ORES
Научно-практический электронный журнал
Оригинальные исследования (ОРИС), *ISSN 2222-0402*
www.ores.su
original-research.ru

УДК 629.78

ТЕПЛОВЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: МЕТОДЫ АНАЛИЗА И ЗАЩИТЫ

Шпынкова Виктория Дмитриевна,
Специалитет 5 курса направление «Системы управления летательными аппаратами», Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
shpynkova.viktoria@mail.ru

Деменев Дмитрий Андреевич,
Старший преподаватель кафедр ФН-7 (Электротехника и промышленная электроника), ИУ-1 (Системы автоматического управления), Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
demenev@bmstu.ru

Аннотация

В статье дан обзор тепловых воздействий, которым подвергаются конструкции космических аппаратов на участке выведения, на орбите и при работе бортовых систем. Разобраны источники тепловых нагрузок и механизмы их термоупругого, усталостного и деградационного влияния на конструкцию и аппаратуру, уровни моделирования теплового состояния, пассивные и активные средства тепловой защиты, а также роль тепловакуумных испытаний.

Ключевые слова: космический аппарат, тепловые нагрузки, тепловой режим, термоупругие напряжения, термоциклирование, терморегулирование, экранно-вакуумная теплоизоляция, математическое моделирование, тепловакуумные испытания.

THERMAL EFFECTS ON SPACE VEHICLE STRUCTURES: ANALYSIS AND PROTECTION METHODS

Shpynkova Victoria Dmitrievna,
5th-year specialist, majoring in "Aircraft Control Systems", Bauman Moscow State Technical University (National Research University), Moscow, Russia
shpynkova.viktoria@mail.ru

Demenev Dmitry Andreevich,
Senior Lecturer at the Departments FN-7 (Electrical Engineering and Industrial Electronics) and IU-1 (Automatic Control Systems), Bauman Moscow State Technical University (National Research University), Moscow, Russia
demenev@bmstu.ru

ABSTRACT

This article reviews the thermal effects experienced by spacecraft structures during launch, in orbit and during operation of onboard systems. It covers the sources of thermal loads, the mechanisms of their thermoelastic, fatigue and degradation impact on structures and equipment, the levels of thermal-state modelling, passive and active thermal protection, and the role of thermal vacuum testing.

Keywords: spacecraft, thermal loads, thermal regime, thermoelastic stresses, thermal cycling, thermal control, multilayer insulation, mathematical modeling, thermal vacuum testing.

В безвоздушном пространстве аппарат обменивается теплом с окружением почти исключительно излучением. Освещённая сторона получает от Солнца около 1361 Вт/м2, а теневая отдаёт энергию в космический фон, температура которого составляет порядка 3 K [1, 2]. Температура определяет работу электроники, аккумуляторов и оптики, а неравномерный и постоянно меняющийся нагрев вызывает в конструкции термоупругие напряжения и накапливающиеся усталостные повреждения [3, 4].

Вибрации и удары опасны для космического аппарата (КА) прежде всего на участке выведения, тепловые же нагрузки не отпускают его весь срок существования, который может достигать 15 лет и более; нормируются они в [5].

На участке выведения конструкцию нагревает обтекатель за счёт аэродинамического нагрева; после его сброса аппарат попадает в свободномолекулярный поток, дающий порядка 1 кВт/м2. На орбите к прямому солнечному излучению добавляются отражённое от планеты и собственное инфракрасное излучение Земли (200–250 Вт/м2), а также тепло, выделяемое самой аппаратурой [1, 2]. Низкая орбита означает частую смену света и тени: за год набегает более 5800 теплосмен.

Последствия нагрева и охлаждения принято делить на четыре группы. Первая связана с выходом температуры за допустимые границы: из-за перегрева сокращается ресурс электроники и аккумуляторов, а при переохлаждении перестают нормально работать приводы и топливные магистрали. Вторая — термоупругость. Если расширению мешают связи, в металле возникают напряжения; у алюминиевых элементов при перепаде около 100 K они сопоставимы с пределом текучести сплава [4]. Особенно уязвимы стыки разнородных материалов: коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) у углепластиков близок к нулю, у металлов заметно выше, а различие КЛТР кристаллов и печатных плат деформирует паяные соединения [3].

К третьей группе относится усталость при термоциклировании: при каждой теплосмене в паяных швах появляются трещины, а композиты и клеевые соединения расслаиваются. Четвёртая группа — старение материалов в вакууме и под излучением. Меняются оптические свойства покрытий, а вместе с ними и тепловой режим; деградирует и изоляция [2].

Наглядный пример — крупные рефлекторы зеркальных антенн, с жёсткими требованиями к точности отражающей поверхности. Выбирая схему подкрепления обшивки рефлектора для геостационарной орбиты, приходится одновременно считаться с нагрузками при выведении, собственными частотами и температурными деформациями [6]. Теплопроводность углепластика для такой конструкции определяют расчётом вместе с экспериментом: на натурном рефлекторе, который нагревают локально излучением [7].

Особый случай — температурный удар панелей солнечных батарей малого КА. Когда аппарат выходит из тени Земли или заходит в неё, тепловой поток меняется скачком, панели деформируются, возникают возмущающий момент и угловое ускорение, и требования к угловой скорости аппарата могут оказаться невыполненными [8].

Тепловое состояние рассчитывают на нескольких уровнях детализации. Простейший — тепловой баланс: он даёт равновесную температуру поверхностей, определяемую отношением коэффициента поглощения солнечного излучения к степени черноты, поэтому замена покрытия может сдвинуть температуру на сотни кельвинов [1, 2]. Рабочим инструментом служат узловые модели: конструкцию разбивают на изотермические узлы, соединённые кондуктивными и лучистыми проводимостями [2], причём лучистые проводимости для сложной геометрии находят методом Монте-Карло [9]. Участки с резкими градиентами температуры моделируют методом конечных элементов, а полученное поле передают в расчёт термоупругости [3, 4]. Главная погрешность — неточно известные свойства покрытий и контактов, поэтому расчёты сверяют с испытаниями.

Систему обеспечения теплового режима строят из пассивных и активных средств. Основу составляют пассивные, не расходующие энергию [1, 2]: экранно-вакуумная теплоизоляция, терморегулирующие покрытия, радиаторы, тепловые трубы [10] и материалы с фазовым переходом, сглаживающие пики нагрузки. Их слабые стороны — деградация под излучением, ограниченная мощность и зависимость от ориентации. Когда этого мало, добавляют активные (электронагреватели, жидкостные контуры, жалюзи) ценой энергопотребления и массы.

Расчёты подтверждают тепловакуумными испытаниями. Аппарат или его макет помещают в вакуумную камеру (10-3–10-4 Па) с криогенными экранами и имитаторами Солнца и проходят режимы экстремальных температур и термоциклирование с запасом. Достоверность результата зависит и от лучистого теплообмена с оснасткой: температурное влияние камеры определяют криоэкран, степень черноты поверхностей и фон, а для его оценки предложена обобщённая характеристика лучистого взаимодействия двух тел [11]. Их полезно сочетать с вибрационными и ударными: часть дефектов выявляется только при последовательном нагружении.

Итак, тепловые воздействия влияют не только на температуру аппаратуры: на протяжении всей жизни КА они вызывают термоупругие, усталостные и деградационные повреждения конструкции. Надёжность обеспечивают пассивные и активные средства защиты вместе с конструктивными решениями (согласование КЛТР, термическая развязка) и тепловакуумной отработкой. Перспективным выглядит связанное тепловое, прочностное и динамическое моделирование. В последних публикациях заметен интерес к задачам, где температурные деформации влияют на точность и динамику аппарата [6, 8].

Список литературы:

1. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980. — 232 с.
2. Gilmore D. G. (ed.). Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I: Fundamental Technologies. — 2nd ed. — Reston, VA: AIAA, 2002. — 836 p.
3. Thornton E. A. Thermal Structures for Aerospace Applications. — Reston, VA: AIAA, 1996. — 479 p.
4. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. — М.: Наука, 1975. — 576 с.
5. ГОСТ Р 56514–2015. Нормы прочности автоматических космических аппаратов. — М.: Стандартинформ, 2015.

6. Филина Е. К., Голубев Е. С., Михайловский К. В., Архипов М. Ю. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методами параметрической и топологической оптимизации // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. — 2019. — Т. 20, № 4. — С. 276–284. — DOI 10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284.
7. Ефременко И. А., Денисов О. В., Денисова Л. В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности материала на натурной космической конструкции при локальном радиационном нагреве // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. — 2026. — Т. 27, № 2. — С. 137–152. — DOI 10.22363/2312-8143-2026-27-2-137-152.
8. Седельников А. В., Николаева А. С., Сердакова В. В. Оценка выполнимости требований по угловой скорости малого космического аппарата с учётом температурного удара // Труды МАИ. — 2023. — № 132. — URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=176836.
9. Modest M. F. Radiative Heat Transfer. — 3rd ed. — Boston: Academic Press, 2013. — 904 p.
10. Reay D., Kew P., McGlen R. Heat Pipes: Theory, Design and Applications. — 6th ed. — Oxford: Butterworth-Heinemann, 2013. — 288 p.
11. Залетаев С. В., Румынский Н. А., Басов А. А., Клочкова М. А., Федорук Г. Д. Применение обобщённой характеристики лучистого взаимодействия двух тел для оценки температурного влияния термобарокамеры на космический аппарат при проведении тепловакуумных испытаний // Тепловые процессы в технике. — 2020. — Т. 12, № 6. — С. 282–288. — DOI 10.34759/tpt-2020-12-6-282-288.

References:

1. Malozemov V. V. Thermal Regime of Spacecraft. — Moscow: Mashinostroenie, 1980. — 232 p.
2. Gilmore D. G. (ed.). Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I: Fundamental Technologies. — 2nd ed. — Reston, VA: AIAA, 2002. — 836 p.
3. Thornton E. A. Thermal Structures for Aerospace Applications. — Reston, VA: AIAA, 1996. — 479 p.
4. Timoshenko S. P., Goodier J. Theory of Elasticity. — Moscow: Nauka, 1975. — 576 p.
5. GOST R 56514–2015. Strength standards for automatic spacecraft. — Moscow: Standartinform, 2015.
6. Filina E. K., Golubev E. S., Mikhailovsky K. V., Arkhipov M. Yu. Development of a reinforcement scheme for the reflective skin of a reflector using parametric and topological optimization methods // RUDN Journal. Series: Engineering Research. — 2019. — Vol. 20, No. 4. — Pp. 276–284. — DOI 10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284.
7. Efremenko I. A., Denisov O. V., Denisova L. V. Computational and experimental determination of the thermal conductivity of a material on a full-scale space structure under local radiation heating // RUDN Journal of Physics. Series: Engineering Research. — 2026. — Vol. 27, No. 2. — pp. 137-152. — DOI 10.22363/2312-8143-2026-27-2-137-152.
8. Sedelnikov A.V., Nikolaeva A. S., Serdakova V. V. Assessment of the feasibility of requirements for the angular velocity of a small spacecraft taking into account a

temperature shock // Proceedings of MAI. — 2023. — No. 132. — URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=176836.
9. Modest M. F. Radioactive Heat Transfer. — 3rd ed. — Boston: Academic Press, 2013. — 904 p.
10. Reay D., Kew P., McGlen R. Heat Pipes: Theory, Design and Applications. — 6th ed. — Oxford: Butterworth-Heinemann, 2013. — 288 p.
11. Zaletayev S. V., Rumynsky N. A., Basov A. A., Klochkova M. A., Fedoruk G. D. Application of the generalized characteristic of radiative interaction between two bodies to assess the temperature effect of a thermobaric chamber on a spacecraft during thermal vacuum testing // Thermal processes in engineering. — 2020. — Vol. 12, No. 6. — Pp. 282–288. — DOI 10.34759/tpt-2020-12-6-282-288.