

# 超长可折叠复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能测定方法\*

林秋红<sup>1</sup>, 白江波<sup>2</sup>, 从强<sup>1</sup>

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 北京航空航天大学交通科学与工程学院, 北京 100191)

**[摘要]** 提出了一种可用于测定具有超长尺度的可折叠薄壁复合材料豆荚杆的轴向压缩屈曲性能的试验方法, 该方法突破了通用试验平台的制约, 设计并搭建了一套适用于超长尺寸可折叠复合材料豆荚杆轴向压缩试验的测试系统, 利用该系统测定了 6m 长复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷。为了进一步验证测试结果的有效性, 建立了复合材料豆荚杆特征值屈曲有限元分析模型, 将测得的轴向压缩屈曲失稳载荷与有限元模拟分析结果进行对比验证, 二者吻合良好。研究表明, 设计的测试系统可有效测定超长尺寸复合材料豆荚杆的轴向压缩屈曲性能。

**关键词:** 复合材料; 超长; 可折叠复合材料豆荚杆; 屈曲

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.051



林秋红

林秋红, 高级工程师, 主要从事空间大型桁架结构和柔性可展开结构技术研究。

由于柔性复合材料结构具有重量轻、力学性能优异、储存空间小等特点, 近年来在航空航天领域得到广泛研究和应用<sup>[1-4]</sup>。可折叠并依靠自身弹性应变能展开的薄壁复合材料豆荚杆是一种典型柔性结构, 最早由德国宇航中心提出, 它是由两个“Ω”型薄壳通过胶接成为一体的管件结构, 为航天器大尺寸可展开支撑结构提供了新的技术手段。与常规复合材料结构不同, 大变形薄壁复合材料豆荚杆必须同时关注折叠/展开大变形过程以及完全展开状态的性能, 这需要解决材料、力学分析方法、制备工艺、试验验证等方面的关键技术。德国宇航中心最早提出了面向大型空间可折叠展开结构的薄壁复合材料豆荚杆概念, 并进行了一些探索研究<sup>[5-6]</sup>, 国内北京航空航天大学白江波等<sup>[7-11]</sup>最早成功研制了可折叠薄壁复合材料豆荚杆, 对可折叠薄壁复合

材料豆荚杆的制备工艺、折叠/展开大变形功能特性、屈曲稳定性、空间环境下的热强度等问题展开了比较系统的理论、试验和仿真研究, 很好地揭示了大变形功能机制和力学性能原理。大变形薄壁复合材料豆荚杆在完全展开工况条件下受载时很容易发生屈曲失稳。Sickinger等<sup>[11-13]</sup>采用有限元方法预测了复合材料豆荚杆的轴向压缩和弯曲性能, 并进行了相关的试验验证, 研究发现在承受轴向压载和横向弯矩时, 复合材料豆荚杆失效模式表现为屈曲, 试验过程中, 豆荚杆表现出良好的抗屈曲性能, 特别是由弯矩导致的屈曲性能, 有限元方法预测结果与试验结果吻合良好<sup>[12-14]</sup>。薄壁复合材料豆荚杆在空间环境服役时需要面对极高和极低的温度, 巨大的温差会产生热变形和影响结构性能, 白江波等<sup>[10]</sup>设计了环境热强度分析的模拟空间测试系统, 测得

\*基金项目: 国家自然科学基金项目(51875026, 51875021); “十三五”民用航天预研项目(D020205)。

了接近太空环境多种工况下具有极高和极低温度的温度场,并与数值模拟结果进行了对比。此外,白江波等<sup>[7,11]</sup>还通过有限元和试验方法研究了铺层方式和环境温度对复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能的影响,发现 $0^\circ$ 铺层比例对轴向压缩屈曲载荷影响显著,高温使轴向压缩屈曲载荷降低,而低温轴向压缩屈曲载荷提高,这是由于树脂性能随温度变化造成的。

尽管国内外对大变形薄壁复合材料豆荚杆进行了较为深入的研究,主要集中于大变形功能研究和缩比试样进行的性能分析验证,针对超长尺寸性能试验研究方面鲜有报道,而在实际工程应用中多数为超长尺寸。本课题组在通过试验研究薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能时,发现屈曲失稳载荷对边界条件和长度尺寸非常敏感,而且在两种因素交互影响下,导致长度尺寸较短时,即使理论分析会发生整体失稳,而实际试验中却很难做出整体屈曲失稳模式,导致测得的屈曲失稳载荷偏低,为解决该问题,必须增加试验件长度尺寸。因此,为了解决实际工程需求和试验中遇到的技术问题,本文旨在设计和搭建一套可以精确测量薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩性能的试验测试系统,使其适用于超长尺寸(5m以上)复合材料豆荚杆轴向压缩性能的测定,克服目前测试平台的不足,并为将来型号研制中关键技术指标的验证奠定基础。

### 测试系统设计

复合材料豆荚杆通常由两个轴对称、弯曲的复合材料薄壳组成(图1),可以通过自身的弹性应变能完成折叠与展开过程(图2),完全被折叠后仅需占用很少的空间,在使用时,可以利用自身折叠弹性变形时所储存的弹性应变能展开恢复到原

始形状,因此,航天领域有非常好的应用前景。经过前期技术攻关,已经顺利完成从材料、设计、制备和大变形功能验证方面的研究工作,但面向未来工程实际需求仍有很多技术问题需要解决,其中超长尺寸(5m以上)复合材料豆荚杆轴向压缩性能试验验证是亟需解决的一个关键技术。常规长度尺寸(1m左右)试验件的压缩试验可利用商用MTS等力学试验机很容易实现,而超长尺寸情况下,现有的商用力学试验机均无法满足。

为解决超长尺寸薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩性能测定问题,本文设计和搭建了一套简洁有效的测试系统(图3和图4),可实现一端固支和另一端自由的典型受载工况条件。图3给出了该测试系统的主要组成:复合材料豆荚杆试样、两端夹持试样的夹具、自由端支座、固支端支座、张拉索、双向螺纹、力传感器,此外,还需测量变形时在试样两端安装的千分表,读取力学传感器载荷数据所用的电脑,平衡张拉索上力传感器自重的吊装或者支撑。为保证豆荚杆试

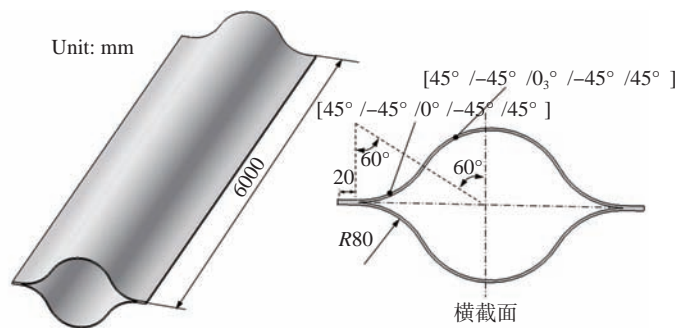


图1 复合材料豆荚杆截面几何尺寸

Fig.1 Geometric dimension of lenticular composite tube section

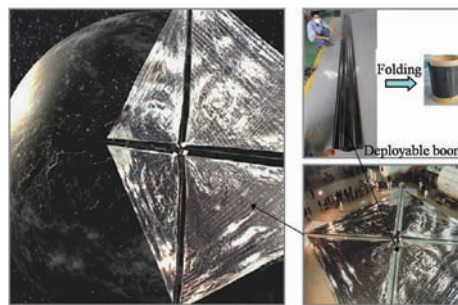


图2 复合材料豆荚杆折叠与展开过程

Fig.2 Folding and deploying process of lenticular composite tube

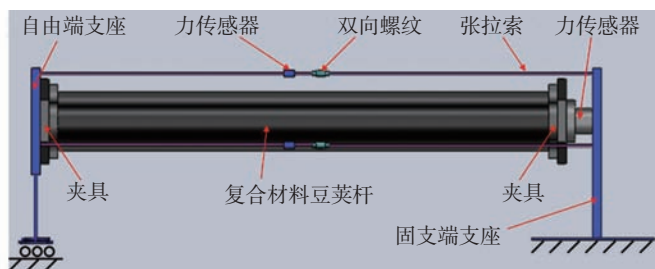


图3 超长复合材料豆荚杆轴向压缩试验设计方案

Fig.3 Design scheme of axial compression experiment for ultra-long lenticular composite tube

样与其他部件的安装配合效果,夹持的夹具需设计成多段夹持的方式(图4),通过夹具将豆荚杆试样与自由端支座和固支端力传感器连接,固支端力传感器与固支端支座相连。共有3根按照等边三角形布置形式的张拉索(具体根数可以更多,必须按照正多边形布置),豆荚杆试样长度方向的中心轴线通过等边三角形(张拉索布置形式)的形心,每张拉索与双向螺纹和力传感器串联连接,张拉索两端与自由端支座和固支端支座相连。自由端支座可通过钢珠实现自由滑动,同时兼具支撑的作用,如图3和4所示。搭建好的试验测试系统如图4所示。对于其他工况的边界条件也可以很容易在本试验测试系统上进行改进。

当开始轴向压缩试验时,同时旋紧3根张拉索上的双向螺纹,这样张拉索上就会产生张力,该张力传递到两端支座会使豆荚杆试样产生轴向压缩载荷,张拉索上的力传感器可以监控其张力情况,加载过程中,通过微调双向螺纹旋紧程度的同时观察张拉索的力传感器读数,可保证3根张拉索上的力均等,通过固支端支座上的力传感器读取总的轴向压缩载荷、两端的千分表读取对应的压缩位移,这样连续旋紧双向螺纹同时读取载荷和变形直至豆荚杆试样发生屈曲失稳,就可测得载荷-位移曲线,通过载荷-位移曲线可以得到轴向压缩刚度和屈曲失稳载荷。需要指出,在加载过程中,初始时要施加一定预紧力以保证张拉索张紧,方便后续试验。由于整体失稳导致在固支端根部发生屈曲褶皱(图5),通过该试验测试系统测得的载荷-位移曲线如图6所示。由图6可知,豆荚杆在屈曲失稳之前载荷与位移为线性相应关系,失稳之后载荷骤降失去承载能力,其轴向压缩屈曲失稳载荷的平均值为1306N。

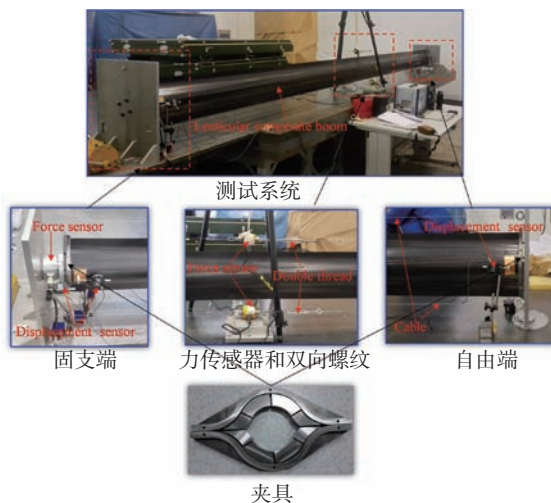


图4 搭建的测试系统

Fig.4 Testing system

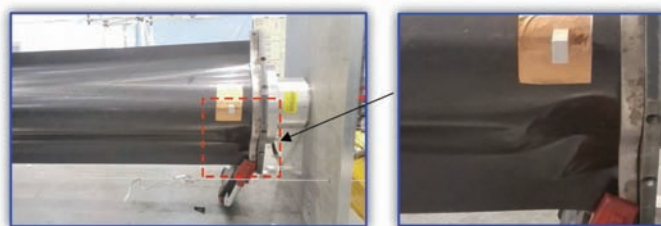


图5 固支端发生屈曲失稳褶皱

Fig.5 Buckling on fixed end

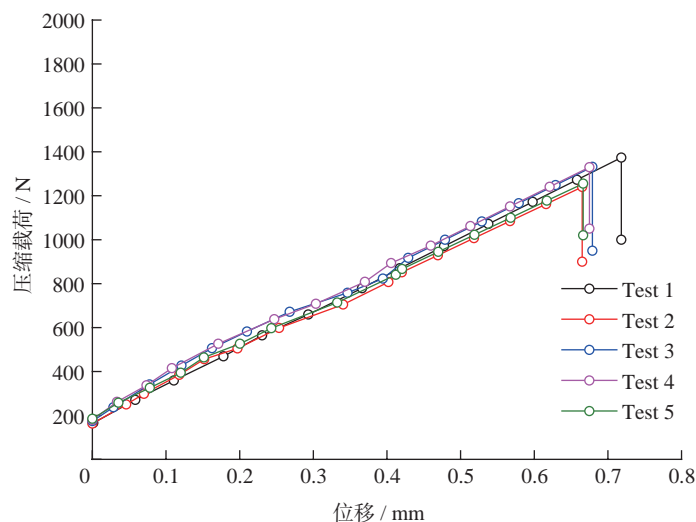


图6 6m长复合材料豆荚杆轴向压缩载荷-位移曲线

Fig.6 Axial compression force versus displacement of lenticular composite tube with the length of 6m

### 特征值屈曲分析

在前面试验测试的基础上,基于ANSYS有限元分析软件,完成了静力分析和特征值屈曲分析,计算

得到了复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷,用来和试验测量结果进行对比,进一步验证试验测量结果的有效性。按照图1所示的几何参数和铺层方式建立有限元模型,

单层厚度为 0.04mm,有限元模型如图 7 所示。有限元模型中的单元类型分别选择 shell281 和 Mass21,其中 shell281 是一种三维 8 节点的壳单元,用来模拟复合材料豆荚杆,共计 10400 个单元和 31304 个节点; Mass21 是一种可施加集中载荷或重量的耦合点单元,有一个节点,用来施加轴向压缩集中载荷;有限元模型中的材料性能输入如表 1 所示。轴向压缩屈曲分析的有限元模型为一端固支约束,另一端为节点耦合的方式在中心节点施加轴向单位压缩载荷,分别轴向(z 轴)单位集中压力(图 7)。有限元建模时不考虑瑕

疵、尺寸和铺层偏差(实际的豆荚杆)的影响。

有限元分析得到前三阶屈曲模态如图 8 所示,可知一阶屈曲为整体屈曲,复合一端固支另一端自由的屈曲模式,与试验测量结果也吻合,二阶和三阶屈曲模式为胶接边的局部屈曲,而且对应的屈曲载荷也更高,因此,以一阶屈曲载荷作用最先失稳的载荷,计算得到的轴向压缩临界屈曲载荷为 1621.2N,与试验测量结果(如表 2 所示)之间的相对误差为 24.1%。可知,有限元计算结果与试验测量结果吻合较好。轴向压缩屈曲失稳载荷比试验测量结

果偏高,一方面是由于有限元模型为理想模型,而且按照有限元理论可知,有限元计算结果会高于试验值(真实值);另一方面由于豆荚杆为薄壁结构,对夹持边界比较敏感,如果进一步在豆荚杆试样两端进行加强,可以提高测量结果,但是试样制备会相对复杂一些,增加制备成本和难度,但对于几十米甚至上百米长的豆荚杆试样则不需要局部加强,这是由整体失稳载荷会比较小,对夹持边界不再敏感。

总的来说,有限元计算结果进一步验证了本文搭建试验测试系统可以比较精确地测量复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能,完全适用于超长尺寸复合材料豆荚杆性能的测定,有效解决了目前现有测试条件的不足,为将来型号关键技术指标的验证奠定了基础,为试验测试技术方面提供重要支撑和参考价值。

## 结论

(1)设计和搭建了复合材料豆荚杆轴向压缩试验测试系统,可满足超长尺寸薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能的测定。

(2)利用本文建立的试验测试系统测定了 6m 长复合材料豆荚杆在一端固支和另一端自由的典型受载工况条件下的轴向压缩屈曲失稳载荷,测量结果一致性较好。

(3)通过特征值屈曲有限元分析,计算得到了 6m 长复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷,与试验测量结果之间的相对误差为 24.1%,二

表1 有限元模型中的材料性能

Table 1 Material properties of finite element model GPa

0 拉伸	0° 压缩	90° 拉伸	90° 压缩	面内剪切	泊松比
117.26	105.35	7.01	7.05	3.74	0.31

表2 6m长复合材料豆荚杆轴向压缩性能

Table 2 Axial compression properties of 6m lenticular composite tube N

Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5	Mean
1373.7	1239.8	1331.5	1329.9	1255.2	1306.0

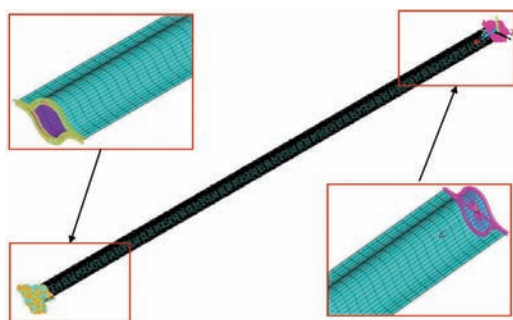
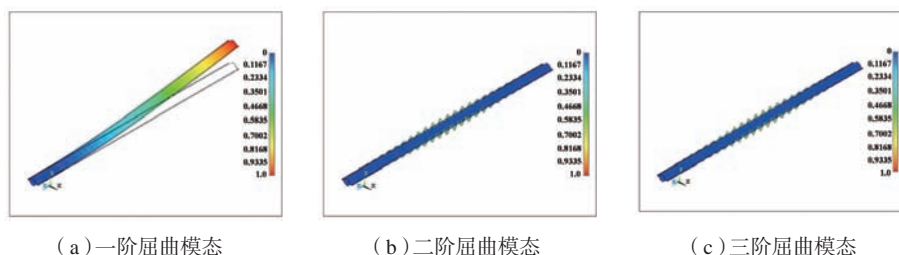


图7 复合材料豆荚杆有限元模型和边界条件

Fig.7 Finite element model and boundary conditions of lenticular composite tube



(a) 一阶屈曲模态

(b) 二阶屈曲模态

(c) 三阶屈曲模态

图8 复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲模态

Fig.8 Buckling mode of lenticular composite tube under axial compression

者吻合良好,进一步验证了试验测试系统的有效性。

### 参考文献

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2006, 24(1): 1-12.
- DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2006, 24(1): 1-12.
- [2] SCHULTZ M R, HULSE M J, KELLER P N, et al. Neutrally stable behavior in fiber-reinforced composite tape springs[J]. Composites: Part A, 2008, 39: 1012-1017.
- [3] TAYLOR RM, ABRAHAMSON E, BARRETT R, et al. Passive deployment of an EMC boom using radiant energy in thermal vacuum[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, 2007.
- [4] REHNMARK F, PRYOR, M, HOLMES B, et al. Development of a deployable nonmetallic boom for reconfigurable systems of small spacecraft[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, 2007.
- [5] BLOCK J, STRAUBEL M, WIEDEMANN M. Ultra-light deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space[J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 984-992.
- [6] LEIPOLD M, FICHTNER H, HEBER B, et al. Heliopause explorer—a sailcraft mission to the outer boundaries of the solar system[J]. Acta Astronautica, 2006, 59: 785-796.
- [7] 白江波, 熊峻江, 高军鹏, 等. 可折叠复合材料豆荚杆的制备与验证[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1217-1223.
- BAI Jiangbo, XIONG Junjiang, GAO Junpeng, et al. Fabrication and validation of collapsible composite lenticular tubes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1217-1223.
- [8] BAI J B, XIONG J J, GAO J P, et al. Analytical solutions for predicting in-plane strain and interlaminar shear stress of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube in fold deformation[J]. Composite Structures, 2013, 97: 64-75.
- [9] 白江波. 可折叠并自动展开的超薄复合材料豆荚杆设计与制备及实验验证研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- BAI Jiangbo. Research on design, manufacture and experiment validation of ultra-thin-walled lenticular collapsible and deployable composite tube[D]. Beijing: Beihang University, 2012.
- [10] BAI J B, SHENOI R A, XIONG J J. Thermal analysis of thin-walled deployable composite boom in simulated space environment[J]. Composite Structures, 2017, 173: 210-218.
- [11] BAI J B, XIONG J J. Temperature effect on buckling properties of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube subjected to axial compression[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27: 1312-1317.
- [12] SICKINGER C, HERBECK L, BREITBACH E. Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft[J]. Acta Astronautica, 2006, 58: 185-196.
- [13] SICKINGER C, HERBECK L. Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP booms of a solar sail[C]//European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing. Toulouse, 2002.
- [14] SICKINGER C, HERBECK L, STRHLEIN T, et al. Lightweight deployable booms: design, manufacture, verification, and smart materials application[C]//55th International Astronautical Congress. Vancouver, 2004.

通讯作者: 白江波, 博士, 助理教授 / 研究员, 主要从事先进复合材料结构设计、制备与性能表征、航天可展开复合材料结构技术、航空变体复合材料结构技术、复合材料结构损伤失效分析等研究, E-mail: baijiangbo@buaa.edu.cn.

## Novel Experimental Method for Determining Axial Compression Buckling Behaviour of Ultra-Length Foldable Thin-Walled Lenticular Composite Tube

LIN Qihong<sup>1</sup>, BAI Jiangbo<sup>2</sup>, CONG Qiang<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**[ABSTRACT]** This paper seeks to address practical experimental techniques on axial compression behaviors of flexible foldable lenticular composite tube (LCT) with ultra length. A testing system was designed and established to determine the axial compression behaviors of ultra-length LCT, and the axial compression stiffness and buckling load of LCT with the length of 6m were measured by this testing system. In order to verify the measurement from the novel experimental method, eigenvalue buckling FEA model of the LCT with the length of 6m was established to predict the axial compression buckling load that have a good agreement with the experimental data. It is shown that the new developed testing system can accurately and expediently determine the axial compression behaviors of ultra-length LCT.

**Keywords:** Composites; Ultra-length; Foldable lenticular composite tube; Buckling

(责编 大漠)