

**ПРОБЛЕМЫ ЯДЕРНОЙ, РАДИАЦИОННОЙ
И ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ**

УДК 629.78:621.039:536.2:533.6

**БЕЗОПАСНОСТЬ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ**

© 2017 О.А. Губеладзе*, А.Р. Губеладзе**, С.М. Бурдаков*

* *Волгодонский инженерно-технический институт – филиал Национального исследовательского ядерного университета МИФИ, Волгодонск, Ростовская обл., Россия*

** *Донской государственный технический университет (ДГТУ), Ростов-на-Дону, Ростовская обл., Россия*

Исследование проводилось в целях обеспечения ядерной и радиационной безопасности при эксплуатации перспективных космических средств с ядерными энергетическими установками на борту. Методика оценки теплового воздействия отрывных течений, предложенная в статье, может быть использована при вероятностном анализе безопасности таких аппаратов.

Ключевые слова: ядерная энергетическая установка, космический аппарат, плотные слои атмосферы, теплозащитное покрытие, отрывные течения, каверна.

Поступила в редакцию: 10.02.2017

Важнейшим направлением развития космических технологий является создание перспективных ядерных энергетических установок (ЯЭУ). Повышение эффективности космических исследований возможно за счет внедрения в космическую технику ядерной энергетики [1]. Работы по созданию ядерных двигателей для космических аппаратов (КА) активно велись в СССР (до 1988 года) и США (до 1994 года). Прекращению работ во многом способствовало то, что испытания ядерных установок в космосе не всегда проходили штатно. Например, в 1978 году советский спутник «Космос-954» с ЯЭУ в результате аварии сошел с орбиты. При прохождении плотных слоев атмосферы произошло разрушение КА. Радиоактивные осколки были рассеяны на площади в 100 тыс. кв. км в северо-западных районах Канады [2]. После ряда неудачных запусков данное направление в космонавтике было приостановлено, поскольку это создавало угрозу возникновения аварийных ситуаций (АС), сопряженных с радиоактивным заражением. Сейчас на повестке дня стоит проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной двигательной установки. Необходимым условием применения космических средств с ЯЭУ на борту является обеспечение ядерной и радиационной безопасности при их эксплуатации в соответствии с основополагающими принципами.

Анализ возможных АС с перспективными КА позволил сделать вывод о необходимости обеспечения аварийного спасения ЯЭУ в случае разрушения силовой оболочки (обеспечение теплозащитой). Живучесть не является, по сути, собственной характеристикой КА, так как она зависит не только от его характеристик, но и от деструктивных воздействий. Полный показатель живучести для той или иной АС, в случае последовательного воздействия деструктивных факторов (ДФ), может быть представлен в виде

$$P_{жс} = P_{жс}^{(1)} P_{жс}^{(2)} \dots P_{жс}^{(n)}, \quad (1)$$

где $P_{ж}^{(i)}$ – частный показатель живучести при воздействии i -го ДФ.

В реальной АС следует ожидать воздействие нескольких ДФ, например, поражение КА с ЯЭУ метеорным потоком, фрагментом старого КА или другим кинетическим элементом [3]. Это может привести к неконтрольному снижению (падению). При этом теплозащита корпуса с ЯЭУ будет иметь повреждения.

При сверхзвуковых скоростях потока дефекты (повреждения) обтекаемых поверхностей создают сложную картину отрывного и безотрывного течения с образованием скачков уплотнения и волн разряжения. Наиболее приемлемым является совместное использование математических моделей течения и основанных на них методик расчета аэродинамических характеристик и физического моделирования течений вблизи поврежденных поверхностей для различных вариантов форм и места нахождения дефектов (сколов, трещин, каверн). Причем экспериментальные исследования следует проводить на малоразмерных моделях, удовлетворяющих следующим требованиям: обеспечить возможность нагрева газа в определенном диапазоне температур, давлений, скоростей истечения (T, p, W); температура набегающего потока должна быть выше температуры фазовых превращений ($T_{\infty} > T_{\phi}$); время стабильной работы установки должно изменяться в определенном интервале ($5 < \tau < 60$ с.); однородность набегающего потока (T, p, W) должна соблюдаться хотя бы в области модели.

Анализ исследований, приведенных в работе [4] позволяет установить параметры, которые важно воспроизвести в ходе эксперимента: энтальпия заторможенного потока газа; химический состав набегающего потока; режим течения (ламинарный, турбулентный); градиент давления ($\frac{dp^*}{dx}$); напряжение трения (τ_w); отношение тепловых потоков q_n/q_k . Обычно не удается смоделировать сразу все перечисленные особенности воздействий, поэтому необходимо воспроизвести наиболее важные параметры среды (частичное моделирование одного или нескольких параметров). В задаче об изучении разгара в области дефекта (каверны) существенным становится отношение толщины вытеснения δ^* к характерному размеру повреждения l и l/h (где h – глубина каверны) [5].

Определяющим при разрушении теплозащитного покрытия (ТЗП) является величина конвективного теплового потока q_k (для стеклопластиков необходимо добиваться $q_{k \min} = 150$ Вт/см²). При использовании кислорода в качестве окислителя энтальпия торможения $i_e \sim 4,5 \div 5 \cdot 10^6$ Дж/кг, что обеспечивает $q_k \sim 400$ Вт/см². Сравнить результаты наземных испытаний с траекторными можно по величине плотности поглощенного оболочкой количества тепла

$$\int_{\tau_0}^{\tau_{mp}} q_k^{mp} d\tau = \int_0^{\tau_{cm}} q_k^{cm} d\tau, \quad (2)$$

где τ_0 – время входа в плотные слои атмосферы;

τ_{cm} – время испытания на стенде;

$\tau_{тр}$ – полетное время;

q_k^{mp} и q_k^{cm} – поглощенные тепловые потоки на траектории и на стенде.

Для участка траектории $40 \div 5$ км при $q_k \sim 400$ Вт/см², применительно к повреждениям в виде уноса ТЗП, величина ошибки составит ~ 2 мм для ТЗП из

стеклопластика. Габариты модели должны исключить неоднородность прогрева материала, а также зависимость результатов от соотношения между структурой ТЗП (параметрами каверны) и размерами модели.

Таким образом, наиболее подходящей установкой для воспроизведения величины энтальпии торможения до 5000 кДж/кг и скорости набегающего потока до 3000 м/с является стендовый ракетный двигатель. Более того, довольно легко обеспечивается турбулентный режим обтекания модели. Однако, существенным недостатком является несоответствие химического состава среды. Также значительные трудности возникают при определении величины теплового потока. Для получения сверхзвукового обтекания модели с помощью профилированного сопла (рис. 1) необходимое давление в ресивере должно превышать атмосферное более чем ≈ 22 раза.

Высокотемпературное воздействие создается струей (скоростное давление около 2,4 кПа) продуктов сгорания (керосин – газообразный кислород при $\alpha_{из} = 1,2$). На рис. 2 представлена схема модели и ее расположение во время эксперимента. При таком расположении, несмотря на неравномерность обтекания, достигается равновесная температура $2500 \div 2630$ К. Носок препятствует затеканию газа на тыльную сторону, что облегчает вывод термопарных проводов и изолирует обратную сторону. Так как термопары располагались в ТЗП на расстоянии не ближе 10 мм от нагреваемой поверхности, то использовались хромель-алюмелевые термопары (до 1600 – 1700 К). Погрешность измерений при температуре 1600К не превышала 0,7%. Определенные погрешности в измерениях температуры связаны с различием теплофизических свойств ТЗП и термопар, а также большими градиентами температуры по глубине. С целью уменьшения этой погрешности (для хромель-алюмелевых термопар) отношение длины l части термопары, расположенной в изотермическом слое, к диаметру электрода d принимаем $l/d \geq 30$. Однако, так поместить термопару в образец довольно затруднительно, поэтому была предложена иная схема для размещения “верхних” термопар. По периметру образца устанавливается защитная маска из того же материала, что и образец. На рис.3 представлен образец ТЗП.

Для композиционных материалов, обладающих сложной структурой, понятие формы дефекта (каверны, скола, кратера) весьма условно. Здесь следует обратить внимание на пропорцию между глубиной дефекта и характерным его поперечным размером. Примером могут быть: цилиндр с глубиной $d/2$; шестигранная призма с глубиной $D/2$ и $d/2$ (D и d – диаметры описанной и вписанной окружностей соответственно и другие варианты. Определенное влияние оказывает величина отношения глубины дефекта h к толщине прогретого слоя ТЗП $\delta_{пр}$. Анализ результатов исследований [6] показал, что форма кратера оказывает слабое влияние, а принципиальное значение имеет лишь соотношение между глубиной и диаметром кратера (вписанной в фигуру дефекта окружности).

В зависимости от глубины h и длины l (диаметра d) дефекта (каверны) различают замкнутую и открытую структуры сверхзвукового течения [4]. Для замкнутой структуры (рис.4) характерно наличие у передней и задней стенок отдельных зон циркуляционного течения (1) и (2). Поток отрывается с образованием веера волн разряжения (3), а затем движется ко дну каверны. Присоединение потока вызывает скачек уплотнения (4), а задняя стенка при этом представляет собой уступ, обтекание которого также приводит к появлению скачков уплотнения (6). В открытой каверне (рис.5) оторвавшийся поток присоединяется непосредственно к задней стенке. Критерием существования той или иной структуры течения может служить относительный размер $\delta_{отн}$ равный отношению l/h_1 (d/h_1). Когда $\delta_{отн}$ превышает критическое значение $(l/h_1)_{кр}$, поток присоединяется к поверхности дна каверны

(образуется замкнутая структура).

При обтекании каверны, которая полностью находится в области отрывного течения, если ее продольный размер l будет меньше суммы размеров двух отрывных зон за и перед уступами, образующими эту каверну, безразмерный коэффициент теплоотдачи $\bar{\alpha}$ и безразмерный тепловой поток \bar{q} за точкой отрыва меньше чем на пластине при тех же условиях обтекания.

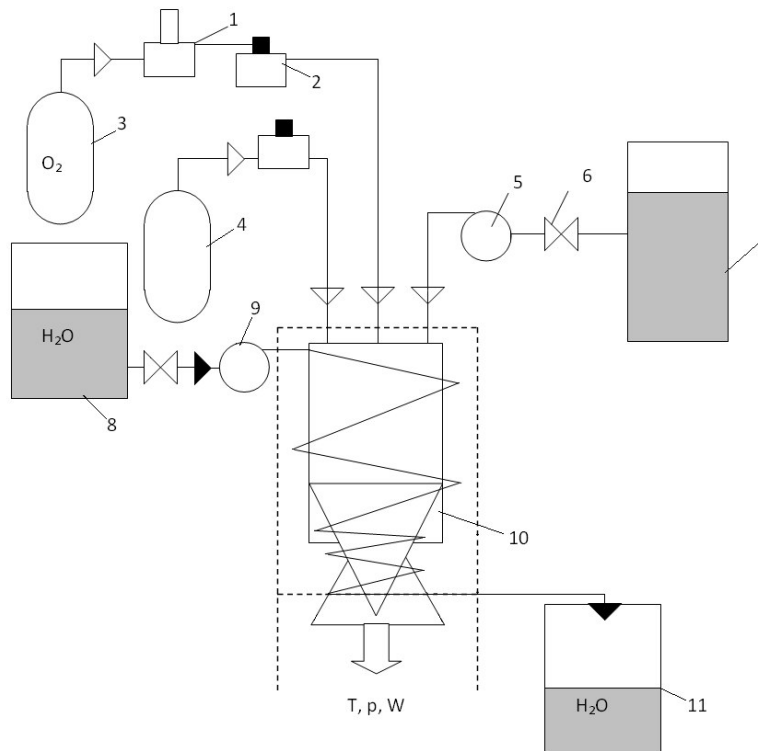


Рис. 1. – Схема экспериментальной установки с соплом газогенератора на основе ЖРД
1 – редуктор, 2 – пневмоклапан, 3 – баллон с окислителем, 4 – баллон со сжатым воздухом, 5 – насос горючего, 6 – вентиль, 7 – бак с углеводородным горючим, 8 – бак с водой, 9 – водяной насос, 10 – газогенератор, 11 – сливной бак.

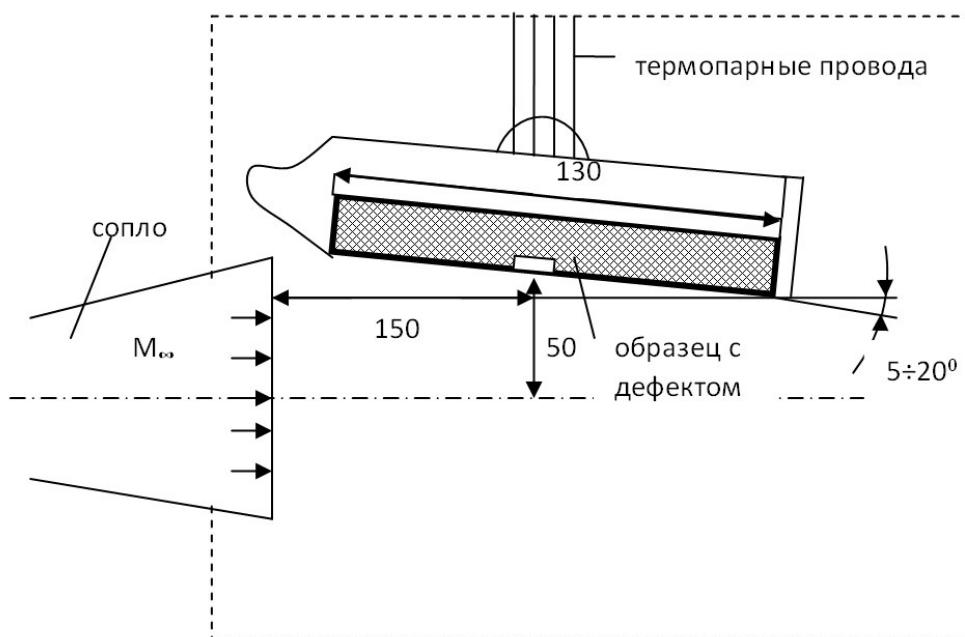


Рис. 2. – Экспериментальная модель (образец ТЗП) в газогенераторе



Рис. 3. – Образец ТЗП с дефектом
а) В период эксперимента; б) после эксперимента

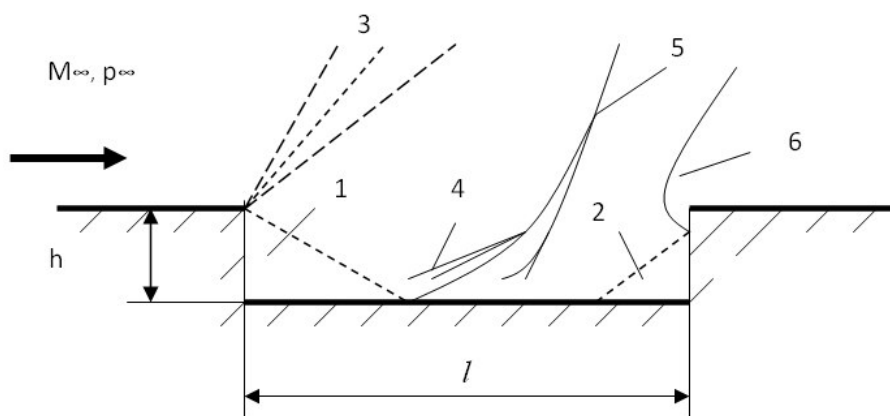


Рис. 4. – Замкнутая каверна

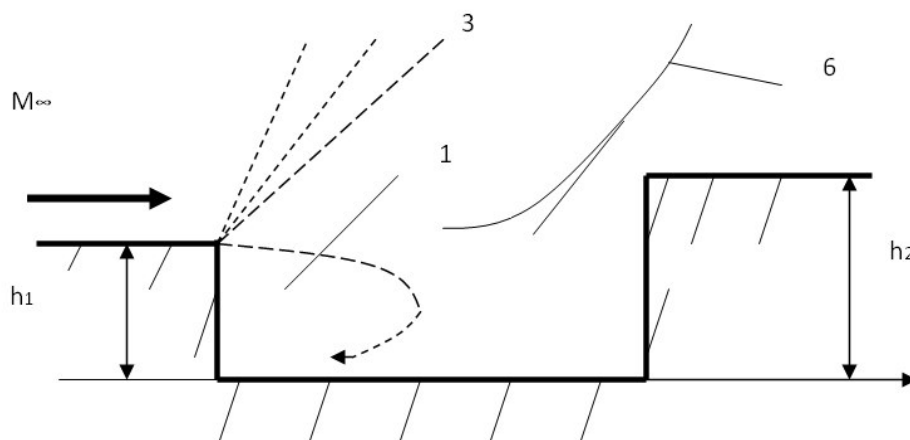


Рис. 5. – Открытая каверна

С приближением к задней стенке каверны вниз по потоку $\bar{\alpha}$ и \bar{q} возрастают и непосредственно перед стенкой достигают максимума. При сложном обтекании каверны, соответствующем течению в замкнутой полости, относительный коэффициент теплоотдачи к нижней стенке значительно выше, чем для случаев обтекания открытой каверны. При обтекании обратных уступов (турбулентный отрыв плоского потока) α также повышается в области присоединения потока.

На первом этапе проведем инженерную оценку одного из простых случаев обтекания поверхности с локальным дефектом. Условно разобьем ТЗП, получившее повреждение, на два слоя с толщинами δ_1 и δ_2 , где $\delta_1 = h$ (рис. 6). Будем считать, что в первом слое имеется прямоугольное отверстие (длиной l , шириной b), в которое

«помещен» источник тепла с тепловым потоком q , определяемым из аэродинамического расчета.

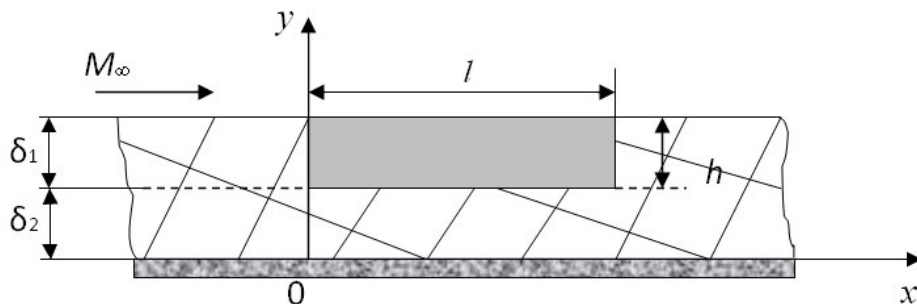


Рис. 6. – Расчетная схема

Количество тепла, проникающее через каверну ко второму слою за определенный отрезок времени, равно:

$$Q = lb\Delta b \sum q_i \quad (3)$$

Необходимо для определенного участка боковой поверхности (при фиксированных h и b) определить максимальную величину l , превышение которой приведет к росту температуры на внутренней поверхности ТЗП до недопустимых значений. В ходе расчета использовались данные экспериментальных исследований для конкретных значений отношения l/h [4, 7], которые однозначно определяют зависимости $q = f(M)$ и $\alpha = f(M)$ для каждого участка донной поверхности дефекта. На рис.7 представлены результаты расчета температуры течения в зоне каверны и температурного поля ТЗП в зоне прогара при $l/h=5$ для участка обтекаемой поверхности. Расчет параметров сверхзвукового обтекания проведен с помощью метода конечных элементов. Использована тетраэдрическая сетка – область разбивалась на 1620118 элементов, число узлов 327516.

Предлагаемая методика может быть использована в вероятностном анализе безопасности для перспективных космических аппаратов с ядерными энергетическими установками.

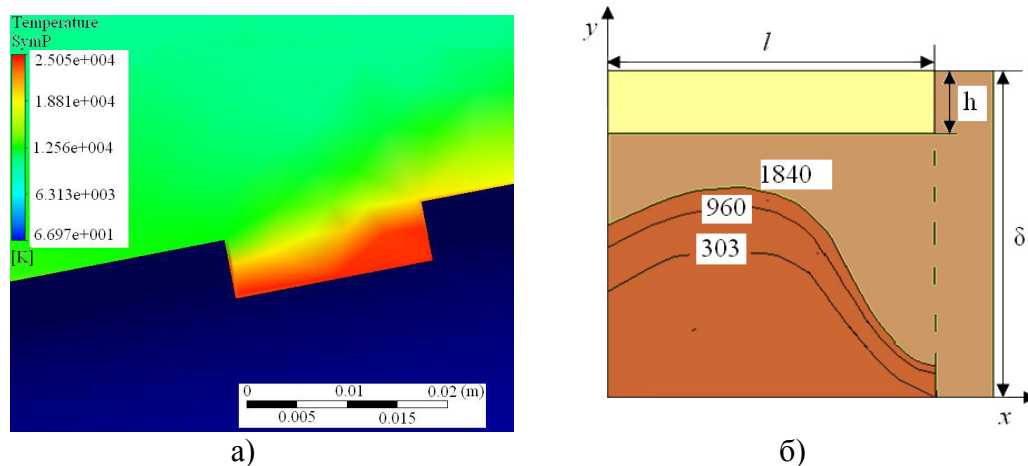


Рис. 7. – Результаты расчета.

- а) – температура потока в зоне каверны;
б) – температурное поле в ТЗП (шкала Кельвина)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андреев, П.В. и др. Космическая ядерная энергетика: прошлое, настоящее, будущее [Текст] / П.В. Андреев, В.А. Васильковский // АтомПРЕССА. – 2007. – №15. – С. 1–2.
2. Железняков, А.Б. Тайны ракетных катастроф: плата за прорыв в космос. [Текст] / А.Б. Железняков. – М.: Эксмо, Яуза, 2004. – 544 с.
3. Губеладзе, О.А. и др. Защита возвращаемой части космического аппарата [Текст] / О.А. Губеладзе, Р.А. Гончаров // Изв. вузов. Сев.-Кавк. регион. Естественные науки. Прилож. – 2006. – № 1, С.37 – 40.
4. Краснов, Н.Ф. и др. Аэродинамика отрывных течений. [Текст] / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, В.Т. Калугин. – М.: Высшая школа, 1988. – 351 с.
5. Губеладзе, О.А. и др. Влияние дефектов поверхности корпуса летательного аппарата на тепловой пограничный слой. [Текст] / О.А. Губеладзе, Р.А. Гончаров, Е.М. Левченко, Р.В. Сахабуудинов // Изв. вузов. Сев. – Кавк. регион. Естеств. науки. – 2008. – №1. – С. 28–29.
6. Бородин, Р.В., и др. Особенности сверхзвукового обтекания поврежденной поверхности возвращаемой части космического аппарата [Текст] / Р.В. Бородин, О.А. Губеладзе, Р.А. Гончаров // Материалы VIII Междунар. форума «Высокие технологии XXI в». Москва, 23–26 апреля 2007 г. – М.: ЗАО «Мавр», 2007. – С. 51–52.
7. Avery D.E., Kerr P.A., Wieting A.R. Experimental aerodynamic heating to simulated Shuttle tiles. CITEWEB.INFO – WORLDWEB CITATION DATABASE. – 1983. – Режим доступа: URL: citeweb.info/19850194847 – 17.01.2017.

REFERENCES

- [1] Andreev P.V., Vasilkovskiy V.A. Kosmicheskaya yadernaya energetika: proshloe, nastoyashchee, budushchee [Space nuclear power: past, present, future]. AtomPRESSA [Atom PRESS], 2007, №15, pp. 1–2. (in Russian)
- [2] Zheleznyakov A.B. Tayny raketnykh katastrof: plata za proryv v kosmos [Mysteries of rocket accidents: a payment for break in space]. M. Pub. "Eksmo, Yauza" [Eksmo, Yauza publishing house], 2004, 544 p. (in Russian)
- [3] Gubeladze O.A., Goncharov R.A. Zashchita vozvrashchaemoy chasti kosmicheskogo apparata [Protection of the returned part of the spacecraft]. Izvestiya vuzov. Severo-Kavkazsky region. Yestestvennye nauki. Prolozhenie [Scientific-educational and applied journal. University news of North-Caucasian region. Natural sciences series. Application], 2006, №1, ISSN 0321-3005, pp. 37–40. (in Russian)
- [4] Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Kalugin V.T. Aerodinamika otryvnykh techeniy [Aerodynamics of detachable currents]. M. Pub. "Vysshaya shkola" [High School publishing house], 1988, ISBN 5-06-001196-8, 351 p. (in Russian)
- [5] Gubeladze O.A., Goncharov R.A., Levchenko E.M., Sakhabudinov R.V. Vliyanie defektov poverkhnosti korpusa letatel'nogo apparata na teplovoy pogranichnyy sloy [Influence of case surface defects of the aircraft on a thermal interface]. Izvestiya vuzov. Severo-Kavkazsky region. Yestestvennye nauki. [Scientific-educational and applied journal. University news of North-Caucasian region. Natural sciences series], 2008, № 1, ISSN 0321-3005, pp. 28–29. (in Russian)
- [6] Borodin R.V., Gubeladze O.A., Goncharov R.A. Osobennosti sverkhzvukovogo obtekaniya povrezhdennoy poverkhnosti vozvrashchaemoy chasti kosmicheskogo apparata [Features of a supersonic flow of the damaged surface of the returned part of the spacecraft]. Materialy VIII Mezhdunarodnogo foruma «Vysokie tekhnologii KhKhI v.» [Materials of the VIII International forum "High Technologies in XXI"]. M. Pub. CJSC "Mavr" [CJSC "Mavr" publishing house], 2007, pp. 51–52. (in Russian)
- [7] Avery D.E., Kerr P.A., Wieting A.R. Experimental aerodynamic heating to simulated Shuttle tiles. CITEWEB.INFO — WORLDWEB CITATION DATABASE, 1983. Available at: <http://citeweb.info/19850194847> (in Russian)

Safety of Perspective Spacecrafts with the Nuclear Power Installation

O.A. Gubeladze^{*1}, A.R. Gubeladze^{2}, S.M. Burdakov^{*3}**

^{*} *Volgodonsk Engineering Technical Institute the branch of National Research Nuclear University "MEPhI", Lenin St., 73/94, Volgodonsk, Rostov region, Russia 347360*

^{**} *Don State Technical University*

Gagarin square 1, Rostov-on-Don, Russia, 344000

¹*e-mail: buba26021966@yandex.ru*

ORCID iD: 0000-0001-6018-4989

WoS ResearcherID: F-6921-2017;

²*e-mail: buba26021966@yandex.ru*

ORCID iD: 0000-0002-6966-6391

WoS ResearcherID: F-7215-2017 ;

³*e-mail: SMBurdakov@mephi.ru*

ORCID iD: 0000-0002-8599-6008

WoS ResearcherID: F-6903-2017

Abstract – Work is carried out to ensure nuclear and radiation safety in the operation of advanced spacecrafts with nuclear power installations on board. The method of estimating the thermal effects of detachable currents can be used for probabilistic analysis of the safety of such devices.

Keywords: nuclear power station, spacecraft, atmospheric dense layers, thermal protection coating, detachable currents, cavity.