

Физическая аппаратура и ее элементная база

УДК 621.384.3

Тепловые режимы ИК-аппаратуры космического базирования

И. Л. Бартошина, Н. А. Брусник, Г. В. Кукина, Ю. С. Пронин,
В. А. Сухнев, В. А. Шувалов

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,
г. Королев, Московская обл., Россия

Исследованы тепловые режимы элементов оптико-механического блока инфракрасного радиометра космического базирования в условиях воздействия излучения Солнца, собственного и отраженного излучений Земли.

В ЦНИИ машиностроения проводится разработка проектного облика многоцелевой оптико-электронной аппаратуры среднего (2—5 мкм) и дальнего (8—12 мкм) ИК-диапазона спектра для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Одной из наиболее сложных задач создания ИК-аппаратуры является необходимость захлаживания элементов оптико-механического блока (ОМБ) пассивным способом в целях подавления паразитного фона. Эта проблема в ОМБ рассматриваемой аппаратуры решена с помощью захлаживания апертурной диафрагмы, смещенной в направлении к фокальной поверхности, и светозащитной трубки, охватывающей объем между апертурной диафрагмой и фокальной поверхностью до температур 100—150 К.

Задачей данного исследования является определение возможности использования на космическом аппарате (КА) пассивного низкотемпературного радиатора для сброса тепла со светозащитной трубки.

Для решения этой задачи определяются баллистические условия, которые будут иметь место при движении КА.

Для анализа условий работы низкотемпературного радиатора в процессе орбитального движения КА была разработана математическая модель движения КА на солнечно-синхронных орбитах (ССО) с высотами 400—900 км с учетом условий освещения КА Солнцем и облучения Землей. Моделирование функционирования КА на солнечно-синхронных орбитах в целях определения взаимного положения КА и Солнца (углов $U_{КАС}$) для различных углов между узлом орбиты и направлением на среднее экваториальное

Солнце проводилось на промежутке времени, соответствующем периоду обращения КА вокруг Земли (рис. 1). Солнце на этом рисунке находится в точке весеннего равноденствия. Для различных значений углов между узлом орбиты и направлением на среднее экваториальное Солнце $\Delta\Omega$ вычислялись углы между нормалью к поверхности радиатора и направлением на Солнце, для чего координаты текущего положения Солнца переводились в орбитальную систему.

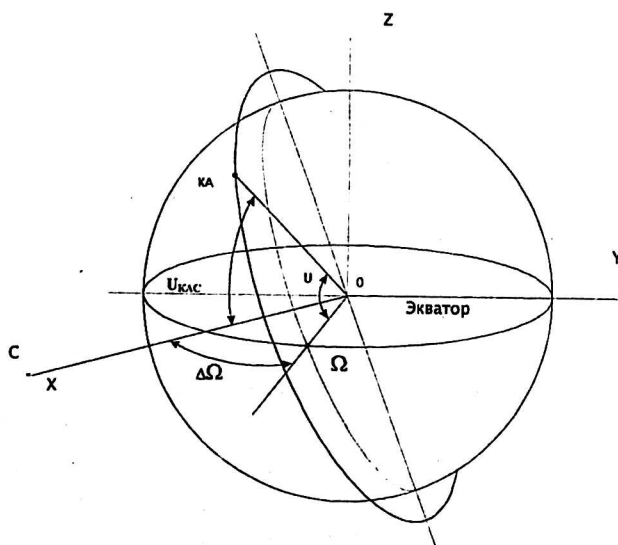


Рис. 1. Положение космического аппарата на солнечно-синхронной орбите и среднего экваториального Солнца в геоцентрической системе координат

Результаты расчета в качестве примера представлены на графиках рис. 2, где по оси абс-

цисс отложены текущие значения аргумента широты на витке, а по оси ординат — значения углов между нормалью к плоскости радиатора и направлением на Солнце U_C в градусах. Кривые, нанесенные на рис. 2, соответствуют углам отворота нормали к радиатору от надира — $\beta = 135^\circ$.

нормалью к элементу поверхности сферы (радиатору); γ — угол между нормалью к элементу сферы (радиатору) и направлением на Солнце; Ψ — угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце.

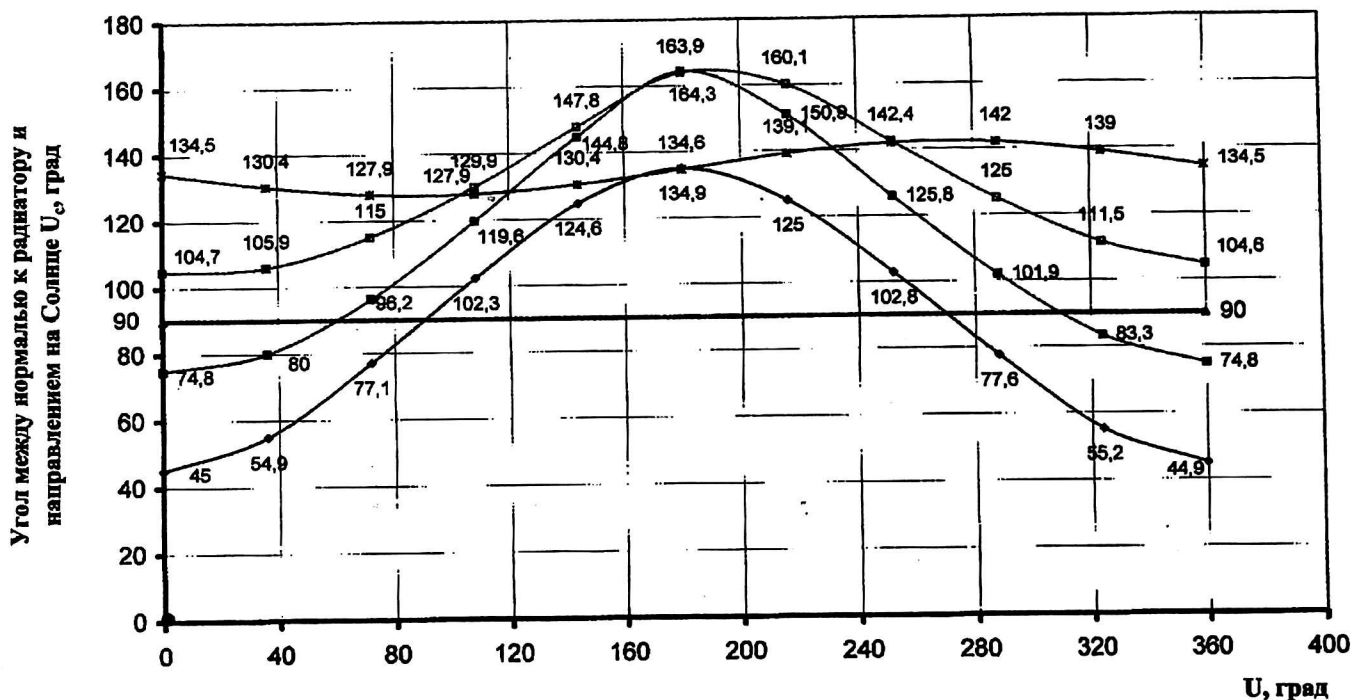


Рис. 2. Углы между нормалью к поверхности радиатора и направлением на Солнце ($H = 400-900$ км, $\beta = 135^\circ$):
 —●— $\Delta\Omega = 0^\circ$; —○— граница засветки радиатора Солнцем; —■— $\Delta\Omega = 30^\circ$;
 —□— $\Delta\Omega = 60^\circ$; —x— $\Delta\Omega = 90^\circ$

Полученные данные по взаимному положению КА, Солнца и Земли использовались в процессе анализа возможности охлаждения элементов ИК-аппаратуры до требуемых значений температуры.

Для исследования возможности создания низкотемпературных радиаторов, обеспечивающих захлаживание светозащитной трубки до нужных температур, условно рассматривается КА сферической формы, имеющий в своем составе радиометр. Исходя из специфики работы радиометра для ДЗЗ, КА все время одной осью ориентирован на Землю.

Пересечение сферы с плоскостью, проходящей через ее центр перпендикулярно плоскости орбиты, имеет вид круга радиуса r (рис. 3). Угол β — угол между направлением к центру Земли и

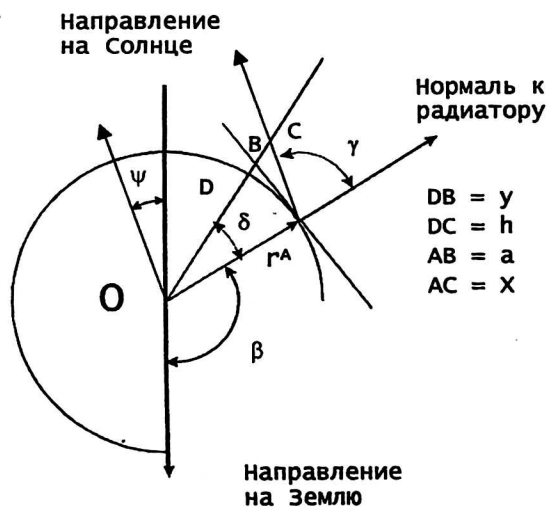


Рис. 3. Расчетная схема

Вначале рассматриваются условия засветки радиатора собственным и отраженным излучением Земли и определяется минимальный угол

β , при котором собственное и отраженное излучение Земли не попадает на поверхность радиатора. Искомый угол определяется для случая, когда КА ДЗЗ осью радиометра постоянно нацелен в нади́р. Для высоты $H = 400$ км этот угол составляет 160° , для $H = 680$ км — 155° .

Как видно из рис. 3, существует достаточно узкий диапазон значений углов Ψ между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, когда радиатор не испытывает засветки как от Солнца, так и от Земли. Для высот $H = 400-900$ км, например, угол Ψ меняется в диапазоне от 20 до 29° .

Для выяснения возможности создания низкотемпературного радиатора были проведены расчеты с использованием методики известной работы* для определения параметров радиатора и его местоположения при условии, что КА совершает виток вокруг Земли. При этом на радиатор попадает непрерывно тепловой поток от Земли и периодически — от Солнца.

Результаты расчета приведены на рис. 4 в виде зависимости температуры радиатора T_p от β для различных значений угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце ψ . Видно, что для каждой зависимости имеет место резко выраженный минимум, соответствующий тому значению β , при котором $\cos \psi = 0$.

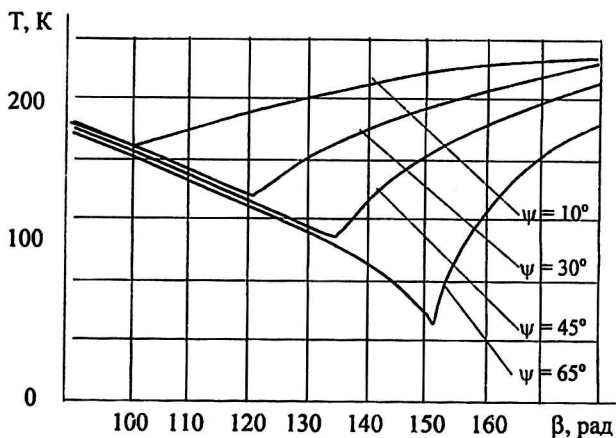


Рис. 4. Зависимость температуры радиатора от его положения на космическом аппарате, движущемся по солнечно-синхронной орбите

Границы интервала значений ψ , внутри которого радиатор может сбрасывать тепло при определенном значении его температуры T_p , приведены на рис. 5 в виде зависимостей ψ_0 от β . Здесь через ψ_0 обозначено граничное значение угла ψ , при превышении которого имеет место сброс тепла с радиатора за время одного оборота КА вокруг Земли. Видно, что для обоих значений T_p имеет место плавный минимум значений

ψ_0 . Так, для $T_p = 130$ К $\psi_0 = 34^\circ$ при $\beta = 135^\circ$, для $T_p = 150$ К $\psi_0 = 17^\circ$ при $\beta = 120^\circ$. При значениях ψ , меньших ψ_0 , сброс тепла с радиатора для рассматриваемых условий невозможен.

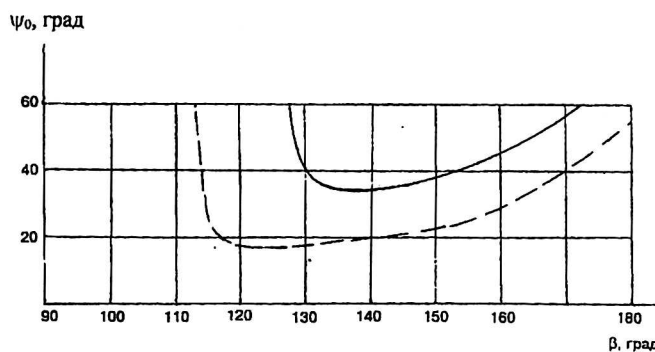


Рис. 5. Зависимость угла между плоскостью солнечно-синхронной орбиты и направлением на Солнце, при превышении которого обеспечивается низкая температура радиатора для различной его ориентации относительно направления на Землю:

--- — $T_p = 150$ К; — — — — $T_p = 130$ К

Следующим этапом исследования явился анализ возможности защиты радиатора от солнечного излучения с помощью специального козырька. Ниже изложены основные результаты по выбору размеров козырька в зависимости от величины угла β и определению его оптических характеристик для минимизации влияния излучения козырька на радиатор.

Расчетная схема изображена на рис. 3. Размер радиатора в направлении, лежащем в плоскости чертежа, обозначим через $a = r \operatorname{tg} \delta$.

Козырек представляет собой плоскость высотой h .

На рис. 6 показаны результаты расчетов, которые дают представление о размерах козырька в зависимости от углов β , ψ и размеров радиатора, т. е. угла δ .

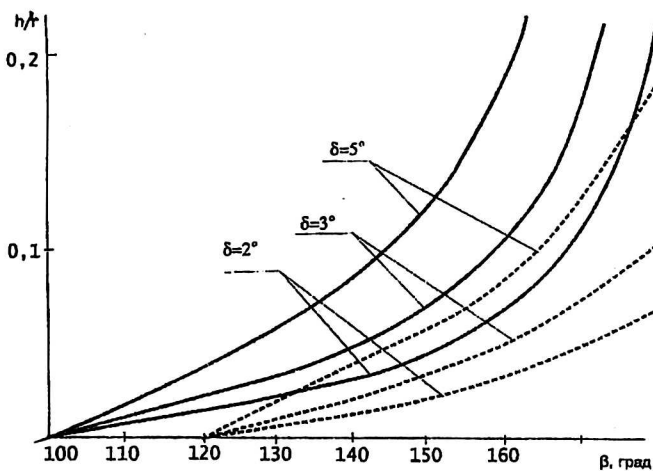


Рис. 6. Размеры солнцезащитного козырька в зависимости от размеров радиатора и его ориентации относительно направления на Землю:

— — — — $\psi = 10^\circ$; - - - - $\psi = 30^\circ$

* Кобранов Т. П., Цветков А. П., Белов А. И., Сухнев В. А. Внешний теплообмен космических объектов. — М.: Машиностроение, 1977.

На рис. 7 даны результаты расчетов температуры радиатора T_p в зависимости от β с учетом тепловыделения светозащитной трубки $Q_{вн}$ при различных оптических характеристиках козырька ε для $\psi = 10-30^\circ$; $0 < h/a < 0,2$.

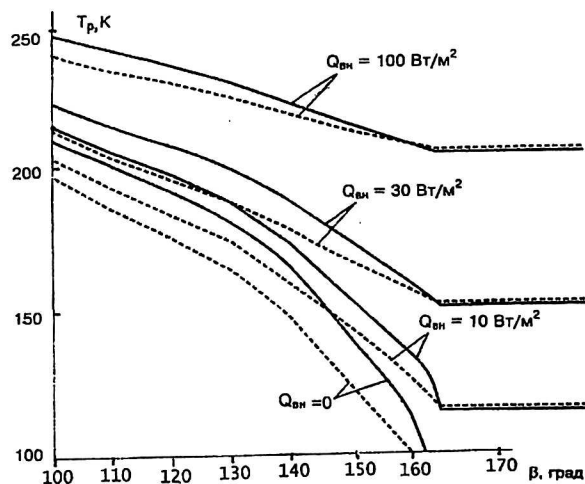


Рис. 7. Зависимость температуры радиатора с солнцезащитным козырьком от его положения относительно направления на Землю при различных значениях плотности излучаемой мощности:
 — — покрытие козырька белой краской, $\varepsilon_k = 0,96$;
 - - - покрытие козырька полированным алюминием, $\varepsilon_k = 0,04$; $\psi = 10^\circ$

Зависимости T_p от β для козырька, покрытого белой краской и имеющего размеры $h/a = 0,05$ (в этом случае T_p имеет наибольшие значения), при различных значениях $Q_{вн}$ показаны на рис. 7 сплошными линиями.

Для случая, когда обращенная к радиатору поверхность козырька покрыта полированным алюминием, зависимости T_p от β при различных значениях $Q_{вн}$ показаны на рис. 7 пунктирными линиями. Видно, что в диапазоне углов $90^\circ < \beta < 150^\circ$ величина T_p заметно ниже, чем для случая, когда козырек покрыт белой краской. И лишь в диапазоне $150^\circ < \beta < 180^\circ$ имеет место обратная картина. Но различие в этом случае составляет не более 1 %.

Проведенные исследования показали, что при наличии козырька в диапазоне углов $0 < \psi < 30^\circ$ можно отводить от светозащитной трубки ее тепловыделение при требуемых значениях температуры радиатора T_p ($T_p = 115-140$ К), зависящих только от нагрузки на радиатор $Q_{вн}$ [Вт/м²]. Так, при $Q_{вн} = 12$ Вт/м² $T_p = 120$ К, при $Q_{вн} = 6$ Вт/м² $T_p = 100$ К, при $Q_{вн} = 2,5$ Вт/м² $T_p = 80$ К.

Заключение

Для дистанционного зондирования Земли оптико-электронной аппаратурой ИК-диапазона с борта космического аппарата, движущегося по солнечно-синхронной орбите, угол к плоскости которой с направлением на Солнце превышает 10° , возможно использование пассивных радиаторов, в том числе с солнцезащитным козырьком, для обеспечения поддержания температуры светозащитной трубки на уровне 110–130 К.

Thermal regimes of space-based IR equipment

*I. L. Bartoshina, N. A. Brusnik, G. V. Kukina, J. S. Pronin,
V. A. Sukhnev, V. A. Shuvalov*

Central Scientific Research Institute of Machine-building, Koroliov, Moscow region, Russia

The thermal regimes of elements of the optical mechanical block of the space-based IR radiometer under effects of solar rays, own and reflected radiations of the earth have been studied.