第9卷 第3期 空间科学学报 Vol. 9, No. 3
1989年7月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE July, 1989

航天器在轨道运行中太阳帆板的温度问题

唐伶俐 朱连芳
（中国科学院空间科学与应用研究中心，北京）

摘 要

本文应用能量平衡的基本原理，获得了航天器在几种典型热工况中太阳帆板的能量平衡的基本方程以及宇宙空间的热辐射角系数基本方程．利用数值积分法，得到了角系数的数值以及太阳帆板在不同的轨道所承受的最大温度波动，在考虑这一温度效应后，用有限元法分析计算了太阳能电池帆板的固有频率特性．计算结果表明，航天器在空间轨道运行时，通过阴区和阳区所产生的温度变化对太阳帆板的动力学特性影响是不容忽略的问题．

一、引 言

为了更准确的分析航天器飞行过程中的各种动力学问题，必须考虑由于航天器在飞行过程中在不同的热环境中所引起的温度波动，这会使挠性弹性附件的变形运动产生附加的温度效应．因此在动力学的分析中对温度效应产生的影响应给予充分的注意．

本文假设航天器轨道高度为500公里，圆轨道轨道面与地球赤道面的交角为60°，飞行周期约95分钟，飞行阴区最长时间约为36分钟．在阳区飞行过程中帆板正面要求始终对太阳定向，而帆板反面在整个飞行过程中均处于阴影状态．

二、近地航天器的外热流及其辐射换热角系数

1. 太阳辐射热流及其角系数

平板（见图1）上 dA 接收的太阳辐射热量为

$$dQ_1 = \alpha S \cos\alpha_0 dA. \tag{1}$$

令 $\cos\alpha_\theta = \psi_1$，则太阳帆板 A 接收太阳辐射热量为

$$Q_1 = \iint_A \alpha S \psi_1 dA, \tag{2}$$

式中，S 为太阳常数，α 为平板 A 表面的吸收率，ψ_1 为太阳直接辐射角系数．

2. 地球反照热流及其角系数

根据兰贝特定律，平板上任一微元 dA 接收到地球表面微元 dA_E 的反照能量为

本文于1988年9月28日收到．

$$dq_2 = \frac{\alpha S\rho\cos\eta\cos\alpha_1\cos\alpha_2 dA_E dA}{\pi l^2}. \tag{3}$$

其中 ρ 为反照率，α_1、α_2、l，η 的意义如图 2 所示. 根据三角关系及球面三角关系，对(3)式在 A_E 上积分，得到平板微元 dA 接收到地球表面的反照能量为

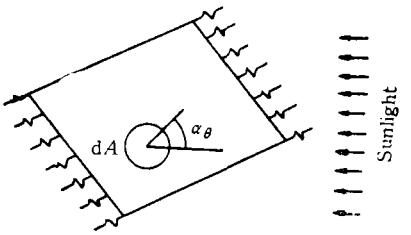

图 1
Fig. 1

$$dQ_2 = \alpha S\rho\iint \frac{K^2}{\pi}\frac{A\cdot B\cdot C\cdot D}{E^2} d\theta_E d\phi_E, \tag{4}$$

其中，$A = \cos\theta_E - K$，$B = \cos\theta_E\cos\phi + \sin\theta_E \times \sin\phi\cdot\cos\phi_E$，$C = \sin\theta_E$，$D = (1-K\cos\theta_E)\times\cos\beta + K\sin\theta_E\sin\beta\cos(\phi_E-\phi_C)$，$E = 1+K^2-2K\cos\theta_E$. 其中，$\phi_E$、$\theta_E$ 为以地心为圆心建立的球坐标；$K = \frac{R}{R+h}$；R 为地球半径；h 为轨道高度；ϕ 为阳光与星地连线的夹角；β 为面元法线与星地连线的夹角；ϕ_C 为面元法线和星地连线组成的平面与阳光和星地连线组成的平面的夹角. 最后对(4)在平板 A 的积分，得到太阳帆板 A 接收地球反照能量

$$Q_2 = \iint_A \alpha S\rho\psi_2 dA, \tag{5}$$

其中

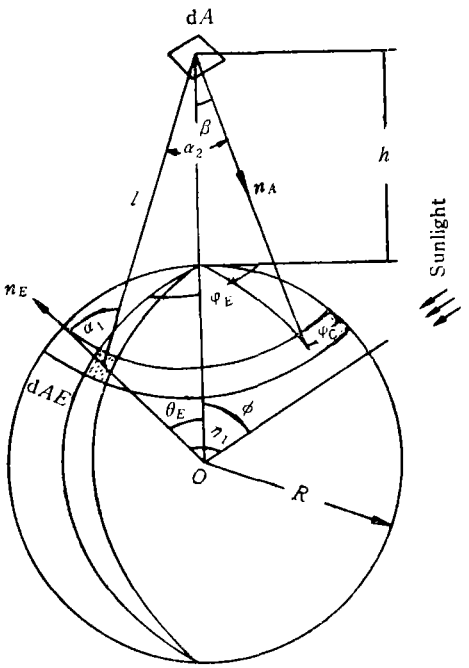

图 2
Fig. 2

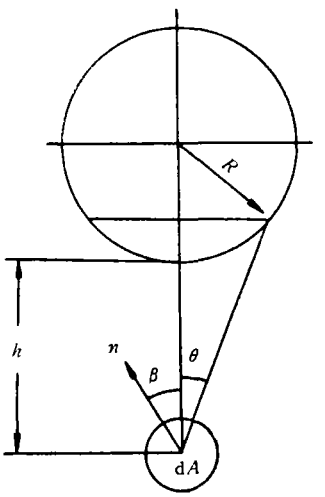

图 3
Fig. 3

$$\psi_2 = \frac{K^2}{\pi}\iint \frac{A\cdot B\cdot C\cdot D}{E^2}\,\mathrm{d}\theta_E\mathrm{d}\phi_E \tag{6}$$

为地球反照角系数.

3. 地球红外辐射热流及其角系数

帆板 A 接收地球表面 A_E 的红外辐射能量

$$Q_3 = \iint_A \varepsilon E_e \psi_3 \mathrm{d}A, \tag{7}$$

其中 ε 为辐射系数，E_e 为地球辐射强度. 其中

$$\psi_3 = \frac{1}{\pi}\iint \frac{\cos\alpha_2\cos\alpha_1}{l^2}\,\mathrm{d}A_E. \tag{8}$$

以平板微元 $\mathrm{d}A$ 为中心，地球与平板连线为极轴，做一个单位球. 令该球面上的坐标为 (θ,φ)，并做地球 $\mathrm{d}A_E$ 在单位球上的投影(见图 3，图 4)，利用球面三角公式，可以得到

$$\psi_3 = \frac{1}{\pi}\iint(\cos\theta\cos\beta + \sin\theta\sin\beta\cos\varphi)\sin\theta\mathrm{d}\theta\mathrm{d}\varphi. \tag{9}$$

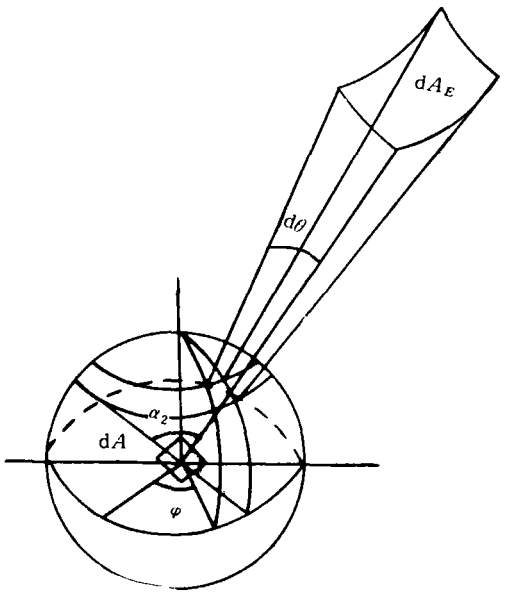

图 4
Fig. 4

从上式可以看出 ψ_3 是 β 角的函数，而 θ 的积分区间与 $R/(R+h)$ 有关，因此，ψ_3 仅仅是 β 和 h 的函数.

4. ψ_1, ψ_2, ψ_3 计算结果

假定航天器太阳帆板始终定向太阳，因此正面 $\psi_1 = 1$，反面 $\psi_1 = 0$. ψ_2、ψ_3 计算结果见图 5、图 6.

三、帆板在各种状态下的热极限温度

本文假定的航天器帆板总面积为 $A = 144\mathrm{m}^2$. 正面全部贴片，无温控面积，这与实际结构可能会有出入，但考虑到这部分面积按一般情况占总面积比例很小. 因为帆板定向太阳，帆板反面全部按涂 107# 有机硅白漆计算，在计算中不扣除太阳能转换电能的热量，不计沿平板薄膜厚度方向的热阻及贴电池片胶的热阻.

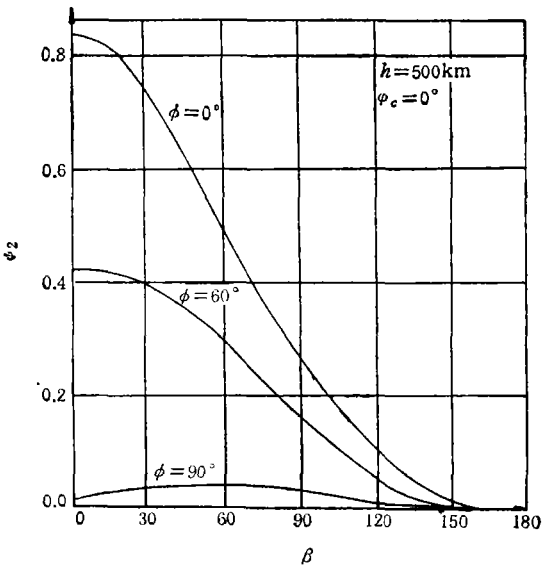

图 5 ψ_2 计算结果
Fig. 5 The calculation result of ψ_2

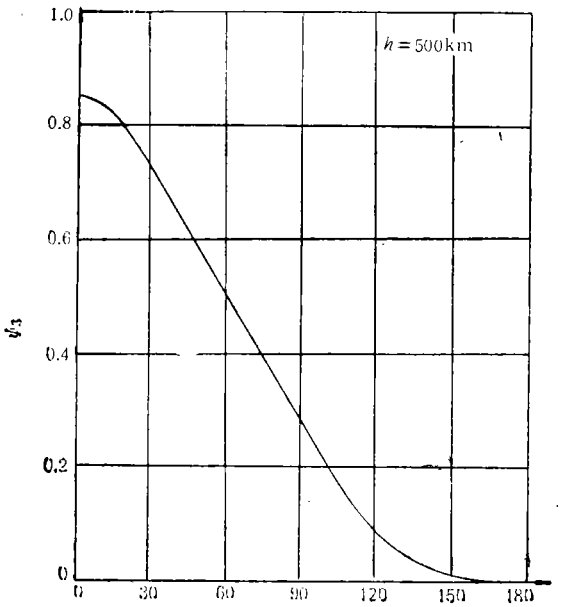

图 6　ψ_3 计算结果

Fig. 6　The calculation result of ψ_3

(1) 各种典型飞行状态(见图 7).

(2) 帆板的能量平衡方程

帆板正面 A 所吸收的热量:

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = \iint_A (\alpha S\psi_1 + \alpha\rho S\psi_2 + E_e\varepsilon\psi_3)\mathrm{d}A. \tag{10}$$

帆板反面 A 所吸收的热量

$$Q_4 + Q_5 = \iint_A (\alpha'\rho S\psi_2' + E_e\varepsilon'\psi_3')\mathrm{d}A. \tag{11}$$

帆板正、反面向外辐射热量:

$$Q = \iint_A (\varepsilon' + \varepsilon)\sigma T^4\mathrm{d}A. \tag{12}$$

由能量平衡原理,得到

$$T^4 = \frac{\Sigma Q_i}{(\varepsilon + \varepsilon')\sigma}, \tag{13}$$

式中 σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数.

(3) 帆板在极限工况下的温度

i_θ 表示航天器飞行轨道面与地球赤道面的交角; β_1 表示帆板正面面元法线与星地连线的夹角; β_2 表示帆板反面面元法线与星地连线的夹角.

计算结果列于表 1,可以看出,在 0° 轨道时,航天器飞一圈帆板的最大温度波动为 110℃ 左右;在 60℃ 轨道时,最大温度波动为 62℃ 左右,为了给结构设计提供最大保险

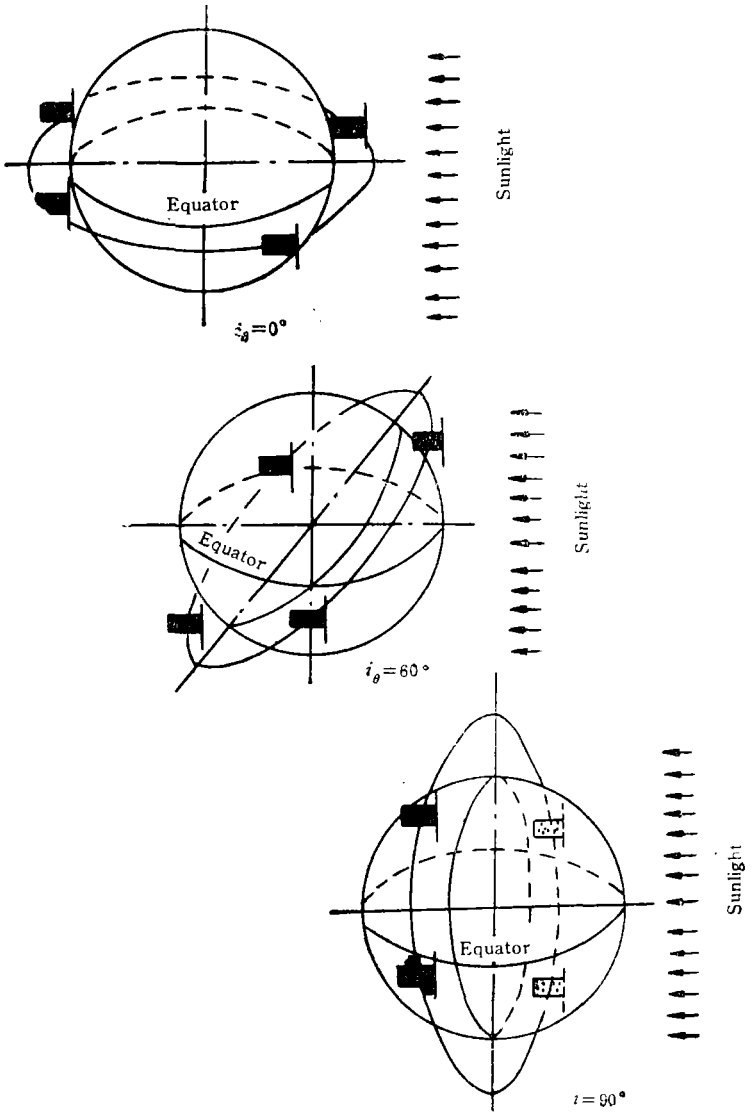

图 7　　Fig. 7

表 1

	阳　区	阳　区	阴　区
$i_\theta=0°$	$\beta_1=90°\ \phi=90°$ $B_2=90°\ \varphi_C=0°$	$\beta_1=180°\ \phi=0°$ $\beta_2=0°\ \varphi_C=0°$	$\beta_1=180°\ \phi=0°$ $\beta_2=0°\ \varphi_C=0°$
T(℃)	27.7	39.6	−71.2
$i_\theta=90°$	$\beta_1=90°\ \phi=90°$ $\beta_2=90°\ \varphi_C=0°$		
T(℃)	61.2℃		
$i_\theta=60°$	$\beta_1=150°\ \phi=60°$ $\beta_2=60°\ \varphi_C=0°$	$\beta_1=90°\ \phi=90°$ $\beta_2=90°\ \varphi_C=0°$	$\beta_1=60°\ \phi=60°$ $\beta_2=150°\ \varphi_C=0°$
T(℃)	62℃	61	

系数，计算时考虑了最大可能性.

四、帆板的温度应力对其固有频率的影响

本文假定航天器太阳帆板的结构为框架张力膜板型，它由框架、膜板组成，膜板和框架之间由弹簧连接，这种复合结构的求解问题用有限元法解是很有效的，本文利用这一方

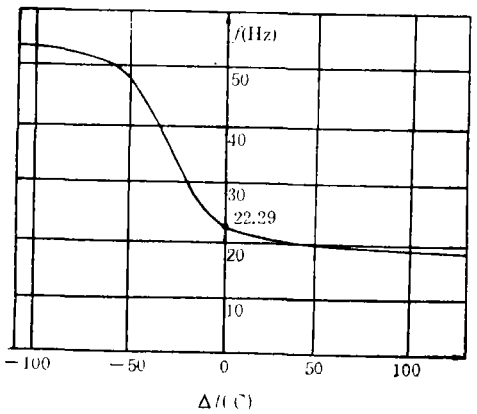

图 8
Fig. 8

法使用拉格朗日方程，求出动力学方程，算出所需结果，计算结果如图 8 所示，图 8 表示出温差对帆板一阶频率的影响. 值得注意的是，频率变化与温差的方向有关. 当温差为负值时，频率变化可达温变前的 200% 以上，反之，则不到 10%；另外，温差为负值时频率变高，反之则变低.

参　考　文　献

[1] Holman, J. P., Heat Transfer, McGraw-Hill Book Co., 1976.
[2] Bathe, K. J. and E. L. Wilson, Numerical Methods in Finite Element Analyses, Prentice-Hall Inc., 1976.

THE TEMPERATURE PROBLEM OF SOLAR PANEL OF SPACECRAFT IN ORBIT

Tang Ling-li Zhu Lian-fang

(Center for Space Science and Applied Research, Academia Sinica, Beijing)

Abstract

The basic equations of energy equilibrium of solar panel in several typical heat environments and the equations for the space heat radiation angle coefficients are obtained py the principle of energy equilibrium. The angle coefficients and the maximum temperature fluctuation are obtained for a solar panel at different orbits by the method of numerical integration. After considering this temperature effect the intrinsic frequency characteristics of the solar panel is analysed and calculated by the finite element method. The result shows that the effect of dynamic characteristics of selsr panel of the spacecraft in orbits between shaded and sun lit parts can not be ignored.