

УДК 629.7.054.847

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-550-557

**Для цитирования:** Шатров А. К., Фисенко Е. Н., Рабецкая О. И. Обеспечение теплового режима конструкций космического аппарата // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 550–557. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-550-557.

**For citation:** Shatrov A. K., Fisenko E. N., Rabetskaya O. I. [Ensuring the thermal regime of spacecraft structures]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 550–557. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-550-557.

## Обеспечение теплового режима конструкций космического аппарата

А. К. Шатров, Е. Н. Фисенко\*, О. И. Рабецкая

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

\*E-mail: fisenkoen@sibsau.ru

*Основное требование для бесперебойной работы космического аппарата – это его стабильный тепловой режим. Особо сложная задача – обеспечение стабильной системы терморегулирования аппарата с учетом жестких ограничений по энергетическим и массовым затратам на устройства терморегулирования. Эти задачи необходимо решать на каждом этапе создания спутников. На каждом этапе проводятся тепловые расчеты с выбором оптимальных теплофизических параметров. Такой объем работ составляет примерно десятую часть от всех работ со спутником. Необходимость теоретическо-экспериментального уточнения расчетных методик является актуальной задачей, которая позволит существенно снизить материальные и временные затраты на проектирование, испытания и доводку аппарата. Поэтому расчет и анализ тепловых режимов космических аппаратов является важным этапом при проектировании спутников. Наземные тепловакуумные испытания очень затратны как по времени, так и финансово. Суть концепции заключается в проведении только стационарных тепловых режимов в условиях максимальных и минимальных тепловых нагрузок на спутник в целом и его отдельные внешние элементы с последующим обеспечением сходимости результатов испытаний с расчетными результатами. А подтверждение промежуточных требований по обеспечению заданных тепловых режимов осуществляют расчетным путем.*

*В статье рассмотрены задачи по обеспечению теплового режима конструкций космического аппарата; классификация устройств, применяемых для обеспечения теплового режима; наземная отработка теплового режима спутников связи при тепловакуумных испытаниях; обеспечение теплового режима космического аппарата связи при наземных электрических испытаниях; тепловой режим конструкций космического аппарата при транспортировании с завода-изготовителя на техническую позицию.*

*Ключевые слова:* космический аппарат, тепловакуумные испытания, тепловой режим, система терморегулирования.

## Ensuring the thermal regime of spacecraft structures

A. K. Shatrov, E. N. Fisenko\*, O. I. Rabetskaya

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: fisenkoen@sibsau.ru

*The main requirement for the smooth operation of the spacecraft is its stable thermal regime. A particularly difficult task is to ensure a stable temperature control system of the device, taking into account strict restrictions on energy and mass costs for temperature control devices. These tasks need to be solved*

at every stage of the creation of satellites. At each stage, thermal calculations are carried out with the choice of optimal thermophysical parameters. This amount of work is about a tenth of all work with the satellite. The need for theoretical and experimental refinement of calculation methods is an urgent task that will significantly reduce the material and time costs of designing, testing and fine-tuning the device. Therefore, the calculation and analysis of the thermal regimes of spacecraft is an important stage in the design of satellites. Ground thermal vacuum tests are very costly, both in time and financially. The essence of the concept is to conduct only stationary thermal modes under conditions of maximum and minimum thermal loads on the satellite as a whole and its individual external elements, followed by ensuring convergence of test results with calculated results. And the confirmation of intermediate requirements to ensure the specified thermal conditions is carried out by calculation.

The article considers the tasks of ensuring the thermal regime of spacecraft structures. Classification of devices used to ensure the thermal regime. Ground-based testing of the thermal regime of communication satellites during thermal vacuum tests. Ensuring the thermal regime of the communication spacecraft during ground-based electrical tests. Thermal regime of spacecraft structures during transportation from the manufacturer to the technical position.

*Keywords: spacecraft, thermal vacuum tests, thermal regime, temperature control system.*

### **Введение**

Обеспечение теплового режима космического аппарата заключается в поддержании температур основных элементов конструкции, приборов, агрегатов, радиоэлементов, газовой и жидкой сред в герметичных контейнерах и системах в заданных диапазонах.

Нарушение теплового режима приводит, как правило, к отказам аппаратуры и невозможности выполнения задач, возлагаемых на космический аппарат связи по целевому назначению.

В связи с увеличением продолжительности срока активного существования, потребляемой электрической мощности при одновременном повышении требований к снижению относительной массы, возрастают требования и к система терморегулирования, что усложняет задачи, которые необходимо решать на всех этапах создания новых спутников связи. При этом необходимо учитывать деградацию теплофизических параметров материалов в условиях воздействия факторов космического пространства (радиации, вакуума, высоких и низких температур, цикличности их изменений).

Для того чтобы спроектировать систему терморегулирования космического аппарата связи, отвечающую предъявляемым к ней требованиям, одним из важнейших условий является возможность проведения современными вычислительными средствами большого объема расчетов температурных полей для условий переменных воздействий внутренних и внешних тепловых нагрузок на составные части спутника и спутник в целом в условиях эксплуатации на орбите [11].

Не менее сложными являются задачи обеспечения теплового режима космического аппарата при наземных испытаниях и экспериментальной наземной отработки теплового режима как отдельных узлов, так и космического аппарата в целом с имитацией условий, максимально приближенных к условиям штатной эксплуатации на орбите.

Проведение расчетов и анализ обеспечения теплового режима космического аппарата осуществляются с момента первых набросков его облика и продолжаются в период эксплуатации при возникновении нештатных ситуаций на борту. Оценка объема работ, выполняемого по обеспечению тепловых режимов аппарата, составляет примерно десятую часть от всех работ со спутником.

Значительный объем работ по обеспечению теплового режима спутников связи выполняется также в части имитации условий космического пространства в процессе различного рода испытаний в термобарокамере по созданию и применению экранно-вакуумной теплоизоляции, отработке стойкости оптических покрытий материалов с различной теплопроводностью, проверке работоспособности агрегатов системы терморегулирования (гидроблоков, вентиляторов, терморегуляторов), а также устройств и оборудования для заправки теплоносителями замкнутых гидравлических и газовых контуров, электронной аппаратуры и т. д. [6].

### **Классификация устройств, применяемых для обеспечения тепловых режимов космических аппаратов связи**

Основным отличием отечественных космических аппаратов является то, что основная радиоэлектронная аппаратура размещена в герметичном контейнере, заполненном газом. Зарубежные аналоги не имеют таких герметичных контейнеров [13].

Размещение радиоэлектронной аппаратуры в таком контейнере обеспечивает, с одной стороны, рабочее давление, близкое к атмосферному в земных условиях, а с другой – выполняет роль циркулирующего теплоносителя для отвода избыточного тепла от электронной аппаратуры. Принятие данной компоновки спутника было определено отсутствием бортовой электронной аппаратуры, которая может надежно работать в условиях открытого космического пространства при воздействии глубокого вакуума, высокой степени космической радиации, низких и высоких температур, а также резких многоциклических их изменений.

Такой вариант размещения радиоэлектронной аппаратуры имеет и свои недостатки. Поскольку приборы располагаются внутри герметичного контейнера, заполненного газовой средой, тепловой режим приборов обеспечивается, в основном, путем обдува газом. Приборы расположены в контейнере на платах, параллельных осредненному направлению движения газового потока, но так как они в большинстве своем содержат наружные кожухи, то циркуляция газа по внутренним поверхностям приборов недостаточна и, как следствие этого, имеет место значительное повышение температур отдельных элементов приборов более высоких в условиях штатной эксплуатации по сравнению с результатами испытаний в наземных условиях, при которых дополнительная циркуляция газа внутри прибора обеспечивается за счет естественной конвекции, вызываемой гравитацией. Тенденция компактности в развитии радиоэлектронной аппаратуры приводит к повышению массовой и энергетической плотности компоновок приборных отсеков космического аппарата, в результате чего названная проблема применения герметичных контейнеров для спутника связи усугубляется тем, что воспроизведение условий штатной эксплуатации с учетом невесомости при обеспечении теплового режима приборов, размещенных в газовой среде, в наземных условиях не представляется возможным.

Зарубежные спутники связи не имеют герметичных приборных контейнеров. Отвод избыточного тепла от приборов осуществляется только путем теплопроводности и излучения тепла с поверхностей приборов и их элементов в окружающую среду. Это позволяет обеспечивать высокую степень адекватности результатов наземных тепловых испытаний с натурными и тем самым обеспечивать более высокую степень гарантий по обеспечению надежности функционирования космического аппарата по целевому назначению.

Современная тенденция развития спутников связи характерна увеличением срока активного существования, энергопотребления, возрастанием плотности тепловых нагрузок, что усложняет задачи по обеспечению тепловых режимов спутников [12].

Для обеспечения теплового режима космического аппарата с герметичным контейнером, заполненным газом, применяется газожидкостная система терморегулирования. Избыточное тепло от приборов передается газу, циркулирующему по замкнутому контуру в контейнере. От газа тепло передается в газожидкостный теплообменник жидкому теплоносителю, который переносит его на внешний излучательный радиатор. Излучательный радиатор представляет собой цилиндрическую или плоскую оболочку из алюминиевого сплава с каналами гидромагистрали. На его наружную поверхность, освещенную Солнцем, наносится покрытие с малым значением коэффициента поглощения солнечного излучения и максимально возможным значением коэффициента излучения (степени черноты) [14].

С помощью замкнутого гидравлического контура, с циркулирующим в нем жидким теплоносителем, который приводится в движение с помощью гидронасоса, тепло отводится не только от теплообменника, но и от наиболее нагруженных в тепловом отношении приборов, например, непосредственно от ретранслятора.

Для надежной работы системы терморегулирования разработан целый ряд узлов и агрегатов, обеспечивающих передачу тепла от циркулирующего в контейнере газа к жидкому теплоноси-

телу в магистрали, а также передачу тепла от жидкого теплоносителя к наземному жидкому контуру при проведении электрических испытаний. К ним относятся компактные газожидкостные теплообменники и жидкостные теплообменники. Для заправки газа и жидкого теплоносителя разработаны и применяются клапаны, вентили и обратные клапаны.

Для активного регулирования тепловым режимом спутника связи при наземных электрических испытаниях и в условиях штатной эксплуатации разработаны надежные терморегуляторы, клапаны-регуляторы, перепускные клапаны. Для создания перепадов давления с целью обеспечения циркуляции в замкнутой газовой магистрали применяются вентиляторы, для жидкостной магистрали – гидронасосы.

Одна из важнейших задач в процессе проектирования и создания космического аппарата связи на всех этапах – это проведение тепловых расчетов с выбором оптимальных теплофизических параметров. При этом необходимо учитывать изменения теплофизических параметров в процессе длительной эксплуатации на орбите.

### **Наземная отработка теплового режима спутника связи**

Сложность наземной отработки спутника связи связана с трудностями имитации реальных космических условий его эксплуатации: глубокого вакуума, невесомости, внешних тепловых потоков от Солнца и Земли.

Для отработки теплового режима на полномасштабном макете спутника требуется термокамера с имитатором солнечного теплового потока. Такое испытательное оборудование в десятки раз превышает размеры спутника, является сложным и дорогостоящим. Такие испытания называются тепловакуумными. Этапу наземной отработки предшествуют всесторонние тепловые расчеты отдельных составных частей спутника и спутника в целом. Для подготовки к проведению тепловакуумным испытаний на этапе эскизного проектирования составляется план наземной экспериментальной отработки узлов, агрегатов, систем и спутника в целом. При этом определяется количество и состав полномасштабных отработочных макетов, необходимого испытательного оборудования и специализированного места проведения испытаний [15].

Так как многие российские спутники имеют в своем составе герметичный контейнер, заполненный газом, то наиболее целесообразной для них явилась активная газожидкостная система, с заданными расходными характеристиками по жидкому и газовому теплоносителям, связанным между собой в тепловом отношении посредством газожидкостного теплообменника. На полномасштабных тепловых макетах спутников устанавливаются соответствующие штатные газожидкостные системы терморегулирования. При проведении тепловакуумных испытаний, наряду с отработкой тепловых режимов спутника, его систем и внешних элементов, отрабатывается также и система терморегулирования, работа ее автоматики по регулированию температур в заданных диапазонах в различных условиях функционирования, переход на резервные комплекты агрегатов системы, проверка их работоспособности, а также отработка электронных схем управления электронасосных агрегатов, вентиляторов и электрообогревателей. В термокамере обеспечивается низкое давление, имитирующее то, какое космический аппарат испытывает в открытом космосе,  $1 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст., минимальные температуры не выше  $-180$  °С, для чего применяются низкотемпературные азотные экраны. Для имитации переменных тепловых потоков от Солнца на различные стороны спутника применяют специальное поворотное устройство, с помощью которого имитируют вращение спутника относительно направления теплового потока от солнечного имитатора и, таким образом, проводят отработку тепловых режимов в условиях, максимально приближенных к условиям натурной эксплуатации спутника. За счет этого достигается высокое качество и надежность отработки тепловых режимов спутника в наземных условиях [11].

Тепловакуумные испытания являются очень дорогостоящими, испытания по полной программе проводятся круглосуточно в течение нескольких месяцев и несут большие энергетические затраты.

Современные достижения в точности методик по расчету температурных полей больших и сложных спутников, в быстроте проведения больших объемов расчетов по их тепловым режи-

мам и их составным частям с применением развитого парка современных вычислительных машин позволили осуществить новую концепцию проведения тепловакуумных испытаний. Ее суть заключается в проведении только стационарных тепловых режимов в условиях максимальных и минимальных тепловых нагрузок на спутник в целом и его отдельные внешние элементы с последующим обеспечением сходимости результатов испытаний с расчетными. А подтверждение промежуточных требований по обеспечению заданных тепловых режимов осуществляют расчетным путем. Это позволяет значительно сократить сроки наземной тепловой отработки спутника и снизить финансовые затраты.

### **Обеспечение теплового режима космического аппарата связи при наземных электрических испытаниях**

По мере увеличения срока активного существования космического аппарата, из общего ресурса работы бортовой аппаратуры наземные испытания составляют меньший процент, в связи с чем резко повышаются требования к качеству их проведения, в том числе к обеспечению тепловых режимов в процессе испытаний.

Обеспечение теплового режима бортовой аппаратуры до вывода спутника на орбиту делится на такие этапы, как обеспечение теплового режима на заводе изготовителе, при выходном контроле, испытаниях аппаратуры, установленной на приборной раме расстыкованного спутника (при испытаниях расстыкованного комплекса), испытаниях полностью собранного спутника на заводе-изготовителе, в процессе транспортировки до места запуска, при проверках на технической позиции, стартовом комплексе, участке выведения спутника на орбиту до отделения его от ракеты-носителя и во время включения в работу бортовых систем приборов перед началом штатной эксплуатации.

Тепловые режимы спутника для всех этапов просчитываются во время эскизного проектирования. Многовариантность и усложнение расчетов определяются жесткими ограничивающими требованиями по энергетическим и массовым затратам на устройства терморегулирования и системы терморегулирования в целом.

Приборы, установленные на приборной раме спутника, должны быть работоспособны в нормальных климатических условиях цеха (при температуре окружающего воздуха 10–35 °С) без специального термостатирования принудительным обдувом воздуха. Для приборов, охлаждаемых жидким теплоносителем системы терморегулирования, разработчики приборов поставляют установки, обеспечивающие циркуляцию жидкого теплоносителя в охлаждаемом контуре прибора с расходом равным или близким к расходу жидкого теплоносителя, обеспечиваемого системой терморегулирования во время ее штатной работы.

Для приборов, тепловой режим которых в составе спутника обеспечивается естественной конвекцией с помощью бортового вентилятора, применяют технологические наземные вентиляторы с интенсивностью открытого обдува, эквивалентной интенсивности обдува бортовым вентилятором при штатной эксплуатации.

При электрических испытаниях расстыкованного спутника до его окончательной сборки, приборы, охлаждаемые жидким теплоносителем, как правило, стыкуются с магистралью бортовой системой терморегулирования, а для приборов, требующих охлаждения в штатных условиях обдувом газа в герметичном контейнере, применяют технологическую вентиляционную установку.

В процессе электрических испытаний состыкованного спутника обеспечение теплового режима осуществляет бортовая система терморегулирования, в магистраль которой включается жидкостной теплообменник, наружный контур которого подключают к жидкостному контуру специальной наземной охлаждающей установки, необходимость применения которой обусловлена недостаточной эффективностью отвода тепла от бортового излучательного радиатора в окружающую среду. Если бортовая система терморегулирования содержит только газовый контур, то излучающий бортовой радиатор охлаждают путем обдува его воздухом, для чего применяется специальная вентиляционная установка с требуемым расходом воздуха и возможностью как охлаждать излучающий бортовой радиатор, так и подогревать [8].

После окончания электрических испытаний на техническом комплексе в период предстартовой подготовки технологические приспособления снимаются со спутника.

У спутников с газожидкостной системой терморегулирования жидкостной теплообменник отсекается с помощью вентиля, которые входят в состав бортовой системы терморегулирования. При этом жидкостной теплообменник либо остается на борту, как у спутника «Молния», либо снимается со спутника, как на спутниках «Радуга», «Горизонт» и последующих. Следует отметить, что наиболее надежный вариант – несъемный технологический жидкостной теплообменник, так как при этом исключается возможность утечки теплоносителя из жидкостного контура бортовой системы терморегулирования в процессе отстыковки теплообменника, обеспечивается более высокая гарантия герметичности бортового жидкостного контура. Тем не менее, из-за жесткого лимита массы системы терморегулирования, приходится снимать жидкостной теплообменник [14].

Тепловой режим космического аппарата при транспортировании с завода-изготовителя на техническую позицию определяется и просчитывается на этапе эскизного проектирования в зависимости от тактико-технических требований к спутнику.

До последнего времени многие космические аппараты могли транспортироваться любым видом транспорта при температуре окружающего воздуха в диапазоне  $\pm 50$  °С. Но при этом большой объем работы по подготовке спутника к выведению на орбиту приходился на технические позиции, что увеличивало время пребывания спутника на космодроме. Кроме того, требовалась сложная и дорогостоящая аппаратура для предстартовой подготовки спутника, а также присутствие высококвалифицированных специалистов с завода-изготовителя. Это было экономически невыгодно. Поэтому в настоящее время начинает проявляться тенденция к тому, чтобы максимальный объем работ по подготовке спутника к запуску был выполнен на заводе-изготовителе. При этом необходимо выполнить условия обеспечения теплового режима во время транспортировки с завода-изготовителя на космодром в диапазоне примерно 0–40 °С, для чего требуется применение специального термостатируемого контейнера [16].

Обеспечение теплового режима космического аппарата в составе ракеты-носителя при транспортировке с технической позиции на стартовый комплекс осуществляется подачей воздуха под обтекатель. Расход воздуха и его температура обеспечивается наземной установкой в зависимости от периода года и погоды. В последние часы перед стартом спутник прогревается до такого уровня, чтобы за время выведения на орбиту его температура не вышла за пределы заданного диапазона.

### **Заключение**

Несмотря на различие между отечественными космическими аппаратами и зарубежными аналогами, которое до недавнего времени заключалось в наличии, как правило, герметичного приборного контейнера на отечественных спутниках, их технический уровень вполне соответствовал современному мировому уровню по срокам активного существования, надежности и функциональному назначению. Однако на сегодняшний день ведутся разработки бесконтейнерных космических аппаратов с применением сотовых панелей и тепловых труб.

### **Библиографические ссылки**

1. Анкудинов А. В. Использование математических моделей и методов анализа для определения проектного облика КА связи на ранних этапах жизненного цикла // Решетневские чтения : тез. докладов Всерос. науч.-техн. конф. Вып. 1. Красноярск, 1997. С. 74.
2. Шатров А. К. Термоструктурный анализ антенных блоков. Науч.-тех. отчет 33-1811-85. Красноярск: НПО ПМ, 1985. 80 с.
3. Шатров А. К. Расчет температурных деформаций бериллиевой плиты. Технический отчет 33-3619-88. Красноярск: НПО ПМ, 1988. 62 с.
4. Шатров А. К., Пискунов В. Г., Сипетов В. С. Экспериментально-теоретическое исследование ребристых пологих оболочек в стационарном температурном поле // Прочность материа-

лов и элементов конструкций при сложном напряженном состоянии : тез. докл. Всесоюз. симп. Киев, 1984. Ч. 11. С. 39.

5. Моделирование характеристик тепловых труб при расчете нестационарных температурных полей конструкций с тепловыми трубами / К. Г. Смирнов-Васильев, В. В. Двирный, Г. И. Овечкин, Г. И. Панов // Проблемы обеспечения качества изделий в машиностроении : сб. докл. Междунар. науч.-техн. конф. Красноярск, 1994. С. 462–468.

6. Шатров А. К., Фисенко Е. Н., Рабецкая О. И. Отработка теплового режима спутников связи // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (09–11 нояб. 2022, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. Ч. 1. С.357–359.

7. Организация базы данных для численного моделирования температурных полей элементов конструкции космических аппаратов / В. Г. Бутов, Т. В. Васенина, Н. Е. Кувшинов и др. // Вестн. Томск. гос. ун-та. Матем. и мех. 2011. № 4(16). С. 49–54.

8. Быков А. П., Андросов С. В., Пиганов М. Н. Методика тепловакуумных испытаний приборов космического аппарата // НиКСС. 2019. № 3 (27). С. 78–83.

9. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов / под ред. Н.А. Анфимова. М. : Мир, 1974. 544 с.

10. Блох А. Г., Журавлев Ю. А., Рыжков Л. П. Теплообмен излучением. М. : Энергоатомиздат, 1991. 432 с.

11. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 185–190.

12. Бабышева Е.Е. Перспективы развития спутниковой связи // Экономика и качество систем связи. 2017. № 3 (5) [Электронный ресурс]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-gazvitiya-sputnikovoy-svyazi> (Дата обращения: 10.05.2023).

13. Буртыль И. В., Голиковская К. Ф. Особенности исполнения приборных отсеков космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012. № 8. С. 48–49.

14. Двирный В. В., Крушенко Г. Г., Двирный Г. В., Шевчук А. А., Елфимова М. В., Кузнецова М. С. Особенности комплектующих систем терморегулирования космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. №1 (27). С. 13–21.

15. Асланян Р. О., Анисимов Д. И., Марченко И. А., Пантелеев В. И. Имитаторы солнечного излучения для термовакуумных испытаний космического аппарата / Р. О. Асланян, Д. И. Анисимов, И. А. Марченко, В. И. Пантелеев // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 2. С. 323–327.

16. Борисов М. В., Садыков О. Ф. Транспортная космическая система: задачи, структура, параметры // Известия Самарского научного центра РАН. 2019. № 1. С. 72–80.

## References

1. Ankudinov A. V. [The use of mathematical models and analysis methods to determine the design appearance of the spacecraft at the early stages of the life cycle]. *Reshetnevskie chteniya : tez. dokladov Vseross.y nauch.-tekhn. konf.* [Abstracts of reports of the All-Russian scientific and technical conference Reshetnev readings]. Is. 1. Krasnoyarsk, 1997, P. 74 (In Russ.).

2. Shatrov A. K. *Termostrukturnyy analiz antennykh blokov. Nauch.-tekh. otchet 33-1811-85* [Thermostructural analysis of antenna blocks. Sci.-tech. report 33-1811-85]. Krasnoyarsk, NPO PM, 1985, 80 p.

3. Shatrov A. K. *Raschet temperaturnykh deformatsiy berilievoy plity. Tekhnicheskyy otchet 33-3619-88* [Calculation of temperature deformations of beryllium plate, Technical report 33-3619-88]. Krasnoyarsk, NPO PM, 1988, 62 p.

4. Shatrov A. K., Piskunov V. G., Sipetov V. S. [Experimental and theoretical study of ribbed flat shells in a stationary temperature field]. *Prochnost' materialov i elementov konstruksiy pri slozhnom*

*napryazhenom sostoyanii : tez. dokl. Vsesoyuz. simp* [All-Union Symposium Strength of materials and structural elements in a complex stress state]. Kiev, 1984, Part 11, P. 39.

5. Smirnov-Vasiliev K. G., Dvirny V. V., Ovechkin G. I., Panov G. I. [Modeling the characteristics of heat pipes in the calculation of non-stationary temperature fields of structures with heat pipes]. *Problemy obespecheniya kachestva izdeliy v mashinostroenii : sb. dokl. Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf.* Krasnoyarsk, 1994, P. 462–468 (In Russ.).

6. [Testing of the thermal regime of communication satellites / A. K. Shatrov, E. N. Fisenko, O. I. Rabetskaya]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVI Mezhdunar. nauch.-prakt. konf., psvyashch. pamyati general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M. F. Reshetneva* [Reshetnev readings: proceedings of XXVI International Scientific Conference]. Krasnoyarsk, 2022, Part 1, P. 357–359 (In Russ.).

7. Butov V. G., Vasenina T. V., Kuvshinov N. E. et al. [Organization of a database for numerical modeling of temperature fields of spacecraft structural elements]. *Vestn. Tomsk. gos. un-ta. Matem. i mekh.* 2011, No. 4(16), P. 49–54 (In Russ.).

8. Bykov A. P., Androsov S. V., Piganov M. N. [Methods of thermal vacuum tests of spacecraft instruments]. *NiKSS.* 2019, No. 3 (27), P. 78–83 (In Russ.).

9. *Teploobmen i teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [Heat exchange and thermal regime of spacecraft]. Ed. N. A. Anfimov. Moscow, Mir Publ., 1974, 544 p.

10. Bloch A. G., Zhuravlev Yu. A., Ryzhkov L. P. *Teploobmen izlucheniem* [Heat exchange by radiation]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, 432 p.

11. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Improving the system of thermoregulation of spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 3 (55), P. 185–190 (In Russ.).

12. Babysheva E. E. [Prospects for the development of satellite communications]. *Economics and quality of communication systems.* 2017. No. 3 (5).

13. Burtyl I. V., Golikovskaya K. F. [Features of the execution of instrument compartments of spacecraft]. *Actual problems of aviation and cosmonautics.* 2012, No. 8, P. 48–49 (In Russ.).

14. Dvirny V. V., Krushenko G. G., Dvirny G. V. et al. [Features of component systems for thermoregulation of spacecraft]. *Kosmicheskije apparaty i tekhnologii.* 2019, No. 1 (27), P. 13–21 (In Russ.).

15. Aslanyan R. O., Anisimov D. I., Marchenko I. A., Panteleev V. I. [Solar radiation simulators for thermal vacuum tests of spacecraft]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii.* 2017, Vol. 18, No. 2, P. 323–327 (In Russ.).

16. Borisov M. V., Sadykov O. F. [Transport space system: tasks, structure, parameters]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN.* 2019, No. 1, P. 72–80 (In Russ.).

© Шатров А. К., Фисенко Е. Н., Рабецкая О. И., 2023

---

**Шатров Александр Константинович** – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологии имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shatrov@sibsau.ru.

**Рабецкая Ольга Ивановна** – кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологии имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rabetskaya@sibsau.ru.

**Фисенко Елена Николаевна** – старший преподаватель кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологии имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: fisenkoen@sibsau.ru.

**Shatrov Alexander Konstantinovich** – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of Technical Mechanics Reshetnev; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: shatrov@sibsau.ru.

**Rabetskaya Olga Ivanovna** – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Technical Mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rabetskaya@sibsau.ru.

**Fisenko Elena Nikolaevna** – Senior Lecturer of the Department of Technical Mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: fisenkoen@sibsau.ru.

---