

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.03.013

变体机翼后缘多学科设计与优化

王宇¹, 黄东东¹, 郭士钧², 方妍¹, 余雄庆¹

(1. 南京航空航天大学航空学院飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016;
2. 克兰菲尔德大学航空航天、运输与制造学院, 中贝德福德郡, MK43 0AL)

摘要: 变体飞机能够改变自身外形适应不同的飞行状态, 提高飞行性能, 其设计涉及气动、材料、结构等多个学科。本文采用零泊松比蜂窝结构的材料作为柔性蒙皮, 设计了一种具备机翼参考面积不因弯度改变而缩减的特点的机翼后缘无缝偏转机构, 研究了变体机翼后缘机构多学科设计与优化方法。优化结果表明, 优化后的机翼巡航和起降状态都具备良好的气动性能, 不但柔性蒙皮可产生大尺度拉伸变形, 而且后缘结构均能满足刚度、强度等性能指标, 同时机翼结构质量相比初始设计减轻了 18%。文中研究的变体机翼多学科优化设计方法, 能够快速有效地完成变体机翼无缝偏转后缘优化设计。

关键词: 变体机翼; 机翼后缘; 多学科设计优化; 柔性蒙皮; 蜂窝结构

中图分类号: V221 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2021)03-0415-10

Multidisciplinary Design and Optimization of Trailing Edge of Morphing Wing

WANG Yu¹, HUANG Dongdong¹, GUO Shijun², FANG Yan¹, YU Xiongqing¹

(1. Advanced Design Technology of Aircraft National Defense Key Subject Laboratory, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. School of Aerospace, Transport and Manufacturing, Cranfield University, Central Bedfordshire MK43 0AL, UK)

Abstract: Morphing aircraft could change its shape to adapt to the different flight conditions and improve the flight performance. Morphing aircraft design involves aerodynamics, materials, structure and other disciplines. With zero Poisson's ratio honeycomb structure material as the flexible skin, a seamless deflection trailing edge of wing is designed. The reference area of the wing does not decrease due to changes in camber. And the multidisciplinary design optimization of the morphing wing trailing edge is studied. The optimization results show that the optimized wing provides good aerodynamic performances under cruise and takeoff and landing conditions. The flexible skin can produce a large-scale tensile deformation, the trailing edge structure of wing meets the stiffness, strength and other performance requirements, and the weight of the wing structure is reduced by 18% compared with the initial design. The studied multidisciplinary design and optimization method of morphing wing can quickly and effectively complete the seamless deflection trailing edge of wing design and optimization.

Key words: morphing wing; trailing edge of wing; multidisciplinary design optimization; flexible skin; honeycomb structure

变体机翼, 又称为变形翼、可变体机翼, 通过光滑而连续地改变气动外形, 使飞行器在多种环境或

基金项目: 江苏省高校优势学科建设工程基金资助项目。

收稿日期: 2021-02-20; 修订日期: 2021-05-14

通信作者: 王宇, 女, 副教授, E-mail: wangyu@nuaa.edu.cn。

引用格式: 王宇, 黄东东, 郭士钧, 等. 变体机翼后缘多学科设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 415-424. WANG Yu, HUANG Dongdong, GUO Shijun, et al. Multidisciplinary design and optimization of trailing edge of morphing wing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(3): 415-424.

工况下,自适应地调整结构和气动外形,以获得最佳的气动性能。借助变体功能可显著提高飞行器的飞行高度、飞行速度等多工况适应能力和飞行效率,扩展飞行器的空气动力学飞行包线;无缝变体有利于保持层流,减小阻力;推迟翼面附面层分离,降低起降阶段的机体气动噪声,提高全机的隐身性能;减缓机翼颤振、抖振和翼尖涡流等不利现象。变体机翼的研究具有重要的军事和民用意义。

变体机翼的发展主要分两个阶段^[1]:第一阶段是20世纪80年代以前,主要集中于伸缩翼、折叠翼和变后掠翼等方式研究,使用传统的机构作为驱动,对刚性机翼进行控制。结构重量大,配合关系复杂,高速飞行时还存在不稳定情况。第二阶段是柔性智能变形阶段^[2]。通过设计主动柔性机翼和自适应机翼,来解决刚性变体机翼结构质量大等问题,从而改善飞行性能和对飞行环境的适应性。美国实施了一系列变体飞行器研究项目,如 Mission Adaptive Wing^[3]、Active Flexible Wing^[4]、Smart Wing、Morphing Aircraft Structures^[5]等,涌现了Z形折叠机翼的“猎人杀手”飞机^[6]、机翼后掠角和面积可单独变化的MFX-1^[7]和MFX-2无人机等。欧盟也启动了一系列变体飞行器的研究项目^[8-10],其中较多是面向客机展开。

变体机翼按照变化形式也可分为面内、面外和翼型变形3大类,其中翼型变化以实用性较强成为当前柔性变体机翼研究的热点之一。学者们研发了多种驱动机构、内部结构和表面蒙皮的设计方案来实现弯度和厚度的变化。美国航空航天局与FlexSys公司将合作研发的“主动柔顺后缘”替换了湾流III传统的铝合金后缘襟翼^[11]。德宇航研发了“手指”形^[12]和“带肋”形^[13]两种典型的变后缘机构。英国的Friswell等提出了仿鱼骨的变弯度后缘设计^[14];Guo等提出了弯梁搭配曲面盘的变弯度前/后缘设计^[15-16]。国内,杨智春等在国内较早地开展了对柔性机翼后缘的概念设计^[17]。向锦武等分析了柔性后缘可变形机翼气动特性和柔性飞行器纵向短周期飞行品质^[18-19]。熊克等提出了一种由形状记忆合金材料提供动力的翼梢小翼^[20]。

变弯度机翼的蒙皮不仅要能承受面外载荷,还应具备柔性易拉伸的特性,而且期望在弦向发生较大变形的同时,展向不因弦向拉伸变形而产生拉压作用,以减少驱动变形所需的功。使用正/负泊松比材料的蒙皮在弯曲时会出现马鞍形/双曲形翘曲,零泊松比材料则可以很好的避免翘曲问题。尹维龙等探讨了变体飞行器柔性蒙皮材料与结构等内容^[21],聂瑞等对变体机翼设计中的零泊松比蜂窝蒙皮等关键技术进行了研究^[22]。

变体机翼的设计问题涉及多个学科,除了传统的气动和结构,还涉及新材料、新工艺、新驱动方式等技术。这些学科相互耦合,单独对每个学科寻优,很难获得整体最优。本文从全局角度出发,基于零泊松比材料柔性蒙皮,设计了一种梁-盘机构驱动的变体机翼后缘,运用多学科一体化设计方法进行了气动、结构和材料的设计与优化。

1 变体机翼多学科优化框架

偏心梁-盘偏转机构^[23]具有驱动力大、速率高的特点,本文在其基础上采用零泊松比蜂窝结构柔性材料替代原设计中的传统航空材料,作为变体机翼后缘的蒙皮,设计了一种弯梁和平面盘带动蒙皮的机翼后缘偏转结构,如图1所示。充分利用零泊松比柔性材料单向大延展性且两侧不翘曲的特点,将原设计的扭曲盘改进为易加工的平面盘,并且实现了偏转后机翼后缘垂向坐标不变,参考面积不因机翼弯度改变而缩减的功能。该机构主要通过4个构件实现这种变形,分别为弯梁、平面盘、桁条轨道和尖劈。弯梁与平面盘固接,上、下蒙皮与桁条轨道固接。平面盘通过C形件和滚轮与桁条轨道相连,可发生沿展向的相对滑动,如图2所示。偏转机构通过桁条轨道带动上、下蒙皮变形,使机翼发生弯度和厚度的变化,形成巡航、起降等不同飞行状态下的机翼形状。后缘尖劈由多块“板”围成,像翼肋一样起到支撑蒙皮的作用。

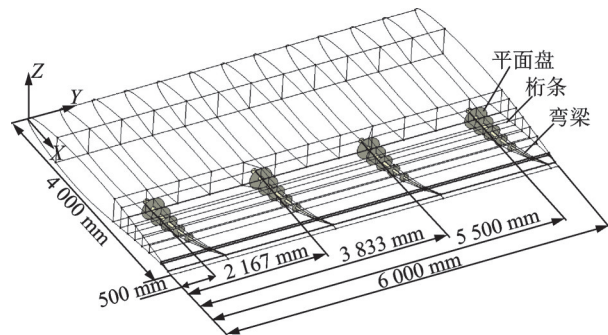


图1 机翼结构模型

Fig.1 Structural model of wing

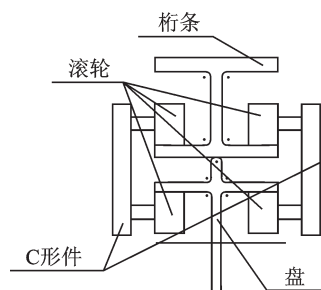


图2 盘与桁条连接

Fig.2 Connection between disc and stringer

本文针对此变体机翼构型,开展气动、结构和零泊松比蜂窝材料的设计与优化,主要流程为(图3):

- (1)根据机翼外形参数,生成巡航和起降状态下的初始气动模型;
- (2)建立气动分析自动化流程,完成飞机各状态翼型优化;
- (3)根据翼型优化得到的翼型和机翼结构参数,生成机翼结构有限元模型;
- (4)零泊松比蜂窝材料参数优化设计;
- (5)提取气动分析得到的载荷,通过结构优化设计获得最优机翼结构重量。

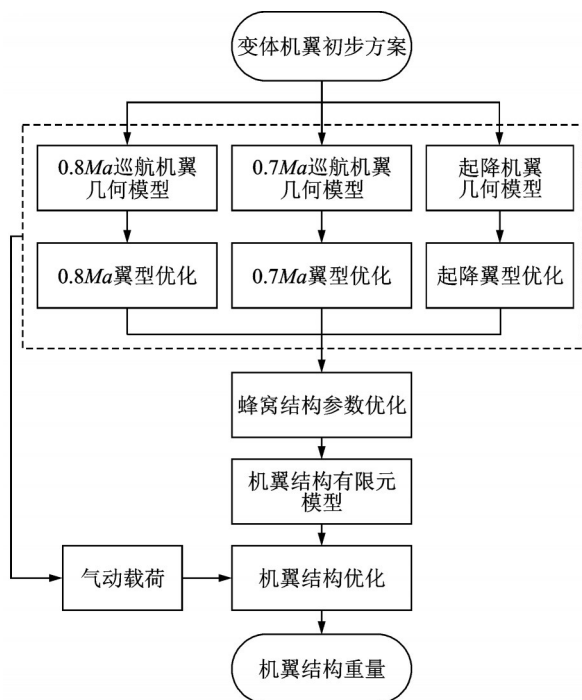


图3 变体机翼多学科优化流程

Fig.3 Flowchart of multidisciplinary design and optimization for morphing wing

2 气动优化模型

本文选取一长段弦长为4 m的直机翼进行气动优化,然后截取受翼梢涡影响较小的一部分内翼段,用于变体机翼三维结构设计的气动加载。采用CST(Class function/shape function transformation)方法^[24]建立各翼型剖面的参数化模型,该方法能反映翼型的几何参数,拟合能力好,适合翼型优化。本文选择RAE 2822作为基准翼型,通过CST方法使翼型在弦向60%处后缘下偏。梁-盘偏转机构可以针对不同的飞行状态,通过连续偏转不同的角度及对应平面盘不同的垂向直径,使机翼呈现不同的弯度和厚度,以适应不同飞行状态的需求。本次

研究为了简化多学科设计流程,气动优化仅选取3种典型工况,对应翼型如图4所示。图4中虚线为基准翼型,翼型①为马赫数 $Ma=0.8$ 的巡航状态;翼型②为后缘下偏小角度对应的 $Ma=0.7$ 的巡航状态;翼型③为下偏大角度对应的起降状态。 $u_1\sim u_3, l_1\sim l_3$ 分别为翼型上、下弧线的控制点。

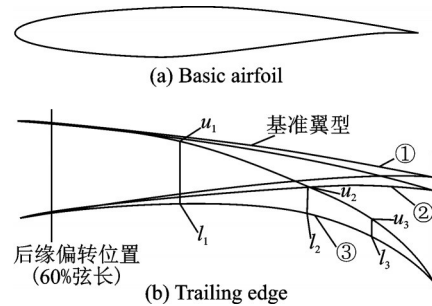


图4 不同飞行状态翼型对比

Fig.4 Comparison of airfoils under different flight conditions

巡航状态和起降状态采用不同的气动分析程序:FLO22基于全速势方程,计算速度快,可以分析跨音速气动特性,适合巡航状态机翼的气动分析;PAN AIR采用高阶面元法,能计算复杂几何外形的气动特性,适合起降状态机翼的气动特性分析。马赫数 $Ma=0.7$ 巡航状态下机翼构型及其压力分布 $C_p(0^\circ$ 迎角)如图5所示。

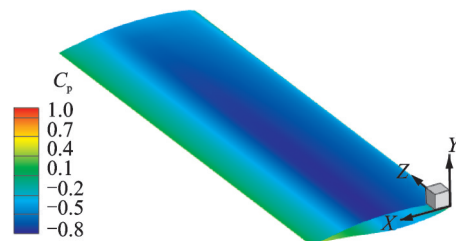


图5 巡航状态机翼压力分布($Ma=0.7$)

Fig.5 Pressure distribution of wing under cruise condition ($Ma=0.7$)

借助试验设计方法对设计空间进行探索。巡航状态选取 0° 迎角时升阻比作为优化目标,阻力系数作为约束;起降状态选取不易发生失速的 8° 迎角进行优化设计,优化目标为最大化升力系数。多工况气动优化问题定义:

- (1) $Ma=0.8$ 巡航状态

以RAE 2822翼型为初始翼型,优化设计条件为:高度 $H=11$ km,马赫数 $Ma=0.8$,大气来流平均雷诺数 $Re=2.42\times 10^7$ 。

优化目标: 0° 迎角下升阻比 C_L/C_D 最大。

设计变量:翼型后缘控制点11/15、13/15处,Z向坐标 u_1, u_2, l_1, l_2 。

约束条件:阻力系数小于初始翼型的阻力系数,即 $C_D < 0.00965$ 。

(2) $Ma=0.7$ 巡航状态

以 RAE 2822 翼型后缘向下偏转相对较小的合理距离,作为初始翼型。优化设计条件为:高度 $H=9$ km, 马赫数 $Ma=0.7$, 大气来流平均雷诺数 $Re=2.66 \times 10^7$ 。

优化目标: 0° 迎角下升阻比 C_L/C_D 最大。

设计变量:翼型后缘控制点 11/15、13/15、1处, Z 向坐标 u_1, u_2, l_1, l_2, Z_1 。

约束条件:阻力系数小于初始翼型的阻力系数,即 $C_D < 0.00753$ 。

(3) 起降状态

以 RAE2822 翼型后缘向下偏转相对较大的合理距离,优化设计条件为:海平面高度 $H=0$ km, 马赫数 $Ma=0.2$, 大气来流平均雷诺数 $Re=1.86 \times 10^7$ 。

优化目标: 8° 迎角下升力系数 C_L 最大。

设计变量:翼型后缘控制点 11/15、13/15、14/15、1处, Z 向距离: $u_1 \sim u_3, l_1 \sim l_3, Z_1$ 。

3 机翼结构模型

3.1 机翼结构设计

如图1所示,机翼前、后梁分别位于弦长的20%和60%处,翼肋间距为500 mm,机翼后缘设置5根桁条,站位分别为弦长的0.65、0.7、0.75、0.8、0.85,连接机构做了简化处理。弯梁为变截面,在0.6、0.93、0.98站位处的截面直径分别为80、20、5.4 mm。后缘共布置4根弯梁,各弯梁距翼根距离如表1所示。

表1 弯梁距翼根距离

Table 1 Distances between beam and wing root

弯梁编号	距翼根距离/mm
1	500
2	2 167
3	3 833
4	5 500

平面盘由直径不一的线段组成的,这些线段就是该盘站位处不同偏转下的翼型厚度,这些厚度采用拟合的方法,即利用起降、巡航3种翼型状态的翼型厚度拟合而来。平面盘的位置分别对应桁条的5个站位,沿后缘方向编号1~5。盘与桁条铰接,在弯梁的带动下旋转且沿展向滑动。在 Patran 软件中生成的机翼有限元网格如图6所示。

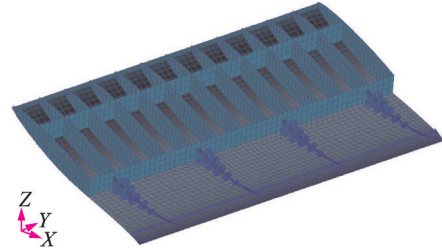


图6 内翼段结构有限元网格(隐去上蒙皮)

Fig.6 Finite element mesh of inner wing structure (without upper skin)

3.2 零泊松比蜂窝材料设计

后缘蒙皮不仅要满足巡航状态的刚性要求,为了使偏转后机翼投影面积不因弯度增加而缩减,蒙皮还要满足起降状态下大变形条件。而且期望蒙皮在发生弦向拉伸变形时,不引起展向变形。常规材料的泊松比为正值,零泊松比蜂窝结构材料属于超材料的一种,是具有人工设计的结构并呈现出天然材料所不具备的超常物理性质的复合材料。本文选用手风琴零泊松比蜂窝结构^[25]作为后缘蒙皮,其具有良好的 X 方向面内延展性和面外承载能力,如图7所示。通过对蜂窝结构参数进行优化设计,可使其满足刚度和变形的要求。

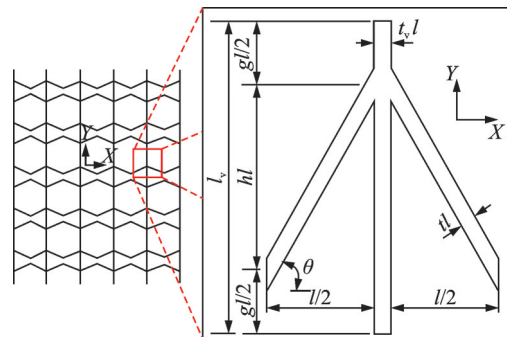


图7 零泊松比蜂窝结构参数^[25]

Fig.7 Parameters of honeycomb structure with zero Poisson's ratio^[25]

图7中,单个斜梁在 X 方向长 $l/2$, Y 方向高 hl , 厚度为 tl , 斜梁与 X 轴夹角为 θ , 在 Y 方向的间隔为 gl , 竖梁厚度为 $t_v l$, 整个单元结构 Y 方向的高度为 l_v , 则 $l_v = (h+g)l$, 在 Z 方向深度为 bl 。其中, h 为斜梁高度系数, g 为斜梁间隔系数, t 为斜梁厚度系数, t_v 为竖梁相对厚度系数, 取 $t_v = \eta t$, η 为竖梁厚度系数。

通过对单元结构的受力分析,利用卡式定理、最小余能原理和最小势能原理,得到 X 、 Y 方向的等效弹性模量和 X - Y 平面内的等效剪切模量为

$$\frac{E_x}{E} = \frac{t^3(\eta t + 1)\sqrt{4h^2 + 1}}{(h+g)(8h^2 k v l^2 + 8h^2 k t^2 + 4h^4 + h^2 + t^2)} \quad (1)$$

$$\frac{E_Y}{E} = \frac{\eta t}{\eta t + 1} \quad (2)$$

$$\frac{G_{XY}}{E} = \frac{\eta^3 t^3 \sqrt{4h^2 + 1}}{\lambda} \quad (3)$$

式中: k 为单元截面的剪应力形状系数,本文取 $k=1.2^{[26]}$ 。 E 、 ν 分别为蜂窝材料所用原材料的弹性模量和泊松比。单元结构的泊松比 $\nu_{12}=0$ 。

由卡氏第二定理,当蜂窝材料受 X 方向拉力为 F 时,斜梁右端在 X 方向位移为

$$\delta_x = \frac{F(8h^2 k \nu t^2 + 8h^2 k t^2 + 4h^4 + h^2 + t^2)}{2E b l t^3 \sqrt{4h^2 + 1}} \quad (4)$$

因此,斜梁在 X 方向等效应变为

$$\epsilon_x = \frac{\delta_x}{\frac{\eta t + 1}{2} l} = \frac{F(8h^2 k \nu t^2 + 8h^2 k t^2 + 4h^4 + h^2 + t^2)}{E b l^2 t^3 (\eta t + 1) \sqrt{4h^2 + 1}} \quad (5)$$

根据斜梁受力,材料的最大正应变为

$$\epsilon_{\max} = \frac{\sigma_{\max}}{E} = \frac{3Fh}{E b (t l)^2} \quad (6)$$

由式(5~6),可得材料最大应变与 X 方向等效应变比值 K 为

$$K = \frac{\epsilon_{\max}}{\epsilon_x} = \frac{8h^2 k \nu t^2 + 8h^2 k t^2 + 4h^4 + h^2 + t^2}{3h t (\eta t + 1) \sqrt{4h^2 + 1}} \quad (7)$$

由此可得到零泊松比蜂窝结构在 X 方向的等效应变与材料最大应变的关系。

对于本文设计的变体机翼后缘,通过计算,当比值 K 大于12.5,能满足气动模块对蒙皮的变形要求。当蜂窝夹芯原材料为硬铝合金2A12,上下面板为硅橡胶材料时,此约束可转化为蜂窝结构 X 向等效许用应变 ϵ_x 大于79 710微应变。因此,可以将零泊松比蜂窝材料结构参数优化问题表述为:在满足后缘蒙皮弦向许用应变的情况下,对蜂窝结构参数进行优化,使后缘蒙皮的面外承力特性最佳。

优化目标:蜂窝结构 X 向弹性模量 E_x 最大。

设计变量:蜂窝结构参数 h 、 g 、 η 、 t 。

约束条件:蜂窝结构 X 向等效许用应变 ϵ_x 大于79 710微应变。

3.3 其他结构材料属性

本文根据机翼各部分结构发挥的作用,结合实际,定义不同的材料属性:机翼的前缘蒙皮、中央蒙皮采用T800碳纤维复合材料;机翼后缘蒙皮采用柔性蜂窝蒙皮;其余结构均采用硬铝合金2A12。

复合材料单层材料采用二维正交异性材料。层合板铺层方式全部采用对称铺层, 0° 铺层占比40%, $+45^\circ$ 铺层占比20%, -45° 铺层占比20%,

90° 铺层占比20%。机翼所受载荷一般包括气动力、重力和油重。边界条件的设置为对翼根、翼尖的翼盒的中部和弯梁根部进行固定。本文对机翼巡航时的结构设置“+2.5”和“-1”过载系数两种工况,安全系数取1.25,进行静力分析。

3.4 结构优化问题定义

优化目标:起降状态下,变体机翼后缘结构重量最小,数学表述为

$$\min \{ W_{\text{trailing}}(X) \} \quad X \in A$$

设计变量包括:

(1) 后缘上、下蒙皮厚度

后缘蒙皮厚度对机翼重量和蒙皮变形有重要影响。为了使蒙皮性能发挥到最佳,将上、下蒙皮按受力变形情况沿弦向分别分为3部分,记作1区、2区和3区,如图8所示。

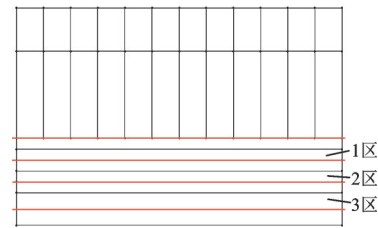


图8 后缘上、下蒙皮分区

Fig.8 Partition for upper and lower skin of trailing edge

假设硅橡胶面板的弹性模量与上一小节零泊松比蜂窝材料优化后得到的铝合金芯层的等效弹性模量相同,将两者合并为一种等效材料,此处结构优化不单独列出面板的相关厚度。按照分区,设计变量包括:上蒙皮(Up skin)3个厚度,记作 S_{U_i} ($i=1\sim 3$);下蒙皮(Low skin)3个厚度,记作 S_{L_i} ($i=1\sim 3$)。

(2) 弯梁厚度

弯梁的厚度对弯梁的应力和变形有至关重要的影响。本文弯梁为变厚度梁,沿弦向分为7个部分,将7段弯梁的厚度作为设计变量,记作 B_i ($i=1\sim 7$)。

(3) 盘厚度

平面盘结构起着支撑蒙皮的作用,蒙皮通过圆盘将力传到弯梁上,所以圆盘厚度也是重要的设计变量。本文将5个位置的平面盘分别作为设计变量,记作 D_i ($i=1\sim 5$)。表2列出了3种设计变量的取值范围。除了用于优化的设计变量,还有固定的设计参数,其单元属性见表3。上、下蒙皮各设置5条桁条,作为5个盘的导轨。基于弯梁变厚度的原因,每条桁条截面和高度也是不同的,表4列出了各桁条的高度。约束条件如表5所示。

表2 结构优化设计变量取值范围

Table 2 Variable range of structural optimization design

设计变量	下限/mm	上限/mm
$S_{U1} \sim S_{U3}$	10	30
$S_{L1} \sim S_{L3}$	10	30
B_1	31	35
B_2	26	30
B_3	21	25
B_4	16	20
B_5	11	15
B_6	6	10
B_7	2.3	2.7
$D_1 \sim D_5$	5	25

表3 机翼各结构单元属性

Table 3 Properties of wing structural elements

结构单元区域	初始尺寸
前缘和中部上蒙皮厚度/mm	8
前缘和中部下蒙皮厚度/mm	8
前、后梁缘条截面积/mm ²	2 000
前梁腹板厚度/mm	5
后梁腹板厚度/mm	15
加强翼肋缘条截面积/mm ²	100
加强翼肋腹板面积/mm ²	4
普通翼肋缘条截面积/mm ²	50
普通翼肋腹板面积/mm ²	2
尖劈弦向和展向厚度/mm	5

表4 各桁条的高度

Table 4 Height of stringers

桁条	1	2	3	4	5
高度/mm	60	50	40	30	20

表5 结构优化约束条件

Table 5 Constraints of structural optimization

飞行状态	性能指标	上限
起降	后缘蒙皮X向应变/微应变	79 968
	后缘上蒙皮局部点Z向位移/mm	-145
	后缘下蒙皮局部点Z向位移/mm	-143
	弯梁和盘应力/MPa	440
巡航	机翼后缘Z向位移/mm	144
	中央蒙皮X向应变/微应变	4 500
	弯梁和盘应力/MPa	440

4 多学科优化结果与分析

4.1 多学科优化集成平台

变体机翼的结构优化采用 Isight 软件进行集成和优化。该平台主要包含3大模块:翼型气动优化模块、蜂窝参数优化模块和结构优化模块。气动优化模块主要完成机翼几何外形的建立和翼型优化,并生成气动载荷数据;蜂窝参数优化模块主要

生成一组蜂窝结构参数,满足机翼在起降状态下蒙皮应变要求;结构优化模块主要包含生成机翼结构模型和有限元模型,完成结构优化。

4.2 优化结果及分析

(1) 气动优化

$Ma=0.8$ 巡航构型优化方法:修正的可行方向法。因为初始翼型 RAE 2822 适用于 $Ma=0.8$ 飞行状态,因此直接用梯度算法寻找局部最优解。优化结果见表6,翼型弦长为单位1。

表6 $Ma=0.8$ 翼型优化结果Table 6 Results of airfoil optimization with $Ma=0.8$

优化参数	初始值	优化后	取值范围
u_1	0.043 7	0.042 8	0.038 7~0.048 7
u_2	0.024 4	0.023 9	0.019 4~0.029 4
l_1	-0.018 6	-0.018 7	-0.023 6~-0.013 6
l_2	-0.003 1	-0.003 1	-0.008 1~0.001 9
C_L/C_D	32.69	34.89	
C_D	0.009 65	0.009 18	

$Ma=0.7$ 巡航构型优化方法:多岛遗传算法和修正的可行方向法的组合优化策略。此翼型优化的初始翼型为标准翼型向下偏转而来,无法保证有良好的气动性能,所以首先用多岛遗传算法进行全局搜索,再用梯度算法寻找局部最优解。优化结果见表7。

表7 $Ma=0.7$ 翼型优化结果Table 7 Results of airfoil optimization with $Ma=0.7$

优化参数	初始值	优化后	取值范围
u_1	0.041	0.041 1	0.039~0.043
u_2	0.018	0.018 0	0.016~0.02
l_1	-0.02	-0.020 4	-0.022~-0.018
l_2	-0.008	-0.009 5	-0.01~-0.006
Z_1	-0.012	-0.013 5	-0.014~-0.01
C_L/C_D	71.52	74.64	
C_D	0.007 53	0.007 51	

图9(a,b)分别为 $Ma=0.8$ 和 $Ma=0.7$ 巡航时,配置 RAE 2822 基准翼型和优化后构型在翼根处剖面的压力分布对比图。 $Ma=0.8$ 气动优化后最大负压略有减弱; $Ma=0.7$ 时,由于优化目标为升阻比最大化,因此优化后上下翼面压差有所增加。当巡航飞行状态改变时,变体机翼可以通过改变外形获得更好的气动效果。

起降构型优化方法:最优拉丁超立方设计和修正的可行方向法的组合优化策略。因为此构型偏转角度较大,所以首先用试验设计方法进行全局搜

索,再用梯度算法寻找局部最优解。优化结果见表 8。

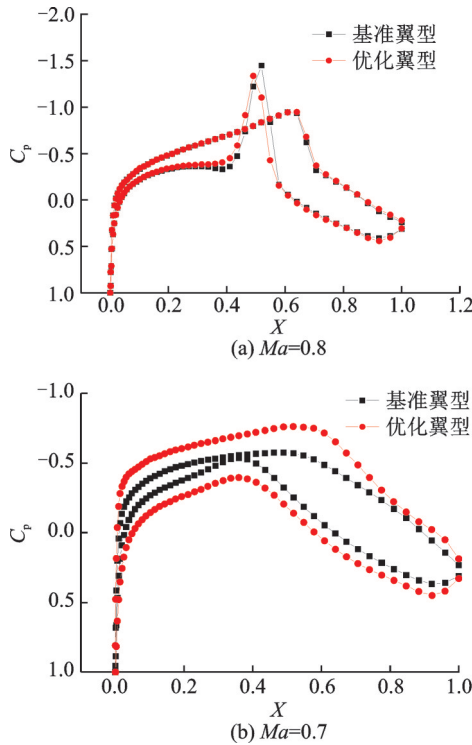


图 9 RAE 2822 基准翼型和优化翼型压力系数对比
 Fig.9 Comparison of pressure coefficient between RAE 2822 reference airfoil and optimized airfoil

表 8 起降翼型优化结果

Table 8 Results of airfoil optimization under takeoff and landing condition

优化参数	初始值	优化后	取值范围
u_1	0.035	0.038 1	0.03~0.04
u_2	-0.012	-0.008 7	-0.017~-0.007
u_3	-0.048	-0.043 0	-0.053~-0.043
l_1	-0.03	-0.027 4	-0.035~-0.025
l_2	-0.045	-0.037 9	-0.05~-0.035
l_3	-0.065	-0.062 1	-0.07~-0.06
Z_1	-0.1	-0.109 1	-0.110~-0.095
C_L	1.798 73	2.032 65	

(2) 蜂窝参数优化

零泊松比蜂窝结构参数的优化,采用多岛遗传算法和修正的可行方向法组合的优化策略。蜂窝结构设计变量和性能指标优化结果如表 9 所示, h 、 g 、 η 、 t 均为相对于 l 的比例系数。

(3) 结构优化

变体机翼结构优化采用全局搜索加局部梯度下降相结合的组合优化策略。其中,组合优化策略中的全局优化过程采用多岛遗传算法,子种群数量为 10,共 10 个岛,进化 10 代;梯度算法采用修正的

表 9 蜂窝结构参数优化结果

Table 9 Optimization results of honeycomb structure parameters

参数	初始值	优化后	取值范围
设计变量 h	0.866	2.23	0.5~2.5
设计变量 g	0.5	0.1	0.1~1
设计变量 η	1	0.5	0.5~2
设计变量 t	0.1	0.25	0.01~0.3
性能指标 E_x/MPa	213	22	
性能指标 $\epsilon_x/\text{微应变}$	34 623	79 968	

可行方向法,最大迭代次数为 40 次。变体机翼结构设计变量优化结果见表 10。由于气动力的分布不同,而且盘的直径从前向后逐渐减小,而驱动蒙皮变形所需的力逐渐增加,导致了平面盘的厚度并非单调递增或递减。

变体机翼结构性能指标优化结果如表 11 所示。变体机翼结构优化结果表明,机翼后缘性能指标均满足约束条件,部分值接近上限,说明材料利用率比较高。机翼后缘结构重量相比初始设计降低了 18%,结构重量减轻效果明显。

表 10 机翼结构设计变量优化结果

Table 10 Optimization results of wing structural design

优化区域	设计变量	初始值/mm	优化后/mm
上蒙皮	S_{U1}	25	17.89
	S_{U2}	25	20.23
	S_{U3}	25	21.59
下蒙皮	S_{L1}	25	22.83
	S_{L2}	25	10.00
	S_{L3}	25	20.10
弯梁	B_1	35	35.95
	B_2	30	29.68
	B_3	25	25.93
	B_4	20	20.14
	B_5	15	15.82
	B_6	10	9.19
	B_7	2.5	2.30
盘	D_1	20	10.00
	D_2	20	17.07
	D_3	20	11.83
	D_4	20	16.41
	D_5	20	24.36

变体机翼结构优化后受力云图如图 10~15 所示。从图 10 中可以看出,在起降状态下,由于后缘下偏角度较大,在自前而后第 5 个盘对应的位置附近,蒙皮发生的应变较大,最大 X 向应变为 71 850 微应变($\approx 7.19 \times 10^{-2}$ 应变)。由图 11 所示,后缘上蒙皮最大变形量为 362 mm,这是在弯梁-盘驱动下

表 11 机翼结构性能优化结果

Table 11 Optimization results of wing structure performance

飞行状态	性能指标	初始值	优化后
起降	机翼后缘结构质量/kg	220	180
	后缘蒙皮 X 向应变/微应变	73 950	71 850
	后缘上蒙皮局部点 Z 向位移/mm	-157	-152
	后缘下蒙皮局部点 Z 向位移/mm	-160	-151
	弯梁和盘应力/MPa	38	35
巡航	机翼后缘 Z 向位移/mm	143	143
	中央蒙皮 X 向应变/微应变	4 491	4 270
	弯梁和盘应力/MPa	381	363

的变形,再叠加受气动力载荷影响的变形后的综合效果;后缘上、下蒙皮局部最大变形点的位移均在约束范围内,保证了机翼形状不发生严重的凹陷。图 12 为起降状态时其中一根弯梁和盘的应力云图,整体受力分布均匀,弯梁根部、尖部和第 4、5 个盘的应力相对较大。

如图 13~15 所示,在巡航状态下,有弯梁和盘支撑的地方,蒙皮变形较小,同一弦向站位处位移呈小幅波动,最大变形值为 143 mm,接近许用变形值 144 mm;中央蒙皮下部受拉,最大应变 4 270 微应变发生在该处;盘将蒙皮受到的气动力传至弯梁,弯梁和盘接触处受到的应力较大,最大应力为 363 MPa,满足约束要求。

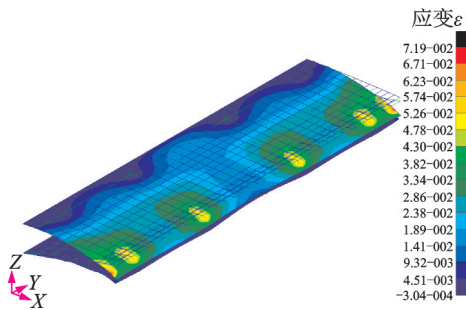


图 10 后缘蒙皮 X 向应变(起降)

Fig.10 Strain in X-direction of trailing edge skin (takeoff and landing)

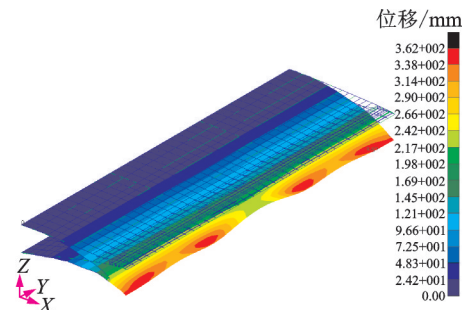


图 11 机翼后缘变形(起降)

Fig.11 Deformation of wing trailing edge (takeoff and landing)

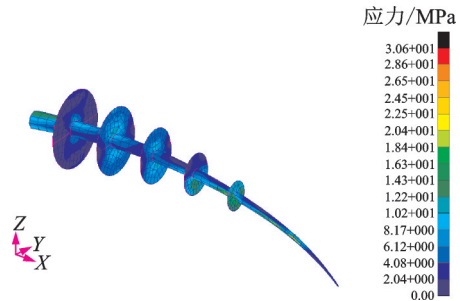


图 12 弯梁和盘应力(起降)

Fig.12 Stress of beam and disc (takeoff and landing)

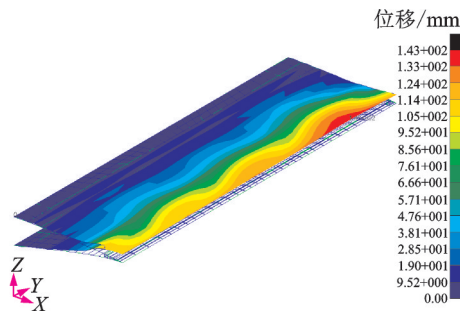


图 13 机翼后缘变形(巡航)

Fig.13 Deformation of wing trailing edge (cruise)

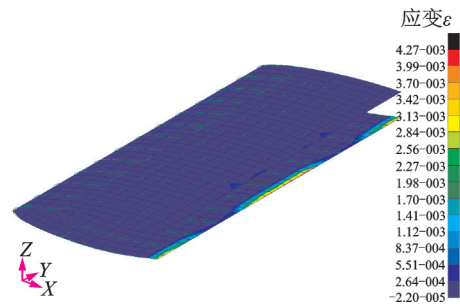


图 14 中央蒙皮 X 向应变(巡航)

Fig.14 Strain in X-direction of central skin (cruise)

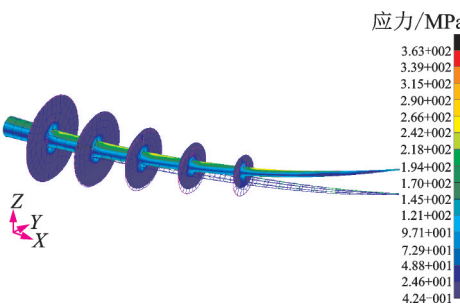


图 15 弯梁和盘应力(巡航)

Fig.15 Stress of beam and disc (cruise)

5 结 论

本文采用零泊松比蜂窝结构作为后缘蒙皮,对变体机翼后缘进行多学科优化设计,得出如下结论:

- (1)设计了一种偏转机构和柔性蜂窝蒙皮组合

的机翼后缘,为变体机翼变形方式提供了新思路。

(2)研究了适用于变体机翼后缘设计的多学科设计与优化方法,搭建了变体机翼后缘多学科设计与优化平台。

(3)3种飞行状态下的翼型优化后,气动性能均得到了有效的提高;优化后的蜂窝结构作为后缘蒙皮材料,不仅能满足巡航时刚性要求,还能在起降时满足大变形要求;机翼结构优化后,在性能指标满足要求的情况下,结构重量减轻了18%。

变体机翼虽然能提升多种飞行状态的适应性,但与常规的机翼、襟翼相比,需要额外做功驱动蒙皮变形,在结构重量方面也需付出相应代价。轻量化、大驱动力、高速率的驱动机构对变体机翼的实用至关重要,在设计过程中也需要从气动、重量和功耗等多方面加以权衡,进行多目标优化设计。

参考文献:

- [1] KOTA S, HETRICK J A, OSBORN R, et al. Design and application of compliant mechanisms for morphing aircraft structures[J]. Proceedings of SPIE, 2003, 5054: 24-33.
- [2] KUDVA J N, SANDERS B P, PINKERTON-FLORENCE J L, et al. DARPA/AFRL/NASA smart wing program: Final overview[J]. Proceedings of the SPIE, 2002, 4698: 37-43.
- [3] DE CAMP R, HARDY R. Mission adaptive wing research programme[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1981, 53(1): 10-11.
- [4] PERRY I B, COLE S R, MILLER G D. Summary of an active flexible wing program[J]. Journal of Aircraft, 2012, 32(1): 10-15.
- [5] NEAL D A, FARMER J, INMAN D. Development of a morphing aircraft model for wind tunnel experimentation: AIAA 2006-2141 [R]. [S. l.]: AIAA, 2006.
- [6] LOVE M, ZINK P, STROUD R, et al. Demonstration of morphing technology through ground and wind tunnel tests [C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007.
- [7] FLANAGAN J S, STRUTZENBERG R C, MYERS R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the Next Gen MFX-1: AIAA 2007-1707[R]. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [8] SCHWEIGER J, SULEMAN A, KUZMINA S, et al. MDO concepts for an European research project on active aeroelastic aircraft: AIAA 2002-5403 [R]. [S. l.]: AIAA, 2002.
- [9] KINTSCHER M, WIEDEMANN M, MONNER H P, et al. Design of a smart leading edge device for low speed wind tunnel tests in the European project SADE [J]. International Journal of Structural Integrity, 2011, 2(4): 383-405.
- [10] Clean Sky. Clean Sky's morphing wing project brings shape-shifting capabilities to european regional aircraft [EB/OL]. (2021-04-30). <https://www.cleansky.eu/clean-skys-morphing-wing-project-brings-shape-shifting-capabilities-to-european-regional-aircraft>.
- [11] MILLER E J, LOKOS W A, CRUZ J, et al. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight [C]//Proceedings of the 46th Society of Flight Test Engineers International Annual Symposium. Lancaster, CA: NASA, 2015.
- [12] MONNER H P. Realization of an optimized wing camber by using form variable flap structures [J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(7): 445-455.
- [13] CAMPANILE L F, SACHAU D. The belt-rib concept: A structronic approach to variable camber [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2000, 11(3): 215-224.
- [14] WOODS B K, BILGEN O, FRISWELL M I. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 25(7): 772-785.
- [15] MORISHIMA R, GUO S J, AHMED S. A composite wing with a morphing leading edge: AIAA 2010-3097[R]. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [16] LI Daochun, GUO Shijun, XIANG Jinwu. Modeling and nonlinear aeroelastic analysis of a wing with morphing trailing edge [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(G4): 619-631.
- [17] 杨智春, 解江. 柔性后缘自适应机翼的概念设计 [J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1028-1034.
YANG Zhichun, XIE Jiang. Conceptual design of flexible trailing edge adaptive wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1028-1034.
- [18] DONG Hao, LI Daochun, XIANG Jinwu, et al. Analysis of longitudinal short period flight quality of flexible aircraft [C]//Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Nanjing: Chinese Aeronautical Society, 2016: 2903-2907.
- [19] 程春晓, 李道春, 向锦武, 等. 柔性后缘可变形机翼

- 气动特性分析[J].北京航空航天大学学报,2016,42(2):360-367.
- CHENG Chunxiao, LI Daochun, XIANG Jinwu, et al. Aerodynamic characteristics analysis of flexible trailing edge deformable wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 360-367.
- [20] 张庆峰,熊克,李伟,等.变体翼梢小翼的减阻机理数值模拟[J].航空动力学报,2014,29(5):1105-1111.
- ZHANG Qingfeng, XIONG Ke, LI Wei, et al. Numerical simulation of drag reduction mechanism of variant winglet[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1105-1111.
- [21] 尹维龙,石庆华.变体飞行器蒙皮材料与结构研究综述[J].航空制造技术,2017(17):24-29.
- YIN Weilong, SHI Qinghua. Review of research on skin material and structure of variant aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(17): 24-29.
- [22] 聂瑞,裘进浩,季宏丽.变体机翼单向变形柔性蒙皮理论与实验研究[J].科学技术与工程,2017,17(11):115-121.
- NIE Rui, QIU Jinhao, JI Hongli. Theoretical and experimental study on unidirectional deformation flexible skin of variant wing[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(11): 115-121.
- [23] MATTEO N D, GUO S, LI D. Morphing trailing edge flap for high lift wing: AIAA 2011-2164[R]. [S. l.]: AIAA, 2011.
- [24] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
- [25] 刘卫东,李虹林.零泊松比手风琴蜂窝等效模量[J].固体力学学报,2018,39(1):100-112.
- LIU Weidong, LI Honglin. Equivalent modulus of accordion honeycomb with zero Poisson's ratio[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2018, 39(1): 100-112.
- [26] TIMOSHENKO S P, GERE J M, CUSENS A R, et al. Mechanics of materials[M]. New York: Van Nostrand Reinhold Company, 1972.

(编辑:孙静)