

DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.201507079

对角伸展太阳帆结构及膜面应力导入分析

李纯¹, 陈务军¹, 蔡祈耀¹, 张大旭¹, 彭福军², 房光强²

(1.上海交通大学空间结构研究中心, 上海 200030; 2.上海宇航系统工程研究所, 上海 201108)

摘要: 为研究膜面应力导入方式及应力大小对太阳帆结构的影响, 进行了有限元模拟分析。首先, 阐述了此类太阳帆导入膜面应力的必要性及其合理范围, 并介绍了膜面应力导入的3种方式; 其次, 利用有限元软件 ABAQUS, 以欧洲航天局和德国宇航中心研制的 20 m×20 m 太阳帆为目标建立模型, 然后采用静力法并考虑非线性影响, 分别对3种方式导入膜面应力的太阳帆进行结构分析, 模拟太阳帆完全展开时在光压作用下膜面的变形和支撑结构的静力响应, 获得膜面应力与豆荚杆轴压之间的关系, 确定了膜面应力的合理范围; 最后, 对比分析了不同导入方式对膜面应力分布以及不同膜面应力对帆面形态和结构刚度的影响。结果表明: 不同的应力导入方式, 太阳帆膜面角落处均会出现应力集中, 但膜面褶皱分布不同; 膜面导入应力越大, 基频越大, 同时利于结构整体运动的控制。

关键词: 太阳帆; 屈曲分析; CFRP 豆荚杆; 膜面应力; 导入方式

中图分类号: V214

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2017)04-0028-07

Structural analysis and import of membrane stress for diagonal extendable solar sail craft

LI Chun¹, CHEN Wujun¹, CAI Qiyao¹, ZHANG Daxu¹, PENG Fujun², FANG Guangqiang²

(1.Space Structures Research Centre, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030, China;

2.Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China)

Abstract: To study the effects of different ways of importing the membrane stress and different stress values on diagonal extendable solar sail craft, the finite element simulation analysis is carried out. In detail, the necessity of importing the membrane stress and its reasonable value range are overviewed and three ways of importing the membrane stress are introduced. Based on the finite element software ABAQUS, the model of the 20 m×20 m solar sail craft made by European Space Agency (ESA) and German Aerospace Center (DLR) is established. The structure analysis of the model is performed with static nonlinear method considering the three ways of importing the membrane stress. Furthermore, comparative analysis is made on the membrane stress distribution and the effects of membrane stress on the structural rigidity as well as sail state of solar sail are evaluated. In general, the observations in this paper are significant for further research on space solar sail prototype. The results show that stress concentration occurs on the solar sail corner of membrane surface under different ways of importing the membrane stress, while the fold distribution of the membrane surface is different, frequency increases with the increasing of the importing membrane stress, which is beneficial to overall movement of the solar sail craft.

Keywords: solar sail craft; buckling analysis; Lenticular CFRP boom; membrane stress; importing manner

太阳帆是依靠反射太阳光而不需要携带燃料的航天器。根据展开方式的不同, 太阳帆结构体系可分为两大类: 利用自旋离心力展开的结构体系和支撑伸展臂牵引帆面展开的结构体系。本文选取由对角支撑伸展臂牵引帆面展开的结构体系的太阳帆作为研究对象, 豆荚杆为支撑构件, Kapton 薄膜为帆面材料。展开过程为拉扁/压扁缠绕的豆荚杆沿对角伸

展, 恢复透镜式截面形状, 展开设计简单、可靠性高。

在国内, 罗超等^[1]认为太阳帆结构设计是总体设计的重要内容, 结构是功能实现的基础, 需要将帆体结构与姿态控制方案设计相结合。崔乃刚等^[2]对柔性太阳帆航天器动力学建模和姿态控制进行了研究, 认为对角伸展的正方形太阳帆采用三轴姿态控制方案, 无论采用帆面转动法、质心偏移法还是帆体参数调整法, 皆基于刚性假设, 未考虑太阳帆柔性因素及预应力导入刚化效应, 而李俊峰等^[3]研究表明太阳帆姿态、结构会改变推力大小、方向从而使轨道控制失真。陈集丰等^[4]就轻质太阳帆结构强度分析等方面开展研究, 分析了螺旋桨形的太阳帆结构体系。黄小琦等^[5]对太阳帆折叠方式和展开

收稿日期: 2015-07-20

基金项目: 国家自然科学基金(11172180); 上海市自然科学基金(12ER1414800); 航天先进技术联合研究技术创新项目(USCAST2015-24)

作者简介: 李纯(1990—), 男, 硕士研究生; 陈务军(1969—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 陈务军, cwj@sjtu.edu.cn

过程进行了研究.陈务军等^[6-10]对太阳帆薄壁 CFRP 豆芽杆拉压扁、缠绕和展开过程进行了深入研究,并进行了轴压屈曲分析、模态分析以及豆芽杆工作状态下热效应研究.在国外,Wie^[11]认为采用三轴姿态控制方案,对角豆芽杆作为俯仰轴和偏航轴,相较于自旋稳定姿态控制方案更便捷高效.Sickinger 等^[12]对太阳帆展开状态下的膜面应力、褶皱分布情况和复合材料薄壁豆芽杆在轴压、弯矩组合作用下结构失效的包络图进行了研究.Wawrzyniak 等^[13]对太阳帆星际航行轨道设计进行了研究,提出了“turn-and-hold”轨道设计策略.Johnson 等^[14]对 Nano Sail-D 太阳帆进行了地面展开试验,对展开过程和豆芽杆性能进行了研究.Rizvi 等^[15]对姿轨耦合进行了深入研究.

目前关于太阳帆结构设计的研究中,膜面应力导入方式对应力分布的影响及膜面应力大小对太阳帆整体结构刚度的影响研究较少.本文以对角伸展太阳帆为研究对象,首先阐述了此类太阳帆导入膜面应力的重要性和导入张力的合理范围,按照执行部件的不同,介绍了膜面应力导入的3种不同方式;然后采用有限元软件 ABAQUS 分别对3种方式导入膜面应力的太阳帆进行了结构分析,模拟不同膜面应力和光压的工况,获得膜面应力和豆芽杆轴压之间的关系以及光压与推力、悬臂荷载之间的关系;最后对比分析了不同导入方式对膜面应力分布以及光压作用下不同膜面应力对帆面形态和结构刚度的影响.由于光压作用远小于重力作用,实际太阳帆工作处于失重状态,且所关心的膜面应力场、豆芽杆轴压值、帆面褶皱分布和幅值等均不易试验获得,故先采用有限元软件进行模拟分析.

1 太阳帆膜面应力及其导入方式

太阳帆整体刚度越大越有利于姿态控制,通过施加膜面应力可以在不增加质量前提下提高帆面刚度、结构整体刚度及姿态保持能力,充分发挥超轻柔性帆面作用,且通过导入膜面应力可以减小由光压压力作用中心与质心不一致产生的附加弯矩所引起的帆面扰动,使膜面更平整,反射效率更高.另一方面,导入张力将使对角豆芽杆产生轴压,膜面应力越大,轴压越大,而对角豆芽杆为细长杆件,受压容易发生轴压屈曲,因此膜面应力理论最大值为其产生的豆芽杆轴压力恰好到达豆芽杆屈曲承载力值,实际设计过程中应当考虑适当的安全系数以取得其合理范围.

按照导入张力部件的不同,膜面应力的导入方式主要有:1)通过对角豆芽杆导入,在豆芽杆伸长到位后再伸长一定值;2)通过太阳帆膜面周边的悬

链导入,当豆芽杆伸长到位后保持不动,通过电机张紧周边悬链;3)通过帆面本身导入,考虑薄膜的裁切效应,使薄膜在对角豆芽杆伸长到位同时产生所需的应力值.不同实现方式对膜面应力的分布有一定影响.聚酰亚胺材料由于制备工艺的不同,其力学性能差异较大,因此针对太阳帆的不同部位,选用的材料也不尽相同.尤其是受力较大位置,薄膜材料应该经过处理以防止撕裂,因此掌握膜面应力的分布对于结构优化设计、防止局部撕裂具有重要意义.

2 太阳帆结构数值分析模型

采用有限元软件 ABAQUS,以文献[13]中介绍的欧洲航天局和德国宇航中心 1999 年制作的 20 m×20 m 太阳帆建立有限元模型,如图 1 所示.豆芽杆为支撑构件,Kapton 薄膜为膜面材料,薄膜周边有悬链,通过豆芽杆伸长,带动太阳帆展开.

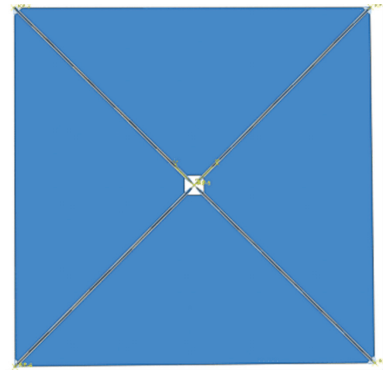


图1 太阳帆有限元模型

Fig.1 FEM model of solar sail

模型有豆芽杆、薄膜和薄膜周边悬链3种部件组成,悬链部件的基本特性为 wire,豆芽杆和薄膜基本特性为 shell,如图 2 所示.

豆芽杆长度为 14 m,截面如图 3 所示,截面由中间圆弧段、两边圆弧段和两边直线段组成,截面尺寸 141 mm×70 mm,截面积 99.96 mm²,回转半径 i_x 、 i_y 分别为 20.36、39.50 mm,由上、下两肋片两边黏合而成,薄壁对称透镜状,上、下片采用由 12 层碳纤维增强环氧树脂预浸料复合材料铺成,每层厚度为 0.025 mm,铺设角度为 $[+45/-45/0/-45/+45/0]_{2s}$,预浸料铺层力学性能见表 1.豆芽杆按照在薄膜平面内能提供较大的弯曲刚度的方式放置.

悬链为钢丝绳,直径为 0.5 mm,密度为 7.8 g/cm³,弹性模量取 160 GPa,泊松比为 0.3,采用 truss 单元(T3D2).薄膜厚度为 0.007 5 mm,密度为 5 g/cm³,弹性模量 2.842 GPa,泊松比 0.38,单元类型为 S3.悬链与薄膜边缘绑定(tie),在模型中心和豆芽杆末端设置参考点,将豆芽杆两端各分割出 200 mm,靠近中心处豆芽杆分割段、薄膜直角处短

边与中心参考点绑定,形成刚体(rigid body).悬臂端豆荚杆分割段、薄膜 45°角处短边与豆荚杆末端参

考点绑定,形成刚体.边界条件为将中心参考点固支.

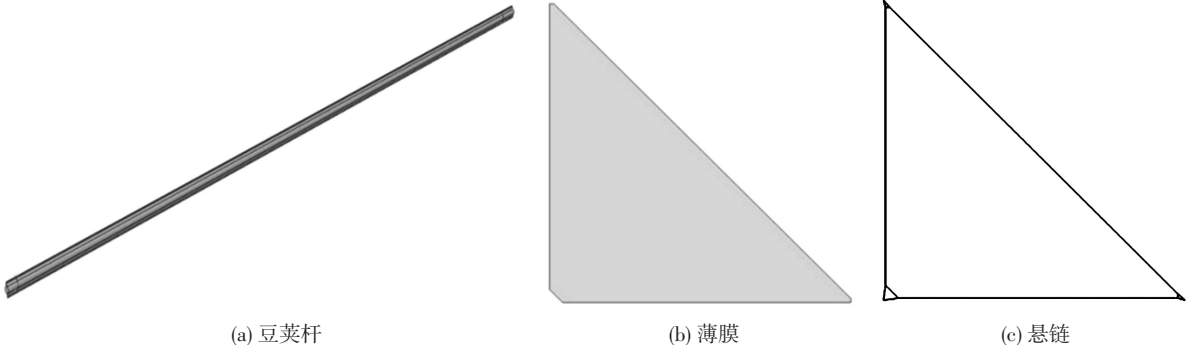


图 2 模型的组成部件

Fig.2 Parts of the model

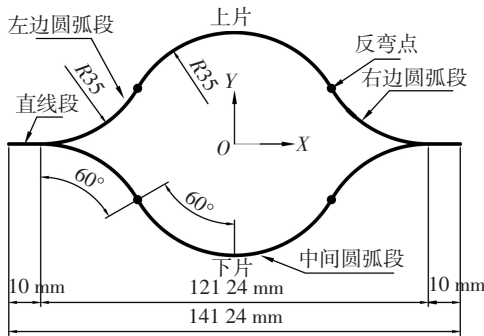


图 3 薄壁豆荚杆横截面

Fig.3 Cross-section of the thin-walled lenticular CFRP boom

表 1 预浸料铺层力学性能

Tab.1 Mechanical properties of prepreg ply

材料性能参数	拉伸模量/GPa		剪切模量/GPa	泊松比
	横向	纵向		
数值	80.8	6.17	2.93	0.34

膜面应力产生刚度,抵抗面外荷载.随着薄膜张力的增大,豆荚杆轴向压力增大.当豆荚杆轴向压力

增大到一定值时,豆荚杆发生轴压屈曲.因此,为确定薄膜张拉所需的合理张力范围,需首先对悬臂豆荚杆进行线性特征值轴压屈曲分析.在面外荷载的作用下,悬臂豆荚杆将受到垂直于端部截面的荷载,亦可能发生悬臂屈曲,因此也需对悬臂豆荚杆的进行悬臂屈曲分析.然后分别对 3 种方式导入膜面应力的对太阳帆整体结构特性进行分析,分析其在不同面内张力、不同面外压力的条件下,膜面褶皱的分布情况和皱幅、豆荚杆的端部位移.

3 悬臂豆荚杆屈曲分析

3.1 豆荚杆轴压屈曲分析

图 2(a) 部件,在豆荚杆两端截面中心布置参考点,将两端的分割段与中心参考点绑定,一端参考点施加固支边界条件,另一端沿豆荚杆轴向作用单位荷载 1 N,如图 4 所示,进行轴压线性特征值屈曲(buckling)分析,采用 Lanczos 法求解特征值方程,提取前 20 阶.



图 4 轴压线性特征值屈曲分析

Fig.4 Linear eigenvalue buckling analysis under axial compression

前 6 阶轴压屈曲模态和特征值如图 5(a)~(f) 所示.

模型第 1、3、4、6 阶为模型绕豆荚杆截面 X 对称轴发生屈曲时的前 4 阶模态,模型第 2、5 阶为模型绕豆荚杆截面 Y 轴发生屈曲时的前两阶模态.取模型第 1 阶计算临界屈曲荷载为 $P_{cr} = \lambda P = 1 \times 7.388 = 7.388$ N.

3.2 豆荚杆悬臂屈曲分析

将另一端作用单位荷载 1 N 改为沿着豆荚杆截面 Y 对称轴,如图 6 所示,其余如轴压屈曲分析,进

行悬臂弯曲屈曲分析.

由于结构对称,奇数阶与其后偶数阶模态关于中性面对称.图 7 给出线性弯曲屈曲分析第 1 阶、第 4 阶、第 5 阶屈曲振型,均为局部屈曲振型,上下片两端黏结直线段和中间圆弧段发生局部屈曲,屈曲发生在豆荚杆悬臂梁固定端附近.第 1 阶、第 4 阶、第 5 阶特征值分别为 9.297 9、9.508 1、9.996 7,取第 1 阶模态计算临界屈曲荷载为 $P_{cr} = \lambda P = 1 \times 9.297 9 = 9.297 9$ N.

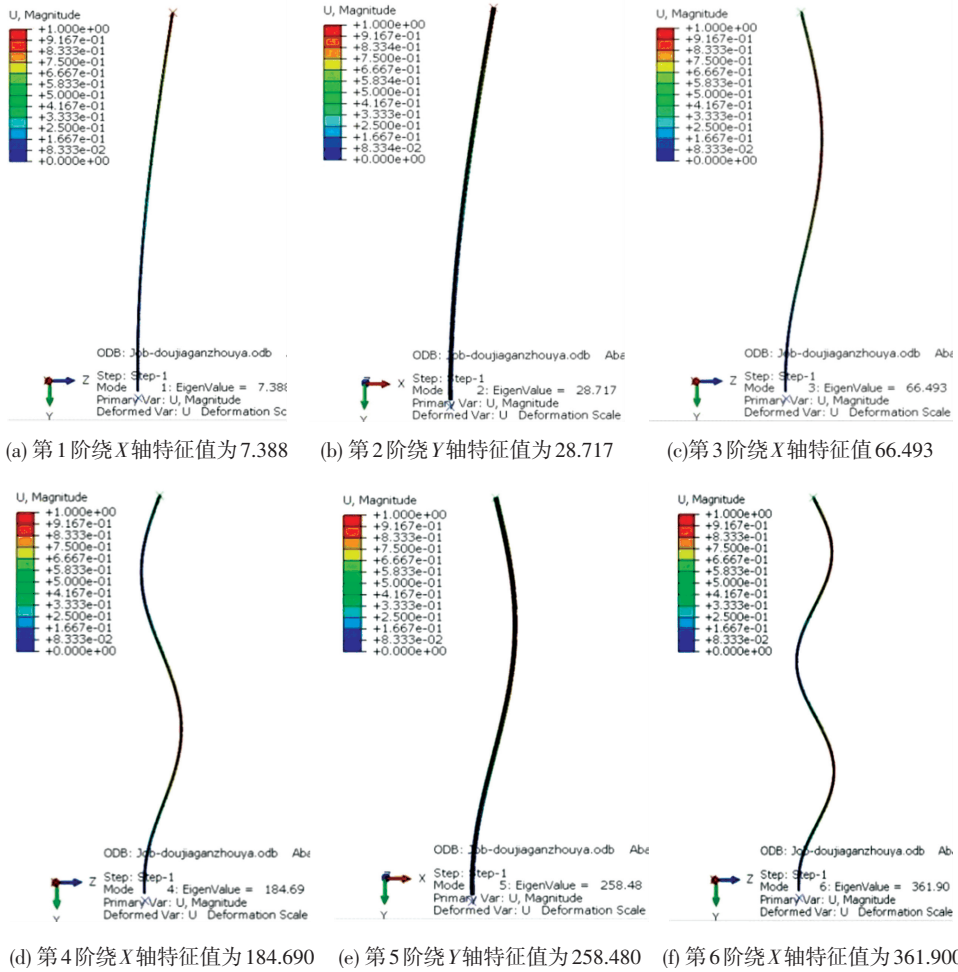


图 5 前 6 阶屈曲模态

Fig.5 The first six linear buckling modes



图 6 弯曲线性特征值屈曲分析

Fig.6 Linear eigenvalue buckling analysis under bending load

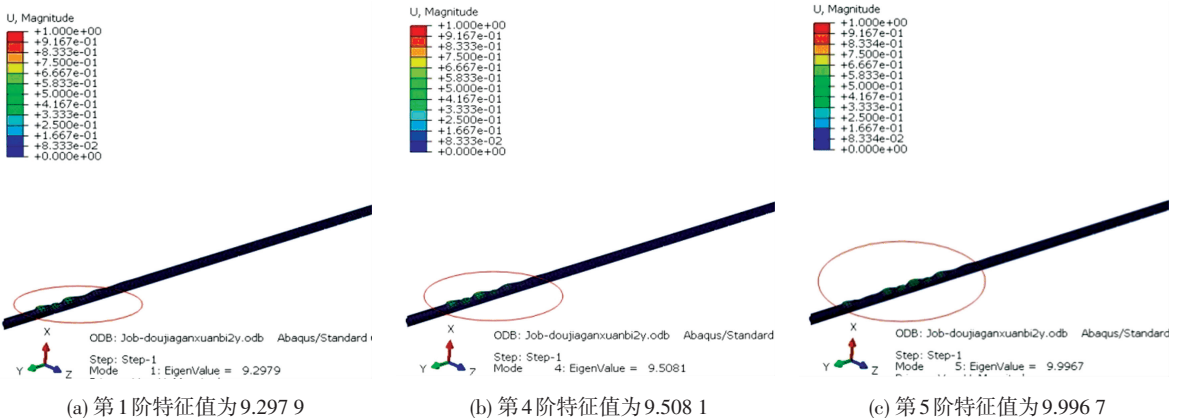


图 7 第 1、4、5 阶弯曲屈曲模态

Fig.7 The first, fourth, fifth bending-buckling modes

3.3 整体结构特性分析

分别对采用 3 种方式导入膜面应力的太阳帆进行整体结构特性分析,采用非线性静力分析模拟不

同膜面应力和不同光压工况下的结构响应,分两个阶段施加荷载:1)施加膜面应力,采用控制温度场变化的方法给薄膜施加张力.方式 1 为使豆类杆升

温膨胀来实现膜面应力导入,方式 2 为使悬链降温收缩张紧来实现膜面应力导入,方式 3 为直接通过薄膜降温收缩来实现膜面应力导入;2)施加光压。

薄膜横向变形引起纵向应力变化,改变了结构的刚度矩阵,从而影响结构的固有频率,产生应力刚化效应,属于几何非线性过程,需考虑非线性,最后对模拟结果进行单元有效性和网格收敛性验证。

计算表明,薄膜膜面应力与豆荚杆轴向压力之间的关系与膜面应力导入方式几乎无关,光压作用下太阳帆推力、悬臂荷载及悬臂端最大位移与应力导入方式亦几乎无关.不同膜面应力与豆荚杆轴向压力关系,见表 2.通过控制膜面光压,获得不同膜面压力和豆荚杆悬臂荷载、悬臂端最大位移的关系,见表 3.其中 1 天文单位(1 AU)处的太阳辐射压强 $P = 4.56 \times 10^{-6}$ Pa.

根据豆荚杆轴压屈曲分析,豆荚杆轴压临界屈曲荷载 7.388 N,结合表 2,可确定膜面应力合理范围是不超过 0.17 MPa.豆荚杆绕 Y 轴的悬臂屈曲荷载为 9.297 9 N,远大于表 3 中悬臂荷载,说明在光压作用下,豆荚杆不会发生悬臂屈曲。

分别采用 3 种方式导入膜面应力 0.17 MPa,得到膜面应力分布如图 8 所示.然后施加光压,在 3 AU 光压作用下位移分布如图 9 所示。

表 2 不同膜面应力下对应的轴向压力值

Tab.2 Corresponding axil compression values under different membrane stresses

膜面应力/ 10^{-1} MPa	轴压/N
0.35	1.69
1.03	4.52
1.72	7.33
2.41	10.16
3.10	13.00

表 3 不同膜面光压力下对应的推力、悬臂荷载、悬臂位移值
Tab.3 Corresponding thrust, cantilever load and displacement values under different light pressure of the membrane

膜面光压力/Pa	推力/ 10^{-3} N	悬臂荷载/ 10^{-4} N	悬臂端位移/mm
0.5 AU	0.890	1.50	0.063
1.0 AU	1.783	2.90	0.125
2.0 AU	3.566	5.72	0.246
3.0 AU	5.350	8.50	0.362

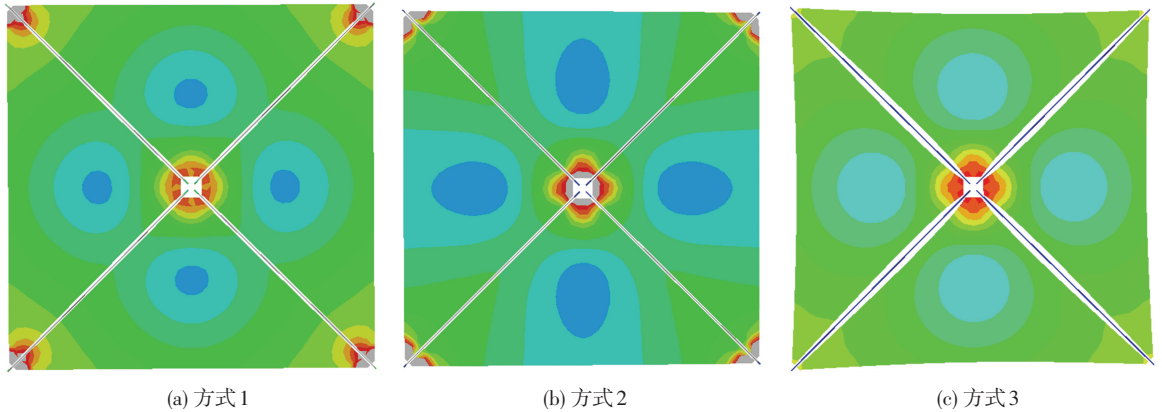


图 8 导入膜面应力 0.17 MPa 时应力云图

Fig.8 Stress nephogram under 0.17 MPa membrane stress

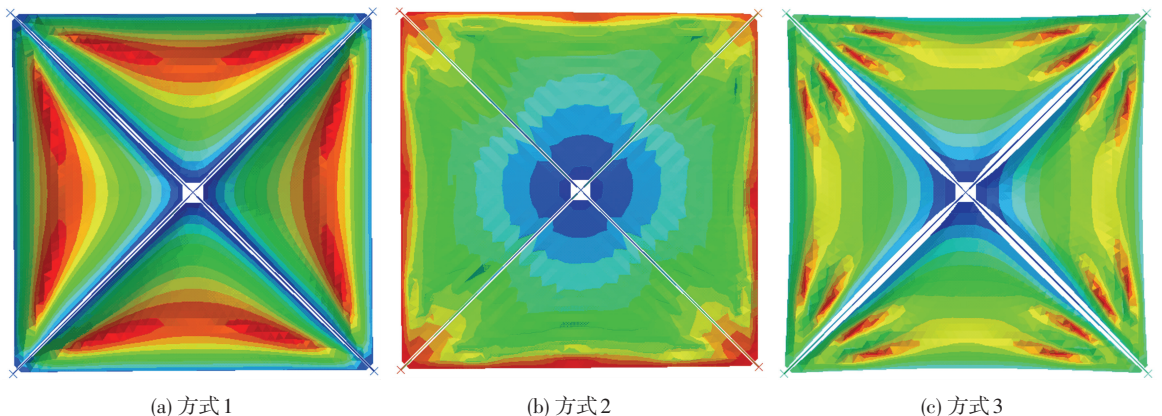


图 9 3 AU 光压作用下位移云图

Fig.9 Displacement nephogram under 3 AU light pressure

图 8 中应力分布可看出,3 种方式导入的膜面应力分布大体规律是一致的,局部略有区别.太阳帆

三角形膜片中间处应力较小,3 个角落处应力较大,应当进行局部加强.光压作用下 3 种方式导入膜面

应力的太阳帆变形如图9所示,方式1产生的褶皱较少较细,分布与三角形薄膜的两脚处;方式2产生的褶皱较密,且均布于三角形薄膜;方式3产生的褶皱较明显,分布于三角形薄膜两角,这与文献[13]中所得膜面褶皱分布情况一致.膜面褶皱产生原理如下:在没有面外太阳光压时,膜面应力分布在平面内较均匀,无面外位移;在太阳作用下,豆芽杆杆端受到集中荷载作用下为悬臂梁,发生弯曲,膜面应力作用将发生重分布,局部应力将减小,在光压作用下将产生面外凹陷形成褶皱,以增大面外刚度.不同膜面光压力和褶皱幅值关系曲线如图10所示.

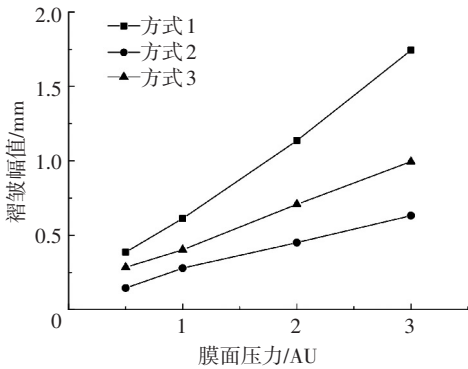


图10 不同膜面光压力下褶皱幅值

Fig.10 Amplitude of crease under different light pressure

为了探究不同膜面应力大小以及导入方式对太阳帆刚度的影响,比较不同膜面应力下的基频.分析过程为:1)膜面应力施加;2)采用 Frequency 对结构进行频率提取.不同膜面应力下的前三阶振型如图11所示,不同导入方式膜面应力与基频关系如图12所示.

观察前20阶振型,当膜面应力为0时,结构基频几乎为0,振型表现为整体振型.当施加有膜面应力时,薄膜由于应力分布的不均匀,局部刚度较小,3种膜面应力导入方式均表现为膜面局部振型.随着膜面应力的增加,结构基频显著变大.

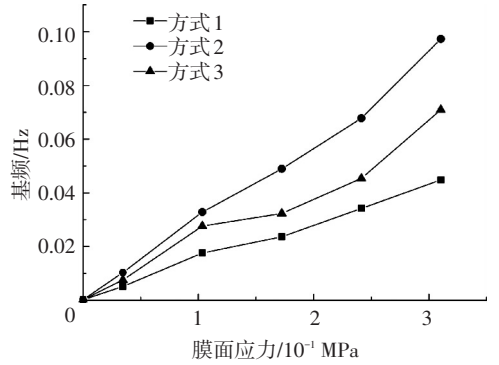
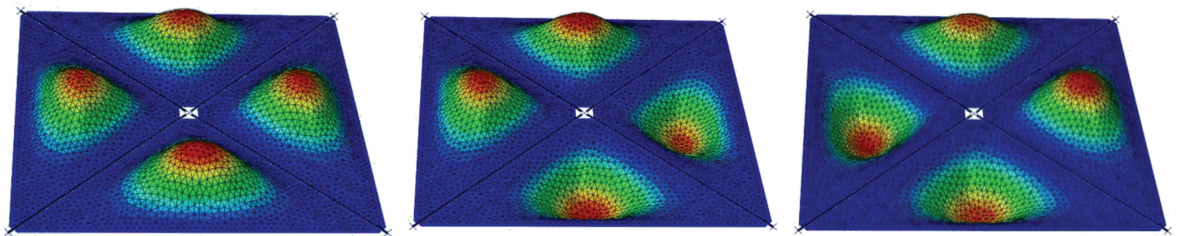
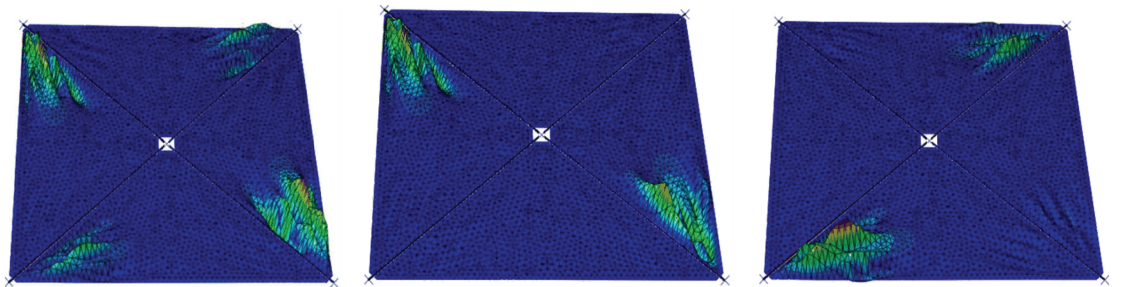


图11 不同膜面应力下基频值

Fig.11 Frequency under different membrane stress



(a) 膜面应力为0



(b) 膜面应力为0.17 MPa(方式3)

图12 前3阶振型

Fig.12 The first three mode shapes

4 结论

1) 太阳帆尺寸大,薄膜厚度薄,结构刚度极小,导入膜面应力可以在不增加质量的前提下提高结构刚度,同时膜面初始张力会对支撑豆芽杆产生轴向压力,豆芽杆长细比较大,容易发生轴压屈曲,因此膜面应力亦不宜过大.

2) 在光压作用下,悬臂豆芽杆不发生悬臂屈曲.可通过豆芽杆轴压屈曲分析,确定豆芽杆临界屈曲荷载,再考虑相应安全系数后,从而可以确定可导入膜面应力的最大值.

3) 太阳帆计算分析分为两阶段.第1阶段为导入膜面应力,第2阶段为施加膜面光压力.不同导入方式对膜面应力分布有一定的影响,在光压作用下

太阳帆薄膜将会产生褶皱,不同导入方式对褶皱分布也有影响。

4)通过不同膜面应力作用下,太阳帆基频变化可看出,膜面应力对太阳帆的整体结构刚度影响较大,采用不同方式导入膜面应力对太阳帆结构刚度也有影响。膜面应力越大,基频越大,整体结构越刚,越有利于整体运动的控制。

参考文献

- [1] 罗超,郑建华,高东. 太阳帆航天器的轨道动力学和轨道控制研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2111-2117. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.010.
LUO Chao, ZHENG Jianhua, GAO Dong. Study on orbit dynamics and control of solar-sail spacecraft [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2111-2117. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.010.
- [2] 崔乃刚,刘家夫,荣思远. 柔性太阳帆航天器动力学建模与姿态控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(7): 1-5. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2011.07.001.
CUI Naigang, LIU Jiafu, RONG Siyuan. Study on dynamics modeling and attitude control of flexible solar sail spacecraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(7): 1-5. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2011.07.001.
- [3] 李俊峰,宝音贺西. 深空探测中的动力学与控制[J]. 力学与实践, 2007, 29(4): 1-8. DOI: 10.3969/j.issn.1000-0879.2007.04.001.
LI Junfeng, BAOYIN Hexi. Dynamics and control in deep space exploration[J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(4): 1-8. DOI: 10.3969/j.issn.1000-0879.2007.04.001.
- [4] 陈集丰,段德高,乌修金. 太阳帆结构分析[J]. 宇航学报, 1996, 17(3): 77-80.
- [5] 黄小琦,王立,刘宇飞,等. 大型太阳帆薄膜折叠及展开过程数值分析[J]. 中国空间科学技术, 2014, 34(4): 31-38. DOI: 10.3780/j.issn.1000-758X.2014.04.005.
HUANG Xiaoqi, WANG Li, LIU Yufei, et al. Numerical analysis on the deployment and folding process of large-scale solar sail membrane[J]. Chinese Space Science and Technology, 2014, 34(4): 31-38. DOI: 10.3780/j.issn.1000-758X.2014.04.005.
- [6] 李瑞雄,陈务军,付功义,等. 透镜式缠绕肋压扁缠绕过程数值模拟分析[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 224-231. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.01.035.
LI Ruixiong, CHEN Wujun, FU Gongyi, et al. Numerical simulation of flattening and wrapping process of lenticular wrapped-rib[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 224-231. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.01.035.
- [7] 李瑞雄,陈务军,付功义,等. 透镜式缠绕肋压扁缠绕过程数值模拟及参数研究[J]. 工程力学, 2011, 28(11): 244-250.
LI Ruixiong, CHEN Wujun, FU Gongyi, et al. Numerical simulation and parametric study on flattening and wrapping process of lenticular wrapped-rib[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(11): 244-250.
- [8] 李瑞雄,陈务军,付功义. 透镜式薄壁 CFRP 管空间伸展臂轴压屈曲分析及试验[J]. 宇航学报, 2012, 33(8): 1164-1170. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2012.08.024.
LI Ruixiong, CHEN Wujun, FU Gongyi. Buckling analysis and experiment of lenticular cfrp thin-walled tube space boom under axial compression[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(8): 1164-1170. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2012.08.024.
- [9] 刘锦贤. 空间可展天线支撑结构热-结构分析[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
LIU Jinxian. Thermal-structural analysis for support structure of deployable space antenna[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013.
- [10] 陈务军. 空间可展结构体系与分析导论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006: 1-50.
CHEN Wujun. Deployable space structures and analysis theory[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2006: 1-50.
- [11] WIE Bong. Thrust vector control of Solar sail spacecraft[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 15-18. DOI: 10.2514/6.2005-6086.
- [12] SICKINGER C, HERBECK L, BREITBACH E. Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft[C]//Proceedings of the 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Bremen, Germany: AIAA, 2003. DOI: 10.2514/6.IAC-03-I.4.05.
- [13] WAWRZYNIAK G G, HOWELL K C. An adaptive, receding-horizon guidance strategy for solar sail trajectories[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2012, 59(4): 650-675. DOI: 10.1007/s40295-014-0012-2.
- [14] JOHNSON L, WHORTON M, HEATON A, et al. NanoSail-D: a solar sail demonstration mission [J]. Acta Astronautica, 2011, 68(5/6): 571-575. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.02.008.
- [15] RIZVI F, LAWRENCE D. Solar sail attitude dynamics and coning control to attain desired orbital effects[C]//Proc. of ISSFD Symposium, Organized by Jet Propulsion Lab, NASA-caltech. [S.l.]: ISSFD, 2012.

(编辑 张红)