

## ПАССИВНАЯ КРИОГЕННАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА

© 2011 г. А. И. Абросимов\*, доктор техн. наук; К. М. Пичхадзе\*, доктор техн. наук;  
В. К. Сысоев\*, доктор техн. наук; А. А. Верлан\*; Lu Yan\*\*; Liu Dingzhen\*\*;  
Wang Shangang\*\*; Li Zhong\*\*

\* Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина, г. Химки

\*\* Институт технической физики Китайской Академии Наук, г. Шанхай

Описана разработанная пассивная криогенная система с поворотным козырьком-блендой, предназначенная для охлаждения фотоприемников на геостационарном космическом аппарате. Приведены температуры основных элементов конструкции и нагрузочная кривая системы, полученные экспериментально в гелиевой крио-вакуумной камере.

*Ключевые слова:* пассивные излучающие теплообменники, криогенные системы, геостационарный спутник.

Коды OCIS: 120.4640, 120.0280, 350.1240, 350.6050

Поступила в редакцию 21.02.2011

В космических системах дистанционного зондирования Земли важную информацию дает инфракрасный канал 8–12 мкм. Работоспособность этого канала обеспечивается охлаждением фотоприемников до криогенных температур. Из существующих систем охлаждения наиболее оптимальными являются устройства на основе радиационных пассивных излучающих холодильников, не дающие вибровоздействий на системы фотоприемников при получении изображения и имеющие большой срок службы [1].

Бортовой телевизионный комплекс геостационарного космического аппарата “Электро-1” [2, 3] имел в своем составе видимый и длинноволновый инфракрасные каналы. Приемник излучения в инфракрасном канале был построен на основе тройной смеси CdPbTe. Фокальная поверхность охлаждалась пассивным холодильником, выполненным по двухступенчатой схеме: фотоприемник располагался на второй ступени холодильника.

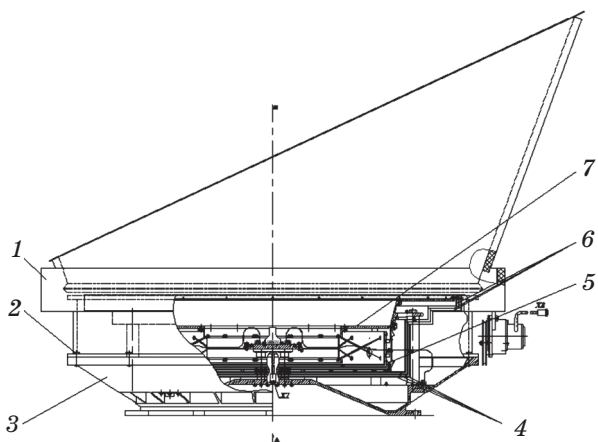
В полете была достигнута температура фотоприемника 73 К. В течение четырех лет полета эта температура оставалась стабильной, что свидетельствует об удовлетворительных характеристиках высокоотражающих и терморегулирующих покрытий, которые были предварительно испытаны при длительном полете опытного образца холодильника на космиче-

ском аппарате [3]. В полете космический аппарат “Электро-1” располагался таким образом, чтобы излучение солнца не попадало на радиатор первой ступени холодильника. Чтобы выполнить это требование, космический аппарат через каждые полгода поворачивался на 180°. Эта операция приводит к потере наблюдательного времени, требует дополнительного запаса топлива и может привести даже к потере аппарата.

С целью поиска технических решений, направленных на исключение из полетной схемы операции по перевороту геостационарного космического аппарата, в настоящей работе изучается возможность создания криогенного холодильника с подвижным козырьком-блендой, защищающим радиатор холодильника от солнечного излучения, при неизменном положении в пространстве космического аппарата.

Цель настоящей работы заключалась в создании конструкции пассивной криогенной системы охлаждения и в исследовании хладопроизводительности этой системы и температуры элементов конструкции при различной полезной нагрузке. Исследования проводили в термовакуумной камере при максимальной имитации условий космического полета.

Экспериментальная модель системы (рис. 1, 2) включала в себя: излучающий холо-



**Рис. 1.** Общий вид системы. 1 – козырек, 2 – обечайка, 3 – излучающий холодильник, 4 – нижняя система экранов, 5 – подвеска, 6 – верхняя система экранов, 7 – радиатор второй ступени.

дильник и блок козырька-бленды, закрепленный на корпусе холодильника с помощью обечайки. Масса системы 42,14 кг. Излучающий холодильник выполнен по двухступенчатой схеме: первая ступень установлена на корпусе с помощью стоек, вторая ступень – с помощью подвески закреплена внутри первой. Тепловой имитатор фотоприемника расположен на радиаторе второй ступени. Основные элементы конструкции излучающего холодильника, терморегулирующие и высокоотражающие покрытия, а также тепловая схема аналогичны конструкции, которая прошла летные испытания на КА “Электро-1”. Отличаются только масса-габаритные характеристики. Стойки, подвеска, элементы крепления экранов, средства минимизации контактных тепловых сопротивлений показали удовлетворительные характеристики по стойкости к механическим воздействиям при испытаниях аналогичных изделий. Блок козырька-бленды предохраняет холодильник от солнечного излучения. Козырек-бленда осуществляет круговое вращение вокруг оси  $y$ . Внешняя поверхность холодильника и козырька-бленды закрывается экранно-вакуумной тепловой изоляцией. Блок козырька-бленды включает в себя: обечайку, подвижный козырек, привод с гибкой связью, датчики положения козырька. На нижнем посадочном фланце обечайки установлен на переходном кронштейне двигатель с редуктором, на опорном шпангоуте три опоры вращения.

Шпангоут козырька представляет собой силовую деталь из алюминиевого сплава, которая



**Рис. 2.** Внешний вид собранного излучающего радиационного холодильника.

является несущим основанием и приводным шкивом козырька-бленды. К шпангоуту козырька приварен конический, усеченный под углом 23 градуса, алюминиевый корпус с радиатором, внешняя поверхность которого имеет терморегулирующее покрытие. На корпусе закреплены еще три экрана, средний из которых также имеет радиатор. Для обеспечения контроля за положением козырька относительно неподвижной обечайки на ее опорном шпангоуте установлены 4 блока датчиков-герконов через 90°, а на шпангоуте козырька закреплен один магнит, который проходит с козырьком над каждым блоком в процессе вращения.

Вращение козырька производится с помощью двигателя-редуктора, который связан с ним гибкой связью. Приводной трос диаметром 1 мм охватывает горловину козырька, имеющую проточку, проходит через направляющие ролики и петлей охватывает шкив двигателя-редуктора. Натяжение приводного троса и сохранение натяжения в процессе эксплуатации производятся за счет предварительного нагружения опор вращения козырька-бленды упругой силой. Сила прижима опор вращения к шпангоуту козырька-бленды подбирается такой, чтобы удержать козырек в неподвижном состоянии на активном участке. Момент, удерживающий козырек-бленду от проворота на активном участке, составляет не менее 6,25 Нм. С учетом балансировки козырька этот момент достаточен для того, чтобы исключить необходимость установки зачекочки в кинематическую цепь. Потребляемая

мощность двигателя не более 6 Вт. Допускаемая температура эксплуатации двигателя от  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

При полугодовом цикле включений двигателя козырька суммарное время его работы в режиме слежения составляет около 44 часов.

Для контроля теплового режима на основных элементах конструкции установлены пленочные датчики температуры (рис. 3). Термодатчики: ВК1, ВК3, ВК4, ВК5, ВК7 подключены по двухпроводной схеме, ВК2, ВК6, ВК8, ВК9, ВК10, ВК11 подключены по трехпроводной схеме. Сбор и обработка показаний термодатчиков производится с помощью многоканальной автоматической системы.

Тепловые испытания системы проводились в криовакуумной камере, стенки которой охлаждались циркулирующим жидким азотом (рис. 4). Степень черноты поверхности азотных экранов – 0,95. Поглощающая способность космического пространства имитировалась с помощью прямоугольной пластины  $1140\times 1000$  мм, охлаждаемой газообразным гелием. Пластина была расположена под углом примерно  $45^{\circ}$  относительно горизонта. Теплопринимающая поверхность пластины представляла собой сотовую структуру, степень черноты составляла 0,98. Минимальная температура в гелиевом контуре – 12,4 К.

Пассивная криогенная система охлаждения устанавливалась в термовакуумную камеру на механической площадке таким образом, чтобы зазор между гелиевым теплоприемником и радиаторами козырька составлял 5–10 мм. Зазор был защищен черным экраном.

Подставка имела плоское посадочное место для установки системы. Оно имело четыре пленочных электронагревателя, расположенных под углом  $90$  градусов равномерно относительно друг друга. Вблизи нагревателей наклеены два термодатчика, один из которых служил для измерения температуры, а второй являлся чувствительным элементом блока термостатирования. Снаружи конструкция была теплоизолирована экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ).

Имитация солнечного излучения производилась с помощью двух пленочных электронагревателей, установленных на корпусе козырька-бленды согласно рис. 5. Суммарная мощность электронагревателей составляла приблизительно 4 Вт, и была выбрана по результатам численного моделирования теплопереноса в системе [4, 5].

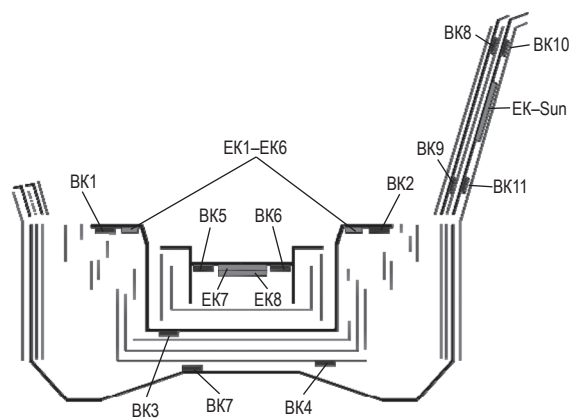


Рис. 3. Схема размещения термодатчиков и нагревателей на элементах конструкции. ВК1–ВК11 – датчики температуры. ЕК1–ЕК8, ЕК–Sun – электронагреватели.

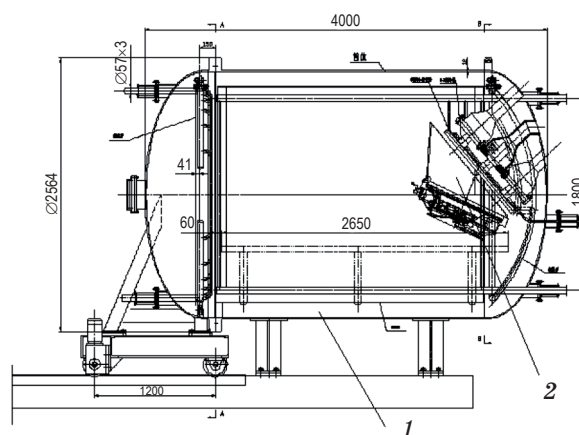


Рис. 4. Расположение системы излучающего криогенного холодильника в криовакуумной камере. 1 – камера, 2 – излучающий холодильник.

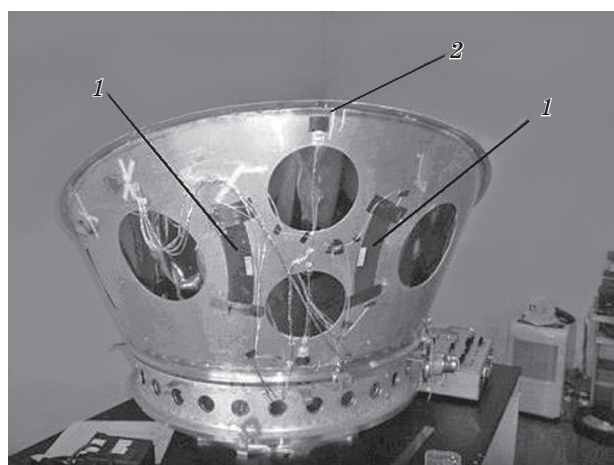


Рис. 5. Размещение имитаторов солнечного излучения на корпусе козырька радиационного охлаждения. 1 – электронагреватели, 2 – корпус козырька-бленды.

Для выбранной конструкции козырька суммарный тепловой поток через слои пленок ЭВТИ на корпус представлял собой сумму из теплового потока, сбрасываемого радиатором внешнего корпуса в космос 3,931 Вт, и теплового потока от корпуса к внутреннему экрану, который состоит из кондуктивной составляющей, равной 0,509 Вт, и радиационной составляющей 0,462 Вт. В эксперименте температура гелиевого теплоприемника составляла около 25 К, а температура азотных экранов находилась около 85 К. Эти значения выше значений температуры окружающего пространства в условиях полета. В связи с этим значения мощности электронагревателей были уменьшены до 4 Вт согласно приблизительным оценкам.

Эксперимент продолжался 10 суток в непрерывном режиме. На первом этапе откачки было проведено обезгаживание системы. На этом этапе с помощью нагревателей посадочного места системы и нагревателей очистки первой и второй ступеней излучающего холодильника элементы конструкции системы выдерживались при температуре около 317 К. При вакууме  $1 \times 10^{-3}$  Па приступили к охлаждению камеры жидким азотом.

При достижении вакуума  $1 \times 10^{-4}$  Па были выключены нагреватели очистки первой и второй ступеней излучающего холодильника, включены электронагреватели имитации солнечного излучения на корпусе козырька мощностью 4 Вт и начато охлаждение гелиевого теплоприемника от 5 холодильных машин. Температура имитатора посадочного места системы поддерживалась на уровне  $316 \pm 2$  К.

После 81 часа охлаждения радиатор второй ступени достиг минимальной температуры 83,22 К (ВК6), а температура радиатора первой ступени – 134,92 К по датчику ВК1. При этом темп снижения температуры радиатора второй ступени составлял менее 0,1 К/ч.

Нагрузочная кривая строилась путем ступенчатого увеличения мощности электронагре-

Результаты измерения температуры в зависимости от мощности нагревателей 2-й ступени

Датчик	Мощность нагревателей				
	0 Вт	73 Вт	132 Вт	242 Вт	110 Вт (по ТЗ)
ВК5	83,22 К	84,23 К	86,62 К	90,83 К	86,2 К
ВК6	83,85 К	85,24 К	87,67 К	91,98 К	

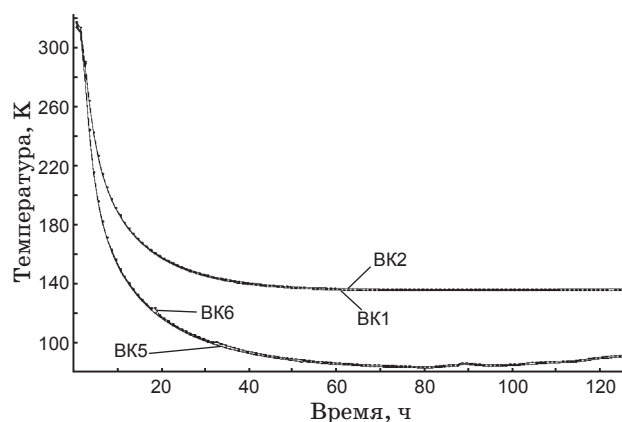


Рис. 6. График изменения температуры излучающего холодильника. Размещение датчиков температуры ВК1, ВК2, ВК5, ВК6 показано на рис. 3.

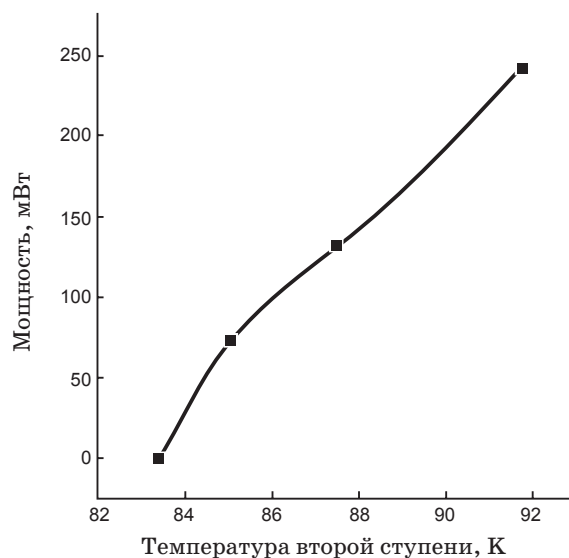


Рис. 7. Нагрузочная кривая излучающего холодильника.

вателя термостатирования детектора (таблица). При измерении нагрузочной характеристики вакуум в камере находился в диапазоне  $3,96 \times 10^{-4} - 5,59 \times 10^{-4}$  Па, максимальная температура гелиевого теплоприемника имела диапазон 24,8–25,4 К, температура азотной стенки 78,6–81,7 К и температура посадочного места фотоприемника 315,5–316,1 К. После подачи мощности делалась выдержка для достижения установившегося теплового режима, при котором темп изменения температуры радиатора второй ступени не превышал 0,06 К/Вт (рис. 6). Зависимость температуры радиатора второй ступени от подаваемой мощности представлена на рис. 7.

Проведенные испытания показали, что созданная пассивная криогенная система с поворотным козырьком-блендой для защиты от солнечного излучения имеет удовлетворительные характеристики по хладопроизводительности. Оптимизация конструкции излучаю-

щего холодильника и увеличение теплового сопротивления узла установки козырька позволит снизить температуру посадочного места фотоприемника до 80 К при тепловой нагрузке 100 мВт и при сохранении характеристик по массе и габаритам.

\* \* \* \* \*

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Справочник по инфракрасной технике в четырех томах // под ред. У. Вольфа, Г. Цилиса. М.: Мир, 1999. 820 с.
2. *Abrosymov A.I., Artemenko V.G., Voronkevich A.V., Ivanov A.A., Iskovskikh S.A.* Results. Proceeding of the Sixth European Symposium on Space Environmental and Control Systems // Noordwijk. The Netherlands. 20–22 May, 1997. ESA SP – 400, August 1997.
3. *Abrosymov A.I., Baryshev O.V., Khoronenko V.A., Furdak U.G.* Flight test resultants of the passive cooling system // Proceeding of the 4<sup>th</sup> European Symposium on Space Environmental and Control Systems, held in Florence, Italy, 21– 24 October, 1991. ESA SP – 324, December. 1991.
4. *Абросимов А.И., Верлан А.А., Сысоев В.К.* Бленда-козырек пассивной криогенной системы охлаждения детектора для геостационарного спутника // Оптический журнал. 2010. В. 77. № 5. С. 41–45.
5. *Абросимов А.И., Верлан А.А., Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К.* Оптимизация криогенного излучающего холодильника // Прикладная физика. 2010. № 1. С. 129–134.