

УДК 629.78

Система терморегулирования пилотируемого орбитального космического аппарата с парокompрессионной холодильной машиной

А.И. Смородин¹, И.Е. Меньщиков², С.А. Гаранов²¹ ОАО «Криогенмаш», 143907, Балашиха, Российская Федерация, Ленина пр., д. 67.² МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

Thermal regulation system of an orbital manned spacecraft with a vapor compression refrigerating machine

A.I. Smorodin¹, I.E. Men'shchikov², S.A. Garanov²¹ JSC «Cryogenmash», Lenina ave., 67, 143907, Balashikha, Russian Federation.² Bauman Moscow State Technical University, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation.

e-mail: smorodin@rambler.ru, i.menschikov@mail.ru, garanov-sergey@yandex.ru



При разработке космических аппаратов (КА) одной из наиболее приоритетных является задача оптимизации массогабаритных характеристик. Разработаны технические решения, позволяющие снизить массу системы терморегулирования КА и повысить ее надежность. Предложено заменить однофазный наружный гидравлический контур с жидким теплоносителем наружным контуром, работающим по парокompрессионному циклу, который позволяет повысить температуру на радиационном теплообменнике, выполняющем роль конденсатора в контуре и обеспечивающем снижение его площади и массы. Выполнены расчеты парокompрессионных циклов с различными температурами конденсации для выявления наиболее оптимального диапазона температур на поверхности радиационного теплообменника (температур конденсации) с учетом массы оборудования и энергопотребления. На основе выбранного диапазона температур определена конечная технологическая схема реализации цикла наружного холодильного контура, оптимизированная в части применяемого хладагента и использования оборудования. Рассчитаны основные характеристики внешнего контура. Проведено сопоставление массовых характеристик предлагаемого контура и существующего. Для повышения надежности и долговечности работы внешнего холодильного контура рекомендовано применение двухступенчатого холодильного турбокомпрессора с газодинамическими опорами ротора. Исследование показало, что предлагаемая схема системы терморегулирования имеет ряд значительных преимуществ в массовых, энергетических характеристиках и безопасности перед существующими системами в сравнении с однофазными контурами.

Ключевые слова: турбокомпрессор, теплообменник, хладагент, система жизнеобеспечения, система терморегулирования, космический аппарат, парокompрессионный цикл.



Optimization of the weight and size is of highest priority when designing a spacecraft. In this paper, technical solutions to reduce the mass of the spacecraft thermal control system

and increase its reliability are developed. A single-phase external hydraulic contour with a liquid cooler is proposed to be replaced by a contour implementing a vapor compression cycle. This will make it possible to increase the temperature of the radiation heat exchanger, which serves as a capacitor in the contour and reduces its size and mass. Vapor compression cycles with different condensing temperatures are calculated to determine the optimal temperature range on the surface of the radiative heat exchanger (condensation temperatures) taking into account the equipment weight and energy consumption. The temperature range chosen was used to determine the final flowsheet of the external refrigerating contour, which is optimal with respect to the refrigerant and applied equipment. The main characteristics of the external contour are calculated. The mass properties of the proposed contour and the existing one are compared. To improve the reliability and durability of the external refrigerating contour, it is recommended to use a two-stage turbo-compressor with gas dynamic rotor bearings. The study showed that the proposed thermal control system has a number of significant advantages in mass, power, and safety over existing systems with single-phase contours.

Keywords: turbo-compressor, heat exchanger, refrigerant, life support system, thermal control system, spacecraft, vapor compression refrigerating cycle.

Космический летательный аппарат (КА) — совокупность сложных систем различного назначения, каждая из которых является неотъемлемой его частью. Одна из главных технических систем КА всех типов — система терморегулирования (СТР), предназначенная для выполнения следующих задач [1]:

- отвод избыточной теплоты от членов экипажа и аппаратуры в открытый космос;
- поддержание температурно-влажностного режима внутри герметичного отсека;
- очистка атмосферы от пыли и мелких частиц.

С помощью внутреннего гидравлического контура, который отводит избыточную теплоту в наружный гидравлический контур, СТР обеспечивает поддержание температуры внутри герметичного отсека. Сброс теплоты в открытый космос осуществляется посредством радиационного теплообменника (РТ), входящего в наружный контур.

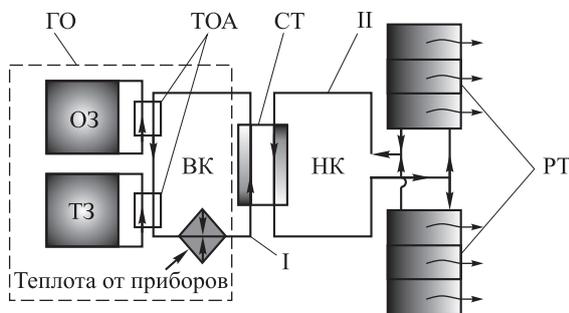


Рис. 1. Принципиальная технологическая схема СТР: ГО — герметичный отсек; ТОА — теплообменные аппараты; ОЗ — обитаемая зона; ТЗ — технологическая зона; СТ — связующий теплообменник; I — внутренний контур (ВК); II — наружный контур (НК)

Принципиальная технологическая схема, состоящая из внутреннего I и наружного II гидравлических контуров, объединенных между собой связующим теплообменником (СТ), представлена на рис. 1. Сброс теплоты в космическое пространство осуществляется посредством РТ. Подобная схема системы терморегулирования также более подробно рассмотрена в [2].

Из всей номенклатуры агрегатов, входящих в СТР наибольшую массу имеет РТ. Расчеты показывают, что вследствие невысокой температуры хладагента (17...25 °С), циркулирующего в наружном контуре, площадь РТ может достигать 130 м² при отводимой тепловой мощности 12...14 кВт. При этом его масса составляет около 1 200 кг.

Радиационный теплообменник представляет собой набор тепловых труб, не связанных внутренними полостями, которые приварены к алюминиевой панели, выполняющей роль оребрения (рис. 2) [3, 4]. Такая конструкция обеспечивает низкую вероятность пробоя и разгерметизацию трубопроводов наружного контура СТР и равномерное распределение температуры и теплоты по поверхности РТ. В этом случае разгерметизация отдельной тепловой трубы практически не влияет на характеристики РТ, так как теплота все равно будет поступать в эту зону теплообменника от соседних тепловых труб. Тепловые трубы РТ изготавливаются из специального алюминиевого профиля с внутренней капиллярной структурой. Для обеспечения минимального термического сопротивления между тепловыми трубами и листовой панелью РТ тепловые трубы привариваются к ней точечной сваркой с перекрытием сварных точек.

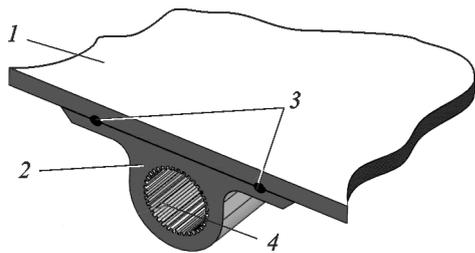


Рис. 2. Элемент конструкции РТ:
1 — лист панели РТ; 2 — тепловая труба; 3 — сварные точки; 4 — капиллярная структура

Площадь РТ определяется его тепловой мощностью и температурой поверхности. Увеличение температуры поверхности РТ способствует уменьшению площади поверхности теплообмена и, следовательно, снижению его массы. Увеличения температуры поверхности РТ и повышения его эффективности можно добиться путем замены наружного однофазного гидравлического контура холодильной машины с компрессором терморегулирующим вентилем, испарителем и конденсатором. В этой схеме отвод теплоты от теплоносителя ВК будет происходить в испарителе, что улучшит характеристики СТ (см. рис. 1), а сброс теплоты в космос будет происходить в РТ, который при этом является конденсатором холодильной машины. Хладагент с высокой температурой после испарителя и сжатия в компрессоре поступает в РТ и конденсируется в нем.

В настоящее время существуют системы терморегулирования двухфазного типа [2], однако их работа осуществляется не за счет пароконденсационного цикла, в котором газу после испарителя сообщается энергия после сжатия в компрессоре, в результате чего возрастает его температура, а по принципу перекачивания, сконденсированного в радиаторе, хладагента электронасосным агрегатом, который по сути является обычным побудителем расхода в контуре.

Хладагенты, применяемые в СТР современных КА в большинстве своем не отвечают нормам безопасности и стандартам экологической чистоты для достижения требуемых характеристик теплообмена. Частично эта проблема решается установкой наружного контура со всеми агрегатами вне герметичного отсека, что в значительной мере усложняет процесс замены аппаратов в случае аварии силами экипажа. В настоящее время отечественная химическая промышленность предлагает большое количество безвредных веществ, которые можно применять в качестве хладагента для установки наружного пароконденсационного контура

(НПК) с высокими предельно-допустимыми концентрациями для жилых зон. Даже в случае утечки такого вещества внутрь отсека оно не принесет вреда экипажу до тех пор, пока система очистки атмосферы от вредных примесей не удалит вредное вещество в окружающую среду.

Увеличение степени надежности и долговечности СТР определяется применением новых устройств и агрегатов с минимальным количеством возникающих ударных нагрузок и трущихся поверхностей деталей. При этом должна существовать возможность замены этих устройств силами экипажа.

Цель работы — разработка схемно-технологических решений, обеспечивающих снижение массы СТР и улучшение показателей безопасности в части применяемых рабочих веществ.

Для исследования массогабаритных характеристик РТ в зависимости от температуры на его поверхности была рассчитана холодильная машина на высокотемпературном хладагенте R-245fa при температурах конденсации 50...130 °С. Для расчета цикла использовалась пароконденсационная одноступенчатая холодильная машина. Исходные данные для расчета приведены ниже:

Параметр	Значение
Избыточное тепловыделение (холодопроизводительность) Q_x , кВт	12
Температура на холодном конце теплообменника T_0 , °С	7
Минимальная температура на поверхности РТ, принятая для расчета (температура конденсации хладагента в РТ) T_1 , °С	50
Температура теплоносителя на входе в РТ существующего НК $T_{вх}$, °С	17

Уравнение теплового баланса РТ [5]:

$$Q_n + Q_v - Q_i = 0, \tag{1}$$

где Q_n — дополнительная нагрузка извне на РТ от излучения Солнца, планет, отраженных лучей и т. д., Вт; Q_v — тепловая нагрузка на РТ от внутренних источников (определяет холодопроизводительность Q_x), Вт; Q_i — тепловая мощность излучения РТ2, Вт.

После раскрытия каждой составляющей уравнения (1), применения уравнения Стефана — Больцмана и замены Q_v на Q_x , можно записать окончательное уравнение, которое определяет холодопроизводительность РТ2 в зависимости от его площади и температуры теплоносителя в нем:

$$Q_x = (\sigma \epsilon T_{ТН}^4 - q_n) \eta F_{РТ}. \tag{2}$$

Здесь σ — постоянная Стефана — Больцмана, Вт/(м²·К⁴); ε — коэффициент поглощения (зависит от свойств поверхности РТ); $T_{\text{тн}}$ — температура теплоносителя, К; $q_{\text{н}}$ — тепловой поток извне, Вт/м²; η — КПД РТ, $\eta = 0,7$; $F_{\text{РТ}}$ — площадь поверхности РТ, м².

Необходимая площадь поверхности РТ для каждой температуры конденсации хладагента в нем вычисляется с учетом возрастающей нагрузки на РТ, как на конденсатор холодильной машины. Для определения области оптимальных температур конденсации хладагента в РТ была проанализирована масса компрессора, в соответствии с его мощностью и основных агрегатов, применяемых в холодильной машине: испаритель, переохладитель и др. Анализ массы компрессора проводился для машин спирального типа марки CoreLand [6] по методу приближенной аналогии. Данный тип компрессора был выбран из-за отсутствия в литературе данных по массогабаритным характеристикам малорасходных центробежных машин, а поршневые и винтовые машины вследствие их больших габаритов и массы в космической технике применять не рекомендуется. Были учтены массы вспомогательных устройств: возросшая масса солнечных батарей, вследствие увеличения энергопотребления компрессора, кабелей, также учитывалось дублирование всех элементов СТР.

Зависимости массы всей СТР с НПК в целом с учетом массы компрессора и агрегатов контура, дополнительных питающих батарей и дублирующих устройств от температуры представлены на рис. 3.

Анализ массовых характеристик НПК и их сравнение с показателями НК позволил выделить область температур на поверхности РТ,

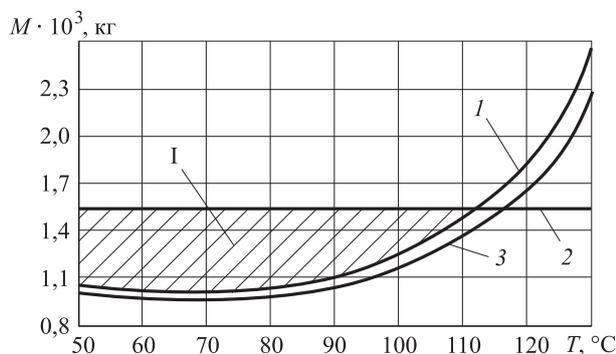


Рис. 3. Зависимость массы всей СТР от температуры: 1 — масса СТР с НПК с учетом основных агрегатов контура, их дублирования и солнечных панелей; 2 — масса СТР с НК при $T_{\text{вх}} = 17,3$ °С; 3 — масса СТР с НПК с учетом основных агрегатов контура и их дублирования; I — область, в которой НПК имеет преимущество в массе перед НК

при которых имеет место наибольшее преимущество в массе. Этот диапазон составляет 55...110 °С. Однако при температурах конденсации 90...100 °С степень сжатия в компрессоре превышает 13 и возникает необходимость установки нескольких компрессоров или многоступенчатой машины, что отрицательно влияет на массогабаритные характеристики СТР. Таким образом, реальный диапазон составляет 55...75 °С.

Гораздо большее преимущество в показателях массогабаритных характеристик перед объемными машинами в интересующем диапазоне степеней сжатия (до 5) имеют турбокомпрессоры. Кроме этого, турбокомпрессоры обладают хорошей уравновешенностью, в них отсутствуют трущиеся поверхности (в случае применения в них газовых или магнитных подшипников и бесщеточных двигателей), им не нужна смазка, что положительно сказывается на их надежности и долговечности. Наиболее энергетически эффективной схемой холодильной машины с турбокомпрессором является схема с промежуточным дросселированием, включающая двухступенчатый турбокомпрессор, экономайзер и переохладитель (рис. 4).

После сжатия хладагента во второй ступени компрессора (точка 5) хладагент поступает в конденсатор (РТ) где газ конденсируется (точка 6). После конденсации жидкий хладагент пе-

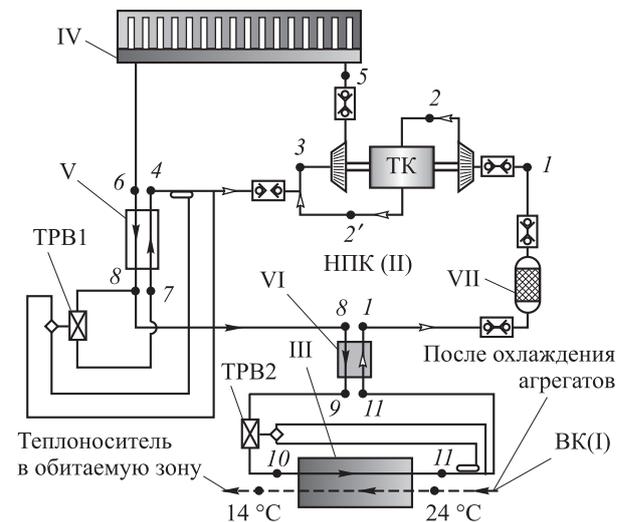


Рис. 4. Принципиальная технологическая схема холодильного цикла с промежуточным дросселированием:

ВК (I) — внутренний гидравлический контур; НПК (II) — наружный пароконденсационный контур; ТК — турбокомпрессор; III — связующий теплообменник; IV — конденсатор (РТ); V — экономайзер; VI — переохладитель; VII — адсорбционный патрон; 1-11, 2' — характерные точки холодильного цикла; ТРВ1, ТРВ2 — терморегулирующие вентили

реохлаждается в экономайзере (точка 8) и поступает в переохладитель, где он дополнительно охлаждается (точка 9), а затем дросселируется в ТРВ2 и поступает в испаритель. При этом после экономайзера (точка 8) часть потока отбирается для первичного дросселирования в ТРВ1.

Хладагенты с низким значением удельной объемной холодопроизводительности, которым характерны высокие молекулярная масса и нормальная температура кипения, наиболее предпочтительны для применения в турбокомпрессорах [7]. Как правило, использование веществ с высоким значением этого параметра оказывает негативное влияние на конструктивно-технологические параметры турбомашин (увеличение частоты вращения ротора, уменьшение линейных размеров проточной части и т. д.), что приводит к усложнению процесса изготовления и снижению КПД. Также при выборе рабочих веществ для агрегатов КА необходимо уделить особое внимание их безопасности для человека и технических устройств.

Расчеты цикла с рабочими веществами [8] RC318, R41-12 и R31-10 (таблица) показали, что наиболее оптимальным из соображений конструктивно-технологических параметров турбокомпрессора, рассчитанных в дальнейшем для каждого вещества (частота вращения ротора, диаметры рабочих колес и т. д.), является цикл на хладагенте R31-10.

Благодаря быстрому развитию холодильной техники все более широкое применение находят холодильные циклы на смесях. Наиболее близкой по физическим свойствам к хладагенту R31-10 является смесь хладагентов RC318 и R41-12 примерно в равной мольной пропорции. Был проанализирован ряд смесовых хладагентов (СХА) с различными мольными пропорциями веществ, после чего был выбран цикл среднего давления на СХА RC318 (53 %) + R41-12 (47 %) (рис. 5) при средней температуре конденсации, равной 55 °С.

По результатам экспериментов установлено, что турбокомпрессор, работающий на этом СХА, имеет лучшие характеристики по потреблению

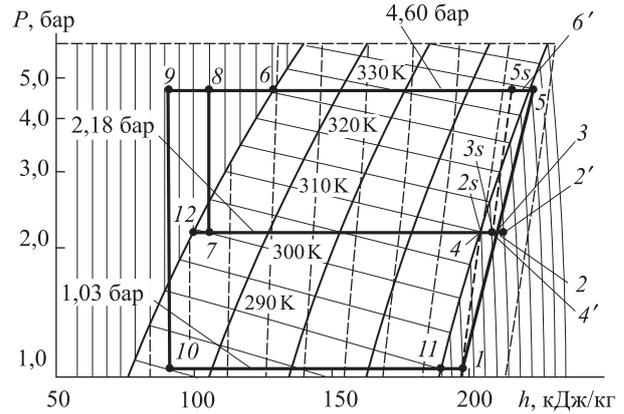


Рис. 5. Цикл холодильной машины на диаграмме СХА RC318 (53 %) + R41-12 (47 %) (по данным программы REFPROP v9.0):
1–11 — характерные точки холодильного цикла;
2s, 3s, 5s — точки изэнтропных процессов холодильного цикла

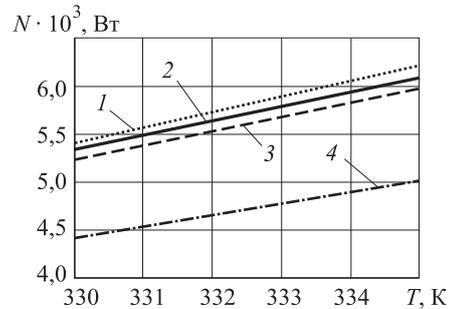


Рис. 6. Зависимость уровня потребляемой турбокомпрессором электроэнергии от температуры конденсации для различных рабочих веществ:
1 — R31-10; 2 — RC318; 3 — R41-12; 4 — СХА

электроэнергии (рис. 6), что обусловлено уменьшением степени сжатия. Снижение степени сжатия связано с тем, что выбранная рабочая смесь является зеотропной [9], вследствие чего на диаграмме в области двухфазного состояния (см. рис. 5) наблюдается температурный глайд в 10 К.

Использование СХА RC318 (53%) + R41-12 (47 %) позволяет осуществить процесс теплообмена в испарителе при постоянном температурном напоре, который положительно влияет на процесс теплообмена.

Физические свойства хладагентов

Хладагент	Химическая формула	Молекулярная масса, г/моль	Нормальная температура кипения, °С
RC318	C ₄ F ₈	200,04	-6,42
R41-12	C ₅ F ₁₂	288,034	29,3
R31-10	C ₄ F ₁₀	238,04	-1,72

Выводы

1. Замена классического наружного однофазного гидравлического контура с жидким теплоносителем и насосом на двухфазный холодильный контур с компрессором обеспечивает увеличение температуры на поверхности контура РТ и, как следствие, значительное снижение его массы, как наиболее массивного агрегата системы.

2. Установлено, что даже с учетом возросшего энергопотребления системы с НПК, работающим по циклу с двухступенчатым турбокомпрессором (см. рис. 5), и увеличившейся площадью солнечных батарей преимущество в массе составит более 500 кг.

3. Рассмотренная на рис. 4 схема принципиально не отличается от классической по структуре, числу машин и аппаратов, поэтому если степени надежности элементов предлагаемой системы будут не ниже, чем в классической, общая надежность СТР не уменьшится.

4. Применение центробежного компрессора с вентильным электродвигателем и газодинамическими лепестковыми опорами ротора положительно скажется на его надежности.

5. При применении предложенной схемы (см. рис. 4) и безопасного рабочего вещества отсутствует необходимость установки связующего теплообменника и компрессора за борт, что на порядок упрощает их оперативную замену силами экипажа.

Литература

- [1] Шибанов Г.П. *Обитаемость космоса и безопасность пребывания в нем человека*. Москва, Машиностроение, 2007. 544 с.
- [2] Кудрявцева Н.С. *Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2012. 226 с.
- [3] Иванов В.Л., Касилов П.В. Радиатор-излучатель развертываемого типа для космической энергоустановки. *Студенческий научный вестник. Сб. тез. докл. общеуниверситетской науч.-техн. конф. Студенческая научная весна-2010*, т. X, ч. 3. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010, с. 228–229.
- [4] Касилов П.В. Теплообменник радиационного типа энергоустановки космического базирования. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2011, № 10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/253502.html> (дата обращения 20 августа 2014).
- [5] Луканин В.Н., Шатров М.Г., Камфер Г.М. *Теплотехника*. Москва, Высшая школа, 2000. 671 с.
- [6] Официальный сайт производителя компрессорной техники Copeland: URL: <http://www.copeland.ru/> (дата обращения 26 июня 2014).
- [7] Баренбойм А.Б. *Малорасходные турбокомпрессоры для кондиционирования воздуха и охлаждения аппаратуры на транспорте*. Одесса, Студия «Негоциант», 2000. 265 с.
- [8] *Перечень и коды веществ, загрязняющих атмосферный воздух: Сб. НИИ охраны атмосферного воздуха, НИИ экологии человека и гигиены окружающей среды им. А.И. Сысина*. Санкт-Петербург, 2010. 438 с.
- [9] Бабакин Б.С., Стефанчук В.И., Ковтунов Е.Е. *Альтернативные хладагенты и сервис холодильных систем на их основе*. Москва, Колос, 2000. 160 с.
- [10] Леонов В.П., Максимович Т.И. *Лепестковые газовые подшипники турбомашин*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 60 с.

References

- [1] Shibanov G.P. *Obitaemost' kosmosa i bezopasnost' prebyvaniia v nem cheloveka* [Habitability of space and safety of stay in it man]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2007. 544 p.
- [2] Kudriavtseva N.S. *Osnovy proektirovaniia effektivnykh sistem termoregulirovaniia kosmicheskikh apparatov* [Principles of design of efficient systems of the spacecraft thermal control]. Moscow, MAI publ., 2012. 226 p.
- [3] Ivanov V.L., Kasilov P.V. Radiator-izluchatel' razvertyvaemogo tipa dlia kosmicheskoi energoustankovki [Radiator emitter deployment type for space power expanded type for space power] *Studencheskii nauchnyi vestnik. Sbornik tezisov dokladov obshcheuniversitetskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii «Studencheskaia nauchnaia vesna-2010»* [Student Scientific Bulletin. Abstracts of the university-wide scientific and technical conference «Student Scientific Spring-2010»]. 2010, vol. 10, pt. 3, pp. 228–229.
- [4] Kasilov P.V. Teploobmennik radiatsionnogo tipa energoustankovki kosmicheskogo bazirovaniia [Radiator of the space power plant]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Bauman*

- [Science and Education. Bauman MSTU]. 2011, no. 10. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/253502.html> (accessed 20 August 2014).
- [5] Lukanin V.N., Shatrov M.G., Kamfer G.M. *Teplotekhnika* [Heating engineer]. Moscow, Vysshaia shkola publ., 2000. 671 p.
- [6] *Copeland Scroll*. Available at: <http://www.copeland.su/> (accessed 26 June 2014).
- [7] Barenboim A.B. *Maloraskhodnye turbokompressory dlia konditsionirovaniia vozdukha i okhlazhdeniia apparatury na transporte* [Low-flow turbo compressors for air conditioning and cooling equipment on vehicles]. Odessa, Studiia «Negotsiant» publ., 2000. 265 p.
- [8] *List and codes of the substances, which pollute atmospheric air*. St. Petersburg, Scientific and Research Institute of Atmospheric Air Protection, Scientific and Research Institute of ecology of human and environment named A.I. Sisin publ., 2010. 438 p.
- [9] Babakin B.S., Stefanchuk V.I., Kovtunov E.E. *Al'ternativnye khladagenty i servis kholodil'nykh sistem na ikh osnove* [Alternative refrigerants and servicing of refrigerating systems on their basis]. Moscow, Kolos publ., 2000. 160 p.
- [10] Leonov V.P., Maksimovich T.I. *Lepestkovye gazovye podshipniki turbomashin* [Damper gas bearing turbomachinery]. Moscow, Bauman Press, 2002. 60 p.

Статья поступила в редакцию 26.08.2014

Информация об авторах

СМОРОДИН Анатолий Иванович (Балашиха) — доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ОАО «Криогенмаш» (143907, Балашиха, Российская Федерация, Ленина пр., д. 67, e-mail: smorodin@rambler.ru).

МЕНЬЩИКОВ Илья Евгеньевич (Москва) — магистрант кафедры «Холодильная, криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: i.menshikov@mail.ru).

ГАРАНОВ Сергей Александрович (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Холодильная, криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: garanov-sergey@yandex.ru).

Information about the authors

SMORODIN Anatoliy Ivanovich (Balashikha) — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Chief Scientific Officer of JSC «Cryogenmash» (Lenina ave., 67, 143907, Balashikha, Russian Federation, e-mail: smorodin@rambler.ru).

MEN'SHCHIKOV Ilya Evgen'evich (Moscow) — Post-Graduate of «Refrigeration, Cryogenics, Air Conditioning and Life Support Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: i.menshikov@mail.ru).

GARANOV Sergey Aleksandrovich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of «Refrigeration, Cryogenics, Air Conditioning and Life Support Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: garanov-sergey@yandex.ru).