

太阳帆及其姿态控制方法综述

张 峰, 王二亮

(军事科学院战略评估咨询中心, 北京 100097)

摘 要: 太阳帆作为一种无须消耗燃料的新型航天器, 在深空探测领域具有广阔的应用前景。同时, 得益于持续光压力的作用, 太阳帆可以运行在传统航天器难以实现的轨道上, 从而实现一些独特用途。本文在概述太阳帆的工作原理和应用前景的基础上, 重点分析了太阳帆典型姿态控制方法的本质特征和优缺点, 调研了国内外太阳帆姿态控制方法的研究现状, 分析了典型姿态控制方法用于大型太阳帆姿态控制的局限性, 研究了利用太阳帆变形获得姿态控制力矩的可行性和优势, 最后提出关于太阳帆姿态控制研究发展的一些认识。

关键词: 太阳帆; 大尺寸; 太阳光压力; 姿态控制; 变形

中图分类号: V 412.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2024.05.018

引用格式: 张峰, 王二亮. 太阳帆及其姿态控制方法综述[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(5): 162-170.

Review on Solar Sail and Its Attitude Control Methods

ZHANG Feng, WANG Erliang

(Strategic Assessment and Consultation Center, Academy of Military Sciences, Beijing 100097, China)

Abstract: As a new type of propellant-free spacecraft, solar sail has broad application prospects in deep space exploration. In addition, thanks to the action of constant solar radiation pressure, solar sail can operate in orbits that are difficult to achieve with traditional spacecraft, thereby realizing some unique uses. In this paper, based on the brief introduction of the working principles and application prospects for solar sail, the essential characteristics, advantages, and disadvantages of the classical attitude control methods for solar sail are analyzed in detail. The research status of solar sail attitude control methods at home and abroad is investigated, the limitations of the classical attitude control methods on the attitude control of large scale solar sail are analyzed, and the feasibility and advantages of utilizing solar sail deformation to achieve attitude control torque is studied. Finally, some suggestions for the research and development of solar sail attitude control are put forward.

Key words: solar sail; large scale; solar radiation pressure; attitude control; deformation

0 引言

为了完成变轨、姿态调整等任务, 航天器需要携带大量燃料, 不仅占用空间, 还大大增加了自身重量。燃料耗尽是造价昂贵的在轨卫星报废的一个重要因素。解决这一问题的途径: 一是发展在轨燃料加注技术, 如美国开展了“凤凰计划”、国际空间站在轨燃料加注试验^[1]; 二是开发新型推进技术, 如核动力推进、离子推进等连续小推力推进器^[2-3], 但这些推进方式仍旧没有彻底摆脱燃料的限制。利用太空环境的相互作用提供动力是一种无燃料

消耗的推进方式。著名天文学家开普勒在 1619 年提出, 由于阳光的作用, 彗星尾巴被推向远离太阳的方向。这是最早记载的有关太阳光压力的观察。著名数学家和物理学家麦克斯韦则根据电磁辐射理论预测了太阳光压力的存在^[4]。太阳帆正是一种利用太阳光压力推进的航天器。

1 太阳帆概述

1.1 太阳帆的工作原理

太阳帆的基本结构由太阳帆薄膜和结构杆结

收稿日期: 2023-10-27; 修回日期: 2024-01-09

基金项目: 国家自然科学基金(11772167, 11822205)

作者简介: 张 峰(1982—), 男, 助理研究员, 博士, 主要研究方向为太阳帆航天器姿态动力学与控制。

构组成,太阳光子撞击薄膜后被吸收或反射,从而使太阳帆产生光压力。太阳光压力(Solar Radiation Pressure, SRP)很小,在距离太阳一个天文单位距离处,800 m×800 m 的太阳帆受到的太阳光压力仅约为 5 N^[5],然而由于持续不断地受到太阳光压力的作用,太阳帆得以连续加速,从而获得较大的飞行速度^[6]。研究人员针对太阳帆开展了大量理论研究,但在实际应用方面,受制于材料性能等关键技术,仅有少量的小型太阳帆进行了在轨试验。

2010 年 5 月,日本航空航天局(JAXA)发射了“伊卡洛斯”(IKAROS)太阳帆。这是一个 14 m×14 m 的方形帆,由厚 7.5 μm 的聚酰亚胺片制成,没有任何刚性支撑结构,利用自旋产生的离心力保持帆面稳定展开。IKAROS 任务展示了 4 项关键技术:部署和控制大型太阳帆膜,利用集成到帆中的薄膜太阳能电池为有效载荷提供动力,测量太阳帆

在光压力作用下的加速度,以及通过改变嵌入帆膜中的液晶面板的反射率来控制姿态^[7]。作为世界上首个成功在轨运行的太阳帆,虽然 IKAROS 的特征加速度仅为 0.006 mm/s²,但在技术发展史上仍具有里程碑意义。2011 年 1 月,美国国家航空航天局(NASA)发射了 NanoSail-D2 太阳帆,主要目的是测试太阳帆的在轨展开技术,并验证利用太阳帆使报废卫星和空间碎片离轨的可行性^[8]。行星协会在 2015 年 5 月和 2019 年 6 月分别发射了 LightSail-1 和 LightSail-2 太阳帆,用于验证太阳帆的展开和轨道提升技术。其中 LightSail-2 成为首个在地球轨道上受控运行的太阳帆,也是首个能利用太阳光压力提升轨道高度的太阳帆^[9]。IKAROS、NanoSail-D2、LightSail-2 的飞行效果如图 1 所示。我国也于 2019 年 12 月发射了“天帆一号”太阳帆,验证了多帆桁同步展开机构、柔性帆膜材料等多项关键技术^[10]。

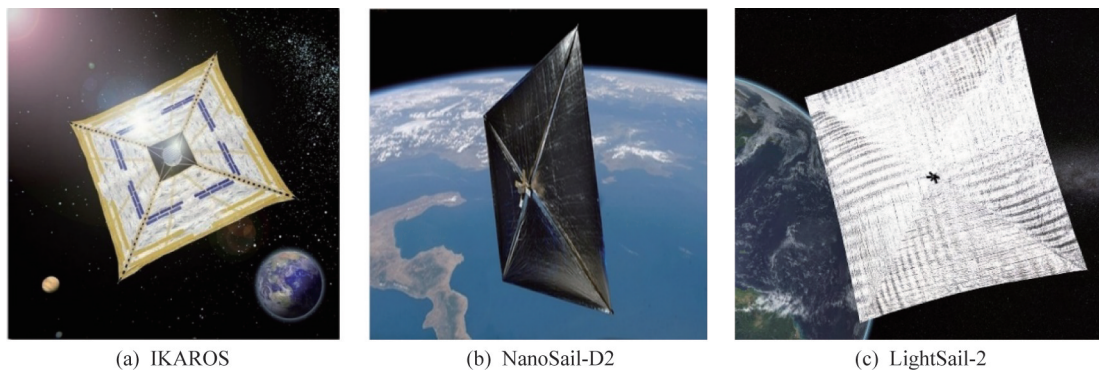


图 1 IKAROS、NanoSail-D2、LightSail-2 的飞行效果

Fig.1 Flight pictures of IKAROS, NanoSail-D2, and LightSail-2

1.2 太阳帆的应用前景

太阳帆作为比冲无限大的无燃料推进方式,在减少发射成本和延长任务寿命方面具有优势,在深空探索领域具有巨大的潜在应用价值。NASA 曾针对飞向太阳系外层甚至更远处的星际任务,对包括电推进、核推进、束状能量帆等推进技术进行评估。结果表明,尽管太阳光压力随着太阳距离的平方而减小,太阳帆仍是可用于“星际计划”(Interstellar Program)的有前景的技术之一^[11]。

除了远距离、长时间的星际飞行任务,太阳帆还能实现一些特殊的非开普勒轨道,如人工拉格朗日点、日心悬浮轨道、逆行轨道等,从而在太空科学观测、化解小行星威胁等方面具有独特的作用,然而由于需要连续推力作用,传统航天器很难实现这

些特殊轨道。例如,NASA 曾提出利用太阳帆进行地磁预报的计划,通过将太阳帆放置在比经典拉格朗日点 L1 更远的人工拉格朗日点处,可以比 L1 处卫星提前 1 h 进行地磁预报^[12]。而运行在周期与地球一致的日心悬浮轨道上的太阳帆,则可以始终悬浮在地球极地上空,从而可以长时间观测高纬度区域^[13]。通过航天器碰撞来改变小行星的运行状态是化解小行星威胁的一个有效方案,然而一般情况下,小行星与航天器都运行在顺行轨道上,相对速度有限,而太阳帆可以运行在逆行轨道上,与小行星的相对速度可高达 60~70 km/s,可以产生与核爆炸相当的碰撞效率^[14]。因此,太阳帆能够更有效地实现小行星轨道偏移。除了碰撞,WIE^[15]还提出了利用太阳帆将小行星拖离的方案,仿真结果表明每

年只需要消耗几千克的燃料对太阳帆的姿态进行控制,就可以利用面积为 $10\,000\text{ m}^2$ 的太阳帆引力拖车使直径 320 m 的小行星轨道偏移 30 km 。GONG 等^[16]研究了悬浮轨道上引力拖车编队的控制策略,通过小型太阳帆组成的编队来提高偏移能力。MELSOH 等^[17]则设想利用太阳帆聚光镜聚焦太阳能的方式,将小行星表面物质气化,从而对小行星产生反作用力并改变其速度。直径 500 m 的太阳帆聚光镜工作一年能使直径为 2.2 km 的小行星轨道偏移 $6\,370\text{ km}$ 。

2 典型太阳帆姿态控制方法分析

太阳帆属于轨道和姿态强耦合的航天器。太阳帆的轨道推力矢量完全取决于其姿态,但太阳帆的大面积构型使其转动惯量和扰动力矩都远大于普通航天器。WIE^[18-19]研究了一个尺寸为 $40\text{ m} \times 40\text{ m}$,重 160 kg 的太阳帆,其太阳光压扰动力矩约为一般地球同步通信卫星扰动力矩的 100 倍,需要一个巨大的飞轮才能抵消干扰力矩。使用传统的化学推进系统对太阳帆进行姿态控制则需要消耗大量的推进剂,这对于以长寿命周期为特点的太阳帆来说是不适宜的。因此,传统姿态控制方法更适用于作为辅助或备用系统,在极端情况下使太阳帆恢复到主姿态控制系统的能力范围内。设计有效的、无燃料消耗的姿态控制系统是太阳帆实用化需要突破的关键技术领域之一。

针对不同的构型,研究人员设计了不同的方法来控制太阳帆的姿态,包括自旋稳定、被动姿态稳定和三轴姿态控制。这些方法均有各自的优点和局限性:自旋稳定的太阳帆借助自旋产生的离心力展开帆膜和保持平整度,因而无须刚性支撑结构和自主展开机构,更容易部署,在结构质量上具有较大的优势。然而,太阳帆自旋会产生大角动量,因此,自旋稳定的太阳帆很难进行大的姿态机动^[20]。被动姿态稳定具有结构简单,易于实施的优点,但对太阳帆的形状有特殊要求,且只能实现特定方向的姿态平衡。自旋稳定和被动姿态稳定的原理如图 2 所示。自旋稳定和被动姿态稳定不适合需要频繁姿态机动的任务。

三轴姿态控制是目前理论和工程领域研究最多的方法之一,其应用对象通常为带有结构杆的方

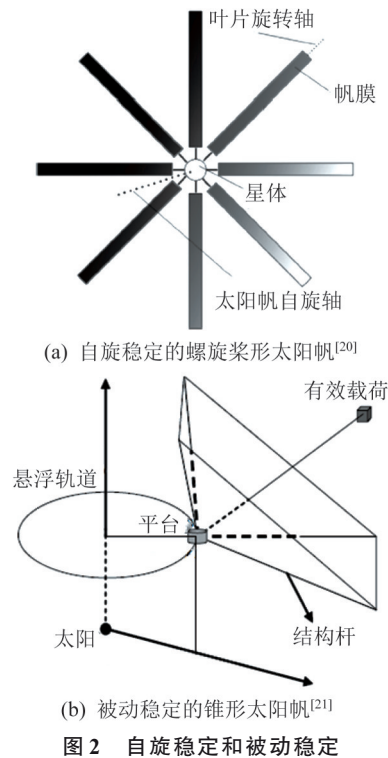


图 2 自旋稳定和被动稳定

Fig.2 The spin stabilization and passive stabilization

形帆,能够实现俯仰/偏航轴的两轴姿态调整或者俯仰/偏航/自旋三轴姿态调整。通过调整太阳帆压心和质心的偏差产生所需的控制力矩是三轴姿态控制系统的主要设计思路。按照控制力矩产生原理的不同,可分为调节质心法和调节压心法。

2.1 调节质心法

调节质心法是指改变太阳帆的质量分布,以此来改变整个太阳帆的质心位置。由于这类方法不在太阳帆膜上操作,因此,不易引起太阳帆的振动,缺点是会明显增加系统的质量。调节质心常用的机构是带万向节的转动控制杆和沿结构杆滑动的质量块,如图 3 所示。

2.1.1 控制杆法(Gimbaled Masses Method)

通过万向节将轻质控制杆铰接在太阳帆中心,控制杆的末端安装有效载荷舱,调节控制杆的方向即可使太阳帆与有效载荷组成的系统的质心发生改变。ANGRILLI 等^[22]首次阐述了控制杆法。WIE^[18]通过仿真验证了转动控制杆抑制干扰力矩对太阳帆姿态影响的有效性。但因控制杆只能进行 2 个自由度的转动,仅能产生俯仰和偏航控制力矩,无法实现三轴姿态控制,需对自旋姿态引入额外的辅助执行机构,但同时也会增加姿控执行机构

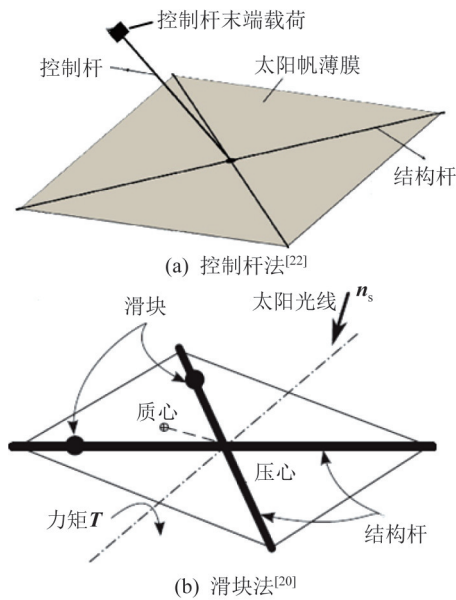


图3 调节质心法

Fig.3 The mass center adjustment methods

的复杂程度。此外,调节控制杆使得有效载荷与帆面的相对位置在姿态控制过程中不断发生改变,不

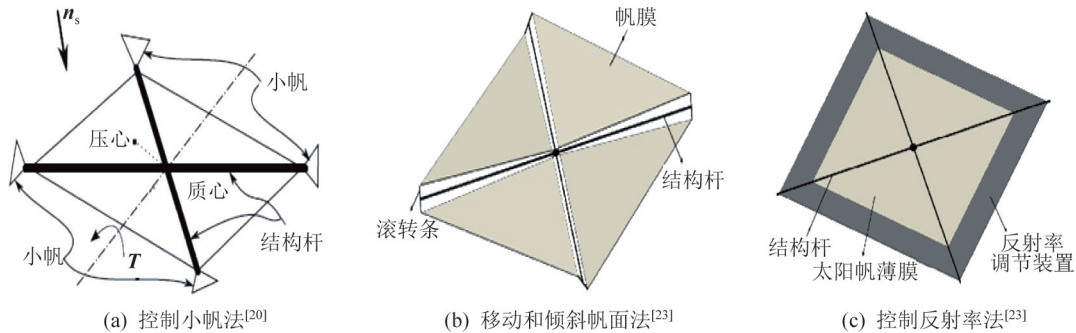


图4 调节压心法原理

Fig.4 Schematic diagrams of pressure center adjustment methods

2.2.1 控制小帆法(Control Vane Method)

用于姿态控制的小帆是独立于主帆的机构,可以相对于主帆进行2个自由度的转动,从而使得压心偏移。姿态控制小帆通常安装在太阳帆结构杆端点处,也有安装在位于太阳帆中心的有效载荷舱处的。前者具有较长的作用力臂,较小面积的帆即可产生所需力矩,但是端点处的小帆增加了整个太阳帆系统设计的复杂性,以及帆面在展开和飞行中的风险;后者的优点是姿态控制机构与太阳帆膜相互独立,但由于作用力臂很短,所以姿控小帆的面积相对较大,从而增加了结构质量。控制小帆法所需的执行机构简单,但受尺寸限制,小帆可产生的实际控制力矩通常较小,因此,不适用于大型太阳

帆的姿态控制。

2.2.2 移动和倾斜帆面法(Shifted and Tilted Wings Method)

在结构杆的末端装有可进行2个自由度旋转的滚转条,每片三角形薄膜的顶点通过系绳连接到太阳帆中心的卷轴机构上,另外2个端点则分别连接到位于结构杆端点的滚转条上。薄膜在面内平移可以实现俯仰和偏航控制,向面外倾斜转动可以实现自旋控制。薄膜平移时,由于太阳帆的质心也会随之变化,从而削弱了所产生的控制力矩,不过对于中心处安装有效载荷的太阳帆,质心变化的幅度将远小于压心。WRIGHT^[5]在其著作里首次提到了通过移动帆面产生控制力矩的方法,WIE^[18]验证

2.2 调节压心法

调节压心方法是指通过改变太阳帆的压心位置来实现姿态控制。目前,研究较多的调节压心方法主要有3种,如图4所示。

帆的姿态控制。

2.2.2 移动和倾斜帆面法(Shifted and Tilted Wings Method)

在结构杆的末端装有可进行2个自由度旋转的滚转条,每片三角形薄膜的顶点通过系绳连接到太阳帆中心的卷轴机构上,另外2个端点则分别连接到位于结构杆端点的滚转条上。薄膜在面内平移可以实现俯仰和偏航控制,向面外倾斜转动可以实现自旋控制。薄膜平移时,由于太阳帆的质心也会随之变化,从而削弱了所产生的控制力矩,不过对于中心处安装有效载荷的太阳帆,质心变化的幅度将远小于压心。WRIGHT^[5]在其著作里首次提到了通过移动帆面产生控制力矩的方法,WIE^[18]验证

了其在实现太阳帆重定向上的可行性。不过,这种方法对薄膜平移和倾斜转动的精度要求较高,考虑到太阳帆薄膜仅靠端点的细绳与结构杆连接,实现高精度定位难度较大。同时,由于活动部件较多,也更容易产生扰动力矩。

2.2.3 控制反射率法(Controllable Reflectivity Method)

通过调节安装在薄膜上的贴片反射率来控制不同位置的光压力,从而使太阳帆的压心位置发生偏移。日本的 IKAROS 任务首次在轨验证了这种方法的可行性。在帆膜的四周边缘处安装有 72 块 $25\text{ cm} \times 1\text{ m} \times 70\text{ }\mu\text{m}$ 液晶单元^[24]。在断电和加电状态下,液晶单元呈现出不同的光学反射特性,从而影响光压力的大小。根据姿态控制要求和太阳帆的自旋速率切换每个单元的开关状态,就能在固定方向上产生控制力矩。与基于运动机构的姿态控制方法相比,这种方法大大降低了太阳帆的结构复杂度,并且不易造成帆膜振动。液晶单元通过电激发进行状态切换,响应速度快。但在太阳帆为平面状态时,这种方法只能产生俯仰/偏航控制力矩,并且当前技术条件下生产的反射率调节装置面密度远大于帆膜密度^[25]。而且为了有效产生控制力矩,反射率调节装置通常位于太阳帆薄膜的边缘处,对于转动惯量的影响较大,增加了姿态控制的难度。

3 太阳帆姿态控制方法研究进展

与轨道动力学研究相比,有关太阳帆姿态控制方面的研究较少。传统姿态控制系统经过多年在轨应用,技术成熟度较高,因此短期来看,太阳帆在轨实验任务仍需配备传统姿态控制系统以确保任务的成功率。一些研究者也针对规划的太阳帆演示任务提出了几种常规姿态控制方案。WIE 等^[26]研究了用于太阳帆姿态控制的微脉冲等离子推进器(Pulsed Plasma Thruster, PPT)性能要求。STEYN^[27]提出在 DeOrbitSail 项目中使用动量轮稳定 $5\text{ m} \times 5\text{ m}$ 的太阳帆。长远来看,传统姿态控制系统并不适用于太阳帆,会削弱太阳帆作为无燃料消耗航天器的优势,因此,国内外研究的重点领域是无推进剂消耗的姿态控制方法,这些方法目前大多处于理论研究和数值仿真阶段。

3.1 自旋稳定和被动稳定研究

WIE^[18]研究了太阳帆的自旋稳定控制方案,并以 $40\text{ m} \times 40\text{ m}$ 级太阳帆对日定向姿态控制为例给

出了数值仿真结果。GUERRANT 等^[28]提出了几种组合方法以产生多叶片结构太阳帆所需的姿态控制力矩。基于特殊构型的被动稳定姿态控制方面,KIRPICHNIKOV 等^[29]研究了由 2 个不相等的矩形帆面组成的太阳帆的稳定性。ATCHISON 等^[30]设计了使用 3 个正方形帆面组成的立方体形结构的太阳帆。GONG 等^[16,21]从姿态轨道耦合的角度研究了日心悬浮轨道上和人工拉格朗日点附近太阳帆的姿态被动稳定。HU 等^[31]使用线性稳定性理论推导了适用于轴对称弯曲太阳帆(如圆锥形和抛物线形)的被动稳定标准。根据这些标准,GONG 等^[32]设计了一种能够被动地增加轨道倾角的旋转太阳帆。

3.2 调节压心的姿态控制研究

调节压心法方面,WIE^[19]提出了利用平移和倾斜帆面来调节太阳帆压心的三轴姿态控制方法。FUNASE 等^[33]推导了任意形状下,可变反射率姿态控制系统的精确力矩模型,并通过 IKAROS 的飞行数据证明了该模型的有效性。MU 等^[34]提出了基于可变反射率法的太阳帆姿态轨道耦合控制。WIE^[18]针对 NASA 的 ST5 太阳帆任务,研究了在结构杆端点处装有 4 个控制叶片的方形太阳帆的运动方程。为了简化计算,每个叶片的表面法线方向被约束在由主帆法线矢量和结构杆形成的平面中,因此,无法产生自旋轴方向的力矩。CHOI 等^[35]研究了这种约束下的控制分配问题。KUN^[36]研究了可能影响有效力矩产生的自阴影(Self-Shadowing)问题,并提出了相应的控制分配方案。

3.3 调节质心的姿态控制研究

调节质心法方面,WIE^[19]推导了在地球重力梯度作用下,基于控制杆的太阳帆二维线性姿态动力学模型,并在仿真实验中利用 PID 控制律实现太阳帆姿态的重新定向和姿态稳定。吴利平等^[37]基于控制杆的动力学分析建立了太阳帆俯仰轴刚柔耦合模型。SCHOLZ 等^[38]使用简化的滑块动力学模型,针对不同的姿态机动研究了系统参数灵敏度,并基于近似最优机动时间评估了不同质量的太阳帆性能。

由于控制杆法和滑块法都只能产生俯仰和偏航控制力矩,需对自旋角度的控制引入额外的辅助执行机构。NASA 设计的 ST7 航天器采用了“转动

控制杆+反作用动量轮+控制喷嘴”的组合姿态控制方案:有效载荷舱安装在转动控制杆的顶端,舱内装有反作用动量轮,舱外壁装有控制喷嘴,从而辅助转动控制杆进行姿态控制^[19]。崔祐涛等^[39]研究了基于控制杆和反作用飞轮的太阳帆姿态控制技术。这些方案虽然解决了三轴姿态控制的问题,但也增加了姿控执行机构的复杂程度。

3.4 基于变形的姿态控制研究

太阳帆所受的光压力随着帆面积的增大而增大,要想携带较大质量的物体,太阳帆必须具有大的表面积。上述典型太阳帆姿态控制方法,控制力矩的大小都依赖于控制元件的质量。随着太阳帆表面积的增加,获得足够控制力矩所需的元件质量也急剧增加,使得这些方法都不太适用于大型太阳帆的姿态控制。为了解决这一问题,近年来一些学者提出了基于太阳帆形变的姿态控制方法。

CERIOTTI 等^[40]提出了一种准金字塔形状(Quasi-Rhombic Pyramid, QRP)的太阳帆概念,金字塔的顶点在太阳光压力的作用下能够始终指向太阳,从而具备了被动稳定效果。另外,通过改变

结构杆之间的角度,可以改变太阳帆的有效光压面积,从而进行姿态和轨道控制。FU 等^[25]设计了一种“卷翼法”(Billowed wings Method):太阳帆由 4 片三角形帆膜组成,每片帆膜的顶点固定连接在太阳帆的中心,另外 2 个端点可以沿结构杆移动,从而产生可用于姿态控制的力矩。FU 等还推导了帆膜端点位移量与姿态控制力矩的关系,证明了该方法的可行性。但在实际环境中,松弛的帆膜在太阳光压力的作用下并非文献[25]中所假设的圆筒形,而且动力学因素对于松弛状态下帆膜的形状影响也很大,因此,需要一个更精确的模型来验证该方法的结论。TAKAO 等^[41]提出了一种在帆膜上形成静态波形的姿态控制方法。机械运动装置带动与之连接的帆膜产生振动,当输入的振动频率与太阳帆的自旋频率同步时,可以在帆膜上产生所需静态波形,从而产生力矩。该方法只适用于具有一定自旋频率的太阳帆,同时机械运动部件的状态以及动力学和环境因素也会对静态波的形成产生影响。

基于变形的太阳帆姿态控制原理如图 5 所示。

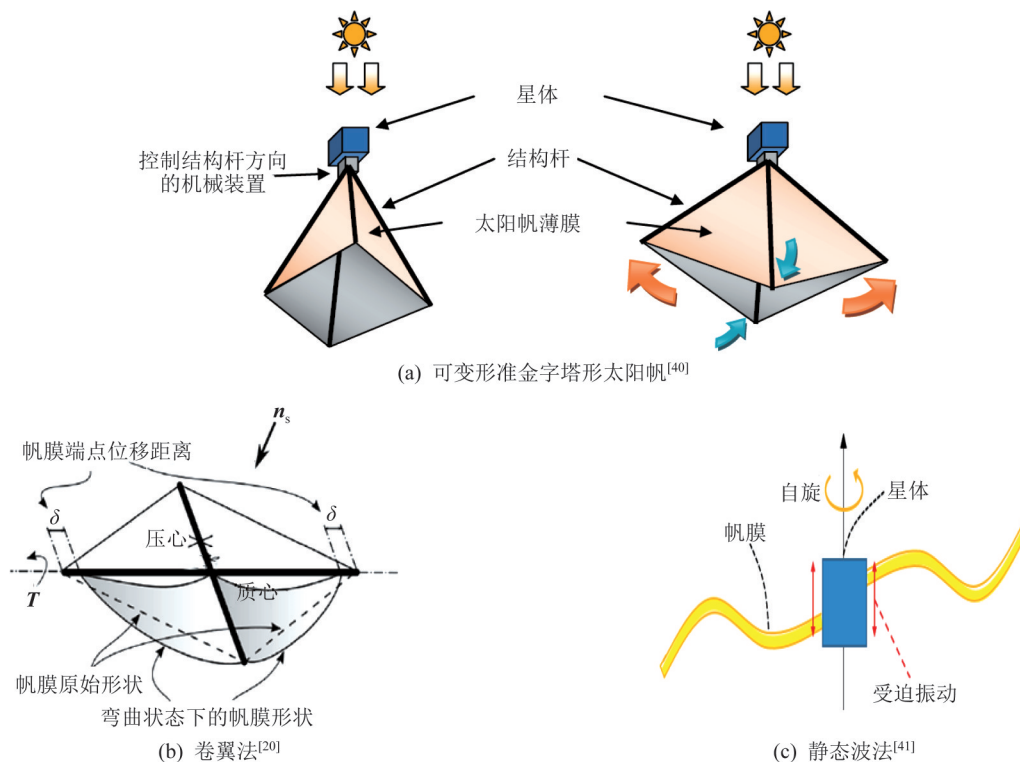


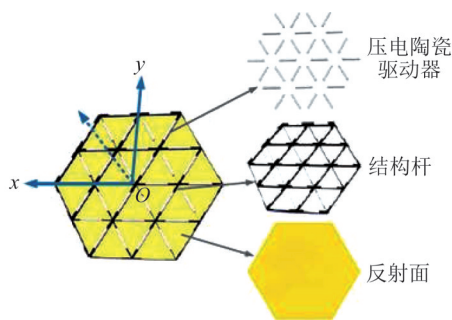
图 5 基于变形的太阳帆姿态控制原理

Fig.5 Principle diagrams of solar sail attitude control methods based on deformation

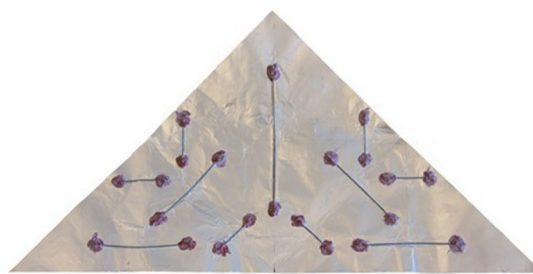
4 结束语

随着空天领域竞争的加剧^[42-43],探索太空的脚步向深空迈进,航天器需要更持久地在太空中运行。作为一种无燃料消耗、能够利用太阳光压力持续推进的新型航天器,太阳帆具有广阔的应用前景^[44-45]。太阳帆的姿态与轨道具有强耦合特性,因此,相较于传统航天器,姿态控制对于太阳帆更为重要,但大表面积构型使得传统的姿态控制装置不适宜作为太阳帆的主要姿态控制系统,为此,针对不同的构型,研究人员设计了自旋稳定、被动姿态稳定和三轴姿态控制等不同的无燃料消耗姿态控制方法,但这些方法都有各自的局限性。关于太阳帆的姿态控制研究,一方面要加强抗干扰控制算法研究^[46],以消除扰动力矩的影响,提升太阳帆姿态控制的稳定性和精确度;另一方面要进一步推进姿态控制方法设计:一是组合现阶段已有的多种姿控执行机构进行方案设计,以弥补各姿控机构的不足,为任务的安全性和可靠性提供保障,但同时也会增加系统的复杂度,二是通过引入材料学、光学、热学等其他领域的前沿成果研发新型姿态控制系统,如利用形状记忆合金、压电陶瓷等智能材料对诸如悬臂梁等各种结构进行振动或形变控制一直是材料学领域的一个研究热点。近年来,由于部署大型航天器的需要,以及实现航天器用途的多功能化,很多研究者开展了太空结构的形变控制研究。如,SONG等^[47]研究了利用安装在结构杆上的压电陶瓷作为致动器,精确控制太空天线形状的方法,建立了系统的有限元模型,并提出了相应的闭环控制律,从而能够在不确定环境下实现天线形状的精确控制;COSTANZA等^[48]设计了一种利用线状Ni-Ti记忆合金自动展开太阳帆膜的部署装置,并制造了小规模的原型;SANTO等^[49]研究了将形状记忆复合材料(Shape Memory Composite, SMC)应用于太阳帆展开结构的可行性等。如图6所示。形变控制领域丰富的研究成果为拓展太阳帆姿态控制方法的研究方向提供了良好的基础。

2024年1月,NASA在试验室内完成了面积约400 m²的太阳帆膜展开验证,技术成熟度达到了TRL6级,具备了进行在轨验证的基础。但这只是整个太阳帆的1/4,整个太阳帆面积接近1 600 m²。更大的面积意味着太阳帆能获得更大地推力,携带更重的载荷,因此,大型帆的部署和控制技术是太



(a) 基于压电陶瓷的太空天线精确形状控制^[48]



(b) 基于形状记忆合金的太阳帆膜自展开装置^[49]

图6 太空结构形变控制

Fig.6 The space structure deformation control

阳帆向实用化发展过程中的一项重要技术^[50]。利用太阳帆变形产生的力矩大小与太阳帆的尺寸成正比,理论上可用于各种尺寸太阳帆的姿态控制。太阳帆的变形控制可以通过直接控制帆膜的形状来实现。不过,帆膜的柔性结构使得直接控制帆膜形状所需要的控制器多且控制律复杂^[51]。此外,还可以通过多点连接方式将帆膜粘贴在结构杆上,而结构杆在智能材料(如压电陶瓷致动器)的驱动下发生变形,并带动与之相连的太阳帆薄膜发生变形,从而产生可用于姿态控制的力矩^[52-53]。该方法具有无机械运动部件、引入的附加质量和转动惯量较小等优点,具有较好的应用研究价值。

参考文献

- [1] NASA. NASA's refueling mission completes second set of robotic tool operations in space[EB/OL]. (2020-10-23) [2023-10-26]. <https://www.nasa.gov/missions/station/nasas-refueling-mission-completes-second-set-of-robotic-tool-operations-in-space/>
- [2] NAH R S, VADALI S R, BRADEN E. Fuel-optimal low-thrust earth-mars trajectories [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(6): 1100-1107.
- [3] ZHANG P, LI J F, GONG S P. Fuel-optimal trajectory design using solar electric propulsion under power

- constraints and performance degradation [J]. *Science China. Physics, mechanics & astronomy*, 2014, 57(6): 1090-1097.
- [4] MAXWELL J C. A treatise on electricity and magnetism [M]. Clarendon Press : Oxford, 1998.
- [5] WRIGHT J. Space sailing [M]. New York : Gordon and Breach Science Publishers, 1992.
- [6] 荣思远, 刘家夫, 崔乃刚. 太阳帆航天器研究及其关键技术综述 [J]. *上海航天*, 2011, 28(2): 53-62.
- [7] JAXA. Small solar power sail demonstrator 'IKAROS' successful solar sail deployment [EB/OL]. (2010-06-11) [2023-10-26]. https://www.jaxa.jp/press/2010/06/20100611_ikaros_e.html.
- [8] NASA. NASA's Nanosail-D 'Sails' Home-mission complete [EB/OL]. (2011-11-29) [2023-10-26]. https://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/11-148.html.
- [9] SPENCER D A, BETTS B, BELLARDO J M, et al. The lightsail 2 solar sailing technology demonstration [J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67(9): 2878-2889.
- [10] 新华社. 我国完成太阳帆在轨关键技术验证 [EB/OL]. (2019-12-26) [2023-10-26]. https://www.gov.cn/xinwen/2019-12/26/content_5464301.htm.
- [11] JOHNSON L, LEIFER S. Propulsion options for interstellar exploration [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE. 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, AL, United States: AIAA, 2000: 1-10.
- [12] LISANO M, LAWRENCE D, PIGGOTT S. Solar sail transfer trajectory design and station keeping control for missions to the sub-L1 equilibrium region [C]//AAS/AIAA. 15th Space Flight Mechanics Conference, Copper Mountain. Copper Mountain, CO, United States: AIAA, 2005.
- [13] FORWARD R L. Light-levitated geostationary cylindrical orbits [J]. *Journal of the Astronomical Sciences*, 1981, 29(1): 73-80.
- [14] GONG S P, LI J F, ZENG X Y. Utilization of an H-reversal trajectory of a solar sail for asteroid deflection [J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2011, 11(10): 1123-1133.
- [15] WIE B. Hovering control of a solar sail gravity tractor spacecraft for asteroid deflection [C]//Univelt Inc. Proceedings of the 17th Annual Space Flight Mechanics Meeting. Sedona, AZ, United States: AAS, 2007: AAS 07-145.
- [16] GONG S P, BAOYIN H X, LI J F. Solar sail formation flying around displaced solar orbits [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(4): 1148-1152.
- [17] MELSOH H J, NEMCHINOV I V. Solar asteroid diversion [J]. *Nature*, 1993, 366(4): 21-22.
- [18] WIE B. Solar sail attitude control and dynamics, part 1 [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(4): 526-535.
- [19] WIE B. Solar sail attitude control and dynamics, part 2 [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(4): 536-544.
- [20] FU B, SPERBER E, EKE F O. Solar sail technology: A state of the art review [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 86: 1-19.
- [21] GONG S P, LI J F, BAOYIN H X. Passive stability design for the solar sail on displaced orbits [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(5): 1071-1080.
- [22] ANGRILLI F, BORTOLAMI S B. Attitude and orbital modeling of a solar sail spacecraft [J]. *ESA journal*, 1990, 14(4): 431-446.
- [23] GONG S P, MACDONALD M. Review on solar sail technology [J]. *Astrodynamics*, 2019, 3(2): 93-125.
- [24] FUNASE R, SHIRASAWA Y, MIMASU Y, et al. On-orbit verification of fuel-free attitude control system for spinning solar sail utilizing solar radiation pressure [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 48(11): 1740-1746.
- [25] FU B, EKE F O. Attitude control methodology for large solar sails [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2014, 38(4): 662-670.
- [26] WIE B, MURPHY D, PALUSZEK M, et al. Robust attitude control systems design for solar sails, Part 2: MicroPPT-based secondary ACS [C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. Proceedings of the Collection of Technical Papers-AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Providence, RI, United States: AIAA, 2004.
- [27] STEYN W H. Attitude control actuators, sensors and algorithms for a solar sail cubesat [C]//International Astronautical Federation, IAF. Proceedings of the 62nd International Astronautical Congress 2011. TownCape, africaSouth: IAF, 2011: 1-9.
- [28] GUERRANT D, LAWRENCE D. Tactics for heliogyro solar sail attitude control via blade pitching [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2015, 38(9): 1785-1799.
- [29] KIRPICHNIKOV S N, KIRPICHNIKOVA E S, POLYAKHOVA E N, et al. Planar heliocentric rototranslatory motion of a spacecraft with a solar sail of complex shape [J]. *Celestial Mechanics and Dynamical*

- Astronomy, 1995, 63(3/4): 255-269.
- [30] ATCHISON J A, PECK M A. A passive, sun-pointing, millimeter-scale solar sail[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 67(1): 108-121.
- [31] HU X S, GONG S P, LI J F, et al. Attitude stability criteria of axisymmetric solar sail[J]. *Advances in Space Research*, 2014, 54(1): 72-81.
- [32] GONG S P, LI J F. A new inclination cranking method for a flexible spinning solar sail[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(4): 2680-2696.
- [33] FUNASE R, KANNO G, TSUDA Y. Modeling and on-orbit performance evaluation of propellant-free attitude control system for spinning solar sail via optical parameter switching[C]//Univelt Inc. Proceedings of the 2011 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Girdwood, AK(US): AAS/AIAA, 2012: 1737-1754.
- [34] MU J S, GONG S P, LI J F, et al. Coupled attitude-orbit dynamics and control of reflectivity modulated solar sail for GeoSail formation flying[J]. *Advances in Solar Sailing*, 2014(1): 791-810.
- [35] CHOI M, DAMAREN C. Structural dynamics and attitude control of a solar sail using tip vanes[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(6): 1665-1679.
- [36] KUN Z. Control capability and allocation of solar sail tip vanes over bounded movement[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2015, 38(7): 1340-1344.
- [37] 吴利平, 郭毓, 姚伟, 等. 一种太阳帆航天器姿态机动控制方法[J]. *南京理工大学学报*, 2016, 40(3): 272-277.
- [38] SCHOLZ C, ROMAGNOLI D, DACHWALD B, et al. Performance analysis of an attitude control system for solar sails using sliding masses[J]. *Advances in Space Research*, 2011, 48(11): 1822-1835.
- [39] 崔祜涛, 骆军红, 崔平远, 等. 基于控制杆的太阳帆姿态控制研究[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2): 560-566.
- [40] CERIOTTI M, HARKNESS P, MCROBB M. Variable-geometry solar sailing: the possibilities of the quasi-rhombic pyramid[EB/OL]. (2014-02-04) [2023-10-26] https://doi.org/10.1007/978-3-642-34907-2_54.
- [41] TAKAO Y, MORI O. Optimal interplanetary trajectories for spinning solar sails under sail-shape control[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2019, 42(11): 2541-2549.
- [42] 云超, 谭志强, 崔建勇, 等. 导航战能力体系建设与发展建议[J]. *现代防御技术*, 2024, 52(3): 26-35.
- [43] 艾小锋, 吴静, 张静克, 等. 空天目标雷达智能识别仿真系统设计与实现[J]. *现代防御技术*, 2024, 52(2): 151-162.
- [44] 刘付成, 朱东方, 黄静. 空间飞行器动力学与控制研究综述[J]. *上海航天*, 2017, 34(2): 1-29.
- [45] 张震亚, 韩艳铎, 贾杰. 带移动滑块太阳帆航天器姿态控制技术研究与仿真[J]. *上海航天*, 2014, 31(5): 1-6.
- [46] 范文茹, 刘权威, 田栢苓. 基于干扰补偿的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. *现代防御技术*, 2024, 52(2): 87-93.
- [47] SONG X S, TAN S J, WANG E M, et al. Active shape control of an antenna reflector using piezoelectric actuators[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2019, 30(18/19): 2733-2747.
- [48] COSTANZA G, TATA M E. A novel methodology for solar sail opening employing shape memory alloy elements[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(9): 1793-1798.
- [49] SANTO L, BELLISARIO D, IORIO L, et al. Shape memory composite structures for self-deployable solar sails[J]. *Astrodynamics*, 2019, 3(3): 247-255.
- [50] NASA. NASA solar sail technology passes crucial deployment test [EB/OL]. (2024-02-12) [2024-02-12]. <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/marshall/nasa-solar-sail-technology-passes-crucial-deployment-test/>.
- [51] BALAS M J. Trends in large space structure control theory: Fondest Hopes, Wildest Dreams [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1982, 27(3): 522-535.
- [52] ZHANG F, GONG S P, GONG H R, et al. Solar sail attitude control using shape variation of booms [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(10): 326-336.
- [53] ZHANG F, GONG S P, BAOYIN H X. Three-axes attitude control of solar sail based on shape variation of booms[J]. *Aerospace*, 2021, 8(8): 198.