

# 充气可展开结构技术在空间探索领域中的应用

关富玲 徐彦 郑耀

(浙江大学)

**摘要** 充气结构展开机理简单,重量轻、造价低,折叠体积有限,是近年广泛运用于各种航天器的一种新型空间结构形式。本文综述了充气可展开技术在充气可展开天线、薄膜太阳动力帆、太阳能发电系统、轻质运载工具和太空基地等方面的应用和研究进展,同时指出现阶段固化材料制备和空间环境影响等是利用此项技术急需解决的瓶颈问题。

**关键词** 展开天线 充气可展开结构 太阳能发电系统 太阳动力帆

**分类号** V423 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2009) 04-0040-09

## 1 引言

充气可展开结构是一种以柔性薄膜材料制造的新型航天结构,和机械可展开天线相比,具有很多独特的优点。从上世纪五十年代开始人们对充气可展开结构发生兴趣,如 1960 早期的 Goodyear 天线和 Echo Balloon (图 1)<sup>[1]</sup>,1970 年的充气遮阳罩 Decoys 等。20 世纪 90 年代以来,美国 NASA 的 JPL 实验室和 LRC 中心,L'Garde 公司,欧洲空间局等机构开始将充气可展开技术应用于大型展开天线等各种航天结构,其中充气可展开天线运用最广泛。例如 1996 年 5 月 NASA 进行了 14.6m 充气可展天线空间实验 (IAE: Inflatable Antenna Experiment),这些工作为充气可展技术的太空应用奠定了基础<sup>[2]</sup>。



图 1 Echo Balloon

本文将综述充气可展开结构技术在空间探索领域的各种应用和最新研究进展。从空间探索的能源、动力、通讯、宇航员出舱活动和行星表面探测等需求出发,详细叙述了充气展开技术在充气可展开天线、薄膜太阳动力帆、太阳能发电系统、轻质运载工具和太空基地等不同结构体系中的研究成果,并探讨了现阶段发展此项技术急需解决的技术难题和研究思路。

## 2 充气可展开天线

随着航天科技的进步与发展,遥感卫星、地球观测和辐射线测定、移动通讯、空间雷达等许多科学应用领域提出了对超大口径天线的需求,其目的在于获取微小发射功率的信号。超大口径空间可展开天线反射器可用于很多空间领域:(1)遥感卫星;(2)地球观测和辐射线测定;(3)移动通讯;(4)空间雷达等。通过对现阶段单元构架式、张拉整体式、刚性表面等几种天线形式比较后发现,当口径增大时,其质量增加较为明显,不适合作为天线大型化发展的结构形式。而充气硬化展开天线,由于随着口径增大,其重量不会成比例增加,是目前卫星展开天线大型化的较为理想形式。

来稿日期:2009-07-22

作者简介:关富玲,女,(1945.03-),教授,从事大型可展开航天结构设计及控制研究。

根据结构形式不同, 充气展开天线可分为平板天线、充气构架式天线和抛物面天线等。平板天线反射面采用多层薄膜反射面, 天线阵子通过覆铜方式分别印制在每层膜面上。两层膜的间距很小, 为提高平面度及防止膜之间的静电吸附力影响, 膜面之间采用软质聚氨脂泡沫塑料块和 Kapton 胶片支撑。膜面周边成悬链线状以使弹簧提供的张力均匀分布, 通过悬链线系统和可折叠杆相连接。

膜面周边采用框架结构提供支撑, 支撑结构的方案有很多种<sup>[9]</sup>, 图 2 为其中一种方案, 安装馈源处及其对边为充气硬化管, 另一对边支撑管为刚性可折叠杆。展开时充气管先充气展开, 然后可折叠杆解锁打开。

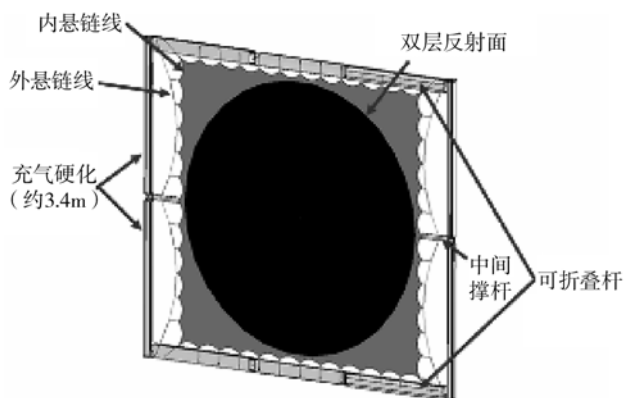


图 2 平板天线及反射面示意图

欧空局联合 Contraves 公司开展了充气硬化天线的研制工作, 并利用树脂基 Kevlar 薄膜成功研制了口径分别为 3.5 m、6 m 和 12 m 的 3 个样机。美国 NASA 的 JPL 实验室已完成或正在研制的平板式充气展开天线结构有:

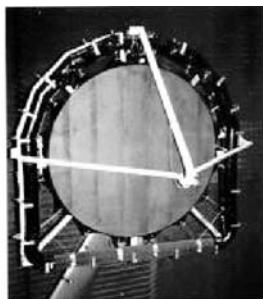
1. 3.3m×1.0m L 波段充气展开天线(图 3-1);
2. 5m×3m L 波段充气展开天线(图 3-2);
3. 5m×3m L 波段折叠薄膜天线;
4. 5m×5m Ku/Ka 波段圆柱形反射面(图 3-3)<sup>[4]</sup>;
5. 1m X 波段通信反射阵(图 3-4)。



(1)



(2)



(3)



(4)

图 3 JPL 实验室研制的充气展开天线

美国 NASA 多年来一直致力于研究大型空间天线, 其中拼接反射面天线概念突颖而出, 并被运用于 IAE 天线飞行试验(图 4)<sup>[2]</sup>。抛物面反射面由多片平面薄膜片拼接而成, 形成一个高精度的抛物面反射器。IAE 天线是过去十年充气展开技术最高水平的集中体现。

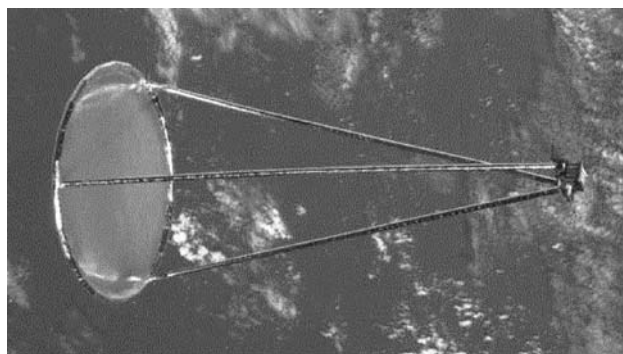


图 4 IAE 天线飞行试验

美国 Swales Aerospace 公司和 ILC Dover 公司借鉴新一代光学望远镜的技术开发超大口径展开天线(图 5)<sup>[6]</sup>, 即利用精密充气可展桁架作为背架, 构造

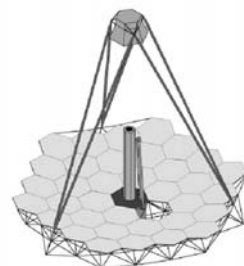


图 5 超大口径光学天线

50m 口径的大型可展天线。其中反射面为刚性曲面，以达到光学雷达的要求。

基于装载能力,镜体质量和装载体积的估计,提出了一种面积达 400m<sup>2</sup> 的主镜系统概念设计。利用精密充气桁架结构支撑大型太空光学系统,充气桁架结构,能够提供几何稳定,高刚度支撑,最小质量和包装体积。这个概念利用了机械臂堆叠六边形镜面单元,图 6 为反射面和桁架的连接细部,图 7 为整

个天线的构造和组装过程。

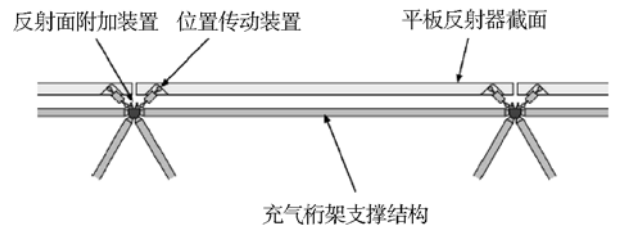


图 6 充气桁架结构

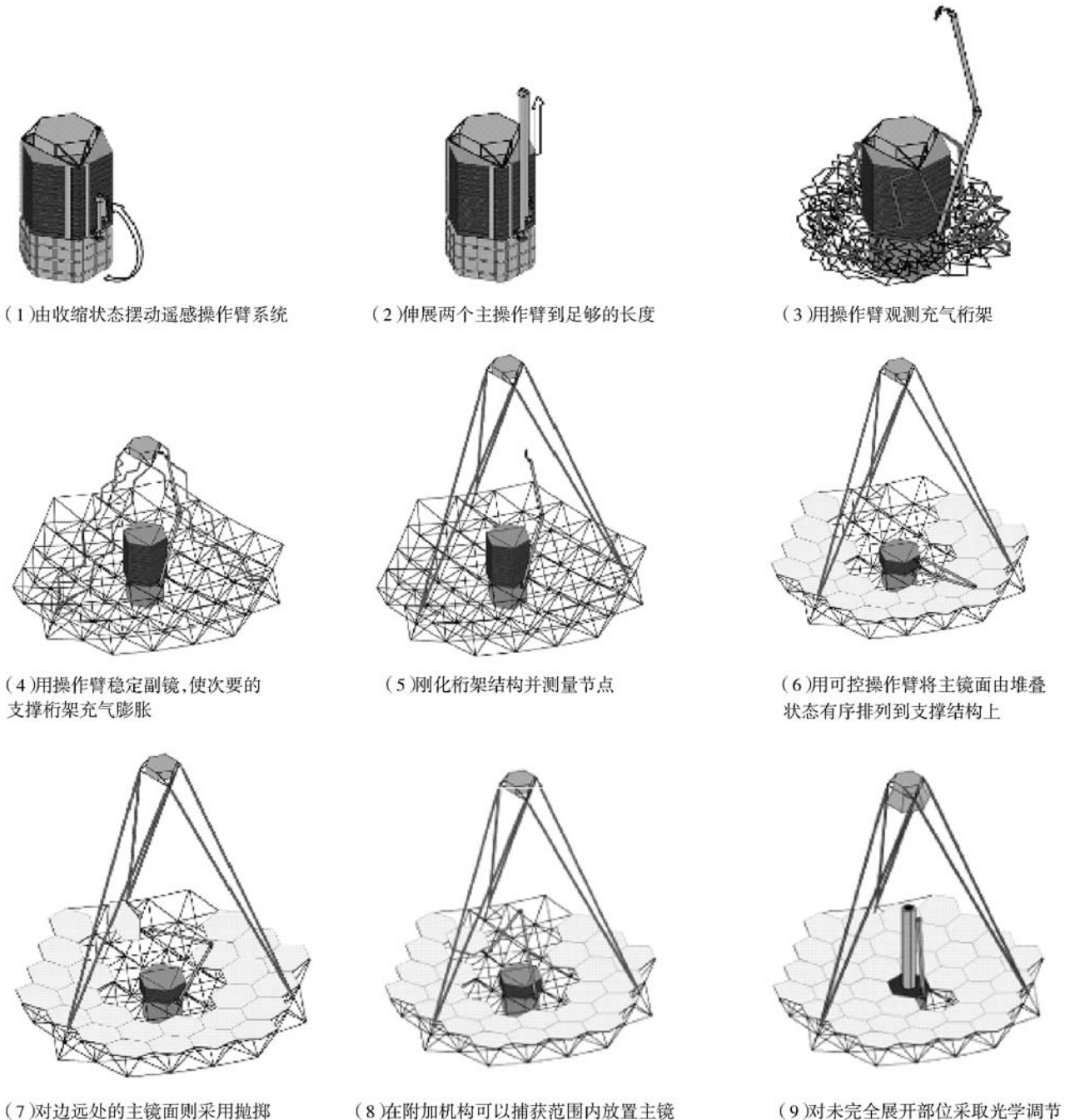


图 7 大口径空间雷达的展开与组装过程

此类可展开天线的相关关键技术:(1)四面体形充气背架的结构设计和分析。因为支撑上表面为严格的抛物面,各支撑杆件的长度不一,非等边三角形,背架杆件非常多,连接方式和气路有很大关系,如何可靠展开是该项目的关键。(2)反射面板研究。采用轻质、热稳定性好、不易变形的材料,保证六边形子块的精确定位,对位置偏差能够采用主动调节技术。(3)遥感操作臂。首先遥感操作臂在折叠桁架外摆动;然后遥感操作臂的两个长臂伸展到他们的最大长度。(4)桁架锁定约束解除。桁架结构充气展开,充气展开过程缓慢,用遥感操作臂端头的相机监控展开过程;天线的形面精度保持和主动控制。

在国内相关的研究领域,浙江大学关富玲等在充气可展开天线方面做了大量的工作,研制了 2m 口径的抛物反射面天线(图 8)<sup>[6]</sup>和平板天线(图 9)<sup>[7]</sup>。并对此类天线的精度、裁剪、加工工艺、测量、动力特性、展开动力学、热变形等各个方面进行了详细的研究。

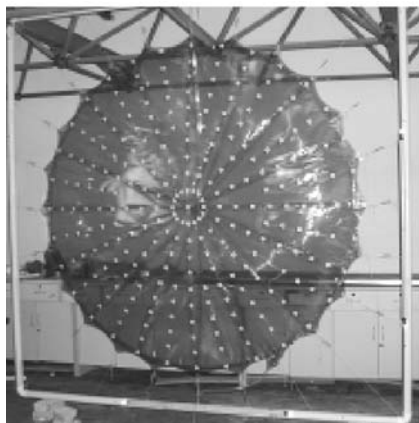


图 8 抛物反射面天线



图 9 平面天线

综合国内外研究进展,充气展开天线结构的发展近年来出现了以下几个趋势:

### (1) 空间实验验证

按照美国航空航天局的计划,下一次飞行实验将在一台 10m 充气天线上进行。实验主要是为了对天线结构的展开、固化、控制和监测进行验证,其中涉及到固化、气体释放、结构精度和稳定性、振动和热冲击、材料特性和耐久性等多项关键技术。另外,ARISE 航天计划中 25m 口径充气天线已在 2008 年发射,正式执行空间科学任务。

### (2) 投入不断加大、研制口径更大的充气展开结构

美国 DARPA 提出了 ISAT 计划。该计划的承包方是洛克希德马丁公司,计划旨在研究长度 100m~300m 的桁架式充气式天线,该天线将在近地轨道服役 1 年,完成各项试验计划。美国的 L'Garde 公司正在研制口径 50m 的充气式抛物面天线。美国 NASA 的 JPL 实验室正在研制 35m 球形薄膜反射面,具有高精度(RMS<0.17 mm)轻质量(<100 kgs)(图 10)。

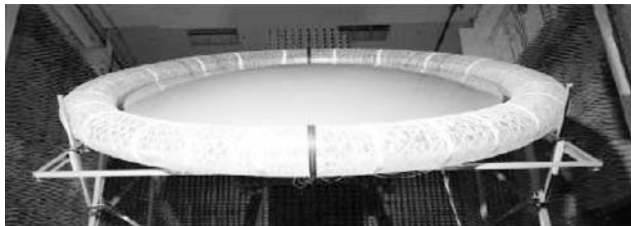


图 10 35 米充气展开天线

### (3) 不断探索新型的充气展开结构

为了拓宽充气展开结构的应用领域,充天线不断的结合其它相关技术,提出了创新的结构类型。例如刚柔混合型充气天线<sup>[8]</sup>,该天线是指将传统的刚性反射器和充气反射器融为一体的混合型充气天线。

## 3 薄膜太阳动力帆

空间飞行系统为了完成飞行任务和轨道姿态控制,需要持久的和较大的推进力。目前传统的燃料是化学液体燃料,重量大,成本高,不能满足星际级航行的要求。

薄膜太阳动力帆技术提供了新的推进力来源。太阳帆在太空使用太阳光来代替化学燃料产生推力加速航天器。当一束光碰撞太阳帆板的表面时,太阳光中的光子象从墙壁上弹回一样完全反射回来。在

这个过程中光子将动力的两倍传输到帆板表面。尽管每个光子提供的动力非常小，但加速是连续不断的。随着时间的累积，太阳帆板被加速到很高的速度。由太阳帆驱动的航天器不需要携带大量昂贵的燃料(图 11),通过光压驱动的方式能使航天器达到很高的航速(接近  $0.5 \times 10^6 \text{ km/h}$ ),使得星际航行成为可能。

二十世纪七十年代早期美国 NASA 及其他几个国家的航天局策划了一个与哈雷彗星接触的计划, JPL 实验室的 Jerome Wright 建议了一个能使航天飞行器快速与哈雷接触的轨道,1976 年 NASA 委任 JPL 实验室进行最初的太阳帆设计。

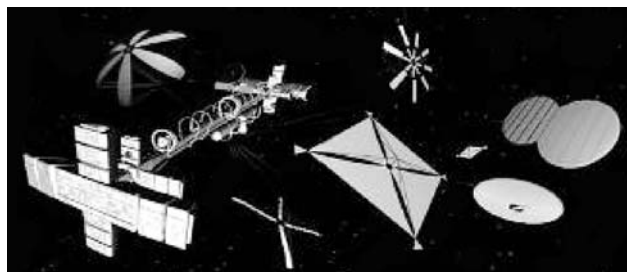


图 11 太阳帆航天器

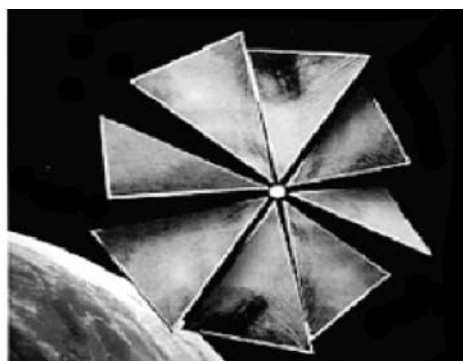


图 12 “宇宙 1 号”叶型太阳帆

太阳动力帆按展开过程有两种形式，一种为旋转展开型结构,另一种为牵引展开型结构。俄罗斯和日本倾向于旋转展开型结构。俄美合作研制的“宇宙 1 号”叶型太阳帆于 2005 年 6 月发射<sup>[9]</sup>(图 12),但由于火箭推进器出现故障而失败。

俄国的 ZNAMYA 实验,制造一面巨大的薄膜镜子从空间为城市提供照明,Znamya-2 (1993) (图 13)<sup>[10]</sup>,成功的通过旋转展开成一个 20m 直径的薄膜镜,Znamya-2.5 (1999): 测试一个 25m 直径的镜子的旋转展开系统及旋转控制系统。日本的 ISAS/JAXA 在 S-310 飞行实验中进行了三叶草形太阳动力帆的展开实验(图 14)<sup>[11]</sup>。

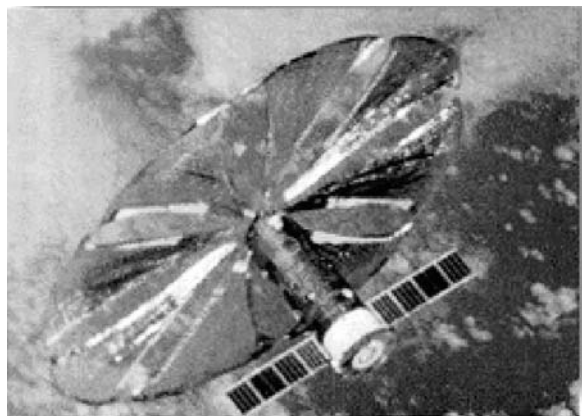


图 13 自旋展开的人造月亮

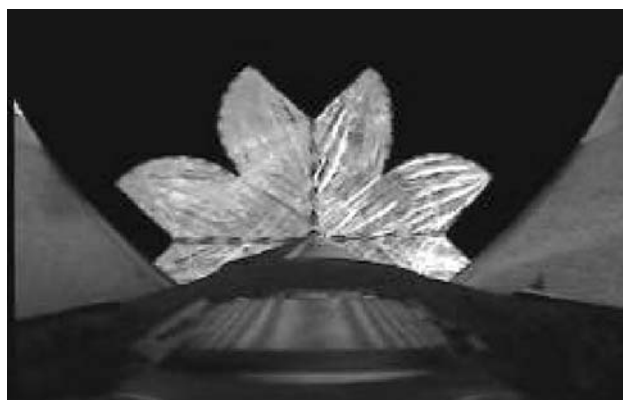


图 14 三叶草形太阳动力帆

美国 L'Garde 公司设计了边长为 100m 的直管型太阳帆结构(图 15)<sup>[13]</sup>,用四个充气可展开的冷硬化管组成十字交叉的轻质长支撑结构,支撑管充气展开带动四块大型三角形 Mylar 膜材制成的帆膜展开,由  $0.9 \mu\text{m}$  厚的镀铝的 Mylar 制成的帆膜,再由管子顶端旋翼进行稳定性及姿态控制<sup>[16]</sup>。研究比较了薄膜和支撑管之间的连接方式,其技术设计的难度在于膜材非常轻,连接后膜面不能出现褶皱。当需要更大面积太阳帆时,采用桁架支撑的平板式太阳动力帆(图 16),桁架每个构件由充气直管构成。

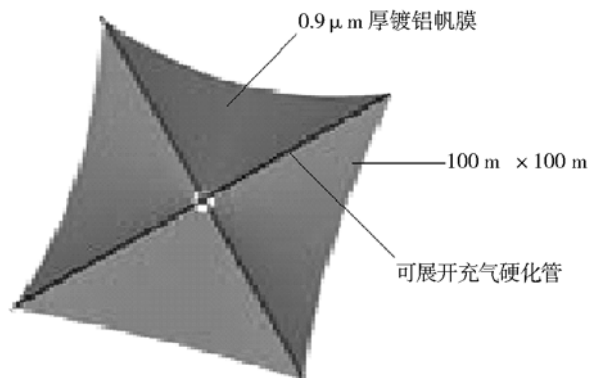


图 15 四根充气管带动展开太阳帆

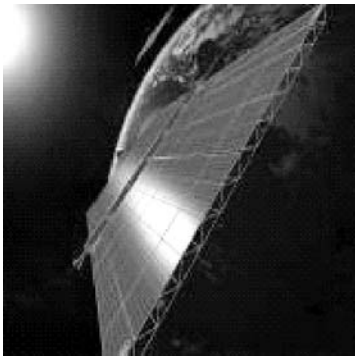


图 16 桁架支承式超大型太阳帆

充气展开太阳帆研究中的关键技术有:(1)研究超薄材料,取得最大能量密度比;(2)改进结构形式,使得薄膜褶皱最小化,以提高运行速度;(3)提高薄膜材料抗辐射、抗老化技术,提高动力帆的寿命;(4)帆板薄膜吊装,包装,展开,帆板-结构连接等技术研究:该系统复杂,相互间的影响大,如何有效的、安全的运行是研究的重点;(5)加工工艺研究:太空薄膜缝合,镶边,涂层,提高耐久力;(6)太阳帆的支撑展开管结构优化设计:臂厚、充气量、接头、缝合方法等;(7)大型柔性薄膜的姿态控制:利用管端的旋转翼调整姿态,通过传感器和控制回路实时调整行进方向。

#### 4 太阳能发电系统

在空间探索中,为了维持空间站等大型航空结构的长期运行,大功率的太阳能供电系统必不可少。大面积的太阳能帆板既要求不遮挡其他通讯信号,又要求能够实时跟踪太阳。利用充气可展开结构技术设计大型太阳能电池阵的优点在于能够减少组装体积和质量,提高功率密度(大于 400W/kg),减少现有机械展开太阳能电池阵的成本,在一定装载体积限制下,充气太阳能电池阵有足够的吸引力完成有很高能量需求的航天任务。

L'Grade 公司和 Philips 实验室合作,在 1993 年发展了充气太阳能电池阵 DARPA (Defense Advanced Research Project Agency) [14],太阳阵提供了 274W 电力,飞行状态时重 2.94kg。太阳阵的长度为 3.64m,宽度为 1.1m,3 根支撑管由铝箔制作而成(图 17)。整体结构的展开由支撑管的充气完成,展开后管子刚化,因此支撑管内气压不用维持在设计气压(图 18)。

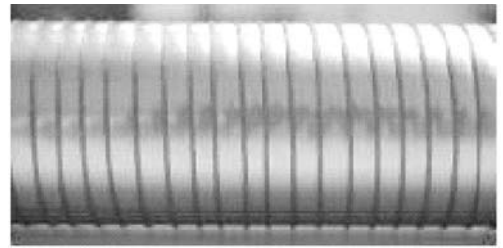


图 17 铝箔支撑管

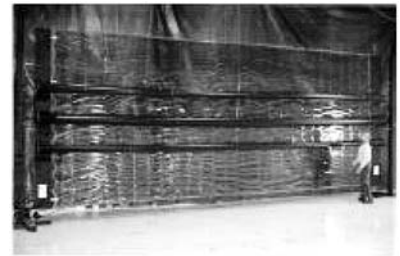


图 18 充气刚化太阳阵

美国为国际空间站安装的太阳能电池板面积达到 1579.3m<sup>2</sup>,总发电量为 50KW。其安装方式采用的是可展太阳能电池板通过可转动节点固定于刚性桁架上,该桁架分为若干个单元,分段由航天飞机送到空间站,然后由加拿大制造的机械臂将其安装于原有的钢架上,在避免遮挡问题的同时,可以自如的让电池板跟踪太阳(图 19)。

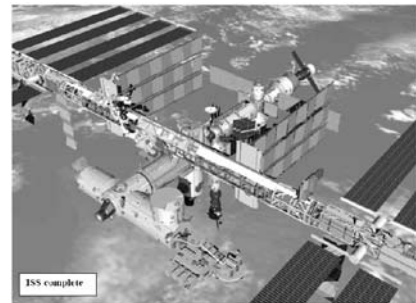


图 19 国际空间站俯视图

超大功率的太阳能发电系统研究包括超大面积太阳能帆板展开机构、展开后震动控制、空间环境下太阳发电系统可靠性、以及新材料新工艺、空间环境下大功率电能输送和储存等诸多方面的研究。

#### 5 运载工具

现阶段宇航员还不能长时间、长距离地在空间站或轨道舱外执行空间维修、空间实验等任务。而随着未来深空技术的发展,需要载人航天器具有维修和操作其他航天器的能力,使宇航员能够方便地从空间站或轨道舱上往返更深远的太空直接进行探测

活动。

新型可展开载人飞行器，由可载人的太空舱和高分辨率大型可展开天线组成，飞行器概念模型(图 20)为 NASA 的 JSC 中心提出的<sup>[15]</sup>。装载时薄膜折叠包装在中心轴上，在轨工作时充气展开为直径 7.6m，长度为 9.1m 的空间。载人太空舱采用充气固化技术，折叠成很小体积运输到空间站或轨道舱，充气展开，最终固化成密闭结构。高分辨率大型可展开天线采用充气展开技术或与机械展开技术相结合，附着在太空舱上完成太空探测和空间通讯任务。

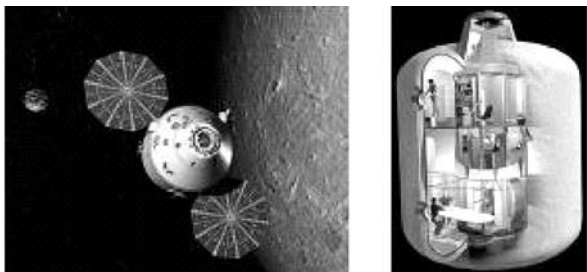


图 20 新型可展开载人飞行器概念模型

充气可展开运载工具还可以应用在行星表面探测。充气漫游者利用大型新型充气车轮来翻越岩石(图 21)，同时提供大的接触面积去攀登陡峭的山脉或大块岩石，还能在风暴中保持良好的地面接触，从而能使漫游者在火星表面移行速度提高 99%。

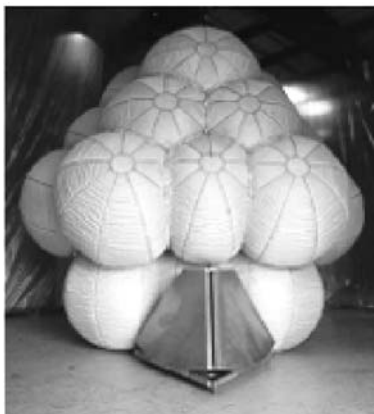


图 21 火星探测登陆车

## 6 太空基地

美国 NASA 的 JSC 中心为了更深入地进行月球和火星探测，一直致力于将充气可展开结构技术应用于太空基地的建设，提出了充气组合结构概念(图 22)<sup>[15]</sup>。在比较了充气外壁和刚性外壁结构以后，最终选择了充气外壁用于建造居住单元。在研究居住单元的装载和展开技术基础上，于 1998 年研制了直

径为 10.67m 的居住舱防护结构实验单元实验室模型(图 23)。



图 22 充气组合结构概念

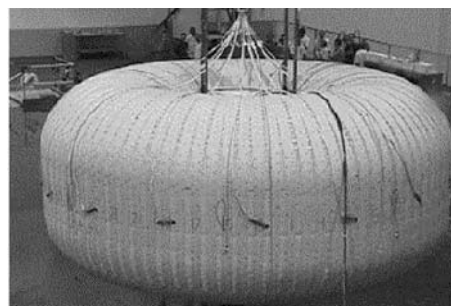


图 23 居住舱防护结构实验单元

Bigelow 公司在美国北拉斯维加斯研究建造超过 202343m<sup>2</sup> 的试验场 A3，用于进行太空旅馆 Sun-dancer 的相关实验。第一代 Bigelow 太空联合体包括 2 个居住单元，1 个人坞节点和推进化合物，总重量超过 25t，体积大于 330m<sup>3</sup>，联合体也可用作中转站(图 24)。其中的第二个 Genesis 2 居住单元(图 25)，该单元已经在 2007 年进行空间实验，飞行时与空气绝缘并有温度控制。充气结构的材料是 Vectran 维克特拉(聚乙烯纤维)，它是用做 NASA 火星登陆器的充气气囊，维克特拉的强度是其它人工合成材料如 Kevlar 的两倍。

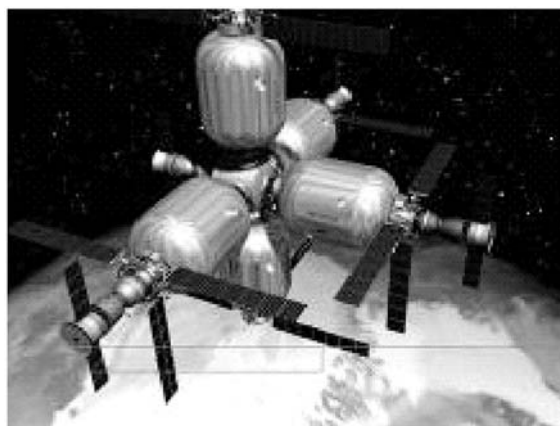


图 24 空间中充气结构的房间



图 25 其中的一个居住单元

## 7 技术难点

### 7.1 硬化材料研究

充气展开结构都是由柔性材料构成, 结构刚度靠充气气压获得, 或者展开结束后材料进行硬化。硬化材料就是材料本身为柔性可折叠, 当结构充气展开后, 通过某种方式(如加热、冷却、紫外线辐射、与充气气体发生反应等), 使材料发生硬化, 最终结构达到预期的强度和刚度。硬化材料研究是充气展开技术中的关键和难点。在现有技术条件下, 有两条研究思路。

一是选用 Kapton、Kevlar、Nomex 和 Mylar 薄膜、铝箔等为基材, 以等离子技术预处理其表面添加碳纤维, 考察固化材料的综合性能, 通过在树脂基体相形成的互穿网络, 也为热固化提供一个均匀的温度场, 同时利用其特殊的负热膨胀系数使成型后与树脂相的正膨胀系数相互抵消, 以期达到低(零)膨胀系数的目标。

二是利用金属膜的塑性变形, 金属膜在较大的作用力下可塑性变形, 而在低于屈服应力时有高的硬度。具体地, Mylar-Al-Mylar 层合碾压薄膜充气展开硬化支撑管的硬化需要经过两个阶段。第一个阶段是充气展开阶段, 随着气体的充入, 结构慢慢的完全膨胀展开; 气压继续增大, 当管壁应力达到铝箔的屈服强度之上时, 铝箔产生塑性变形, 铝箔硬化, 结构便取得了一定的刚度, 这个刚度即使在结构内没有气压作用的情况下也是不变的。

### 7.2 热分析

充气展开结构在轨工作时, 温度变化对结构的影响包括两个方面: 第一是温度变化引起结构内部气体压强发生变化, 从而使结构体在压强作用下发生体积的变化; 第二是温度的变化使薄膜材料发生热变形, 从而使结构外壁的应力发生改变, 在内部气

体的作用下发生体积的改变。

该项工作的难点在于温度场、结构内充气流体和航天器结构的非线性耦合, 三个方面的影响共同作用。可以采取多重迭代的方法将耦合解耦, 转化为多个线性问题进行求解, 最终确定空间热环境对航天器结构力学性能的影响。

### 7.3 超大规模复杂结构折叠和展开技术

充气展开结构在发射时折叠成很小体积, 折叠方式决定最终的包装体积和展开过程, 故研究折叠技术非常有必要。由于充气展开结构一般为大型复杂曲面, 在折叠过程中会产生初应变, 折叠后在结构内腔仍保持一定的残余气体, 这些因素对展开过程可靠性、展开精度和形面精度的影响尚待研究。

由于充气展开结构的超大尺寸, 展开过程很容易出现缠绕现象, 薄膜覆盖在其他航天器部件上, 故需分析充气展开结构在一定的充气速率和充气口布置情况下的展开过程, 并提出合理的展开过程控制措施, 力求展开过程平缓, 最终反射面展开到位。

充气展开结构的展开动力学研究有待加强, 重点解决薄膜的大位移, 大转动, 展开过程自碰撞等几何非线性、边界非线性、接触非线性问题, 分析参数对展开过程的影响, 包括充气速率、薄膜材料属性及厚度、折叠方式及折叠角度、残余气体。

### 7.4 充气薄膜褶皱预测

大型复杂充气展开结构容易出现薄膜褶皱, 将影响航天器结构的使用性能。大型复杂充气展开航天器的薄膜褶皱预测尚未有涉及。褶皱主要有三种产生机理: 充气气压远大于设计气压时, 结构边缘出现径向分布的褶皱; 平面裁剪片拼接成曲面时在拼接缝处产生结构褶皱; 拼接缝附近由于拼接对位错误引起的工艺性褶皱。

针对不同产生机理, 在不同机械荷载和温度荷载作用下, 分析薄膜褶皱的产生区域、方向、形状、大小, 提出相应的褶皱消除措施, 进而讨论褶皱对结构使用性能的影响。

## 8 结论

本文综述了充气可展开结构技术运用于空间探测的可能性和前景展望。从空间的能源、动力、通讯和宇航员出舱活动等功能需求出发, 借鉴国内外的研究成果, 可将充气可展开技术运用于充气可展开



天线、薄膜太阳动力帆、太阳能发电系统、轻质运载工具和太空基地等方面。同时文章提出了相关的结构方案和急需解决的技术难题,为此项新型技术早日服务于我国空间探索任务提供借鉴。由于该技术进步较快,文中未阐述处仍很多,敬请批评指正。

### 参 考 文 献

- [1] R. E. Freeland, G. D. Bilyeu, G. R. Veal. Inflatable Deployable Space Structures Technology Summary. IAF-98-1.5.01:1-16.
- [2] R.E. Freeland, G. D. Bilyeu. IN-STEP Inflatable Antenna Experiment [J]. 43rd Congress of the International Astronautical Federation, IAF-92-0301,1992, Washington, D.C.:1-12.
- [3] H. F. Fang, M. Lou, J. Huang, etc. Development of a 7-Meter Inflatable Reflectarray Antenna [A]. AIAA 2004-1502:1-11.
- [4] J. K H Lin, D. P. Cadogan, V. A. Fera, etc. An Inflatable Microstrip Reflectarray Concept for Ka-band Applications [A]. AIAA-2000-1831:2-13.
- [5] C. Perrygo, D. Cadogan, M. Grahne. Inflatable Truss Support Structures for Future Large Space Telescopes. [http://www.ilcdover.com/products/aerospace\\_defense/supportfiles/teltruss.pdf](http://www.ilcdover.com/products/aerospace_defense/supportfiles/teltruss.pdf).
- [6] 徐彦,关富玲,马燕红. 充气可展开天线的反射面设计及精度测量[J].浙江大学学报(工学版). 2007. 41(11):1921-1926.
- [7] 关富玲,汪有伟,杨超辉. 新型折叠卷收式反射阵天线的设计与制作[J].工程设计学报. 2008, 15(6):1-6
- [8] C. E. Willey, R. C. Schulze. A Hybrid Inflatable Dish Antenna System for Spacecraft [J]. 42th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC SDM Conference, AIAA -2001-1258, April 2001. Seattle, WA:1-9
- [9] C. Garner, H. Price. Developments and Activities in Solar Sail Propulsion. AIAA Paper 2001-3234.
- [10] V. Melnikov and V. Koshelev. Large Space Structures Formed by Centrifugal Forces. ser. ESI Book Series. Gordon and Breach Science Publisher, 1998.
- [11] S. Matunaga, et al. Initial Investigation on Deployment and Control of Tether-Controlled Spinning Membrane, 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2003: 124-129.
- [12] S. Takeuchi and J. Onoda. Deployment Motion of Spin Type Solar Sail, 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2003: 109-112.
- [13] B. Derbes, D. Lichodziejewski, G.Veal. A "Yank and Yaw" Control System for Solar Sails. AAS 04-284:1-17.
- [14] D. Lichodziejewski, G. Veal, R. Helms. Inflatable Rigidizable Solar Array for Small Satellites. AIAA 2003-1898:1-7.
- [15] D. Cadogan, J. Stein, M. Grahne. Inflatable Composite Habitat Structures for Lunar and Mars Exploration. IAA-98-IAA.13.2.04: 1-8

## Applications of Inflatable Structure Technology for Space Exploration

Guan Fu-ling, Xu Yan, Zheng Yao  
(Zhejiang University)

**Abstract:** Inflatable structure technology is a new choice for space exploration, and has been used widely in many spaceflight missions in recent years. There are many advantages of inflatable structures, such as simple deployable mechanism, light weights, low costs and limited fold volumes. This new technology is used to construct deployable antennae, solar sails, solar power systems, delivery means and habitat structures. Applications and research advances of these kinds of structures are addressed in this paper. However there are many problems yet to be solved, such as the production of rigidizable materials and the influence of space environments.

**Key words:** deployable antenna; inflatable structure; solar power system; solar sail