 кг/с. Гелий в трубках кипит при давлении 1 атм и температуре 4,2 К. Излучающая и поглощающая поверхности экрана и охлаждаемого объекта представляют собой прямоугольники с центрами, размещенными на одной прямой. Экран и объект размещаются в камере с отражающими стенками.

Расчетные зависимости температуры от времени для позиционируемого гелиевого экрана площадью 2 м<sup>2</sup> и тела массой 16 кг и площадью поверхности излучения 1,5 м<sup>2</sup> с первоначальной температурой 77,5 К приведены на рис. 3. Материал тела — сплав АМгб.



**Рис. 3. Сравнение графиков падения температуры объекта при различных расстояниях  $L$  до гелиевого экрана**

Приведенная методика расчета позволяет при заданных параметрах камеры, криоэкранов и объекта охлаждения определить изменение температуры в системе по времени, достижимую температуру объекта, время выхода на стационарный режим. Для увеличения интенсивности охлаждения возможно применение экранов разнообразной формы, размещаемых вблизи объекта, сокращение потерь криоагента на испарение в подводящих магистралях, применение экранно-вакуумной теплоизоляции, что также может быть учтено в созданной расчетной модели.

Исследования локальных изменений температурных полей тела при захолаживании гелиевым экраном требуют построения более сложной математической модели, что еще предстоит авторам.

**Выводы.** 1. Приведенные математическая модель и алгоритм расчета тепловых испытаний космических аппаратов позволят оценить эффективность конструкторских решений на стадии проектирования стендов, что сократит расходы по доводке конструкций и позволит решить задачу оптимизации стендов.

2. Разработанная математическая модель позволяет оценить время охлаждения, конечную достижимую температуру объекта. Основные сложности расчетной методики заключаются в необходимости учета переменных во времени тепловых потоков в различных направлениях.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Колесников А.В. Конспект лекций по курсу “Испытания конструкций и систем космических аппаратов”. М.: Изд-во МАИ, 2007. 155 с.
2. Холодков Н.В., Афанасьев В.А., Барсуков В.С. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / под ред. Холодкова Н.В. М.: Изд-во МАИ, 1994. 412 с.
3. Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 92–105.
4. Дразжников Б.Н., Бычковский Я.С., Кондюшин И.С., Козлов К.В. Стенд для проведения термовакuumных испытаний крупноформатных фотоприемных устройств космического применения // Успехи прикладной физики. 2013. Т. 1. № 3. С. 386–389.



5. *Крат С.А., Христич В.В.* Тепловакуумная обработка КА: развитие современных тенденций // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4 (30). С. 123–129.
6. *Виноградов И.С.* Результаты термовакуумных испытаний конструкции и систем обеспечения теплового режима космического радиотелескопа КА “Спектр-Р” [Электронный ресурс] / И.С. Виноградов, С.Б. Новиков, Д.В. Тулин, А.Ф. Шабарчин // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. Режим доступа: [www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-03-24-001.pdf](http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-03-24-001.pdf)
7. *Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н.* Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 107 с.
8. *Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А.* и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под общ. ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
9. *Леонтьев А.И.* Теория тепломассообмена М.: Высш. шк., 1979. 431 с.
10. *Подходы к созданию комплексных систем для обработки и испытания космических аппаратов / Кравченко С.В., Нестеров С.Б., Романько В.А., Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Христич В.В.* // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1(13). С. 149–175.
11. *Борзенко Е.И.* Статика и динамика элементов криогенных систем. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1988. 212 с.
12. *Криогенные системы.* В 2 т. Т. 2. Основы проектирования аппаратов, установок и систем / А.М. Архаров, И.А. Архаров, В.П. Беляков и др. М.: Машиностроение, 1999. 720 с.

## REFERENCES

- [1] *Kolesnikov A.V.* Konspekt lektsiy po kursu “Isipyvaniya konstruksiy i system kosmicheskikh apparatov” [Testing of space vehicle structures and systems]. Moscow, MAI Publ., 2007. 155 p.
- [2] *Kholodkov N.V., Afanas'ev V.A., Barsukov V.S.,* ed. Eksperimental'naya obrabotka kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Experimental development of space vehicles]. Moscow, MAI Publ., 1994. 412 p.
- [3] *Denisova L.V., Kalinin D.Yu., Reznik S.V.* Theoretical and experimental research of thermal modes of space aerial grid reflectors. *Vestn. Mosk.Gos.Tekh.Univ. im. N.E. Bauman, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.]. 2011, no. 1, pp. 92–105 (in Russ.).
- [4] *Drazhnikov B.N., Bychkovskiy Ya.S., Kondyushin I.S., Kozlov K.V.* Test bench for thermal and vacuum inspection of space-worthy large-format photo detectors. *Uspekhi prikladnoy fiziki* [Advances in Applied Physics], 2013, vol. 1, no. 3, pp. 386–389 (in Russ.).
- [5] *Krat S.A., Khristich V.V.* Thermal and vacuum trial of space vehicles. *Vestnik Sib. GAU*, 2010, iss. 4 (30), pp. 123–129 (in Russ.).
- [6] *Vinogradov I.S., Novikov S.B., Tulin D.V., Shabarchin A.F.* Results of thermal and vacuum testing of the systems providing thermal mode of space vehicle “Spectr-R” radio-telescope. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-chemical kinetics in gas dynamics]. Available at: [www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-03-24-001.pdf](http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-03-24-001.pdf)
- [7] *Andreychuk O.B., Malakhov N.N.* Teplovye ispytaniya kosmicheskikh apparatov [Thermal testing of space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982. 107 p.
- [8] *Avduevskiy V.S., Galitseyskiy B.M., Glebov G.A., Koshkin V.K.,* eds. Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy iraketno-kosmicheskoy tekhnike [Heat transfer fundamentals in aviation, rocket and space engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 528 p.
- [9] *Leont'ev A.I.* Teoriya teplomassoobmena [Heat-and-mass transfer theory]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1979. 431 p.

- [10] Kravchenko S.V., Nesterov S.B., Roman'ko V.A. Approaches to creation of complex systems for developing and testing space vehicles. *Jelekt.nauchno-tehn. Izd. "Inzhenernyjzhurnal: nauka i innovatsii" MGTU im. Baumana* [El. Sc.-Techn. Publ. "Eng. J.: Science and Innovation" of Bauman MSTU], 2013, no. 1(13), pp. 149–175 (in Russ.).
- [11] Borzenko E.I. Statika i dinamika elementov kriogennykh system [Statics and dynamics of cryogenic system elements]. Leningrad, Leningr. Universitet Publ., 1988. 212 p.
- [12] Arkharov A.M., Arkharov I.A., Belyakov V.P. Kriogennye sistemy. V 2 t. T.2. Osnovy proektirovaniya apparatov, ustanovok i system [Cryogenic systems. in 2 vol. Vol. 2. Design of Apparatus, Plants, Systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1999. 720 p.

Статья поступила в редакцию 15.07.2014

Колчанов Игорь Петрович — ведущий инженер по наладке и испытаниям ОАО “Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва”, аспирант СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнева.

ОАО “ИСС им. акад. М.Ф. Решетнёва”, Российская Федерация, 662972, г. Железногорск, Красноярский край, ул. Ленина, д. 52.

Kolchanov I.P. — principal engineer on setting to work and testing of JSC “Academician M.F. Reshetnev Information satellite systems”, post-graduate of the Siberian State Aerospace University.

JSC “Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems”, ul. Lenina 52, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972 Russian Federation.

Делков Александр Викторович — ассистент кафедры “Холодильная, криогенная техника и кондиционирование” Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва. Специализируется в области расчета и проектирования энергетических машин и установок.

СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнёва, Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, пр-т им. газеты “Красноярский рабочий”, д. 31.

Delkov A.V. — assistant lecturer of “Refrigeration, cryogenic engineering and air conditioning” department of the Siberian State Aerospace University. Specializes in designing power plants and machines.

Siberian State Aerospace University, prosp. Krasnoyarskiy rabochiy 31, Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation.

Лавров Николай Алексеевич — д-р техн. наук, доцент кафедры “Холодильная, криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 40 научных работ в области технической сверхпроводимости и техники низких температур.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5.

Lavrov N.A. — Dr. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Refrigeration, cryogenic engineering, air conditioning and life support systems” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 40 publications in the field of technical superconductivity and low temperature engineering.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Кишкин Александр Анатольевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой “Холодильная, криогенная техника и кондиционирование” Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва. Автор около 100 научных работ в области системного моделирования процессов энергетических машин и установок.

СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнёва, Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, пр-т им. газеты “Красноярский рабочий”, д. 31.



Kishkin A.A. — Dr. Sci. (Eng.), professor, head of “Refrigeration, cryogenic engineering and air conditioning” department of the Siberian State Aerospace University. Author of about 100 publications in the field of system modelling of the processes in power plants and machines.

Siberian State Aerospace University, prosp. Krasnoyarskiy rabochiy 31, Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation.

Ходенков Алексей Александрович — ассистент кафедры “Холодильная, криогенная техника и кондиционирование” Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва.

СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнёва, Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, пр-т им. газеты “Красноярский рабочий”, д. 31.

Khodenkov A.A. — assistant lecturer of “Refrigeration, cryogenic engineering and air conditioning” department of the Siberian State Aerospace University.

Siberian State Aerospace University, prosp. Krasnoyarskiy rabochiy 31, Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation.