

复合材料变截面压杆变形性能研究

马 森¹ 赵启林²

(1 武警警官学院训练基地, 广州 510440)

(2 南京工业大学机械与动力工程学院, 南京 211816)

文 摘 为了对复合材料变截面压杆的变形性能进行理论预测, 本文以航天器空间桁架结构中的复合材料变截面压杆作为研究对象, 首先, 基于经典层合板理论, 将复合材料变截面杆的壁板等效为主方向与杆轴线方向一致的正交异性板, 此时复合材料变截面杆可近似为正交异性杆; 其次, 基于弹性变形理论和小变形假设, 推导了反映杆轴向变形能力的等效轴压刚度理论公式; 最后, 利用有限元对等效轴压刚度理论的准确性进行了验证。结果表明, 不同中间半径和变截面段长度条件下, 理论值和有限元值之间的偏差基本保持在3%以内; 不同铺层角条件下, 理论值和有限元值之间的偏差基本保持在2%以内。因此, 本文的理论能够较准确地预测复合材料变截面压杆的变形。

关键词 桁架, 复合材料, 变截面杆, 轴向变形, 计算理论

中图分类号: TB332

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2023.06.004

Deformation Performance Analysis of Composite Struts With Varying Cross-section

MA Sen¹ ZHAO Qilin²

(1 Training Base, Officers College of PAP, Guangzhou 510440)

(2 School of Mechanical and Power Engineering, Nanjing Tech University, Nanjing 211816)

Abstract In order to predict the deformation performance of composite compression struts with variable cross-section, the composite struts used in aerospace truss structure were taken as the research object in this paper. Firstly, wall panel of the composite struts was equivalent to an orthotropic plate, in approximation of an orthotropic strut, the principal direction was consistent with the axial direction of the strut, the composite strut could be approximated as an orthotropic strut. Based on the elastic deformation theory and small deformation assumption, the theoretical formula of equivalent axial compression stiffness was derived. Subsequently, accuracy of the theoretical formula of equivalent axial compression stiffness was verified by finite element method, results showed that: under conditions of different intermediate-radius and variable section-length, the deviation between values of the proposed theory and the finite element is within 3%; under the condition of different ply angles, the deviation between values of the theoretical and the finite element is within 2%. In conclusion, the theory can predict the axial deformation of composite struts with varying cross-section accurately.

Key words Truss, Composite, Struts with varying cross-section, Axial deformation, Theory of computation

0 引言

空间桁架结构由一定数量的一维杆件在空间拼接而成, 非常适用于大型或特大型航天器的构建^[1-2]。复合材料因具有诸多性能优势, 在卫星承力筒^[3]、支架^[4]、结构板^[5]、支撑杆^[6]等场合得到了大量应用。在空间桁架结构中利用复合材料杆作为主承

力杆可以充分发挥复合材料的材料优势和桁架的结构优势, 在满足结构性能要求的前提下, 使得结构的质量更小。

航天器结构上的桁架通常由接头和复合材料杆套接而成, 杆通常为变截面杆, 变截面杆在实现构件轻量化、提升构件的连接性能等方面较均匀杆件均

收稿日期: 2021-06-03

基金项目: 中国载人航天领域预先研究项目(载人四批040101)

第一作者简介: 马森, 1989年出生, 博士, 主要从事复合材料结构设计和复合材料结构优化设计方面的研究。E-mail: mesir1989@sina.com

具有优势,2010年NASA^[6]首次将复合材料变截面杆应用于登月器桁架结构中。前期已有变截面杆结构方面的研究,如王建华^[7]推导了在多个横、轴向力协同作用下锥形钢管杆变形的解析计算方法;崔允亮等^[8]基于光纤监测技术对大直径变截面钢管复合桩承载性状进行了研究;N. K. GUPTA等^[9]对空心 and 泡沫填充的复合材料变截面壳进行了轴向荷载作用下的实验研究;H. N. R. WAGNER等^[10]对轴压荷载条件下的复合材料变截面锥形壳进行的屈曲问题的研究;本文作者前期也对复合材料变截面杆进行了研究^[11],取得了一定的成果。

基频是在对航天器结构进行设计时需要考虑的重要因素,复合材料桁架结构在满足结构的基频要求方面很有优势^[12],在质量确定的情况下,桁架杆的轴向变形性能(或轴压刚度)成为影响桁架结构基频的主要因素。目前,对复合材料变截面杆轴向刚度性能的研究还比较少,本文以航天器桁架结构中的复合材料变截面压杆作为研究对象,从理论角度出发研究杆的轴向变形性能,为复合材料在航天领域的应用提供支撑。

1 复合材料变截面压杆轴向变形问题

复合材料变截面压杆是指截面尺寸沿轴线方向变化的复合材料空心杆,该类杆具有易于实现结构轻量化、便于实现与节点的连接等优点,是航天器桁架结构中常用的主承力构件,如美国Altair号登月器^[6]空间桁架结构主承力构件,如图1所示。

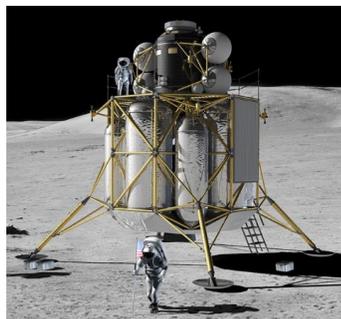


图1 美国Altair号登月器空间桁架结构
Fig. 1 Aerospace truss structure of America Altair lunar lander

典型复合材料变截面杆的结构和材料相关参数示意图如图2所示,杆横截面为圆形,沿轴线方向主要分为两个部分:均匀段和变截面段。该类杆与传统杆的区别主要体现在两个方面:材料方面,杆身由复合材料缠绕而成,变形需要考虑复合材料的各向异性;结构方面,杆的横截面尺寸沿轴向是变化的,杆的变形不能再按照均匀杆来考虑。

对于图2中的复合材料变截面杆,截面变化可以通过截面半径沿轴线方向的变化方程表示:

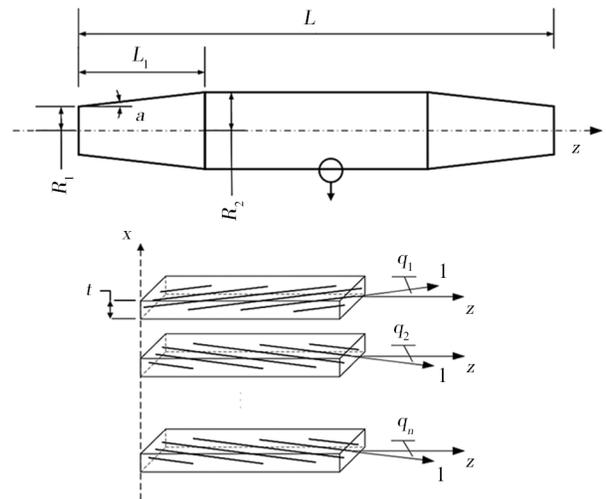


图2 典型复合材料变截面杆结构及材料示意图
Fig. 2 Diagram of structure and material of composite strut with varying cross-section

$$R_z = \begin{cases} R_1 + z \cdot \tan \alpha & 0 \leq z < L_1 \\ R_2 & L_1 \leq z < L - L_1 \\ R_2 - (L - z) \cdot \tan \alpha & L - L_1 \leq z < L \end{cases} \quad (1)$$

式中,半锥角 α 表示变截面段回转体母线与杆轴线方向的夹角,小变形情况下可以认为截面半径的方程保持不变。

作为航天器空间桁架结构的主承力构件,复合材料变截面杆的轴向变形性能(轴向刚度)对结构的基频产生重要影响,因此对复合材料变截面杆的轴向变形性能进行分析十分重要。

2 基本方法

本文采取的基本思路是:首先基于经典层合板理论,将空心杆壁板的平衡-对称复合材料层合板等效为主方向与杆轴线方向一致的正交异性单层板(图3),求得该正交异性单层板主方向的弹性参数;然后基于小变形假设,根据轴向荷载 F 和结构特点求得沿轴线方向的变形 ΔL ,继而根据式(2)求得杆的等效轴压刚度 $[EA]$ 。

$$[EA] = \frac{F \cdot L}{\Delta L} \quad (2)$$

复合材料平衡对称层合板 正交异性单层板

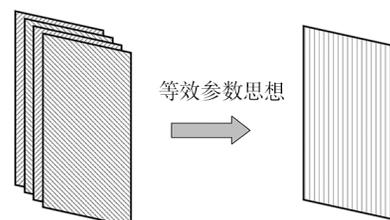


图3 平衡-对称复合材料层合板的近似
Fig. 3 Approximation of balanced-symmetric composite laminates

[EA]反映了复合材料变截面杆在轴力作用下的轴向变形能力,[EA]越大,杆件的轴向变形能力越小,[EA]越小,杆件的轴向变形能力越大。

2.1 刚度等效参数

对于复合材料层合板,以单位尺寸的壳体微元作为研究对象,该微元体上的内力分别为 N_x 、 N_y 、 N_{xy} ,根据复合材料力学^[13-14],层合板内力和应变之间的关系可以写为:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $a_{ij}(i,j=1,2,6)$ 为六阶柔量矩阵 \mathbf{a} 中对应位置的元素,称为柔量系数,柔量系数是和材料参数、层数、铺层厚度、铺层角度有关的量。对于平衡-对称铺层,忽略平面内、外的应力耦合效应,在单向荷载 N_x ($N_y=N_{xy}=0$)的作用下

$$\varepsilon_x = a_{11}N_x \quad (4)$$

可得 x 方向的弹性模量

$$E_x = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} = \frac{N_x}{\varepsilon_x h} = \frac{1}{a_{11}h} \quad (5)$$

式中, h 为层合板的厚度。同理可得 y 方向的弹性模量

$$E_y = \frac{1}{a_{22}h} \quad (6)$$

2.2 轴向变形计算公式

变截面杆的母线可以看作在A点出现折点的折线(图4),其中区域①对应杆的变截面段、区域②对应杆的均匀段。

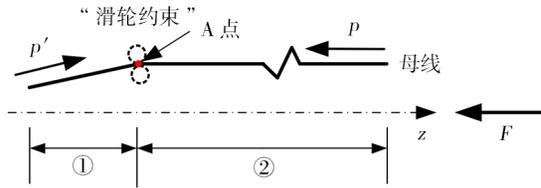


图4 铺层转角处约束示意图

Fig. 4 Constraint diagram at the laminates corner

轴向荷载 F 的作用下,由于环向约束等作用(实际应用中,在折点A处一般也会做加强处理),可以假定杆件在折点A处承受图4所示的“滑轮约束”,即在外界荷载 F 的作用下,A点两侧所承受力的大小是相等的,亦即

$$p' = p \quad (7)$$

此时,A点两侧回转体母线方向的面力均为:

$$N_z = \frac{F}{2\pi R_z} \quad (8)$$

式中, R_z 为任意一点 z 处的截面半径。

对图4中复合材料变截面杆轴向变形的分析可

以针对变截面段和均匀段分别考虑。

2.2.1 变截面段轴向变形的分析

如图5所示,取左侧变截面段作为研究对象。

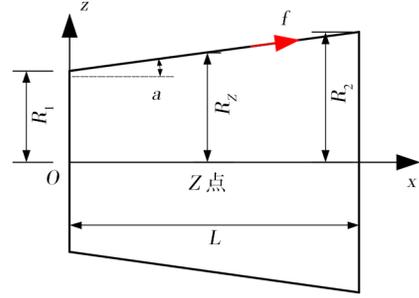


图5 变截面段结构

Fig. 5 Structure of the part with varying cross-section

母线为直线,由空间几何关系可得母线的长度

$$L'_1 = L_1 / \cos \alpha \quad (9)$$

截面上任意一点 z 处的半径 R_z 可以根据公式(1)求得,则 z 处单位圆周上母线方向的面力为

$$p' = \frac{F}{2\pi R_z} \quad (10)$$

平均应力为

$$\sigma = \frac{p'}{h} = \frac{F}{2\pi R_z h} \quad (11)$$

式中, h 为杆壁板的厚度。

平均应变为

$$\Delta \varepsilon = \frac{\sigma}{E_z} \quad (12)$$

式中, E_z 为杆壁板沿母线方向的弹性模量,可以根据式(5)求得。

将平均应变 $\Delta \varepsilon$ 沿母线方向积分可得母线方向的变形量:

$$\begin{aligned} \Delta L'_1 &= \int_0^{L'_1} \Delta \varepsilon dz' \\ &= \int_0^{L'_1} \frac{F}{2\pi \left[R_1 + \frac{(R_2 - R_1)}{L} z' \cos \alpha \right] h E_z} dz' \\ &= \frac{FL_1}{2\pi h E_z} \cdot \frac{(\ln R_2 - \ln R_1)}{(R_2 - R_1) \cos \alpha} \end{aligned} \quad (13)$$

其中

$$\alpha = \arccos \frac{R_2 - R_1}{2L_1} \quad (14)$$

根据空间几何关系可得沿杆轴线方向的长度变化量为:

$$\Delta L_1 = \Delta L'_1 \cdot \cos \alpha = \frac{FL_1}{2\pi h E_z} \cdot \frac{(\ln R_2 - \ln R_1)}{(R_2 - R_1)} \quad (15)$$

2.2.2 均匀段轴向变形的分析

均匀段长度 $L_2=L-2L_1$,半径为 R_2 ,轴力 F 作用下,

均匀段轴向变形为:

$$\Delta L_2 = \frac{FL_2}{2\pi R_2 h E_2} \quad (16)$$

荷载 p 作用下的轴向变形量为变截面段和均匀段变形之和:

$$\Delta L = 2\Delta L_1 + \Delta L_2 \quad (17)$$

根据杆的长度和变形可以求得杆的等效轴压刚度 $[EA]$:

$$\begin{aligned} [EA] &= \frac{F \cdot L}{\Delta L} = \frac{F \cdot L}{\frac{2FL_1}{\pi h E_2} \cdot \frac{(\ln R_2 - \ln R_1)}{(R_2 - R_1)} + \frac{FL_2}{2\pi R_2 h E_2}} \\ &= \frac{\pi h E_2 L}{\frac{2L_1(\ln R_2 - \ln R_1)}{R_2 - R_1} + \frac{L_2}{2R_2}} \end{aligned} \quad (18)$$

从式(18)可以看出,影响复合材料变截面杆轴向变形性能的参数既有材料层面的参数 E_2 ,也有结构层面的参数 L_1 、 R_1 、 R_2 等。

下面利用有限元对该公式的准确性进行验证。

3 数值算例

本节利用有限元对推导的复合材料变截面杆等效轴压刚度理论进行验证。

3.1 算例描述

算例中用到的材料为IM7/5582复合材料铺层,材料属性如下: $E_1=144.79$ GPa, $E_2=E_3=7.58$ GPa, $G_{12}=G_{21}=3.6$ GPa, $\mu_{12}=\mu_{21}=0.3$, $\mu_{23}=0.35$ 。单个铺层的厚度标记为 t 。

利用有限元分析软件ANSYS对复合材料变截面进行参数化建模和变形计算,典型有限元模型如图6所示。

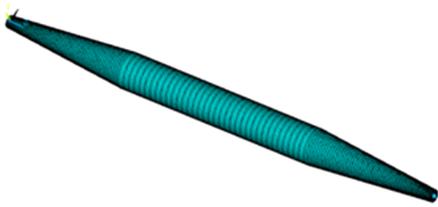


图6 复合材料变截面杆典型有限元模型

Fig. 6 Typical finite element model of composite strut with varying cross-section

ANSYS中,在复合材料变截面压杆一端施加轴向压力 F ,并计算其轴向变形量 ΔL ,根据式(2)即可求得等效轴压刚度 $[EA]$ 。

3.2 结果及分析

分别改变变截面杆中间半径 R_2 、变截面段长度 L_2 和复合材料铺层角 θ 的值,分析这些参数的改变对等效轴压刚度 $[EA]$ 理论准确性的影响。

3.2.1 中间半径 R_2 的影响

控制IM7/5582复合材料铺层的厚度为 $t=0.1$ mm、铺层序列 $[75, -75, -65, 65, 65, -65, -75, 75]$ (与环向的夹角)、杆长 $L=1\ 600$ mm、变截面段的长度 $L_1=400$ mm、固定端半径 $R_1=20$ mm、轴向荷载 $p=128$ kN。取 R_2 为区间 $[25, 100]$ mm中的一系列值。

图7给出了理论和有限元计算结果随 R_2 的变化趋势;图8给出了理论值和有限元值之间的偏差随 R_2 变化的趋势。

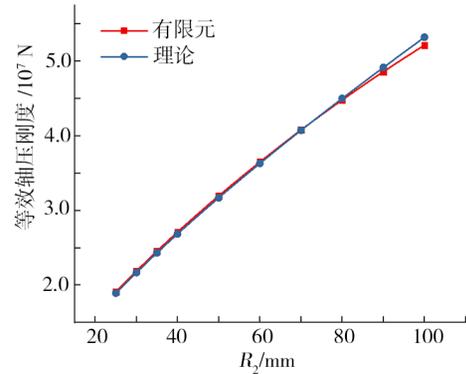


图7 R_2 对等效轴压刚度的影响规律

Fig. 7 Influence of R_2 on the equivalent axial compression stiffness

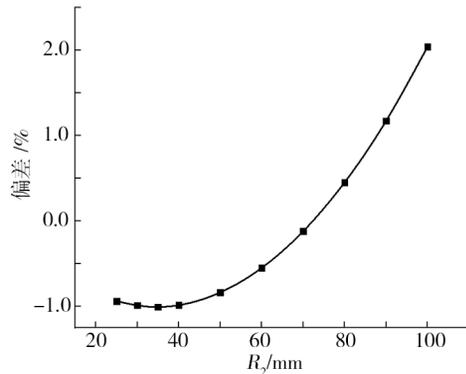


图8 理论值和有限元值之间的偏差随 R_2 变化的趋势

Fig. 8 Deviation between theoretical value and finite element value along with the change of R_2

从图7可以看出,随着 R_2 的增大,等效轴压刚度 $[EA]$ 随之增大,这是因为 R_2 增大后,杆的横截面面积增大,在弹性模量保持不变的情况下,杆的等效轴压刚度基本与横截面面积成正比,此时杆的等效轴压刚度肯定增大。

从图8可以看出,随着 R_2 的增大,理论值和有限元值之间的偏差基本保持在3%以内。

3.2.2 变截面段长度 L_1 的影响

控制杆总长为 $L=1\ 600$ mm、固定端半径 $R_1=20$ mm、中间半径 $R_2=60$ mm、铺层序列 $[75, -75, -65, 65, 65, -65, -75, 75]$ (与环向的夹角)、轴向荷载 $p=128$ kN。取 L_1 为区间 $[100, 750]$ mm中的一系列值,得到的计算结果如图9所示,理论值和有限元值之间的偏

差如图 10 所示。

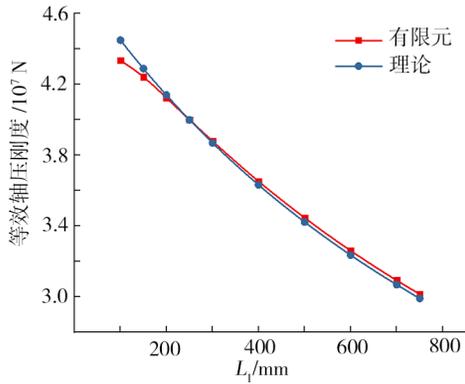


图 9 L_1 对等效轴压刚度的影响趋势

Fig. 9 Influence of L_1 on the equivalent axial compression stiffness

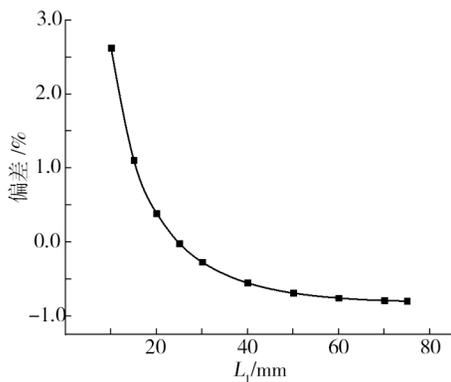


图 10 理论值和有限元值之间的偏差随 L_1 变化的趋势

Fig. 10 Deviation between theoretical value and finite element value along with the change of L_1

从图 9 可以看出,在其他参数固定的情况下,随着 L_1 的增加,等效轴压刚度 $[EA]$ 随之减小,这是因为随着 L_1 的增大,相同位置处,杆件的横截面面积变小,轴向应力增大,轴向变形增大,加大了杆件的轴向变形,等效轴压刚度变小。

从图 10 可以看出,随着 L_1 的增加,理论值和有限元值之间的偏差基本保持在 3% 以内。

3.2.3 铺层角的影响

控制杆总长为 $L=1\ 600\ \text{mm}$ 、固定端半径 $R_1=20\ \text{mm}$ 、中间半径 $R_2=60\ \text{mm}$ 、变截面段长度 $L_1=400\ \text{mm}$ 、轴向荷载 $p=128\ \text{kN}$ 。铺层序列为 $[\theta]_{\text{bs}}$ 形式,“ $[\theta]_{\text{bs}}$ ”表示铺层按照平衡-对称方式排列,铺层角 θ 取区间 $[0, 90]$ 中的一系列值,得到的计算结果如图 11 所示,理论值和有限元值之间的偏差如图 12 所示。

从图 11 可以看出,在其他参数固定的情况下,随着铺层角的增加,等效轴压刚度随之减小,这是因为随着铺层角的增大,杆件壁板的铺层在轴线方向的等效弹性模量 E_2 减小,相同荷载时杆的变形增大,等效轴压刚度减小。

从图 12 可以看出,随着铺层角的变化,理论计算

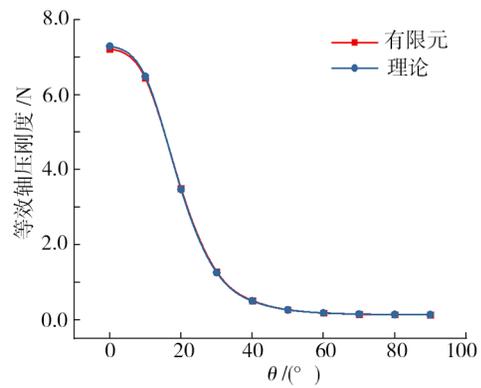


图 11 铺层角对等效轴压刚度的影响趋势

Fig. 11 Influence of ply angle θ on the equivalent axial compression stiffness

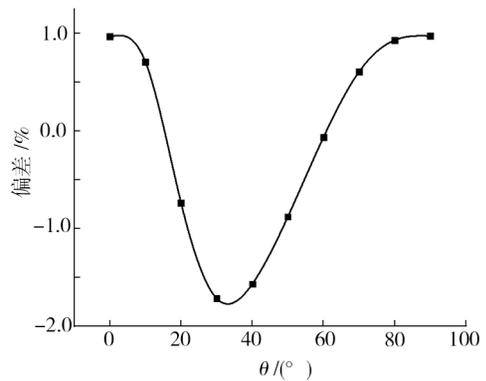


图 12 理论值和有限元值之间的偏差随铺层角 θ 变化的趋势

Fig. 12 Deviation between theoretical value and FE value along with the change of ply angle θ

值和有限元计算值之间的偏差基本保持在 2% 以内。

3.3 讨论

本节分析了复合材料变截面杆中间半径、变截面段长度和铺层角的变化对等效轴压刚度的影响。结构层面,考察了中间半径和变截面段长度对等效轴压刚度理论准确性的影响,理论值和有限元值之间的偏差基本保持在 3% 以内。材料层面,考察了铺层角对理论值准确性的影响,理论值和有限元值之间的偏差基本保持在 2% 以内。

本节的工作表明,提出的理论能够较好地预测复合材料变截面杆的轴向变形性能。

4 结论

本文的工作拓展了复合材料结构计算理论的研究,研究结果对实际工程中的复合材料结构设计具有指导意义,为进一步工作奠定了基础,具体研究过程中得到以下结论。

(1) 分析复合材料变截面压杆的轴向变形性能,在材料层面需要考虑复合材料铺层力学性能的影响,在结构层面需要考虑截面变化的影响。

(2) 复合材料变截面杆的壁板由多个铺层角度不同的复合材料缠绕而成,利用等效参数的思想将

复合材料空心杆的壁板等效为主方向与杆轴线方向一致的正交异性板,此时复合材料杆可以近似为正交异性杆,同时可以得到正交异性板主方向的材料弹性参数;

(3)针对得到的正交异性杆,基于小变形假设,推导了反映杆轴向变形能力的等效轴压刚度计算公式,该公式可以同时考虑材料参数和结构参数;

(4)利用有限元对推导的等效轴压刚度理论的准确性进行验证和讨论,结果表明,本文的理论能够较准确地预测复合材料变截面杆的轴向变形性能。

参考文献

[1] 杨杰,黎静,吴文杰,等. 空间大型桁架在轨增材制造技术的研究现状与展望[J]. 材料导报, 2021, 35(03): 3159-3167.

YANG Jie, LI Jing, WU Wenjie, et al. Research status and prospect of on-orbit additive manufacturing technology for large space truss[J]. Materials Reports, 2021, 35(03): 3159-3167.

[2] 刘飞,王炜,李金岳,等. 3D打印技术在空间飞行器研制中的应用研究[J]. 航天制造技术, 2018(6): 58-62.

LIU Fei, WANG Wei, LI Jinyue, et al. Application research of 3D printing in spacecraft development [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2018, 6: 58-62.

[3] 廖英强,曾金芳. 一种全复合材料卫星天线承力筒的研制[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(02): 83-88.

LIAO Yingqiang, ZENG Jinfang. Development of all-composite bearing cylinder for satellite antenna [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(02): 83-88.

[4] 陶积柏,朱大雷,董丰路,等. 航天器用支架复合材料轻量化研究[J]. 复合材料学报, 2016, 33(05): 1020-1025.

TAO Jibai, ZHU Dalei, DONG Fenglu, et al. Research on lightweight composites of stent for spacecrafts [J]. Acta Materialia Sinica, 2016, 33(05): 1020-1025.

[5] 马立,朱大雷. 卫星结构用PVC泡沫芯与铝蜂窝芯夹层板的比较[J]. 航天制造技术, 2013(1): 18-20, 6.

MA Li, ZHU Dalei. Comparison between PVC foam core and aluminum core sandwich panel in satellite structure [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2013(1): 18-20, 6.

[6] DEO R, BENNER H, VINCENT D, et al. Design of

structurally efficient tapered struts (SETS) [R]. NASA/CR 2010-216699, 2010.

[7] 王建华. 锥形钢管杆的变形计算[J]. 中国电力, 1995, 28(6): 56-59.

WANG Jianhua. Deformation calculation of tapered steel pipe rod [J]. Electric Power, 1995, 28(6): 56-59.

[8] 崔允亮,王新,周联英,等. 基于光纤监测的大直径变截面钢管复合桩承载性状[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2020, 51(06): 1627-1636.

CUI Yunliang, WANG Xin, ZHOU Lianying, et al. Bearing behavior of large-diameter variable cross-section steel composite pile based on optical fiber monitoring [J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2020, 51(06): 1627-1636.

[9] GUPTA N K, Velmurugan R. Axial compression of empty and foam filled composite conical shells [J]. Journal of composite materials. 1999, 33(6): 567-591.

[10] WAGNER H N R, HÜHNE C, NIEMANN S. Robust knockdown factors for the design of axially loaded cylindrical and conical composite shells-Development and Validation [J]. Composite structures. 2017, 173: 281-303.

[11] 马森,赵启林,柯敏勇,等. 基于分区优化模型的复合材料纺锤杆结构优化设计[J]. 复合材料科学与工程, 2021(1): 13-18.

MA Sen, ZHAO Qilin, KE Minyong, et al. Optimization of composites spindle-shaped struts based on regional optimization model [J]. Composites Science and Engineering. 2021 (1): 13-18.

[12] 龙乐豪,郑立伟. 关于重型运载火箭若干问题的思考[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(01): 8-12.

LONG Lehao, ZHENG Liwei. Consideration of some issues on the heavy launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(01): 8-12.

[13] 刘文庆,姜秉元. 对称复合材料层板弹性模量和泊松比的计算[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(03): 53-56.

LIU Wenqing, JIANG Bingyuan. Calculation of elastic modulus and poisson's ratio of symmetrical composite laminates [J]. Aerospace Materials & Technology, 2003, 33(03): 53-56.

[14] VINSON J R, SIERAKOWSKI R L. The behavior of structures composed of composite materials[M]. Springer, 2006.