

Л. В. Денисова, Д. Ю. Калинин,  
С. В. Резник

## ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ СЕТЧАТЫХ РЕФЛЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН

*Рассмотрены математические модели и результаты математического моделирования тепловых режимов сетчатых рефлекторов зеркальных космических антенн, которые могут быть использованы при обосновании условий и выборе режимов наземных тепловых испытаний. Представлены методики определения оптических свойств и удельной теплоемкости металлических сетеполотен радиотехнического назначения.*

**E-mail:** u.pasika@yandex.ru; sergeyreznik@bmstu.ru

**Ключевые слова:** тепловой режим, сетчатый рефлектор, космическая антенна, металлическое сетеполотно, теплофизические свойства, оптические свойства, тепловые испытания.

Одно из главных требований, предъявляемых к конструкции зеркальных космических антенн (ЗКА), — стабильность формы и размеров рефлектора. С ним вступает в противоречие ограничение массы и стоимости конструкции. Основной причиной искажения формы рефлектора по сравнению с номинальной являются температурные деформации, вызванные неравномерным солнечным нагревом и охлаждением при заходе конструкции ЗКА в тень Земли. При заданных тепловых нагрузках и размерах рефлектора его температурное состояние зависит от теплофизических свойств (ТФС) и оптических свойств (ОС) материала отражающей поверхности.

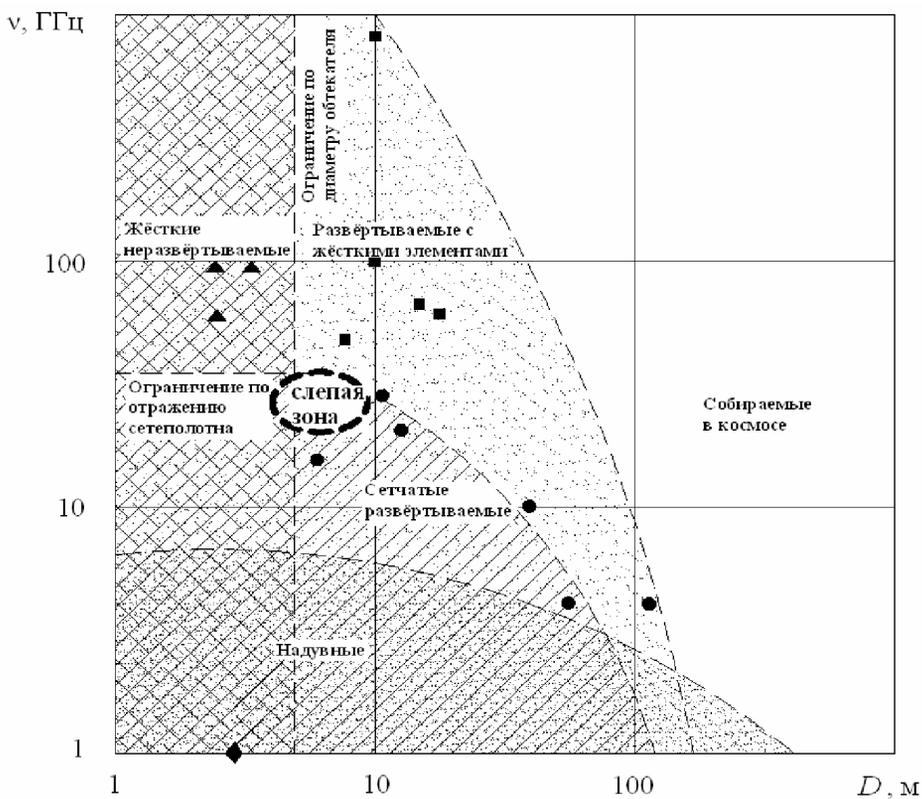
В рефлекторах развертываемых ЗКА широко применяются трикотажные металлические сетеполотна. В литературе крайне мало информации о моделировании тепловых режимов и методах испытаний сетчатых рефлекторов, отсутствуют данные по ТФС и ОС сетеполотен.

Цель настоящей работы — разработка и обоснование методов теоретических и экспериментальных исследований, направленных на получение достоверных данных о тепловых режимах ЗКА с сетчатыми рефлекторами, а также данных по ТФС и ОС сетеполотен.

**Зеркальные космические антенны с сетчатыми рефлекторами.** Современные тенденции развития космических систем связи, навигации, радиолокации, астрономии потребовали создания развертываемых в космосе крупногабаритных ЗКА. Антенны с сетчатой радиоотражающей поверхностью имеют малую погонную массу (менее  $1 \text{ кг/м}^2$ ) и обладают достаточно высокой стабильностью формы и размеров при больших габаритах (рис. 1) [1].

Наиболее эффективные технические решения рефлекторов ЗКА основаны на объединении металлических сетеполотен с элементами из композиционных материалов [2–6]; основные параметры некоторых современных рефлекторов ЗКА приведены в табл. 1. В рефлекторах всех упомянутых антенн используются позолоченные металлические трикотажные сетеполотна, однако материалы волоконной основы и структура сетеполотен могут быть разными (рис. 2).

Как известно, допустимое отклонение профиля рефлектора ЗКА определяется величиной  $\Lambda/16$  или даже  $\Lambda/50$ , где  $\Lambda$  — длина радиоволны, на которой работает антенна [7, 8]. Для известных ЗКА (см. табл. 1) допустимые



**Рис. 1. Области рационального использования рефлекторов ЗКА различных типов:**

▲ — жесткие неразвертываемые конструкции; ■ — развертываемые конструкции с жесткими элементами; ● — сетчатые развертываемые конструкции; ◆ — надувные конструкции

отклонения профиля столь малы, что для стабильной работы ЗКА действие любых факторов, способных вызвать искажение формы и размеров рефлекторов сверх допустимых значений, должно быть ограничено. Поскольку нагрев и охлаждение конструкции входят в число таких факторов, при проектировании антенн необходимо располагать данными прогноза температурного состояния для последующего определения температурных деформаций и обеспечения термостабильности. В литературе практически отсутствует информация о значениях, перепадах температуры и деформациях в конструкциях рассмотренных ЗКА и принятых решениях в интересах достижения термостабильности.

**Модели теплового проектирования.** Для обеспечения стабильности формы и размеров отражающей поверхности рефлектора ЗКА в процессе эксплуатации должны быть ограничены значения и перепады температуры, влияющие на температурные деформации.

В теоретических исследованиях стратегия выбора математической модели, описывающей процесс теплообмена, зависит от требований к точности описания процесса, скорости получения результатов и практической значимости результатов расчетов.

Температурное состояние ЗКА формируется под влиянием комбинированного переноса теплоты излучением и теплопроводностью, т.е. радиационно-кондуктивного теплообмена (РКТ). Модели РКТ имеют высокую точность,

## Характеристика современных рефлекторов зеркальных космических антенн

Наименование КА, разработчик, литературный источник	Материал волокна	Частота, ГГц (длина волны излучения, мм)	Схема конструкции; диаметр в метрах
Станция “Мир”, экспериментальная антенна, ЗАО “НПО “ЭГС” [2]	Сетка сплетена из троированных волокон вольфрама диаметром 15 мкм	1,61...1,71 (180...170)	Мембранного типа на стержневом каркасе с радиальными ребрами; 6,4
Thuraya-1, “TRW Astro Aerospace” [3]	Не известен	1,61...1,71 (180...170)	Мембранного типа на стержневом каркасе с растяжками; 12,5×16
Garuda-1, “Harris” [3, 4]	Не известен	1,61...1,71 (180...170)	Зонтичного типа; 12
TDRS 7, “Harris” [5]	Молибден	10,7...12,57 (28...24)	Зонтичного типа; 5
“Луч-5”, ОАО “Информационные спутниковые системы” [6]	Сетка сплетена из троированных волокон вольфрама диаметром 15 мкм	10,7...12,57 (28...24)	Зонтичного типа; 4,2

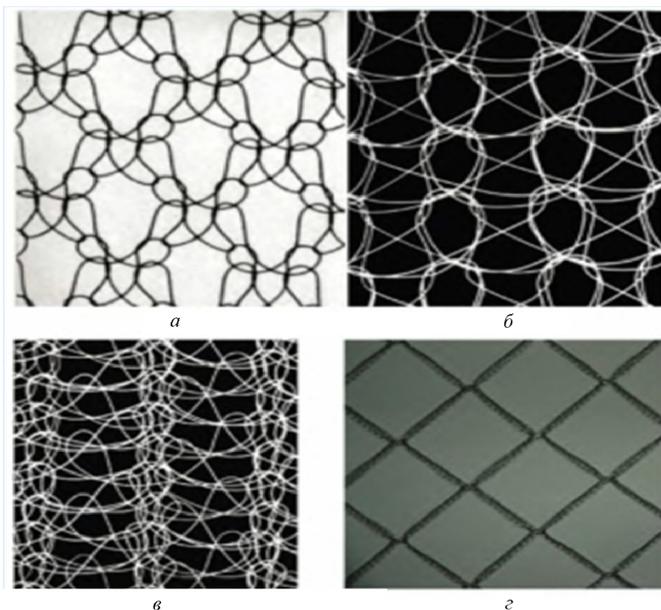


Рис. 2. Металлические сетеполотна из стальной проволоки диаметром 20 мкм (а, в) и 50 мкм (г) и вольфрамовой проволоки диаметром 15 мкм (б)

но требуют больших вычислительных и временных ресурсов. Иногда для решения задач теплообмена космических конструкций могут быть использованы модели нелинейной теплопроводности (НЛТ), которые учитывают перенос энергии теплопроводностью и отвод теплоты излучением в окружающее пространство. Главное их отличие от моделей РКТ состоит в том, что они не учитывают радиационный теплообмен между отдельными элементами конструкции. Модели НЛТ менее требовательны к вычислительным

ресурсам, но не всегда имеют точность, приемлемую для практического применения.

Для теплового анализа космических конструкций авторами разработано семейство математических моделей НЛТ и РКТ, методов и программных средств CAR-SPACE, которое имеет иерархическую структуру [9, 10]. В рамках семейства наиболее точные и универсальные результаты могут быть получены с помощью метода конечных элементов.

Далее приведены математическая модель и конечно-элементный алгоритм решения задачи РКТ рефлектора ЗКА с конструктивными деталями.

**Геометрическая модель** аппроксимируется конечными элементами с учетом ожидаемых градиентов температуры и требуемой точности определения температурного состояния. Рефлектор имеет сплошную квазиоднородную поверхность, которая представляется совокупностью типовых элементов:

– “сосредоточенные узлы” (0D-элементы). Группу образуют элементы, имеющие относительно небольшие геометрические размеры, но существенную теплоемкостью;

– “тонкие стержни” (1D-элементы). Группа включает элементы, имеющие протяженность в одном направлении значительно большую, чем в двух других;

– “пластины” (2D-элементы). К данной группе относятся элементы, имеющие протяженность в одном направлении значительно меньшую, чем в двух других.

**Физическая модель.** Предполагалось, что распределение температуры в пределах поперечного сечения 1D- и по толщине 2D-элементов однородное. Теплообмен конструкции нестационарный, осуществляется за счет теплопроводности и излучения. Элементы частично прозрачны для теплового излучения и способны поглощать, пропускать, отражать внешние потоки излучения и испускать излучение в окружающую среду. Характер отражения и испускания излучения диффузный. Пропущенное излучение не меняет своего направления. Материалы конструкции термостабильны. Теплофизические и оптические свойства материалов зависят от температуры. Материалы 2D-элементов обладают ортотропной теплопроводностью. В пределах двух спектральных диапазонов — спектра излучения Солнца и спектра излучения Земли ОС считаются постоянными и не зависят от направления падающего излучения.

На конструкцию действуют потоки прямого и отраженного от Земли солнечного излучения, а также поток собственного излучения Земли. Направление потоков изменяется во времени и зависит от положения конструкции на орбите.

**Математическая модель** включает в себя уравнение теплопроводности

$$[C] \frac{\partial \{T\}}{\partial \tau} + [K] \{T\} = \{Q\}; \quad (1)$$

уравнение радиационного теплообмена

$$[A] \{Q\} = [B] \{T^4\} - \{P\}. \quad (2)$$

В начальный момент времени выполняется условие

$$\{T\} = \{T_0\}. \quad (3)$$

Вычисление элементов матриц и векторов в (1) основано на частных уравнениях энергии в элементах конструкции — концентрированных узлах,

стержневых элементах и пластинах. Эти уравнения, записанные в локальных системах координат, имеют вид:

для концентрированных узлов

$$c_n m_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = q_{V,n}, \quad n = \overline{1, N_1}; \quad (4)$$

для стержневых элементов

$$c_n \rho_n S_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = S_n \frac{\partial}{\partial x_n} \left( \lambda_{x,n} \frac{\partial T_n}{\partial x_n} \right) + P_n \left( (A_{S,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_n \mu_{LW,n}) q_{W,n} - q_{P,n} \right), \quad (5)$$

$$n = \overline{N_1 + 1, N_1 + N_2};$$

для пластин

$$c_n \rho_n h_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = h_n \left( \frac{\partial}{\partial x_n} \left( \lambda_{x,n} \frac{\partial T_n}{\partial x_n} \right) + \frac{\partial}{\partial y_n} \left( \lambda_{y,n} \frac{\partial T_n}{\partial y_n} \right) \right) + (A_{S1,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{1,n} \mu_{LW,n}) q_{W1,n} + (A_{S2,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{2,n} \mu_{LW,n}) q_{W2,n} - (q_{P1,n} + q_{P2,n}), \quad (6)$$

$$n = \overline{N_1 + N_2, N_1 + N_2 + N_3},$$

где  $\mu_{SW,n} + \mu_{LW,n} = 1$ ;  $q_{P1(2),n} = \varepsilon_{1(2),n} \sigma T_n^4$ .

При расчете элементов матриц  $[A]$ ,  $[B]$  и вектора  $\{P\}$  учитываются затенение и частичная прозрачность элементов конструкции:

$$a_{ij} = \frac{1}{S_i} \left( \frac{\delta_{ij}}{\varepsilon_i} - \varphi_{ji} \frac{1 - \varepsilon_i}{\varepsilon_i} \right), \quad i, j = \overline{1, N_2 + N_3}; \quad (7)$$

$$b_{ij} = \sigma (\delta_{ij} - \varphi_{ji}), \quad i, j = \overline{1, N_2 + N_3}; \quad (8)$$

$$p_i = \left\| \vec{q}_S^{el} \right\| \cos \Omega_{S,i} \prod_{k=1}^{K_1} D_{S,k} + \left\| \vec{q}_R^{el} \right\| \cos \Omega_{R,i} \prod_{k=1}^{K_2} D_{R,k} + \left\| \vec{q}_E^{el} \right\| \cos \Omega_{E,i} \prod_{k=1}^{K_2} D_{E,k}, \quad (9)$$

$$i = \overline{1, N_2 + N_3},$$

где  $\varphi_{ji} = \varphi_{ji}^0 \prod_{k=1}^{K_{ji}} D_k$ ,  $i, j = \overline{1, N_2 + N_3}$ ;  $D_k = \left\| \vec{q}_{T,k} \right\| / \left\| \vec{q}_{W,k} \right\| = f_k(\theta_k)$ ;

$\Omega_{S(R,E),i} = (\widehat{\vec{q}_{S(R,E),i}^{el}}; \vec{n}_i)$ ;  $\theta_k = (\widehat{\vec{q}_{W,k}}; \vec{n}_k)$ .

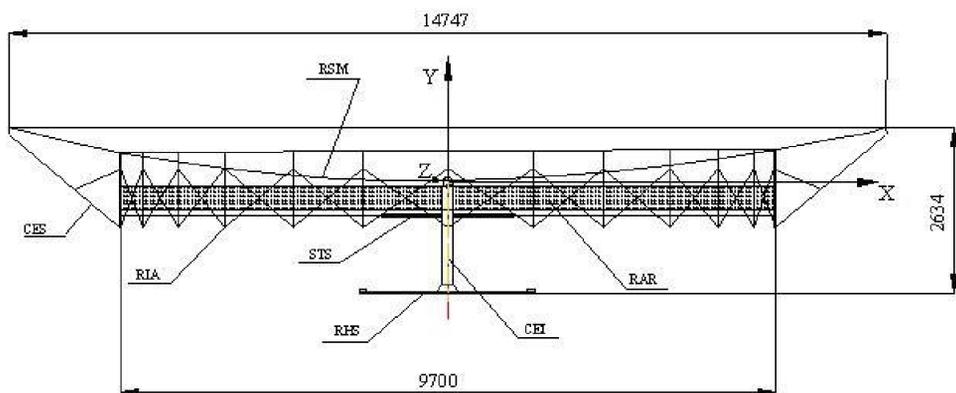
В формулах (1)–(9)  $[C]$  – матрица объемной теплоемкости;  $\{T\}$  – вектор-столбец узловых значений температуры;  $\tau$  – время;  $[K]$  – матрица теплопроводности;  $\{Q\}$  – вектор-столбец тепловых нагрузок;  $\{P\}$  – вектор-столбец внешних тепловых нагрузок;  $\{T_0\}$  – вектор-столбец начальных значений температуры;  $\{Q_S\}$  – вектор-столбец нагрузок от потока  $q_S$ ;  $\{Q_R\}$  – вектор-столбец нагрузок от потока  $q_R$ ;  $\{Q_E\}$  – вектор-столбец нагрузок от потока  $q_E$ ;  $[A]$ ,  $[B]$  – матрицы внутреннего радиационного теплообмена;  $S$ ,  $P$  –

площадь поперечного сечения и периметр стержневого элемента;  $\delta$  — символ Кронекера;  $\varphi, \varphi^0$  — угловые коэффициенты, рассчитанные с учетом частичной и полной прозрачности элементов;  $M$  — число конечных элементов;  $q_V$  — мощность источников теплоты, действующих в концентрированном узле;  $N_1, N_2, N_3$  — соответственно число элементов типа концентрированного узла, стержня, пластины;  $\mu_{SW,n}, \mu_{LW,n}$  — доли внешнего потока излучения в спектре Солнца и спектре излучения Земли;  $q_P$  — плотность потока собственного излучения элемента;  $\sigma$  — постоянная Стефана–Больцмана;  $\rho$  — плотность материала;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности;  $c$  — удельная теплоемкость;  $h$  — толщина плоского элемента;  $A_S, A_E$  — поглощательные способности поверхности в спектре Солнца и спектре излучения Земли;  $D, f$  — коэффициент и угловая функция пропускания излучения элементом;  $\vec{q}_W, \vec{q}_T$  — векторы потоков излучения, падающего на элемент и прошедшего сквозь него;  $K_{1(2)}$  — число элементов, затеняющих поток излучения от Солнца (Земли);  $\vec{q}_{S(R,E)}^{el}$  — векторы потоков внешнего излучения, действующие на элемент конструкции;  $x, y$  — оси локальной системы координат;  $\vec{n}$  — нормаль элемента.

Алгоритм численного решения задачи (1)–(9) основан на методах Галеркина, конечных элементов и зональном методе и заключается в итерационном уточнении поля температур на каждом временном шаге.

**Особенности тепловых режимов ЗКА.** В 2002–2003 гг. фирмой Alenia Spazio (Италия) совместно с ЗАО “НПО “ЭГС” (совместное предприятие Ракетно-космической корпорации “Энергия” им. С.П. Королева, Россия, и Грузинского политехнического интеллекта, Грузия), HTS (Швейцария), SENER (Испания), Magna (Австрия) был разработан оригинальный проект ЗКА [11]. В рамках указанного проекта авторами был проведен тепловой анализ рефлектора (рис. 3).

В соответствии с проектом отражающая поверхность рефлектора имеет форму вырезки из параболоида вращения с эффективным диаметром 12 м (фактический размер диска  $15 \times 12$  м) и фокусным расстоянием 6,3 м. Для поддержания стабильности профиля рефлектора антенны кольцо было укреплено тонкими ребрами из углепластика. Расчеты температурного состояния выполнялись с помощью представленной выше модели РКТ и модели НЛТ для условий геостационарной орбиты.



**Рис. 3. Схема рефлектора ЗКА:**

CEI — центральный интерфейс; CES — консольные элементы системы; RAR — радиальные лепестки; RHS — держатель отражателя и система развертывания; RIA — соединительное кольцо; RSM — металлическое сетеполотно; STS — система обеспечения жесткости

Число узлов разбиения варьировалось в пределах 640–20 000. Исследованы особенности нагрева и глубокого охлаждения ЗКА (рис. 4, 5). В результате моделирования найдено, что тонкостенные элементы ЗКА в теневой части орбиты могут охлаждаться до температур менее 100 К, а на освещенных участках нагреваться до 400 К со скоростью, превышающей 10 К/с.

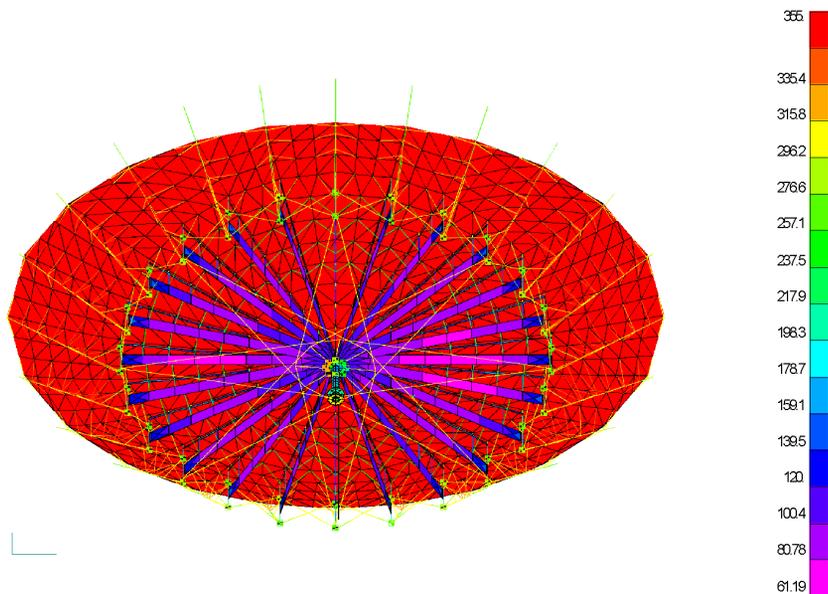


Рис. 4. Температурное поле рефлектора ЗКА в период зимнего солнцестояния. Момент захвата Солнцем (максимальная температура)

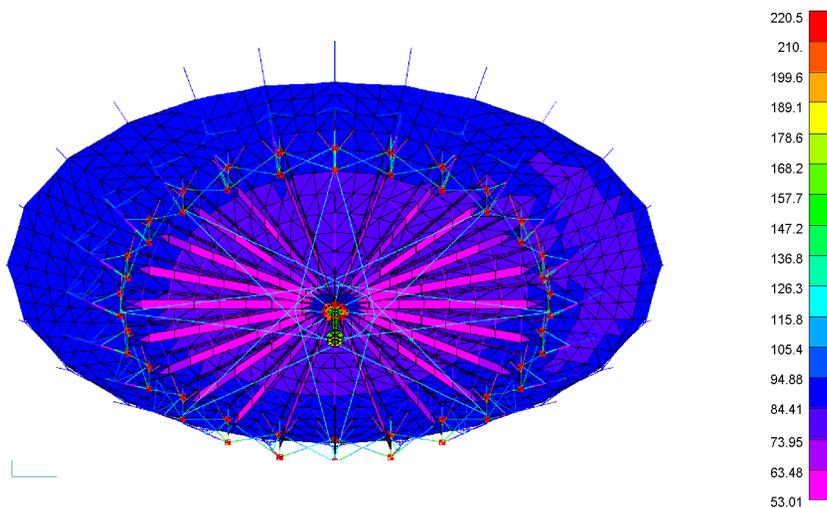


Рис. 5. Температурное поле рефлектора ЗКА в период весеннего равноденствия. Момент перед выходом из тени (минимальная температура)

Температуры, полученные по модели РКТ для теневого участка орбиты, оказались во всех случаях выше температур, вычисленных по модели НЛТ. Фактически модель РКТ обеспечивала более полное описание теплообмена между элементами ЗКА и высокую точность (табл. 2). В диапазоне 640–8028 конечных элементов (339–3989 узлов) результаты вычислений по модели РКТ слабо зависели от числа конечных элементов (табл. 3).

Таблица 2

**Сравнение результатов расчетов минимальной температуры рефлектора по моделям НЛТ и РКТ**

Наименование элемента	Модель НЛТ		Модель РКТ	
	°С	К	°С	К
Радиальный лепесток	–231	42	–220	53
Соединительное кольцо	–221	52	–173	100
Металлическое сетеполотно	–231	42	–200	73
Центральный интерфейс	–203	70	–178	95

Таблица 3

**Сравнение результатов расчетов температуры рефлектора по модели РКТ для разного числа узлов**

Наименование элемента	Температура, К			
	минимальная		максимальная	
	339 узлов	3989 узлов	339 узлов	3989 узлов
Радиальный лепесток	51	53	290	296
Металлическое сетеполотно	79	73	361	374

**Лабораторные исследования и наземные тепловые испытания сетчатых материалов.** На температурное состояние металлических сетеполотен в значительной степени влияют ОС и удельная теплоемкость материала. Коэффициент теплопроводности сетеполотна в направлении, перпендикулярном к поверхности, не столь важен как удельная теплоемкость, так как температурные градиенты по толщине пренебрежимо малы.

Отметим, что в научной литературе отсутствуют данные по ОС и удельной теплоемкости металлических сетеполотен радиотехнического назначения. Авторами разработаны методики экспериментального определения ОС и удельной теплоемкости металлических сетеполотен на стандартных приборах. В ходе лабораторных исследований определены свойства металлического сетеполотна из нихромовой проволоки диаметром 50 мкм с шагом ячейки 2 мм.

Измерение спектральной поглощательной способности металлического сетеполотна  $A_\nu$  в диапазоне длин волн  $\lambda = 0,25 \dots 2,0$  мкм проводилось с помощью двулучевого оптического прибора с интегрирующей сферой; погрешность определения величины  $A_\nu$  не более 0,005. Интегральная поглощательная способность металлического сетеполотна  $A_S$  в солнечном спектре вычислялась методом селективных ординат (равноэнергетических участков) [12]. Погрешность найденного таким образом значения  $A_S = 0,15$  не превышала 0,02.

Значение интегральной степени черноты  $\varepsilon$ , измеренной с помощью стандартного терморадиометра ТРМ-63м в области спектра  $\lambda = 4 \dots 40$  мкм с абсолютной погрешностью не более 0,02, составило 0,11.

Спектральная пропускательная способность  $D_\nu$  сетеполотна определялась на спектрофотометре СФ-26 в области спектра  $\lambda = 0,18 \dots 2,0$  мкм с абсолютной погрешностью не более 0,01. Интегральная пропускательная способность в области спектра  $\lambda = 0,18 \dots 2,0$  мкм рассчитывалась по методу селективных ординат [12] и ее значение составило  $D_S = 0,77$ .

Спектральная отражательная способность металлического сетеполотна  $R_\nu$  определялась по результатам измерений спектральной [поглощательной ( $A_\nu$ ) и пропускательной ( $D_\nu$ )] способностей по формуле

$$R_\nu = 1 - A_\nu - D_\nu.$$

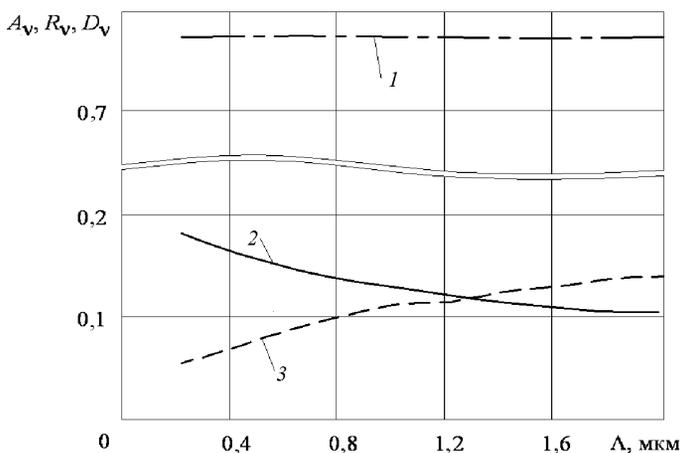
Абсолютная погрешность определения  $R_\nu$  представляет собой сумму абсолютных погрешностей определения  $A_\nu$  и  $D_\nu$  и равна 0,015.

Измерения интегральной отражательной способности  $R_S$  проводились на стандартном приборе ФМ-59 в интервале длин волн  $\lambda = 0,4 \dots 2,0$  мкм с абсолютной погрешностью не более 0,05. По результатам измерений  $R_S = 0,08$ .

На рис. 6 представлены результаты измерений спектральных поглощательной ( $A_\nu$ ), пропускательной ( $D_\nu$ ) и отражательной ( $R_\nu$ ) способностей металлического сетеполотна. Установлено, что пропускательная способность металлического сетеполотна практически не зависит от длины волны в обширной области спектра, отражательная способность слабо растет с увеличением длины волны, а поглощательная способность с увеличением длины волны падает. Отражение излучения от поверхности сетеполотна имеет диффузный характер.

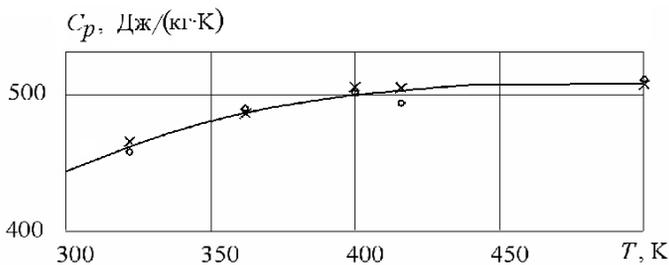
Для определения удельной теплоемкости металлического сетеполотна использовался сравнительный метод монотонного нагрева [13]. Экспериментальные исследования проводились на установке ИТ-с-400 с погрешностью измерений не более 10%. Температурная зависимость удельной теплоемкости металлического сетеполотна приведена на рис. 7.

Для проверки достоверности результатов измерений интегральных поглощательной способности и степени черноты сетеполотна, полученных в ходе независимых экспериментов, были проведены тепловые испытания в

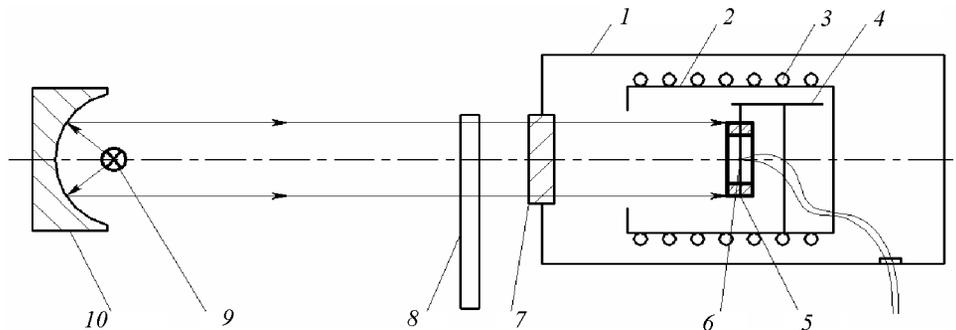


**Рис. 6. Спектральные оптические характеристики металлического сетеполотна:**

пропускательная  $D_\nu$  (1), поглощательная  $A_\nu$  (2), отражательная  $R_\nu$  (3) способности



**Рис. 7. Температурная зависимость удельной теплоемкости металлического сетеполотна**



**Рис. 8. Схема экспериментальной установки для тепловых испытаний образцов сетеполотна:**

1 — вакуумная камера; 2 — термостатируемый экран; 3 — змеевик; 4 — устройство для крепления образца; 5 — термопара; 6 — образец; 7 — окно из кварцевого стекла; 8 — obtюратор; 9 — дуговая лампа; 10 — параболический отражатель

экспериментальной установке с имитацией космических условий по разработанной методике (рис. 8). Вакуумная камера 1 цилиндрической формы диаметром 360 мм, длиной 300 мм изнутри была покрыта черной краской с большой поглощательной способностью в видимой и инфракрасной областях спектра. В камере располагался термостатируемый экран 2, представляющий собой медный цилиндр покрытый краской с большой поглощательной способностью. Стабилизация температуры экрана проводилась термостатом И-10 через змеевик 3. Поток излучения проходил в камеру через кварцевое окно 7 диаметром 70 мм. В термостатируемом экране размещен образец металлического сетеполотна 6 диаметром 75 мм из нихромовой проволоки диаметром 50 мкм с шагом ячейки 2 мм. В камере во время эксперимента поддерживалось давление  $10^{-4} \dots 10^{-5}$  мм рт. ст. Образец облучался искусственным источником солнечной радиации 9, в качестве которого использовалась ксеноновая лампа высокого давления ДКсШ-1000, с параболическим алюминированным отражателем 10. Спектр ламп ДКсШ-1000 в ультрафиолетовой и видимой областях близок к солнечному спектру. Плотность излучения, падающего на образец, регулировалась при помощи obtюратора 8 и устанавливалась равной  $q_{W,R} = 1400 \pm 100$  Вт/м<sup>2</sup>, интенсивность излучения контролировалась пиранометром М-80М (пиранометр Яньшевского).

Температура экрана 2 измерялась термистором, расположенным на внутренней поверхности экрана. Температура образца определялась с помощью платина-константановой термопары. Ее термо-ЭДС измерялась потенциометром Р-37-1 (класс точности 0,01) в комплекте с выходным прибором Р-325У. Регистрация динамики нагрева металлического сетеполотна проводилась регистрирующим автоматическим потенциометром КСП-4 с градуировкой шка-

лы от 0...300 °С. Спай термопары закреплялся в центре образца, а термоэлектроды располагались вдоль его поверхности, что уменьшало влияние краевых эффектов. Использовался механический способ крепления датчика к образцу: термопара обматывалась вокруг одного из волокон сетеполотна.

По экспериментально определенной температуре образца  $T_W^e$ , температуре экрана  $T_S$  и плотности потока излучения  $q_{W,R}$  из уравнения теплового баланса определялось отношение интегральной поглотительной способности в области солнечного спектра  $A_S$  к интегральной излучательной способности  $\varepsilon$ :

$$\frac{A_S}{\varepsilon} = \frac{2\sigma(T_W^{e4} - T_S^4)}{q_{W,R}}$$

Результаты тепловых испытаний приведены в табл. 4

Таблица 4

**Результаты тепловых испытаний образца металлического сетеполотна**

$q_{W,R}$ , Вт/м <sup>2</sup>	$T_W^e$ , К	$T_S$ , К	$A_S/\varepsilon$
1432	398	291	1,43

Величина отношения  $A_S/\varepsilon = 1,43$ , вычисленного по результатам измерений для  $T_W^e = 398$  К, удовлетворительно согласуется с величиной отношения  $A_S/\varepsilon$ , полученного в результате независимых измерений на спектральных приборах ( $A_S/\varepsilon = 1,36$ ), что указывает на достоверность результатов лабораторных исследований ОС.

**Оценка методической погрешности измерения температуры металлического сетеполотна и анализ экспериментальных данных.** При использовании термопар для измерения температуры объектов происходит искажение температурного поля в месте установки датчика. Температура спаи термопары  $T_t$  отличается от истинной температуры  $T$ , которую имел бы материал образца в той же точке, где расположена термопара, при ее отсутствии. В таких случаях принято говорить о методической погрешности измерения температуры (МПИТ)  $\Delta T = T_t - T$ , которая имеет две составляющие – систематическую и случайную. На практике полностью устранить систематическую составляющую МПИТ не удастся, но надлежащим выбором характеристик термопары она может быть уменьшена до приемлемой величины, а с помощью методов, изложенных в [14], исключена из термограмм. Как правило, случайная составляющая МПИТ существенно меньше систематической и принимается равной инструментальной погрешности.

В описанном ранее эксперименте диаметр термоэлектродов платиноконстантановой термопары был соизмерим с диаметром волокна сетеполотна и составлял 30 мкм. Спай термопары имел ширину 60 мкм и длину 2 мм. Случайная составляющая равнялась 0,01 К, и ее вклад в МПИТ был пренебрежимо мал.

Для оценки систематической составляющей МПИТ металлического сетеполотна была сформулирована математическая модель теплообмена в системе “волокно сетеполотна – спай и электроды термопары”. Полагалось, что термоэлектроды термопары параллельны волокну, образующему ячейку сетеполотна, площадь контакта в месте соединения мала, а тепловой контакт идеальный. Значения ТФС и ОС материала термопары и материала волокна сетеполотна заимствовались из литературных источников [15, 16].

По результатам численного моделирования, основанного на методе конечных элементов, была найдена МПИТ, составляющая 1,2 К, что указывает на достаточно высокую точность измерений.

**Выводы.** 1. Проведено сравнение двух моделей теплообмена рефлектора ЗКА — модели радиационно-кондуктивного теплообмена и модели нелинейной теплопроводности и даны рекомендации по их использованию при проведении практических расчетов:

— модели РКТ обеспечивают более полное описание теплообмена между элементами ЗКА и высокую точность. Отличие температур, вычисленных по моделям РКТ и НЛТ, может достигать 50 К, что вполне закономерно и объясняется эффектами перераспределения теплоты за счет переотражения и взаимного облучения элементов. Если нет ограничений по вычислительным и временным ресурсам и требуется большая точность результатов, то модели РКТ более предпочтительны;

— для конечно-элементной модели РКТ при определенном числе элементов дискретизации конструкции влияние числа конечных элементов на точность вычислений может стать малым. Так, для рефлектора диаметром 12 м в диапазоне 640–8028 конечных элементов и 339–3989 узлов результаты вычислений слабо зависят от числа элементов. Это частный, но важный результат при выборе стратегии вычислений, так как обычно время численного моделирования и объем вычислительных ресурсов быстро растут с увеличением числа конечных элементов.

2. С помощью модели РКТ на основе метода конечных элементов исследованы особенности нагрева и глубокого охлаждения рефлектора ЗКА, которые представляют интерес для проектантов антенн и испытателей. В результате моделирования установлено:

— тонкостенные элементы ЗКА в теневой части орбиты могут охлаждаться до температур ниже 100 К, а на освещенных участках нагреваться до 400 К;

— скорости охлаждения элементов рефлектора при заходе конструкции в тень и нагрева при выходе из тени Земли могут превышать 10 К/с.

3. В результате лабораторных исследований впервые получены данные по оптическим свойствам и удельной теплоемкости металлических сетеполотен, предназначенных для использования в рефлекторах ЗКА. Металлическое сетеполотно имеет практически неселективное пропускание в обширной области спектра, его поглощательная способность с увеличением длины волны падает, а отражательная способность слабо растет с увеличением длины волны. Исследования отражательных свойств сетеполотна показывают, что отражение излучения от поверхности сетеполотна имеет диффузный характер. Полученные данные могут использоваться в качестве исходных для решения задачи теплового проектирования сетчатых рефлекторов.

4. Для проверки результатов независимых измерений интегральных поглощательной способности и степени черноты сетеполотна разработана методика и по ней проведены тепловые испытания в экспериментальной установке с нагревом плоского образца металлической сетки излучением дуговой ксеноновой лампы. Эксперимент подтвердил достоверность разработанных методик определения оптических свойств сетеполотен.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. I m b r i a l e W. Spaceborn antennas for planetary exploration. – NY.: John Wiley and Sons, 2006. – 592 p.
2. П о б е д и н с к а я М. Новое предприятие по разработке больших антенн для КА // Новости космонавтики. – 2002. – № 2. – С. 78–81.
3. И н ф о р м а ц и о н н ы й космический центр “Северная Корона”, Парад технологий (<http://www.spacecenter.ru>).

4. М о х о в В. Сто и одно несчастье с “Garuda-1” // Новости космонавтики. – 1999. – № 12. – С. 40–41.
5. W i k i p e d i a (<http://en.wikipedia.org/wiki/TDRSS>).
6. М а р и н и н И., Л и с о в И. “Луч-5А” — аппарат многофункциональной системы ретрансляции // Новости космонавтики. – 2003. – № 12. – С. 50–51.
7. Г р я н и к М. В., Л о м а н В. И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. – М.: Радио и связь, 1987. – 72 с.
8. О с н о в ы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем / О.М. Алифанов, П.Н. Вабишевич, В.В. Михайлов и др. – М.: Логос, 2001. – 400 с.
9. К а л и н и н Д. Ю., Р е з н и к С. В. Моделирование температурного состояния крупногабаритных космических конструкций // Инженерно-физический журнал. – 2001. – Т. 74, № 6. – С. 17–26.
10. М а т е р и а л ы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: В 3 т. – Т. 1. Прогнозирование и анализ экстремальных воздействий / Ю.В. Полежаев, С.В. Резник, Э.Б. Василевский и др.; Под ред. С.В. Резника. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 224 с.
11. R e z n i k S. V., K a l i n i n D. Y u., D e n i s o v O. V. Features of large deployable antennas thermal state in space // Proceed. 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions (Noordwijk, The Netherlands, 27–30 May, 2008). – ESTEC, 2008. – P. 335–338.
12. У и б е л т Д ж., Х е н д е р с о н Д ж. Метод селективных ординат для расчетов по спектральным данным интегральных радиационных характеристик материалов по отношению к солнечному излучению // Теплопередача.– 1979. –Т. 101, № 2. – С. 119–126.
13. П л а т у н о в Е. С. Теплофизические измерения в монотонном режиме. – М.: Энергия, 1973. – 143 с.
14. Я р ы ш е в Н. А. Теоретические основы измерения нестационарной температуры. – М.: Энергия, 1990. – 256 с.
15. Р о г е л ь б е р г И. Л., Б е й л и н В. М. Сплавы для термопар: Справочник. – М.: Металлургия, 1983. – 360 с.
16. И з л у ч а т е л ь н ы е свойства твердых материалов: Справочник / Л.И. Латыев, В.А. Петров, В.Я. Чеховской, Е.Н. Шестаков; Под общ. ред. А.Е. Шейндлина. – М.: Энергия, 1974. – 472 с.

Статья поступила в редакцию 24.12.2010



Лилиана Валентиновна Денисова родилась в 1968 г., окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1992 г. Инженер кафедры “Ракетно-космические композитные конструкции” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области расчета тепловых режимов конструкций из композитных материалов”.

L.V. Denisova (b. 1968) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1992. Engineer of “Rocket and Space Composite Structures” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of design of thermal regimes of structures made of composite materials.

Дмитрий Юрьевич Калинин родился в 1972 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1995 г. Канд. техн. наук. Зам. ген. директора ООО “МИТИЗ”. Автор более 20 научных работ в области конверсионных технологий, математического, физического моделирования и параметрической идентификации теплофизических процессов в конструкциях ракетно-космической техники.

D.Yu. Kalinin (b. 1972) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1995. Ph. D. (Eng.). Deputy general director of “MITIZ” Joint-Stock Company. Author of more than 20 publications in the field of conversion technologies and mathematical, physical simulation and parametrical identification of thermophysical processes in structures of rocket and space machinery.

Сергей Васильевич Резник родился в 1947 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1971 г. Д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой “Ракетно-космические композитные конструкции” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 240 научных работ в области теплового проектирования, производства и испытания объектов ракетно-космической техники.



S.V. Reznik (b. 1947) graduated from the Moscow Aviation Institute n.a. S.Ordzhonikidze in 1971. D. Sc. (Eng.), professor of “Rocket and Space Composite Structures” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 240 publications in the field of thermal design, production and testing of objects of rocket and space technology.