

УДК 629.7.018

К вопросу выбора критерия подбора термобарокамеры для термобалансных испытаний космического аппарата

Г.С. Мишин¹, Н.В. Лелюшкин¹, А.А. Басов², Г.Д. Федорук²,
А.С. Мякочин³, В.В. Соболев⁴

¹АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,
г. Королев, Московская область, 141070, Россия

²ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»,
г. Королев, Московская область, 141070, Россия

³Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, 125993, Россия

⁴Государственный научный центр РФ – федеральное государственное унитарное предприятие
«Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Москва, 125438, Россия
e-mail: MishinGS@tsnimash.ru; andrey.basov@rsce.ru;
amyakochin@gmail.com; valent87@mail.ru

DOI: 10.34759/tpt-2021-13-7-318-323

Поступила в редакцию 25.05.2021

После доработки 19.06.2021

Принята к публикации 20.06.2021

Предложен простой геометрический критерий определения пригодности испытательного стенда к проведению тепловакуумных испытаний изделий космической техники исходя из допустимого значения падающих на изделие паразитных инфракрасных потоков, а также рекомендован диапазон значений предложенного критерия для испытаний большинства космических аппаратов. На рассмотренном примере продемонстрирован алгоритм выполнения оценки теплового влияния термобарокамеры и формирования экспресс-критерия подбора термобарокамеры. Корректность предложенного критерия подбора термобарокамеры подтверждена по результатам верифицированной летными испытаниями тепловакуумной отработки более чем пятидесяти автоматических и пилотируемых космических аппаратов средней размерности.

Ключевые слова: космический аппарат, термобалансные испытания, термобарокамера, коэффициент облученности, лучистый поток, криоэкран, степень черноты.

Введение

Инженерная практика подготовки и проведения наземной тепловакуумной отработки космической техники и ее составных частей второго десятилетия XXI века выявила необходимость формирования экспресс-критерия технико-экономического обоснования выбора термобарокамеры, интуитивно понятного для принимающих финансово-экономические решения категорий управленческого персонала предприятий. При этом инженер-теплофизик дол-

жен иметь возможность количественно в терминах падающего теплового потока и оперативно, например, в рамках заслушивания на тендерном комитете, оценивать предлагаемые альтернативные варианты.

Ранее предложенный в работе [1] метод требует проведения некоторых расчетов и малоприменим для упомянутой категории персонала предприятий. Кроме того, он оперирует в терминах температурного приращения, вызванного инфракрасным фоном самой барокамеры и за-

висящего, в том числе, от тепловыделения самого объекта.

В данной статье предложен геометрический критерий первичного экспресс-определения пригодности испытательного стенда к проведению работ с изделием, исходя из допустимого значения падающих на изделие паразитных инфракрасных потоков.

Постановка задачи

Рассматривается термооптическая система, состоящая из внутреннего объема специализированной термобарокамеры для тепловакуумной отработки и испытуемого изделия (рис. 1).

Внутри термобарокамеры создается остаточное давление не более 10^{-5} мм рт. ст., исключая конвективную составляющую теплообмена. Изделие устанавливается через эффективные теплоизоляторы, обеспечивающие минимальный кондуктивный теплообмен с конструкцией термобарокамеры. Обращенные к изделию элементы конструкции термобарокамеры (криогенный экран) имеют эффективную степень черноты $\varepsilon_{эф} \geq 0.9$ и среднюю по поверхности экрана температуру не выше минус 180°C . Тепловое влияние неэкранированных криоэкраном элементов конструкции камеры в расчет не берется из-за его малости – суммарно менее 1% площади внутренней поверхности криоэкрана.

Количество поглощенного внешней поверхностью объекта испытаний тепловой энергии, в том числе от «паразитных» тепловых потоков, определяется не только его термооптическими характеристиками и температурой, но и формой внешней поверхности. В проводимых тепловых расчетах фактор формы учитывается коэффициентом взаимной облученности поверхностей теплообмена (так называемый view factor [2]).

Формы внешних поверхностей космических аппаратов при всем их разнообразии достаточно корректно аппроксимируются так называемыми «примитивами» – цилиндром, сферой, конусом/усеченным конусом, прямоугольным параллелепипедом, призмой, их сочетанием или сочетанием их частей. Такая аппроксимация активно

применяется при разработке тепловых математических моделей практически всеми специализированными программными продуктами. Однако даже после этого упрощения для проведения расчетов теплового лучистого теплообмена требуются мощные вычислительные ресурсы и продолжительное время.

В случае необходимости проведения экспресс-оценки пригодности термобарокамеры для тепловакуумных испытаний конкретного объекта классический расчетный метод малопримоген как раз из-за фактора затрат времени.

Имеющиеся в активной эксплуатации термобарокамеры для проведения испытаний с воспроизведением определяющих тепловых факторов космического пространства имеют форму цилиндра. Учитывая, что практически любая форма из набора «примитивов» для аппроксимации внешней поверхности космического аппарата может быть представлена с различной погрешностью сочетанием цилиндров, для выбора критерия экспресс-оценки пригодности термобарокамеры корректно аппроксимировать объект испытаний цилиндром. Для крупногабаритных космических аппаратов типа модуля орбитальной станции такая аппроксимация будет корректна в наибольшей степени, для аппаратов типа межпланетных станций с газовой системой терморегулирования ошибка аппроксимации будет, по всей видимости, наибольшей. Несмотря на это для первичной и экспресс-оценки сведения форм всех космических аппаратов к цилиндру имеет право на корректность.

Далее рассматривается объект испытаний цилиндрической формы.

Геометрические размеры объекта испытаний и рабочего объема камеры приведены на рис. 1

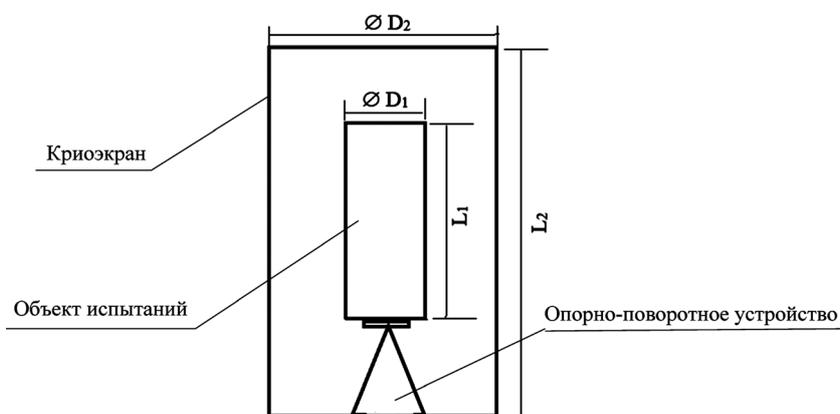


Рис. 1. Схема размещения объекта испытаний в вакуумной камере при испытаниях

и соответствуют типовым размерам действующих российских ТБК и испытываемых изделий.

Расчетная схема

Принятые при постановке задачи корректные допущения позволяют свести задачу теплообмена испытуемого изделия и криоэкрана термобарокамеры к задаче радиационного теплообмена [3–5].

В общем случае, в предположении диффузного излучения и отражения поверхностей криоэкрана и объекта испытаний, лучистый теплообмен между стенками криоэкрана и объекта может быть описан следующей системой уравнений [3]:

$$\sum_{j=1}^N \chi_{ij} B_j = \sigma T_i^4, \quad 1 \leq i \leq N; \quad (1)$$

$$\chi_{ij} = \frac{\delta_{ij} - (1 - \varepsilon_i) \varphi_{ij}}{\varepsilon_i},$$

где B_j – плотность потока эффективного излучения поверхности тела (криоэкрана или объекта испытаний), Вт/м²; $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ – постоянная Стефана–Больцмана, Вт/(м²·К⁴); δ_{ij} – символ Кронекера, который при $i = j$ равен 1 и при $i \neq j$ равен нулю; φ_{ij} – коэффициент облученности между поверхностями i и j ; ε_i – степени черноты поверхностей рассматриваемой системы (криоэкрана или объекта испытаний).

Будем считать, что для схемы рис. 1 коэффициенты облученности:

$$\begin{aligned} \varphi_{11} &= 0; \\ \varphi_{12} &= 1; \\ \varphi_{21} &= F_1/F_2; \\ \varphi_{22} &= 1 - F_1/F_2, \end{aligned}$$

где F_1 и F_2 – площади поверхностей объекта испытаний ($i = 1$) и криоэкрана ($i = 2$) соответственно:

$$F_i = 2(\pi D_i^2/4) + \pi D_i L_i.$$

Тогда для двух поверхностей (внешней поверхности объекта испытаний и внутренней поверхности криоэкрана) эта система уравнений имеет вид:

$$\begin{aligned} B_2 &= \left[\frac{\varepsilon_2 \sigma T_2^4 F_2}{F_1} + \varepsilon_1 \sigma T_1^4 \right] \frac{1}{A}; \\ B_1 &= \varepsilon_1 \sigma T_1^4 + (1 - \varepsilon_1) B_2; \\ A &= \frac{F_2 - (1 - \varepsilon_1)(F_2 - F_1)}{F_1} - (1 - \varepsilon_1). \end{aligned} \quad (2)$$

Эффективный падающий на i -ю поверхность лучистый поток H_i , обусловленный собственным тепловым излучением поверхностей объекта испытаний и криоэкрана, после многократных отражений определяется соотношением [1]:

$$H_i = \sum_{j=1}^N B_j \varphi_{ij}.$$

Для рассматриваемого случая дополнительный падающий на объект испытаний поток после многократных отражений определяется соотношением:

$$\begin{aligned} H_1 &= B_2 \varphi_{12} = B_2 = \\ &= \frac{K \varepsilon_2 \sigma T_2^4 + \varepsilon_1 \sigma T_1^4}{A}, \end{aligned}$$

где $K = F_2/F_1$ – соотношение площадей криоэкрана и объекта испытаний.

Таким образом, приведенные соотношения позволяют провести численный анализ величины дополнительного падающего на объект испытаний лучистого потока в процессе тепловакуумной обработки, обусловленного собственным тепловым излучением поверхностей в зависимости от оптических характеристик и температуры поверхностей объекта испытаний и криоэкрана, а также в зависимости от соотношения размеров объекта испытаний и криоэкрана термобарокамеры. Результаты расчетов представлены в виде графиков и таблицы.

Оценка теплового влияния термобарокамеры и формирование экспресс-критерия подбора термобарокамеры

В расчетах предполагалось, что диаметр внутренней поверхности криоэкрана равен $D_2 = 5$ м, высота составляет $L_2 = 13$ м. При этом площадь поверхности криоэкрана, включая верхнюю и нижнюю торцевые крышки, составляет 243 м². Криоэкрэн охлаждается жидким азотом и имеет температуру 100 К.

В таблице для наглядности представлены рассмотренные размеры объекта испытаний и соотношение площадей поверхности криоэкрана и объекта испытаний (коэффициент K) для заданных размеров криоэкрана.

На рис. 2 приведены результаты расчетов дополнительного лучистого потока на объект испытаний для различных средних по поверхности объекта испытаний степеней черноты ϵ_1 и случая, когда средняя по поверхности температура T_1 объекта испытаний составляет 270 К, а температура криоэкрана $T_2 = 100$ К. На этом же графике для сравнения представлен результат расчета дополнительного потока при температуре криоэкрана 80 К.

Из рис. 2 видно, что дополнительный лучистый поток на объект испытаний значительно возрастает при уменьшении соотношения площадей поверхностей криоэкрана и объекта и может достигать 180 Вт/м² при $K < 2$ (см. таблицу). При $K > 30$ величина дополнительного потока практически не зависит от K и не превышает 10 Вт/м², что может входить в погрешность имитации внешнего лучистого потока.

Для проведения экспресс-оценки пригодности конкретной термобарокамеры к проведению термобалансных испытаний космического аппарата, не имеющего особо чувствительных к паразитному ИК-излучению элементов, например, детекторов слабых ИК-потокосов космического пространства, может быть рекомендовано использование значения коэффициента $K \geq 10$. Для космических аппаратов, содержащих особо чувствительные к паразитному ИК-излучению элементы, рекомендуется подбирать термобарокамеру, обеспечивающую значение $K \geq 30$.

Из рис. 2 также видно, что дополнительный поток на объект испытаний возрастает при увеличении средней по поверхности объекта испытаний степени черноты, что приводит к увеличению собственного излучения объекта испытаний и последующего возврата этого потока на объект испытаний за счет многократных отражений от стенок камеры.

Сравнение потоков на объект испытаний при снижении температуры криоэкрана от 100 до

Размеры объекта испытаний

D_1 , м	L_1 , м	F_1 , м ²	$K = F_2/F_1$
0.5	1	1.96	124.00
1.0	1	4.71	51.70
1.0	2	7.85	31.00
2.0	4	31.40	7.75
3.0	6	70.60	3.44
4.0	6	100.50	2.42
4.0	8	125.60	1.94
4.0	9	138.20	1.76

80 К показывает, что дополнительный поток на объект изменяется незначительно. Предварительные расчетные оценки показывают, что при уровне температур объекта испытаний от минус 40°C и выше для имитации холодного космоса в процессе тепловакуумной отработки достаточно охлаждения криоэкрана в термобарокамере до 100 К.

Заключение

Предложен простой, геометрически понятный экспресс-критерий (отношение площади внутренней поверхности термобарокамеры к площади внешней поверхности испытуемого объекта) подбора термобарокамеры для прове-

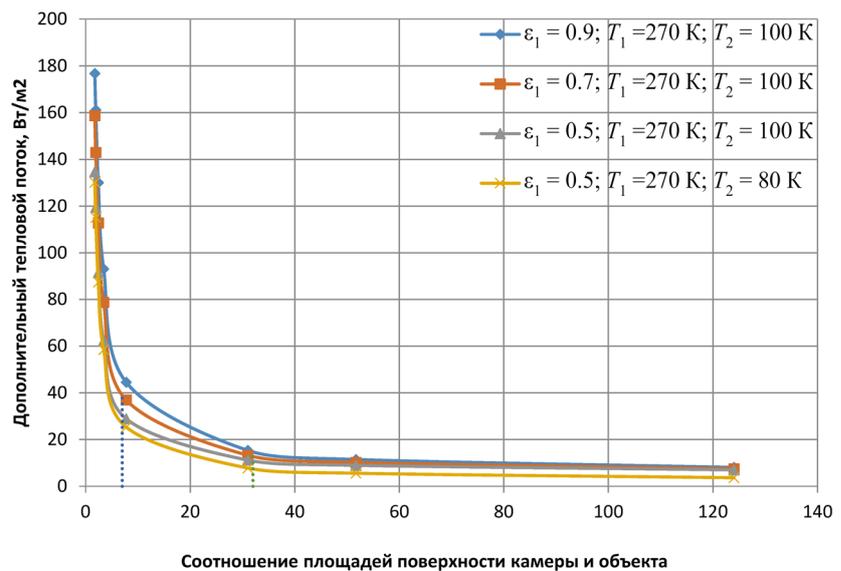


Рис. 2. Дополнительный лучистый тепловой поток на объект испытаний в зависимости от соотношения площадей поверхности криопанели и объекта испытаний

дения термобалансных испытаний объектов космической техники.

Рекомендованный диапазон значений предложенного критерия K для испытаний большинства космических аппаратов составляет от 10 до 30.

Приведена номограмма для оценки величины паразитного ИК-потока термобарокамеры, не имеющей ярко выраженных «тепловых дыр» в криоэкране.

Проведена оценка влияния на значение паразитных ИК-потоков при испытаниях степени черноты поверхности объекта испытаний и снижения температуры криогенного экрана термобарокамеры ниже 100 К.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Залетаев С.В., Румынский Н.А., Басов А.А., Клочкова М.А., Федорук Г.Д. Применение обобщенной характеристики лучистого взаимодействия двух тел для оценки температурного влияния термобарокамеры на КА при проведении тепловакуумных испытаний // Тепловые процессы в технике. 2020. Т. 12. № 6. С. 282–288. DOI: 10.34759/tpt-2020-12-6-282-288
2. **Spacecraft** thermal control handbook. Volume I: Fundamental Technologies / Ed. by David G. Gilmore. The Aerospace Press, EL Segundo, California, 2002. 838 p.
3. Спэрроу Э.М., Сесс Р.Д. Теплообмен излучением. М.: Энергия, 1971. 294 с.
4. **Руководство** для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Т. 5. Методы и средства экспериментальной отработки систем обеспечения теплового режима летательных аппаратов. ГОНТИ №1, 1991. 95 с.
5. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. 208 с.

On criterion selection for the thermal-pressure chamber selecting for the aircraft thermal-balance tests

G.S. Mishin¹, N.V. Lelushkin¹, A.A. Basov²,
G.D. Fedoruk², A.S. Myakochin³, V.V. Sobolev⁴

¹ Joint stock company «Central Research Institute for Machine Building» Moscow region, Korolev, 141070, Russia

² Public joint stock company «S.P. Korolev rocket and space corporation «Energia» Moscow region, Korolev, 141070, Russia

³ Moscow Aviation Institute (National Research University) Moscow, 125993, Russia

⁴ Joint stock company «SSC Keldysh Research Centre» Moscow, 125438, Russia
e-mail: MishinGS@tsniimash.ru; andrey.basov@rsce.ru; amyakochin@gmail.com; valent87@mail.ru

The presented work considers the problem of the ground thermal workout of the space technology products and their constituent parts. The experience of such tests conducting and preparing demonstrates that application of the express-criterion, intuitively easy-to-understand for the enterprises' managing personnel categories making financial and economic decisions, is necessary to make economically viable selection of the thermal-pressure chamber. This criterion herewith should also allow the engineering personnel to perform operative quantitative assessment of the selected vacuum chamber impact on the object under testing from the viewpoint of the extra external heat flow.

The article considers a simple thermo-optic system, consisting of a thermal vacuum chamber and a test object, and on its example shows that a simple geometrical criterion, such as the ratio between the areas of the studied object and thermal-pressure chamber cryogenic screen, can be employed while the thermal-pressure chamber selection. The analytical dependence of the extra incident heat flow falling on the object on the selected criterion was obtained in the problem under consideration with account for the assumptions, such as the absence of conductive couplings between the system elements, as well as the absence of the thermal-pressure chamber elements unshielded by the cryogenic screen.

Numerical analysis of the obtained ratio revealed nonlinear dependency between the extra heat flow value and surfaces ratio of system elements, on which basis a recommended range of criterion values was obtained. Analysis of emissivity and cryogenic screen temperature impact on the value of the additional incident heat flow was performed in the work as well.

Keywords: spacecraft, thermal balance test, thermal vacuum chamber, radiation coefficient, radiation heat flow, cryogenic screen, emissivity.

REFERENCES

1. **Zaletaev S.V., Ruminsky N.A., Basov A.A., Klochkova M.A., Fedoruk G.D.** Primenenie obobshchennoy kharakteristiki luchistogo vzaimodeystviya dvukh tel dlya otsenki temperaturnogo vliyaniya termobarokamery na KA pri provedenii teplovakuumnykh ispytaniy [Application Of The Generalized Two-body Radiant Interaction Characteristic For Estimation Of the Thermal Vacuum Chamber Temperature Effect On A Space Vehicle During Thermal Vacuum Testing] // *Teplovye protsessy v tekhnike – Thermal processes in engineering*, 2020, vol. 12, no. 6, pp. 282–288. DOI: 10.34759/tpt-2020-12-6-282-288. In Russ.
2. **Gilmore D.G.** *Spacecraft Thermal Control Handbook*, vol. I: Fundamental Technologies. California: The Aerospace Press, 2002. 838 p.
3. **Sperrou E.M., Sess R.D.** *Teploobmen izlucheniem* [Heat exchange by radiation]. Moscow: Energiya, 1971. 294 p. In Russ.
4. **Rukovodstvo dlya konstruktorov po obespecheniyu teplovykh rezhimov** [A guide for designers on ensuring thermal conditions]. Leningrad: Gosudarstvennoe ob"edinennoe nauchno-tekhnicheskoe izdatel'stvo [State United Scientific and Technical Publishing House], 1991. 95 p. In Russ.
5. **Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V.** *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Calculation of the heat exchange of the spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 208 p. In Russ.