文章编号: 1673-0062(2010)01-0106-05

### 空间薄膜充气管的太阳辐射压力及外热流分析

肖 潇<sup>1,3</sup>,李 钊<sup>2</sup>,关富玲<sup>3</sup>,程 亮<sup>3</sup>

# (1. 南华大学 城市建设学院,湖南 衡阳 421001; 2 湖南水利水电职业技术学院,湖南 长沙 410131;3. 浙江大学 空间结构研究中心,浙江 杭州 310058)

**摘 要:**本文分析了不同轨道高度以及同一轨道高度不同位置,空间薄膜充气管所受 太阳辐射压力及其扭矩大小,以及所受外热流情况.研究发现影响空间薄膜充气管的 太阳辐射压力及其产生的扭矩与轨道高度无关,但随轨道位置变化而变化;外热流是 轨道高度和位置的函数:随着高度的增加,太阳直接辐射热流不发生变化,但在所有 外热流中其数值最大,地球红外辐射热流和地球反照热流则随着轨道的增加而下降, 且后者下降的速度更快.

关键词: 空间薄膜结构; 充气管; 太阳辐射压力; 外热流 中图分类号: TB12, TU33, V414 3 文献标识码: A

## Solar Radiation Pressure and Heat Flux of Space Membrane Inflatable Tube

## XIAO Xiao<sup>1, 3</sup>, LI Zhao<sup>2</sup>, GUAN Fu-ling<sup>3</sup>, CHEN Liang<sup>3</sup>

(1. School Of U aban Construction, University of South China, Hengyang Hunan 421001, China
2. Hunan Hydroelectric Occupational College, Changsha, Hunan 410131, China, 3. Space Structures
Research Center, Dept of Civil Engineering, Zhe jiang University, Hangzhou, Zhe jiang 310058, China)

Abstract In this paper, solar radiation pressure and heat flux analysis for spacemembrane inflatable tube in different orbital altitude and various positions with in the orbit are represented respectively. The results showed that solar radiation pressure and torque are the same for each orbit indicating that the solar pressure loading is independent of altitude, but at each point in the orbit the solar radiation pressure and torque is different H eat flux in inflatable tube is the function of orbital altitude and position D irect solar radiation heat flux is the largest source of heat flux and is constant with respect to altitude E arthem itted radiation and earth- reflected radiation decreases with altitude and the latter drops offmore quickly than the former

Keywords space membrane structure, inflatable tube, solar radiation pressure, heat flux

收稿日期: 2009-11-03

空间环境因素对空间薄膜结构的影响是巨大的.当卫星的轨道较高时,地球大气密度、重力场 对轨道的影响已大大减小,这时太阳辐射压力对 卫星轨道的影响就比较大.尤其是对于向阳面积 较大,本身质量又较轻的空间薄膜结构,太阳辐射 压力的影响更是不可忽略的<sup>[1]</sup>.

另外,空间薄膜结构又是一种热敏感结构,当 天线进出太阳阴影时,急剧的热条件变化能产生 很大的扭矩,影响天线结构的动力和姿态.不均匀 的温度变化还会使空间薄膜结构产生较大的热变 形或热颤振,从而导致天线反射器信号失真,无法 正确接受或发送信息和指令,严重者将致使航天 器失效<sup>[2]</sup>.

因此,精确分析空间薄膜结构所受太阳辐射 压力及其产生扭矩的大小、空间薄膜结构温度场 变化以及热荷载所引起的结构的变形是非常重要 的,对于结构性能的预报和控制具有非常重要的 意义.本文利用 MATLAB编程,采用有限元方法, 研究太空轨道环境中太阳辐射和外热流对空间薄 膜充气管的影响.

# 空间薄膜充气管的太阳辐射压力 的计算

计算充气薄膜结构所受太阳辐射压力和外热 流,最常用的方法是采用有限元方法.对薄膜充气 结构进行有限元划分是计算的关键,一般来说,有 限元程序要求用户输入对于给定坐标系的节点位 置、每个单元的材料性能,程序将利用这些用户输 入的数据以及单元的其它性质来确定单元上的荷 载.根据模型特点,可将模型离散为点单元(1个 节点)、线单元(2个节点)、三角形单元(3个节 点)和四边形单元(4个节点).

1.1 空间薄膜结构的位置和速度

为了简化,常常采用开普勒轨道.算法要求输入轨道六根数:轨道半长轴 a,轨道偏心率 e,轨道倾角 i,近地点幅角 φ,升交点赤径 Ω和天线过近地点时刻 T<sub>0</sub>.给定这些轨道参数,运用开普勒方程就能计算任一时刻空间薄膜结构的位置和速度.

$$r = \frac{a\left(1 - e^{2}\right)}{1 + e\cos v} \tag{1}$$

其中, v为真近点角. 通过对式 (1) 求微分得到速

$$u = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} [-\sin w + (e + \cos w)] (2)$$

其中,<sup>11</sup>为地球引力参数.经过转换以后,得到地 心赤道坐标系中结构的位置和速度<sup>14</sup>.

12 太阳 – 地球 – 结构的几何关系

太阳相对于地球的位置用地球到太阳的矢径 *r*<sub>es</sub>表示,也可以由式(1)求得,确定了*r*<sub>es</sub>,减去空 间薄膜结构的位置矢量 *r*<sub>set</sub>便得到空间薄膜结构 位置到太阳的矢量 *r*<sub>ses</sub>.

# 1 3 太阳辐射流量和地球表面平均红外辐射密度

当求地球轨道上卫星的太阳辐射压力时,太 阳辐射流量一般认为是太阳常数,其值取 1 353 W /m<sup>2</sup>.根据能量平衡,地球表面的平均红外辐射 密度  $E_{i0}$ 为<sup>(5)</sup>

$$E_{i0} = \frac{(1-a)}{4} H_s$$
 (3)

其中*H*<sub>s</sub>为太阳辐射流量, *a*为地 – 气系统的 平均反照率, 一般取 0 36

1 4 太阳辐射强度系数

作用在空间薄膜结构上太阳的辐射强度系数 由式 (4) 确定<sup>161</sup>:

$$S_i = 1 - \frac{A_b}{A_s} \tag{4}$$

这里, A, 是整个太阳圆面的面积, A, 是太阳 被地球遮挡了的圆面面积, 它由地球和太阳的角 半径确定. 当地球没有遮挡太阳时, A, 取 0 太阳 强度系数为 1 当太阳完全被地球挡住时, 太阳强 度系数为 0

#### 15 太阳辐射压力

𝔅  $G_{ds} = SH_{s} dA_{p}$  (6) ∴ 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

考虑太阳辐射强度系数,作用在结构上每个单元的太阳辐射压力为<sup>(7)</sup>

$$dF_{sp} = -S_i \frac{H}{c} dA \cos\theta \{ (1 - \varphi\beta) \frac{r_{ss}}{|r_{ss}|} + \int 2\varphi\beta \cos\theta + \frac{2}{c} (1 - \varphi)\beta \hat{r}_i \hat{n} \}$$
(5)

这里, *H* 为太阳辐射流量, *c* 为光速, θ为太阳 辐射的入射角, β 为反射系数, φ 为镜面反射占整 个反射的比例系数, *n* 为单元法向矢量.

#### 2 轨道空间辐射外热流的计算

对于地球轨道,有三种主要的外热流:太阳直接辐射、地球反照和地球红外热辐射<sup>(8)</sup>.由于太阳直接辐射作用在结构上的总的能量为:

107

其中,dd<sub>》</sub>为单元面积在结构 – 太阳矢量方向上 的投影.

地球红外辐射热流由下式确定:

$$G_{et} = F_{et} E_{i0} \,\mathrm{d}A \tag{7}$$

*F<sub>et</sub>* 是形状参数,不仅与单元的方向有关,而 且还与地球与天线之间距离有关.

由于地球反照产生的热流由下式得到:

 $G_{er} = aH_sF_{er}\,\mathrm{dA} \tag{8}$ 

 $F_{er}$ 由式  $F_{er} = F_{er} \cos^{\eta}$ 决定, $\eta$ 为地球 – 太阳 矢量  $r_{es}$ 与空间薄膜结构位置矢量  $r_{sat}$ 之间的夹角.

3 算例

一直径为 1 m, 长度为 12 m, 管壁厚为 75 μm 的薄膜充气直管, 直管的材料为 Kapton, 材料的密 度为 1 420 kg/m<sup>3</sup>, 所处轨道参数见表 1. 直管的材 料热学性能指标见表 2

表 1 太阳 – 地球轨道参数表

Table 1 Sun- earth orbital parameters

轨道半长轴 a	1个天文单位
轨道偏心率 e <sub>0</sub>	0 016 708 634
黄赤交角 i <sub>0</sub>	23 439 29°
升交点赤径 Ω	$0^{\circ}$
近地点幅角 ω	282 94°
平近点角 M。	3.57. 529°

计算时, 直管的方向总是保持  $b_3$ 的负向指向 地球,  $b_2$ 的负向与轨道法线方向平行 (图 1). 首先, 分析轨道高度为 500 km 的圆形轨道上直管处于轨 道不同位置时的热流情况和所受的太阳辐射压力, 如图 2-图 3所示. 其次, 分析 几保持 270°不变, 直 管在不同轨道高度时的热流和太阳辐射情况, 如图 4-图 5所示. (图中单位除特别说明外, 力的单位 为 N, 扭矩的单位为 N•m 热的单位为 W).

表 2 直管的主要材料参数 Table 2 Material parameters for tube

材料性能	K apton
密度 P/(kg• m <sup>-3</sup> )	1 420
反射系数 β	0.5
热膨胀系数 cte/K	5e-7
热传导系数 k/(W・ K・ m <sup>-1</sup> )	216 3
太阳吸收率 α	0 5
热发射率 ε	0 5
比热 $c_p / (J \cdot K \cdot kg^{-1})$	1 000



图 1 模型示意图 Fig 1 Sam ple ana lysis mod el

以看出,当 n= 0°时,直管刚好位于太阳与地球之

间, b, 轴正对着太阳, 因此正对着太阳方向的单



图 2 500 km 轨道高度上直管所受到的太阳辐射压力及扭矩

F ig 2 Solar radiation pressure and torque vs orbital motion in 500 km

#### 4 分析及结论

图 2表示了直管在 500 km 轨道高度上不同 元受到的太阳辐射压力最大,为 6  $635 \times 10^{-4}$  N, 位置时所受到的太阳辐射压力及产生的扭矩.可 辐射压力最小,几乎为 0.图 3则表示了单元位于 500 km 轨道不同位置时热流的变化情况.从图上 可以看出,太阳直接辐射产生的热流变化规律与 太阳辐射压力随位置的变化规律是一样的;地球 红外辐射的热流数值在整个轨道上是常数,且正 对着  $b_3$ 负方向的值为最大;当  $\eta = 180$ °时,由于阴 影的存在,由地球反照产生的热流为 0.



#### 图 3 500 km 轨道不同位置时直管热流的变化情况 Fig 3 Heat flux vs orbitalmotion in 500 km





图 4和图 5则表明了轨道高度分别为 300 道,太阳辐射压力及产生的扭矩以及外热流中的 1 000,5 000以及 20 000 km时直管所受到的太阳 太阳直接辐射热流不随轨道高度的变化而变化, 辐射压力及外热流情况、结果发现,对所计算的轨 Pub表明它们是与轨道高度无关的常数;而外热流中, 的地球红外辐射热流和地球反照热流却随着轨道 高度的增加,呈明显下降趋势,从图上数值上看,

#### 地球反照热流比地球红外辐射热流低 1~ 2个数 量级,比太阳直接辐射热流低 2~ 3个数量级.





因此,通过对算例分析,得出结论如下:

1)太阳辐射压力及产生的扭矩与轨道高度 无关,而同一轨道高度,则正对着太阳位置的单元 受到的太阳辐射压力最大.

2)外热流的变化规律是: 在同一轨道高度, 太阳直接辐射热流与太阳辐射压力的变化规律相同, 而地球红外辐射热流不随位置的变化而变化; 在不同的轨道高度, 太阳直接辐射产生的热流不 变, 但在所有热流中其数值最大, 而地球红外辐射 热流和地球反照热流则随着轨道的增加急速下 降, 且地球反照热流下降的速度更快.

#### 参考文献:

[1] Fang H, Lou M, Huang J Thermal distortion analyses of a three – meter inflatable reflect array antenna [C] // 44 th A IAA /A SM E /A SCE /AH S Structures, Structural Dynamics, and Materials Confere 7 – 10 April 2003,

- [2] 陈志华, 关富玲. 星载抛物面天线反射器太阳辐射热 流分析 [J]. 工程设计学报, 2007, 14(2): 148-152
- [3] M ichael P, Stephanie T, Joseph M, et al Spacecraft attitude and orbit control [M]. New York Princeton Satellite Systems Inc, 2008.
- [4] 肖 潇. 空间薄膜结构的展开动力学研究及热分析
   [D]. 杭州: 浙江大学, 2009.
- [5] 侯增祺, 胡金刚. 航天器 热控制 技术 —— 原理 及其应用 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [6] Donald J D. Environmental disturbance modeling for large inflatable space structures [D]. Oh in Department of the A ir Force A ir University, 2001.
- [7] Donald J D, Gregory S A. Environmental disturbance modeling for inflatable space structures [C]//43rd A IAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit 22 – 25 April 2002, Denver Colorado A IAA, 2002–1266
- [8] Piscane V L, Robert C M. Fundamentals of space systems

©Norfolk Virginia AIAA, 2003–.1650 © 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net