

柔性变体飞行器梳齿形翼肋结构的设计与仿真

段月茹, 关世玺

(中北大学 航空宇航学院, 山西 太原 030051)

摘要: 察打一体飞行器要求满足宽速域、复杂多变的任务环境, 传统的固定翼飞行器无法满足现在的诸多飞行要求。针对这种情况, 设计了一种梳齿形翼肋结构, 通过控制智能材料驱动翼肋变形来主动改变机翼的外形, 从而提高飞行器的气动性能以适应智能变形无人机的任务环境。基于Ansys Workbench对翼肋结构开展了静力学分析并对弦向变弯动态变形过程进行了仿真分析, 以翼肋结构前后缘变形角度为关键优化目标, 对翼肋结构参数进行优化, 从而得到最佳的翼肋结构参数组合。实验结果表明, 优化后的翼肋结构在满足屈服强度要求的前提下, 可以实现翼肋前缘偏转 10.75° , 后缘偏转 10.75° , 这一变形不仅提升了飞行器的升阻比, 而且有效改善了亚声速条件下飞行器的气动性能。本文提出的由智能材料驱动的梳齿形翼肋结构, 能够实现前后缘的稳定变形, 增强了飞行器的爬升能力, 降低了燃油消耗, 还提供了更加灵活和高效的飞行操控性能。本文采用仿真实验的方法, 结果与实际存在一定误差, 后续可进行实物的风洞实验。

关键词: 变体机翼; 翼肋结构; 智能材料; 智能驱动; 飞行器

中图分类号: V224⁺.4 **文献标识码:** A **doi:** 10.62756/jnuc.issn.1673-3193.2024.09.0040

引用格式: 段月茹, 关世玺. 柔性变体飞行器梳齿形翼肋结构的设计与仿真[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2025, 46(2): 181-187.

DUAN Yueru, GUAN Shixi. Design and simulation of comb wing rib structure of flexible variant aircraft[J]. Journal of North University of China(Natural Science Edition), 2025, 46(2): 181-187.

Design and Simulation of Comb Wing Rib Structure of Flexible Variant Aircraft

DUAN Yueru, GUAN Shixi

(School of Aerospace Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: The integrated aircraft needs to meet the wide speed range, complex and changeable mission environment, and the traditional fixed-wing aircraft can not meet many flight requirements. In view of this situation, a comb wing rib structure was designed to actively change the shape of the wing by controlling the deformation of the wing rib driven by intelligent materials, which can improve the aerodynamic performance of the aircraft, and adapt to the task environment of the intelligent deformation UAV. Based on Ansys Workbench, the static analysis of the wing rib structure was carried out and the dynamic deformation process of the chord bending was simulated. The deformation angle of the front and back edges of the wing rib structure was taken as the key optimization objective to optimize the structure parameters of the wing rib, so as to obtain the best combination of structural parameters of the wing rib. The experimental results show that the optimized wing fin structure can achieve a leading edge deflection of 10.75° and a

收稿日期: 2024-09-11

基金项目: 中央引导地方科技发展资金项目(YDZX20201400001519)

作者简介: 段月茹(2000-), 女, 硕士生, 主要从事航空宇航先进制造工艺与装备方面的研究。

通信作者: 关世玺(1967-), 男, 教授, 硕士, 主要从事航空宇航先进制造工艺与装备方面的研究。E-mail: guanshixi@163.com。

trailing edge deflection of 10.75° on the premise of meeting the yield strength requirements. This deformation not only improves the lift-drag ratio of the aircraft, but also effectively improves the aerodynamic performance of the aircraft under subsonic conditions. The comb wing rib structure driven by intelligent materials proposed in this paper can realize the stable deformation of the front and rear edges, enhance the climbing ability of the aircraft, and reduce fuel consumption, and provide more flexible and efficient flight control performance. This paper uses the method of simulation experiment, and the results have some errors with the reality. We can use the actual wind tunnel experiment in the future.

Key words: variant wing; wing rib structure; smart materials; intelligent drive; aircraft

0 引言

从莱特兄弟制造第一架飞机至今,如何提高飞机气动性能,设计高效的飞行器一直都是研究人员关注的重点^[1]。高性能飞行器在飞行过程中具有出色的爬升、冲刺和机动性能,相比传统飞行器具有更强的生存能力^[2]。

变体飞机是从仿生学的角度提出的,可以根据飞行任务及外界环境变化不断自适应地调整机翼形状^[3],以保证最佳翼载,满足飞行所需的最佳形状,提高飞行效率。按照变形尺度划分,机翼变形主要包括三种变形模式^[4]:微/小尺度变形,即主动流动控制;中等尺度变形,即机翼翼型变形;大尺度变形,即机翼平面变形。Elzey^[5]和 Sofla^[6]等将仿生脊椎动物结构与形状记忆合金(Shape Memory Alloy, SMA)相结合制作了一种变后缘弯度机翼,这种结构可以提供较大的弯曲自由度,但由于所需驱动器较多,结构复杂。Woods等^[7]提出了鱼骨主动变弯度机翼,鱼骨的结构简单,很小的驱动力就可以使机翼弯度实现大幅度连续变化,但由于其结构特殊,弦向变弯刚度低,变形时气动载荷大,具有潜在气动弹性失稳的问题。Yokozeki等^[8]提出了波纹结构可变形翼型,当波纹结构沿弦向排列时,具有较高的承载能力,同时由于大的各向异性刚度特性,可以产生柔性变形。

目前,变体机翼技术普遍采用鱼骨形和波纹形翼肋结构,本文通过改变影响机翼变形的多种因素参数的大小,设计了梳齿形可变形翼肋结构,在SMA弹簧的驱动下,通过仿真验证了该结构的性能。

1 梳齿形肋板结构设计

1.1 肋板工况、结构材料及驱动方案

1.1.1 肋板工况分析

飞行过程中,机翼在气动载荷和肋板驱动力

作用下完成机翼弦向变弯变形,而机翼展向延伸则需要肋板面外的驱动载荷与气动载荷协作来达成展向变形。因此,机翼弦向变弯可简化为机翼肋板的内面变形问题,而机翼翼展向变形可以简化为考虑柔性蒙皮展向拉伸变形的问题^[9-10]。

在飞行过程中,变形机翼的表面气动压力会随着飞行速度、飞行高度的不同而动态变化,而机翼结构设计主要以变形极限为目标。为了简化分析过程,只需要考虑驱动载荷作用下的机翼变形,初步设定机翼需要实现的变形要求,然后进行肋板的结构设计。

翼肋既要实现机翼变形,又要维持机翼剖面形状,并有效支撑蒙皮结构,因此,在进行翼肋结构设计时可以分为前缘变形区、后缘变形区和刚性区三部分。

1.1.2 结构材料选择

铝合金具有密度小、比强度高、质量轻、耐腐蚀性强、易加工成形、成本低等一系列优点,一直是全球航空航天领域不可缺少的关键结构材料^[11],广泛应用于飞机主承力框、梁、壁板、蒙皮等部位^[12],用量达飞机结构重量的40%~70%。因此,肋板结构采用7075铝合金^[13]通过数控加工、线切割等工艺制成,该材料参数如表1所示。

表1 7075铝合金材料属性

Tab. 1 Material properties of 7075 aluminum alloy

参数	数值
密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	2 810
杨氏模量/GPa	71
泊松比 μ	0.33
屈服强度/MPa	462
极限强度/MPa	524

1.1.3 肋板SMA驱动

SMA作为一种智能材料,因其具有优良的超弹性性能和形状记忆效应,以及良好的生物相容性、高阻尼性、耐磨性和抗腐蚀性,被广泛应用于航空航天领域^[14]。通过在肋板缝隙中设置SMA进行驱

动^[15-16]使肋板变形弯曲,驱动力的大小通过控制SMA 弹簧的长度、直径和温度来调节,本文采用SMA 弹簧来实现较大的推力以及拉力驱动。SMA 弹簧的材料^[17]和几何参数如表 2 所示。

表 2 SMA 弹簧的材料参数和几何特征参数

Tab. 2 Material and geometric characteristic parameters of SMA springs

参数	数值
奥氏体弹性模量 E_a /GPa	65.72
马氏体弹性模量 E_m /GPa	37.51
马氏体开始应力 σ_{ms} /MPa	128.21
马氏体结束应力 σ_{ml} /MPa	630.14
奥氏体开始应力 σ_{as} /MPa	377.51
奥氏体结束应力 σ_{al} /MPa	74.12
密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	6450
泊松比 μ	0.33
弹簧长度 L /mm	10
弹簧直径 D /mm	10
弹簧丝直径 d /mm	3

1.2 梳齿形柔性翼肋参数设计方案

本文设计的梳齿形波纹结构是一种新的纯弯曲和纯拉伸组合的翼肋结构,该结构在梳齿间的 SMA 弹簧驱动下向下弯曲,上缘梳齿间距拉伸变大,连续下缘发生纯弯曲,从而在实现弦向变形的过程中,上缘蒙皮拉伸而下缘蒙皮不发生压缩,发挥橡胶蒙皮高拉伸率和不可压缩的优势,实现整体蒙皮随翼肋变形以达成变形目标。

翼肋变形结构的几何参数如图 1 所示。图 1 中,水平线为翼型的中心线,前缘齿倾角度定义为 α ,后缘齿倾角度定义为 β 。

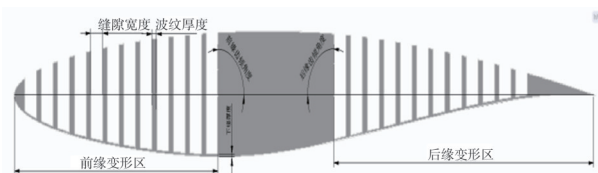


图 1 肋板几何参数定义(水平线为翼型中心线)

Fig. 1 Definition of geometric parameters of the floor (horizontal line is the center line of the airfoil)

梳齿形波纹翼肋结构的几何参数如表 3 所示。影响翼肋变形区波纹结构力学性能的因素有很多,但考虑到智能驱动材料在波纹缝隙中的安装,以及变形时肋板轮廓的光滑连续性,仅考虑表 2 所涉及的参数,且波纹间隙距离可适当取得稍大些,设定波纹缝隙距离为 12 mm,波纹厚度为 5 mm,前缘缝隙为 12 个,后缘缝隙为 12 个,其余参数设计变量如表 4 所示。

表 3 肋板几何参数描述

Tab. 3 Floor geometry parameter description

几何参数	字母表示
波纹厚度	b
缝隙宽度	l
下缘厚度	t
前缘齿倾角度	α
后缘齿倾角度	β
前缘变形区	M
后缘变形区	N

表 4 机翼肋板参数化模型的设计参数

Tab. 4 Design parameters of wing rib parametric model

设计参数	数值
前缘齿倾角度 $\alpha/(\text{°})$	0
后缘齿倾角度 $\beta/(\text{°})$	0
前后缘波纹厚度 d/mm	5
下缘边厚度 t/mm	2
肋板厚 h/mm	10

利用 CATIA 三维建模软件按表 2 数据设计翼肋板梳齿形波纹结构,得到机翼肋板的平面形状如图 2 所示。机翼肋板的三维立体形状如图 3 所示。



图 2 梳齿形波纹翼肋结构的平面图

Fig. 2 Plan of the comb shaped corrugated wing rib structure

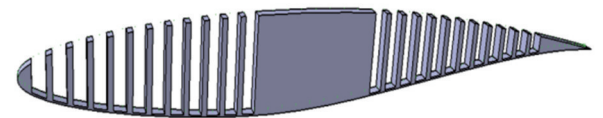


图 3 梳齿形波纹翼肋三维图

Fig. 3 Three-dimensional figure of comb corrugated ribs

2 梳齿形翼肋结构的仿真模拟及优化

2.1 翼肋变形角度计算方法

该结构的机翼弦向变形程度可以用变弯偏转角来衡量,定义前缘变形区与刚性固定区产生的偏转角为前缘偏转角,同理,定义后缘变形区与刚性固定区产生的偏转角为后缘偏转角。以前缘为例,如图 4 所示, O 点为翼型中线与中部刚性区的交点,当 $OA \approx OA'$ 时,可以计算出偏转角

$$\theta = \arctan(\Delta x/OA), \quad (1)$$

式中: Δx 为前/后缘的最大变形量。

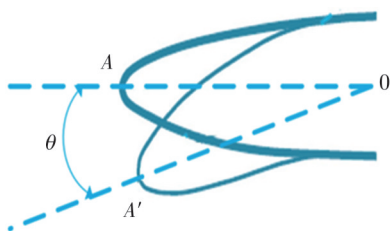


图4 弦向变弯的偏转角

Fig. 4 Deflection angle of chord bending

2.2 梳齿形柔性翼肋结构的有限元分析

利用 Ansys Workbench^[18]对机翼肋板进行有限元分析。以翼肋结构前/后缘为分析对象,模拟计算梳齿形翼肋结构在SMA 弹簧驱动下的变形程度。

2.2.1 网格划分

利用 Ansys Workbench 模块,对机翼肋板采用自适应网格方法进行网格划分,单元类型取四面体,单元尺寸为 3 mm,网格划分得到的机翼肋板有限元模型共 48 855 个单元,82 042 个节点,如图 5 所示。

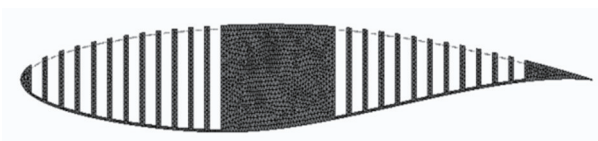


图5 机翼肋板有限元模型

Fig. 5 Finite element model of wing rib

2.2.2 SMA 弹簧的模拟连接

利用 Ansys Workbench 的弹簧连接副模拟 SMA 弹簧驱动肋板变弯。按照翼肋上翼形的形状趋势在变形区缝隙上部添加弹簧连接,如图 6 所示。驱动力设定为翼肋上端的弹簧,设置弹簧的材料为 SMA,刚度为 100 N/mm 来产生推力,预载荷为 100 N,模拟 SMA 驱动。



图6 弹簧连接副

Fig. 6 Spring coupling pair

2.2.3 边界条件

肋板模型的边界约束为中部刚性区两条边采取全自由度约束的形式,如图 7 所示。

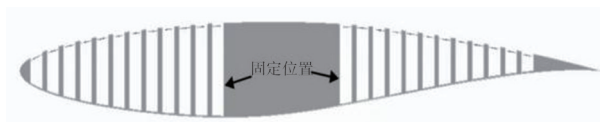


图7 边界条件

Fig. 7 Boundary condition

2.2.4 仿真结果

在 SMA 弹簧预置载荷的作用下,按表 2 中的初值建立机翼肋板结构的计算结果如图 8~图 10 所示。



图8 肋板水平横向位移云图

Fig. 8 Floor horizontal lateral displacement nephogram

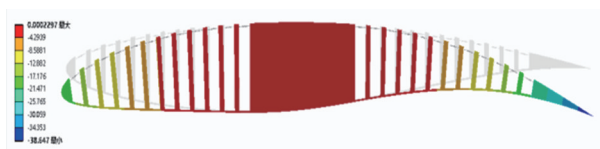


图9 肋板垂直纵向位移云图

Fig. 9 Floor vertical longitudinal displacement nephogram

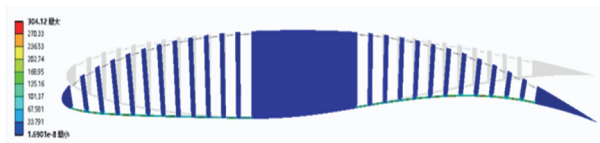


图10 肋板等效应力云图

Fig. 10 Floor equivalent stress nephogram

根据上述云图数据,代入变弯角度计算式(1)可得初始设计结构的前后缘变弯角度,结果如表 5 所示。

表5 前后缘参数

Tab. 5 Parameter of front and back edges

参数	前缘	后缘
长度/mm	210	270
横向位移/mm	-6.15	3.11
纵向位移/mm	-21.47	-38.65
变弯角度/(°)	5.84	8.15

由表 4 和表 5 可得,在定驱动载荷下,由初始给定参数获得的肋板结构前缘变形为 5°左右,后缘变形为 8°左右,为了达到更好的变形效果,需要对结构进一步优化。

2.3 梳齿形柔性翼肋结构优化设计

2.3.1 优化方案设计

利用 Ansys Workbench 中的直接优化相关模块进行肋板模型的设计参数优化,优化所设定的

参数变量范围数据如表 6 所示。

表 6 输入参数范围
Tab. 6 Input parameter range

设计参数	数值范围
前缘齿倾角度 $\alpha/(\circ)$	0~30
后缘齿倾角度 $\beta/(\circ)$	0~30
前后缘波纹厚度 d/mm	4~8
下缘厚 t/mm	1~4
肋板厚 h/mm	3~10

以表 6 中的 5 个参数作为优化设计变量，建立最大化变弯角度目标和应力约束下的结构设计多目标优化模型。

$$\begin{cases} \text{Max}\theta_f(X), \theta_b(X), \\ \sigma_{\max} \leq 200 \text{ MPa}, \\ KU = F, \\ X^L \leq X \leq X^U, \\ X = [\alpha, d, t, h], \end{cases} \quad (2)$$

式中：目标函数 $\theta_f(X)$ 、 $\theta_b(X)$ 为前后缘变弯角度； σ_{\max} 为最大等效应力； X 为设计变量向量， $X^L = [0, 0, 4, 1, 3]^T$ ， $X^U = [30, 30, 8, 4, 10]^T$ 分别为设计变量的上下限。

利用 Ansys Workbench 中直接优化模块的自适应多目标优化方法求解优化模型。设置参数优化条件：前缘变弯角度最大，预期目标 10° ；后缘变弯角度最大，预期目标 15° ；最大等效应力小于 262 MPa 。在表 6 的参数范围内进行初始取样，执行参数优化，筛选出优化方案，肋板参数如表 7 所示。

表 7 优化方案
Tab. 7 Optimization scheme

参数	取值
前缘齿倾角度 $\alpha/(\circ)$	20
后缘齿倾角度 $\beta/(\circ)$	10
前后缘波纹厚度 d/mm	5
前后缘上下边厚 t/mm	1.5
肋板厚 h/mm	6
最大等效应力/ MPa	220.59

2.3.2 优化方案验证

将表 7 中的参数代入到有限元模型中进行验证分析，得到的计算结果如图 11~图 13 所示。



图 11 优化后的肋板水平横向位移云图
Fig. 11 Nephogram of the optimized floor horizontal lateral displacement



图 12 优化后的肋板垂直纵向位移云图
Fig. 12 Nephogram of the optimized floor vertical longitudinal displacement



图 13 优化后的肋板等效应力云图
Fig. 13 Nephogram of the optimized floor equivalent stress

将上述云图数据代入变弯角度计算式(1)，可得到优化后前后的缘变弯角度，结果如表 8 所示。

表 8 优化数据分析
Tab. 8 Optimize data analysis

参数	前缘	后缘
长度/ mm	210	270
横向位移/ mm	-10.3	5.5
纵向位移/ mm	-39.88	-51.27
变弯角度/ (\circ)	10.75	10.75

通过参数优化分析，得到了变体机翼的理论计算模型。结合图 11~图 13 和表 8 的计算结果可得，优化结构在最小化等效应力情况下，达到了要求的极限变弯角度，前缘变形为 10° 左右，后缘变形为 10° 左右，满足设计要求。

3 机翼样件实验测试

3.1 实验方案规划

3.1.1 实验规划

为了证明仿真的正确性和合理性，对机翼样件变弯度进行了实验验证，具体实验流程规划如图 14 所示。

3.1.2 实验流程

- 1) 清理实验场地，摆放实验平台及工作台。
- 2) 将实验平台的主梁拆下，并从机翼样件中部的方槽穿过。将刻度板安装于机翼样件一侧。
- 3) 在机翼样件前缘粘贴一条细长的有色胶布，用以标识机翼前缘位置。在机翼样件后缘粘贴一条有色箭头，用以标识机翼后缘位置。
- 4) 将 SS-3020KD 直流电源与机翼样件通过 30A 测试线连接。在测温仪上安装两根热电偶温度传感器，一根用来实时测量环境温度，另一根插入弹簧缝隙中实时测量弹簧温度。
- 5) 做好弦向变弯实验准备工作后，布置好摄

像机位,开展弦向变弯实验。

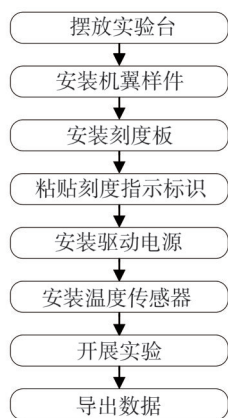


图 14 实验流程规划

Fig. 14 Experimental process planning

3.2 实验设备

弦向变弯实验现场如图 15 所示,图中所使用的仪器为:摄像头、试验台、驱动电源、测温仪、刻度板、电脑。



图 15 弦向变弯实验现场

Fig. 15 Chord bending test site

弦向变弯实验过程中,由直流电源为驱动电路供电,以短路加热方式使 SMA 弹簧温度升高。随着温度的升高, SMA 弹簧驱动肋板梳齿,使得机翼前、后缘变弯。在变弯的过程中,前、后缘的指示标识会在刻度板上指出当前机翼的变弯角度。

3.3 实验结果

测试结果如图 16 所示,前缘变弯角度达到 11° ,后缘变弯角度能够达到 12° 。

机翼样件的实验数据和仿真数据如表 9 所示。由表 9 可以发现,机翼样件在变弯过程中,前后缘偏转角度的实验数据与仿真数据相差不大,证明了本文研究的合理性。

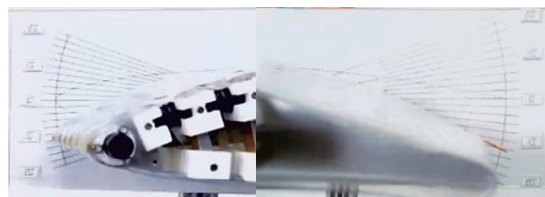


图 16 机翼样件弦向前后缘变弯角度

Fig. 16 Chord bending angle of front and back edges on airfoil test-piece

表 9 实验与仿真数据对比

Tab. 9 Comparison of experimental and simulation data

参数	实验数据	初始值	仿真数据
前缘变弯角度/ $^\circ$	11.0	0	10.75
	10.5	0	10.75
后缘变弯角度/ $^\circ$	12.0	0	10.75
	11.0	0	10.75

4 结 论

1) 通过对设计的变形翼肋前后缘结构的仿真分析,在肋板上缝隙处施加拉伸和膨胀载荷,使整体结构向下弯曲,并对参数进行优化,使翼肋前缘变弯 10° ,后缘变弯 10° ,且该结构最大等效应力为 220.59 MPa,小于 0.5 倍屈服应力,满足强度要求,提高了升阻比,有效改善了亚声速条件下飞行器的气动性能。

2) 将 SMA 智能材料应用于变体机翼结构设计,将形状记忆合金与机翼结构有效地结合在一起,实现了重量轻、结构紧凑、光滑连续、无铰链控制面、既能抵抗气动载荷又能满足变形需求的设计指标。在肋板翼缝中设置 SMA 弹簧,通过对 SMA 进行温度调节来控制它所产生的驱动力,从而调节肋板变形区的变形程度。

参考文献:

- [1] 聂瑞. 可变弯度自适应机翼部分关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
- [2] 刘卫东. 变形机翼关键技术的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [3] 张亦波,刘牧东,熊峻江. 变体飞机技术[J]. 航空科学技术,2013,24(6): 64-68.
ZHANG Yibo, LIU Mudong, XIONG Junjiang. Morphing aircraft technology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013, 24(6): 64-68. (in Chinese)
- [4] 聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [5] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A bio-inspired high-authority actuator for shape morphing

- structures [J]. Proceedings of SPIE, 2003, 5053: 92-100.
- [6] SOFLA A Y N, ELZEY D M, WADLEY H N G. An antagonistic flexural unit cell for design of shape morphing structures [C]//International Mechanical Engineering Congress & Exposition (IMECE), 2004, 62149:261-269.
- [7] WOODS B K S, FRISWELL M I. Preliminary investigation of a fishbone active camber concept [C]//ASME Conference on Smart Materials, 2012: 555-563.
- [8] YOKOZEKI T, SUGIURA A, HIRANO Y. Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(3): 1023-1029.
- [9] 李扬. 基于柔性结构的变弯度机翼后缘结构设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
- [10] 张龙, 王和平, 葛文杰, 等. 基于柔性翼肋的变形机翼几何参数设计[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 1-5. ZHANG Long, WANG Heping, GE Wenjie, et al. A compliant rib based morphing wing geometric parameters design [J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(1): 1-5. (in Chinese)
- [11] 杨守杰, 戴圣龙. 航空铝合金的发展回顾与展望[J]. 材料导报, 2005, 19(2): 76-80. YANG Shoujie, DAI Shenglong. A Glimpse at the development and application of aluminum alloys in aviation industry[J]. Materials Review, 2005, 19(2): 76-80. (in Chinese)
- [12] 臧金鑫, 陈军洲, 韩凯, 等. 航空铝合金研究进展与发展趋势 [J]. 中国材料进展, 2022, 41(10): 769-777. ZANG Jinxin, CHEN Junzhou, HAN Kai, et al. Research Progress and development tendency of aeronautical aluminum alloys [J]. Materials China, 2022, 41(10): 769-777. (in Chinese)
- [13] 武恭, 姚良均, 李震夏, 等. 铝及铝合金材料手册 [M]. 北京: 科学出版社, 1994.
- [14] 孟祥龙, 蔡伟. TiNi基形状记忆材料及应用研究进展 [J]. 中国材料进展, 2011, 30(9): 13-20. MENG Xianglong, CAI Wei. Development of TiNi-based shape memory materials and their applications[J]. Materials China, 2011, 30(9): 13-20. (in Chinese)
- [15] 陈一哲, 杨雨卓, 彭文鹏, 等. 形状记忆合金的应用及其特性研究进展[J]. 功能材料, 2022, 53(5): 5026-5038. CHEN Yizhe, YANG Yuzhuo, PENG Wenpeng, et al. Research progress on the application and properties of shape memory alloys [J]. Journal of Functional Materials, 2022, 53(5): 5026-5038. (in Chinese)
- [16] 王亚飞. 形状记忆复合材料的力学性能表征及其在空间可展开结构中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [17] SPEICHER M, HODGSON D E, DESROCHES R, et al. Shape memory alloy tension/compression device for seismic retrofit of buildings [J]. Journal of Materials Engineering & Performance, 2009, 18(5): 746-753.
- [18] 欧启彬, 黄志群, 敖耀良. 基于 SolidWorks 和 ANSYS 直升机机翼有限元应力的对比分析[J]. 机械, 2016, 43(10): 31-35. OU Qibin, HUANG Zhiqun, AO Yaoliang. Finite element stress analysis of helicopter wings based on SolidWorks and ANSYS [J]. Machinery, 2016, 43(10): 31-35. (in Chinese)