基于超弹性材料拓扑优化方法的 变形翼结构设计



葛文杰,张永红,刘博,张子昂,李玉柱 西北工业大学,陕西西安 710072

摘 要:基于柔性机构设计的变形翼能够在飞机航行过程中随飞行条件的变化改变其形状,从而有效地改善飞机的气动性 能并降低噪声。目前柔性机构的设计大多采用基于线弹性材料的拓扑优化方法,该方法设计的柔性机构变形较小,不能很 好地满足机翼大角度变形需求。为解决上述问题,采用基于超弹性材料的拓扑优化方法来设计大变形机翼前后缘内部柔性 驱动机构。另外,将机翼前缘蒙皮等效成多组悬臂梁模型,结合遗传算法设计变截面厚度蒙皮,利用弯曲成形法得到初始前 缘蒙皮形状。根据机翼前后缘设计区域的特点,分别优化设计了合理的驱动力位置及大小。最后,根据拓扑优化所得的结 果,设计制作变形翼样机并测试其变形效果。试验结果表明,变形翼样机具有良好的连续光滑大变形能力。

关键词:柔性机构;超弹性材料;拓扑优化;变形翼;遗传算法

中图分类号:V224+.5

文献标识码:A

在航空领域,传统飞机机翼在设计时均采用缝翼和襟翼 等结构,通过增大机翼面积或弯度来提高升力,但传统增升 装置存在机械结构复杂、操纵时易引起振动和噪声、导致气 流提早分离等问题,效率较低。为解决上述问题,变形机翼 应运而生,已成为21世纪飞行器设计研究领域的热点[1-23]。 变形机翼能随飞行条件的变化自动改变机翼形状,在提高飞 行器的升阻比、降低耗油量、提高结构的灵巧性上具有绝对 的优势。变形翼的变形驱动方式通常有刚性结构驱动、柔性 机构驱动与智能材料驱动[22]等。其中,柔性机构是指利用材 料的弹性变形传递或转换运动、力和能量的新型机构。相较 于传统的刚性机械结构,柔性机构具有结构简单、体积小和 重量轻等优点,能够进行一体化设计,免装配、无间隙和摩 擦,可实现高精度运动^[2],还可以实现结构轮廓的连续平滑变 形。目前,柔性机构在变形翼上的应用也越来越广泛。J.D. Bartley-Cho和D.P.Wang等^[3]使用智能柔性材料制成柔性蜂 窝结构驱动机翼后缘变形。Campanile等^[4]设计多组分布柔 性机构来驱动机翼后缘变形。Vasista 等^[5]基于载荷路径拓扑 优化方法设计了一套以柔性机构作为驱动机构的机翼前缘。

当前柔性机构大多采用线弹性材料设计,对于大变形 的设计要求常常无法满足。超弹性材料是一种本构关系由

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.008

应变能密度函数确定的特殊弹性物质,常见的超弹性材料 有橡胶、镍钛合金、高分子材料等。超弹性材料一般可以在 外力作用下产生远超其弹性极限应变量的应变,并且在卸 载时应变可恢复到原来状态。因此,其适合作为大变形柔 性机构的材料。柔性机构的设计方法主要有伪刚体模型 法^[6]和拓扑优化法^[7-10,21]等。相对于伪刚体模型法,拓扑优 化方法不需要采用对应的刚性机构作为设计参考,具有较 高的设计精度。综上所述,本文开展了基于超弹性材料的 拓扑优化方法研究,并将此方法应用在变形翼上。

本文针对线弹性材料不能满足柔性机构大变形的问题,研究了基于超弹性材料的拓扑优化方法,并对机翼前缘 蒙皮进行卷曲成型设计,利用超弹性材料拓扑优化方法对 机翼前后缘内部结构进行拓扑优化。最后进行机翼前缘蒙 皮卷曲成形试验和前后缘样机加载试验。

1 基于超弹性材料的拓扑优化方法研究

超弹性材料可以在体积几乎不变或变化很小的情况下 承受较大的变形,因此适合作为具有大位移输出要求的柔 性机构的设计材料。本节主要研究了基于超弹性材料的柔

收稿日期: 2022-10-15; 退修日期: 2022-11-05; 录用日期: 2022-11-18

引用格式: Ge Wenjie, Zhang Yonghong, Liu Bo, et al. Structural design of deformable wing based on hyperelastic material topology optimization method[J].Aeronautical Science & Technology,2022,33(12):70-80. 葛文杰,张永红,刘博,等.基于超弹性材料拓扑优 化方法的变形翼结构设计[J].航空科学技术,2022,33(12):70-80. 性机构拓扑优化方法[11]。

1.1 柔性机构拓扑优化数学模型

拓扑优化模型通常采用 Sigmund 提出的弹簧模型^[12], 如图1所示。弹簧模型是在机构的力输入端、位移输出端 各加一个弹簧来模拟工件与柔性机构之间的相互作用,通 过弹簧的刚度来表示反作用力的强度,虚拟弹簧的刚度被 称为"虚拟刚度"。



图1 Sigmund 弹簧模型示意图

Fig.1 Schematic diagram of Sigmund spring model

基于超弹性材料的柔性机构拓扑优化以机构输出端的 位移最大为目标函数,以去除材料所占的体积作为约束,以 离散单元的密度作为设计变量,构造柔性机构拓扑优化的 数学模型^[13],该模型的具体形式为

$$\begin{cases} \min_{x} u_{\text{out}} = -L^{T}u \\ \text{subject to} \end{cases} \begin{cases} K \cdot u = F \\ K \cdot v = L \\ R(u,x) = 0 \\ \sum_{i=1}^{n} x_{i}v_{i} \leq \overline{V} = f \cdot V \\ 0 < x_{i} \leq x_{\max} \leq 1, i = 1, 2, \cdots, n \end{cases}$$
(1)

式中,*u*_{out}为柔性机构在指定输出位置的输出位移,也是优 化的目标函数。*u*、*v*为位移矢量,*F*为外载荷矢量,*L*为伴 随载荷矢量,*R*为不平衡力,*x*为每个离散单元的相对密度, *V*为每个离散单元的体积,*f*为体积约束分数,*x*_{min},*x*_{max}为材 料密度的上、下限。

1.2 超弹性材料的材料插值模型

对于拓扑优化中的低密度单元,利用附加超弹性材料 模型可以避免其在受载时发生网格过度扭曲^[14],同时将附 加超弹性材料对原有材料属性的影响降到最低。该方法的 具体操作是保持原始的离散单元不变,同时对每一个初始 的离散单元添加一个超弹性单元,附加后的超弹性单元与 原始单元共用一组节点,如图2所示。

超弹性材料是一种应力—应变关系由应变能密度函数



给出的材料^[15]。基于变密度法建立材料插值模型,将原本 0—1分布的离散变量转化为连续变量,并通过惩罚系数对 中间密度单元进行修正,使其向0或1靠拢,减少中间密度 单元的产生。该模型的具体形式为

E = *x*_i^{*}*E*₀ (2) 式中,*E*为插值后的材料等效弹性模量;*E*₀为实体材料的弹 性模量;*p*为惩罚系数。不同的惩罚系数*p*会对每个单元的 密度产生不同的插值效果。根据参考文献[16]中的建议, 2<*p*<5时得到的拓扑结果较好,本文取*p*=3。通过附加超弹 性单元方法来消除拓扑优化中低密度单元数值不稳定现 象,将 Neo-Hookean 材料模型赋予初始单元,将 Yeoh 材料 模型赋予附加单元。根据超弹性材料 Neo-Hookean 的本构 关系,结合材料插值模型,可得初始单元的插值模型,其表 示为

$$W_{1} = x_{i}^{p}W_{N} = x_{i}^{p}\left(\frac{G}{2}(\bar{I}_{1} - 3) + \frac{K}{2}(J - 1)^{2}\right)$$
(3)

考虑到附加的超弹性单元只在低密度单元处发挥作用,不需要将超弹性单元属性附加到全体单元,所以根据超 弹性材料 Yeoh的本构关系,构造附加单元的插值模型为

$$W_{2} = (1 - x_{i}^{p})W_{Y} = (1 - x_{i}^{p})(c_{1}(I_{1} - 3) + c_{2}(I_{1} - 3)^{2})$$
(4)

综上,基于附加超弹性单元的 SIMP 材料插值模型为 $W = W_1 + W_2$ (5)

1.3 拓扑优化数值不稳定处理方法

使用变密度法进行拓扑优化时,通常会产生棋盘格、网格依赖性、中间密度单元等数值不稳定现象。为了消除这些现象,提出一种高阶一线性单元的耦合方法,以解决数值不稳定问题。相对于线性单元,如果全部使用高阶Serendipity单元离散设计域,求解的效率将会很低。在变密度法中低密度区的单元其实对整个拓扑结构影响不大,所以不需要很高的求解精度。因此,在设计域的低密度区域使用线性单元,在其他密度区域使用高阶单元进行有限元分析。对设计域内的相对密度设置一个阈值 ρ^* ,当单元密度 $\rho_i < \rho^*$ 时,该单元被认为是低密度单元,使用线性单元

计算结构响应;当单元密度 $\rho_i \ge \rho^*$ 时,该单元被认为是非低密度单元,使用高阶单元计算结构响应。其不同密度单元如图3所示。



Fig.3 Schematic diagram of high-order linear element with different densities

以超弹性材料L形柔性梁的结构拓扑优化为例,验证 高阶一线性单元耦合方法的可行性。L形梁的设计域尺寸 如图4所示,离散单元尺寸为1mm×1mm。设定材料属性: 超弹性材料的弹性模量 *E*=3000MPa,泊松比μ=0.5。该模 型的顶部设置为固定支撑,在梁的右下方处,施加垂直向下 的载荷*F*=10N,体积约束为0.4。以结构应变能最小为目标 函数,对L形梁的设计域进行结构拓扑优化。L形梁在不同 单元下的结构拓扑优化结果如图5所示。其中,灰色边框 表示线性单元,白色边框表示高阶单元。



针对不同方法下的拓扑构型的分析结果如下:图5(a) 为使用滤波方法下的线性单元结果,滤波半径为r=1.8。可 以看出,该方法下的拓扑结果结构较为分明,但在构型的边 界处存在一些中间密度单元,也称作灰度单元。图5(b)为 高阶—线性单元耦合方法下的优化结果,该方法无滤波,单 元自适应阈值 $\rho^*=0.2$ 。可以看出,该方法拓扑结果与图5 (a)差异较大。首先,在设计域右下方处多出了一组L形连 接构型;其次,因为几乎没有灰度单元,灰度单元全部转移 到实体构型处,所以在相同体积约束下,该结果的构型要 "粗壮"一些。图5(c)为全高阶单元下的结构优化结果,该 方法同样没有滤波,其结果与图5(b)结果较为相似,这说明 了耦合单元方法可以达到与全高阶单元近似精度的优化 结果。





2 前缘蒙皮及其驱动机构设计

在拓扑优化之前,需要先对变截面厚度前缘蒙皮进行 研究,通过弯曲成形代替传统成形,以改善前缘蒙皮的变形 效果。为了给前缘驱动机构的拓扑优化提供输入条件,对 前缘蒙皮的驱动力进行优化,将优化得到的最佳驱动力代 入前缘驱动机构的拓扑优化模型,通过拓扑优化求解前缘 蒙皮的驱动机构。

2.1 变截面厚度前缘蒙皮设计

机翼蒙皮是保持飞机外形结构的重要承载构件,现代 机翼蒙皮大多采用金属材料制造,并通过数控铣削或冲压 加工成型。这种方法虽然应用广泛,但不适用于变弯度机 翼的前缘蒙皮。本文提出一种"变截面厚度弯曲成形"方 法^[17-18],此方法选择屈服强度较高的材料,通过一端固定, 一端施加转矩的方式,使蒙皮弯曲到初始形状。"变截面厚 度弯曲成形"方法的建模思想是将机翼前缘初始翼型曲线 展开,并简化成多组不同截面的悬臂梁模型,通过优化各组 梁截面的厚度,达到只在末端转矩作用下梁模型弯曲至机 翼前缘初始翼型曲线的效果,模型示意图如图6所示。

在机翼前缘初始翼型的曲线与等效变截面梁模型的直 线上分别等距选取n个关键点,可以通过比较这两组点的 位移误差,判断模型是否弯曲至前缘初始翼型。以两组关 键点的位移误差平方和最小为目标函数,建立变截面厚度



图 6 变截面厚度弯曲成形法的模型示意图

Fig.6 Model diagram of variable section thickness bending forming method

前缘的优化模型如下

$$\begin{cases} \min_{x} \text{ obj } = \sum_{i=1}^{n} (u_{i}^{*} - v_{i})^{2} \\ \text{ s.t. } \boldsymbol{u} = f(\boldsymbol{M}, \boldsymbol{x}) \\ \boldsymbol{u}^{\prime} = \boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{x}_{\min} \leq \boldsymbol{x} \leq \boldsymbol{x}_{\max} \end{cases}$$
(6)

式中,**u**'为由梁单元节点位移插值后得到的梁模型直线上 的关键点位移;**w**为权重因子矢量;**v**为初始翼型曲线上的 关键点位移;**M**为转矩,作用在梁的左端;**x**为梁单元截面 的厚度,同时也是本模型的设计变量;**x**_{min}、**x**_{max}为截面宽的 上、下限。

考虑使用 MATLAB 与 ANSYS 来联合求解优化模型^[19]。此次优化的目标是寻求各段截面厚度之间的比例关系,再根据实际蒙皮材料的弹性模量来放缩经优化得到的厚度。为了避免厚度偏小造成的问题,假设模型的弹性模量*E*=100MPa,等效变截面梁模型的截面宽*b*=10mm。对设计变量截面厚度与转矩的取值范围进行约束,设定等效变截面梁模型的截面厚度*x*的取值范围为[1,10],转矩*M*的取值范围为[1,30]。联合优化求解的结果见表1,其几何关系如图7所示。

表1 变截面厚度前缘蒙皮联合优化参数 Table 1 Joint optimization parameters of leading edge

编号	长度/mm	截面厚度/mm	末端力矩/(N•m)	最大误差/mm
1	314.02	6.08		
2	114.08	2.59		
3	108.16	1.80	21.41	4.58
4	75.30	2.61		
5	345.64	5.93		

skin with variable section thickness

图7中黑色实线表示等效梁模型的目标曲线,也是前 缘蒙皮的初始翼型曲线。黑色虚线表示等效梁模型在有限 元变形后的曲线。从图7中可以看出,4、5号梁模型与目标



曲线贴合较好。3号梁模型的底部、2号梁模型和1号梁模型的顶部与目标曲线存在着间隙,将1号梁模型的顶部放 大,发现表中的最大误差发生在此处,最大误差为4.58mm 符合设计要求。综上,变截面前缘蒙皮各组厚度的最优比 例近似为3:1.5:1:1.5:3。

2.2 前缘驱动机构设计

前缘驱动机构的设计分为两步:首先,寻找驱动蒙皮变 形到目标状态最优的驱动点位置、力的大小和方向;其次, 将其作为柔性机构拓扑优化的输入条件对前缘内部进行拓 扑优化。为了使此次设计更加合理准确,在前缘蒙皮驱动 力优化中不仅要考虑飞行中气动载荷对蒙皮驱动力的影 响,同时还要考虑大弯曲下变截面厚度蒙皮屈曲产生的应 力的影响。针对这两点问题,提出"两步求解法"来考虑蒙 皮屈曲应力的影响。

2.2.1 前缘蒙皮驱动力优化

在机翼前缘初始翼型的曲线与机翼前缘最佳翼型的曲 线上分别等距选取n个关键点,可以通过比较这两组点的 位移误差,判断该模型是否变形至前缘最佳翼型。以两组 关键点的位移误差平方和最小为目标函数,建立变截面厚 度前缘蒙皮驱动力的优化模型。通过改变驱动力F的作用 点、大小和方向,使前缘蒙皮变形至最佳气动外形^[24]。图8 所示为前缘蒙皮驱动力优化的模型示意图。

"两步求解法"更加便捷地利用前缘变截面厚度蒙皮的计 算结果,前缘蒙皮的弹性模量仍然定义为 *E* =100MPa, 泊松比 μ=0.3。优化求解的结果见表2, 其几何关系如图9所示。

从图9中可以看出,二力作用下的前缘蒙皮变形后在 上缘和下缘与目标曲线贴合得很好,最大误差发生在前缘



图 8 前缘蒙皮驱动力优化的模型示意图

Fig.8 Model diagram of driving force optimization of leading edge skin





表2 优化后前缘蒙皮驱动力的位置、大小和方向

Table 2Optimize the position, size and direction of the
driving force of the leading edge skin

编号	坐标/mm	F_x/N	F_x/N	最大误差/mm	
1	(641.14,584.13)	-10.02	0	4.72	
2	(534.41,383.03)	-5.04	-10.91		

点附近,已在图中表示,最大误差4.72mm(<5mm)符合设 计要求。

2.2.2 前缘的驱动机构拓扑优化

将上节经过联合优化得到的前缘蒙皮最佳驱动力作为 驱动机构拓扑优化的输入条件,结合超弹性材料的本构关 系、附加超弹性单元法、高阶与线性单元耦合方法对机翼前 缘的驱动机构进行拓扑优化设计。前缘驱动机构拓扑优化 的设计思路为:设计一个柔性机构,通过对该柔性机构的输 入端施加水平向左的推力,使输出端将驱动力传递至前缘 蒙皮,达到驱动前缘蒙皮变形的效果。最佳驱动力的大小 和方向则通过弹簧模型的"虚拟刚度"来表达^[17]。前缘驱动 机构拓扑优化模型如图10所示。



图 10 前缘驱动机构的优化模型示意图 Fig.10 Schematic diagram of optimization model of leading edge driving mechanism

前缘驱动机构拓扑优化的设计目标为输出端的位移误 差平方和最小,构造基于超弹性材料的前缘驱动机构拓扑 优化模型,该模型的具体形式为

$$\begin{cases} \min_{x} \operatorname{obj} = \sum_{i=1}^{n} \left(u_{\operatorname{out}(i)} - u_{\operatorname{obj}(i)} \right)^{2} \\ K^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{u} = \boldsymbol{F} \\ u_{\operatorname{out}} = L^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{u} \\ R(\boldsymbol{u}, \boldsymbol{x}) = 0 \\ \sum_{j=1}^{n} x_{j} v_{j} \leq \overline{V} = f \cdot V \\ 0 < x_{\min} \leq x_{j} \leq x_{\max} \leq 1 \\ j = 1, 2, \cdots, m \end{cases}$$
(7)

式中,*u*_{out}为驱动机构在输出端的位移;*u*_{obj}为驱动机构在输 出端的目标位移,优化的目标函数为两者之差的平方和最 小;*u*为位移矢量;*K*^T为切线刚度矩阵;*F*为外载荷矢量;*L* 为伴随载荷矢量;*R*为不平衡力;*x*为每个离散单元的相对 密度;*V*为每个离散单元的体积;*f*为体积约束分数;*x*_{min},*x*_{max} 为材料密度的上、下限。

另外,给出前缘驱动机构拓扑优化的敏度最简形式 如下

$$\frac{\partial \text{obj}}{\partial x_i} = \sum_{i=1}^{n} 2 \times \left(u_{\text{out}(i)} - u_{\text{obj}(i)} \right) \cdot \frac{\partial u_{\text{out}}}{\partial x_i}$$
(8)

将敏度分析得到 ∂u_{out}/∂x_i的最简形式代入式(8)中可得

$$\frac{\partial \operatorname{obj}}{\partial x_i} = \sum_{i=1}^n 2 \times \left(u_{\operatorname{out}(i)} - u_{\operatorname{obj}(i)} \right) \cdot \left(p x_i^{-1} \boldsymbol{L}^{\mathrm{T}} \mathrm{d} \boldsymbol{u} - \frac{p x_i^{P}}{1 - x_i^{P}} \boldsymbol{L}^{\mathrm{T}} \mathrm{d} \boldsymbol{u} \right)$$
(9)

式中, u_{out} 为驱动机构在输出端的位移; u_{obj} 为驱动机构在输 出端的目标位移;p为SIMP模型中的惩罚函数; x_i 为每个离 散单元的相对密度;L为伴随载荷矢量;du为节点位移 增量。

用来求解包含约束条件的拓扑优化问题的算法通常有 优化准则法^[16](OC)和移动渐近线法^[20](MMA)等。优化准 则法(OC)依据数学规划理论中的Kuhn-Tucker条件推导 出目标函数的优化准则,并通过二分法逼近最优解,其收敛 速度极快,对于设计变量较多、约束条件单一的问题具有很 高的效率,且易于程序化实现。通过OC求解该拓扑优化问 题,得到优化后的结果如图11所示。





前缘驱动机构的拓扑优化结果如图 11(a)所示,其中虚 线处为蒙皮边界,黑色实体为优化所得的驱动机构。该驱 动机构的拓扑构型无中间密度单元,边界清晰,可加工性 强。前缘驱动机构拓扑结果的变形图如图 11(b)所示,其中 虚线处为蒙皮的目标变形边界,可以看出,变形后的拓扑结 果很好地贴合在蒙皮的目标边界上,不存在机构驱动过程 中与蒙皮发生运动干涉的情况。

3 后缘蒙皮及其驱动机构设计

后缘翼型曲线整体呈狭长状且上下分离,可供设计的 区域较小。需要对拓扑优化区域进行简化处理,后缘蒙皮 的驱动机构的设计方法仍考虑使用柔性机构拓扑优化 方法。

3.1 后缘蒙皮驱动力优化

图 12 所示为项目合作单位提供的某型飞机机翼后缘 的翼型曲线,合作单位的理论计算表明该型飞机在机翼后 缘下垂 15°时,可以获得较好的气动性能。图中虚线定义为 初始翼型曲线,实线定义为最佳翼型曲线,同时将后者作为 后缘蒙皮驱动机构的优化目标。

从图12中可以看出,该后缘翼型整体呈狭长状,且为 上、下蒙皮分离式结构,上、下蒙皮的曲线上各处的曲率均 很小,这点与前缘蒙皮有很大区别。因此,后缘蒙皮不存在 前缘蒙皮最大曲率位置发生较大变化的现象,不需要对后 缘蒙皮做单独设计,采用均匀厚度蒙皮即可。后缘下蒙皮 在变形前后的总长度发生了明显改变,为了使后缘蒙皮曲 线变形至最佳翼型,将后缘蒙皮下端约束处放开水平方向



的自由度,使得后缘下蒙皮在变形的过程中,可以水平向左 运动,以补偿变形前后总长度之差的位移。

该优化依然使用与前缘相同的求解思路与方法。值得 注意的是,后缘蒙皮驱动力优化直接以后缘初始翼型曲线 构造梁单元模型,没有弯曲成形这一步。与前缘相同的步 骤这里不再赘述。两个驱动力分别作用在后缘上、下蒙皮 的结果见表3。其几何关系如图13所示。

表3 后缘蒙皮驱动力的优化结果

Table 3 Optimization results of driving force of trailing edge skin







从图13中可以看出,两个驱动力的位置靠近约束端, 可供设计的空间充足,且最大误差4.65mm(< 5mm)符合设 计要求。

3.2 后缘驱动机构拓扑优化

后缘优化考虑将输入端定义在后缘下蒙皮左端点处。 通过对该柔性机构的输入端施加水平向左的拉力,起到同 时驱动柔性机构与后缘下蒙皮的作用。由于后缘设计区域 比较狭长,所以考虑简化后缘驱动机构的设计域。后缘优 化模型和思路与前缘无太大差别,所以不再赘述。后缘驱 动机构的拓扑优化结果如图14所示。



4 变形翼样机设计与试验

变形翼样机的测试试验,主要包括蒙皮的成形与变形 试验,变形翼样机前、后缘的变形试验。同时,在有限元软 件中对试验所得的变形结果做仿真分析。对样机进行静力 学分析,来测试变形翼样机的承载效果。最后,通过对试验 结果的处理与分析,来验证本文设计方法的可行性。

4.1 前缘蒙皮的成形试验

根据缩放后的样机前缘蒙皮厚度参数,设计样机前缘 蒙皮的试验模型。考虑简化前缘蒙皮的铺层方法,即以最 小厚度的板材为基础,通过叠加其他厚度的板材来达到各 部分的目标厚度。这种方法虽然存在一定的误差,但操作 简单,适合作为验证理论模型的试验方法。

使用简化方法制造前缘变截面厚度蒙皮,选用三种厚度的玻璃纤维板材叠加:第一层0.2mm,第二层0.1mm,第 三层0.5mm。制造完成后的蒙皮通过夹持件固定在试验孔板上,其成形效果如图15所示。对试验结果中的曲线进行提取,将其绘制成对比图,如图15(b)所示。从图中可以看出,该结果的成形趋势基本与理论结果一致,通过对成形前后蒙皮上关键点之间距离的测量可知,前缘蒙皮成形的最大间隙为5.47mm。如图15(c)所示,通过蒙皮成形后实际翼型与目标翼型曲线曲率对比,发现蒙皮曲线曲率变化最大的地方位于(52mm,79mm)附近。初始曲线贴合存在出入的原因可能是使用简化方法这种近似的叠层方式,从而 带来了误差。当前缘驱动机构在前缘蒙皮上安装完毕后, 由于锁定了两个驱动点的几何位置,前缘蒙皮的贴合误差 可能会降低。



Fig.15 Forming effect of skin with variable section thickness at leading edge

4.2 变形翼样机前、后缘变形试验

变形翼样机主要由蒙皮、驱动机构、动力装置三部分组 成。首先,对由上文优化得到的前、后缘驱动机构和机翼中 段结构的拓扑结果进行提取建模;其次,使用电机配合丝杠 螺母作为动力装置驱动机翼前、后缘变形至最佳翼型;最 后,将蒙皮、驱动机构、动力装置等组装在一起,并配合测试 试验台,对整个样机的变形效果进行试验测试。

4.2.1 变形翼样机的总体设计

前缘样机结构如图16所示。蒙皮固定在夹持件的上、 下两端,前缘长桁安装在蒙皮上。柔性机构的固定端与夹 持件相连,输出端与长桁相接。通过销轴串起两组驱动机 构,并与法兰螺母相连。步进电机通过电机支座安装在夹 持件上,电机主轴通过联轴器与丝杠相接,丝杠的另一端放 置在轴承座的滑动轴承中。整套系统通过电机转动,带动 丝杠,将直线力施加在柔性驱动机构上,柔性驱动机构将力 传递到蒙皮上,驱动样机前缘变形。

后缘部分的组成与前缘基本一致,如图17所示。值得注 意的是,后缘夹持件只约束了后缘下蒙皮竖直方向的自由度, 下蒙皮水平方向的自由度处于放松状态。法兰螺母除了驱动







柔性机构外,还与下蒙皮相连,并带动下蒙皮水平向左运动。 整套系统通过电机转动,带动丝杠,将直线力施加在柔性驱动 机构上,同时带动下蒙皮回缩,驱动样机后缘变形。

4.2.2 样机前、后缘的变形试验

样机前、后缘变形试验的试验装置由变形翼样机、控 制器、驱动器、电源和终端设备组成。步进电机需要驱动 器将电脉冲信号转化为角位移,进而控制电机转动一定的 步距角。本设计采用TB6600型电机驱动器,电源主要用 于电机和驱动器的供电,控制器采用 Raspberry pi 3b+微 型计算机,可实现远程控制。本设计以智能手机作为终 端,远程执行 Python 程序控制板上的 GPIO 引脚控制电机 转动一定角度,达到驱动机翼前、后缘变形的效果。依据 样机前缘的模型加工制作各部分零件并装配。组装完毕 后,样机前缘的初始构型如图18(a)所示,将翼型曲线提取 并绘制对比图,如图18(b)所示。可以看出,前缘的实际翼 型曲线与目标曲线贴合较好,通过蒙皮上关键点之间的对 比,可以得到最大误差发生在前缘左下端,为2.89mm。如 图18(c)所示,通过蒙皮成形后实际翼型与目标翼型曲线 曲率对比,发现蒙皮曲线曲率变化最大的地方位于 (38mm,80mm)附近。

通过终端设备控制步进电机输出14mm的水平进给 量,得到样机前缘的变形结果如图19(a)所示,将翼型曲线 提取并绘制对比图,如图19(b)所示。可以看出,样机前缘 的变形翼型曲线与目标曲线贴合较好,最大误差发生在前 缘左下端,为2.35mm。如图19(c)所示,通过蒙皮成形后实 际翼型与目标翼型曲线曲率对比,发现蒙皮曲线曲率变化



Fig.18 Initial state of prototype leading edge experimental device 最大的地方位于(135mm,44mm)附近。



依据样机后缘的模型加工制作各部分零件并装配。组 装完毕后,样机前缘的初始构型如图20(a)所示,将翼型曲 线提取并绘制对比图,如图20(b)所示。可以看出,样机前 缘的变形曲线与目标曲线贴合较好,最大误差发生在后缘 上端,为3.13mm。如图20(c)所示,通过蒙皮成形后实际翼



(a) 样机后缘的初始翼型





型与目标翼型曲线曲率对比,发现蒙皮曲线曲率变化最大的地方位于(410mm,29mm)附近。

通过控制器控制步进电机输出18mm水平位移,样机 后缘的变形结果如图21(a)所示,将翼型曲线提取并绘制 对比图,如图21(b)所示。可以看出,样机后缘靠近机翼中 段侧的翼型曲线与目标曲线贴合较好,在后缘误差较大, 为8.82mm。原因可能是翼尖处上、下蒙皮连接块的尺寸 设置不合理,导致翼尖处刚度过大,无法弯曲。如图21(c) 所示,通过蒙皮成形后实际翼型与目标翼型曲线曲率对 比,发现蒙皮曲线曲率变化最大的地方位于(368mm, 27mm)附近。

通过样机前、后缘的变形试验,可知试验结果可以满足 设计要求,误差相较于整机的尺寸来说,在设计允许的范围 内,验证了本文设计方法的可行性。



(a) 样机后缘的变形翼型



5 结论

针对变形翼前、后缘弯度大变形问题,本文结合拓扑优 化方法和超弹性材料特性,构造了基于超弹性材料的拓扑 优化方法的模型,引入附加超弹性单元,研究基于超弹性材 料的柔性机构拓扑优化方法。该方法解决了因几何非线性 导致的低密度单元数值不稳定现象的问题。为了改善机翼 前缘蒙皮在变形前后最大曲率位置发生改变的现象,设计 了变截面厚度蒙皮,这种蒙皮避免了由冲压铣削造成的塑 性变形。通过对前、后缘蒙皮变形的优化,得到了驱使前、 后缘蒙皮变形的最优驱动力,并将此作为边界条件,应用基 于超弹性材料的柔性机构拓扑优化方法设计了前、后缘驱 动机构,用此方法设计的机翼前后缘均能实现大变形角度。 最后通过对所设计的变形翼样机进行试验与仿真,得到变 形翼样机具有很好的变形能力及整机承载能力的结论,证 明了本文设计方法的可行性。

参考文献

[1] 于靖军,郝广波,陈贵敏,等.柔性机构及其应用研究进展[J].
 机械工程学报,2015(13): 59-74.
 Yu Jingjun, Hao Guangbo, Chen Guimin, et al. Research

progress of flexible mechanism and its application[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015(13): 59-74. (in Chinese)

- [2] Howell L. Compliant mechanisms[M]. Florida: CRC Press, John Wiley & Sons, 2001.
- [3] Bartley-Cho J D, Wang D P, West M N. Development, control, and test results of high-rate hingeless trailing edge-control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[C]// Smart Structures and Materials 2002: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. Northrop Grumman Corporation. One Hornet Way. San Diego, CA(US): Segundo, 2002.
- [4] 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.
- [5] Vasista S, Riemenschneider J, Monner H P. Design and testing of a compliant mechanism- based demonstrator for a droopnose morphing device[C]//23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, 2015: 1049.
- [6] 于靖军,毕树生,宗光华,等.基于伪刚体模型法的全柔性机 构位置分析[J]. 机械工程学报,2002,38(2):75-78.
 Yu Jingjun, Bi Shusheng, Zong Guanghua, et al. Position analysis of fully flexible mechanism based on pseudo rigid body model method[J]. Journal of Mechanical Engineering,
- 2002, 38 (2): 75-78. (in Chinese)
 [7] Bendsøe M P, Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer Mechanics & Engineerings, 1988, 71(2): 197-224.
- [8] Suzuki K, Kikuchi N. A homogenization method for shape and topology optimization[J]. Computer Mechanics & Engineerings, 1991, 93(3):291-318.
- [9] Nishiwaki S, Frecker M I, Min S, et al. Topology optimization of compliant mechanisms using the homogenization method[J].

Computer Mechanics & Engineerings, 1998, 42(3): 535-559.

- [10] Xie Y M, Steven G P. A simple evolutionary procedure for structural optimization[J]. Computers & Structures, 1993, 49 (5): 885-896.
- [11] Pedersen C, Buhl T, Sigmund O. Topology synthesis of largedisplacement compliant mechanisms[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2001, 50:2683-2705.
- [12] Sigmund O. On the design of compliant mechanisms using topology optimization[J]. Journal of Structural Mechanics, 1997, 25(4): 493-524.
- [13] Zhang Y , Zhao Z , Zhang Y , et al. Topology optimization of compliant mechanisms based on interpolation meshless method and geometric nonlinearity[C]// ASME 2019 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, 2019.
- [14] Luo Y, Wang M Y, Kang Z. Topology optimization of geometrically nonlinear structures based on an additive hyperelasticity technique[J]. Computers & Structures, 2015, 286: 422-441.
- [15] 李晓芳,杨晓翔.橡胶材料的超弹性本构模型[J].弹性体, 2005(1):52-60.

Li Xiaofang, Yang Xiaoxiang. Hyperelastic constitutive model of rubber material[J]. Elastomer, 2005 (1): 52-60. (in Chinese)

- [16] Rozvany G I N. Structural design via optimality criteria: The prager approach to structural optimization[M]. USA: Kluwer Academic publishers, 2012.
- [17] Zhang Y, Ge W, Zhang Z, et al. Design of compliant mechanism-based variable camber morphing wing with nonlinear large deformation[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2019, 16(6):1-15.
- [18] Zhang Z, Ge W, Zhang Y, et al. Design of morphing wing leading edge with compliant mechanism[C]//International Conference on Intelligent Robotics and Applications. Springer, Cham, 2019: 382-392.
- [19] Whitley D. A genetic algorithm tutorial[J]. Statistics and Computing, 1994, 4(2): 65-85.
- [20] Svanberg K. The method of moving asymptotes: A new method for structural optimization[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2010, 24(2):359-373.
- [21] 倪迎鸽,杨宇. 自适应机翼翼型变形的研究现状及关键技术

[J]. 航空工程进展,2018,35(3):5-16.

Ni Yingge, Yang Yu. Research status and key technologies of adaptive airfoil deformation[J]. Progress in Aeronautical Engineering, 2018, 35(3):5-16.(in Chinese)

- [22] Wölcken P C, Papadopoulos M. Smart intelligent aircraft structures (SARISTU): Proceedings of the final project conference[M]. Berlin: Springer, 2015.
- [23] 李小飞,张梦杰,王文娟,等.变弯度机翼技术发展研究[J]. 航空科学技术,2020, 31(2):12-24.
 Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on

the development of variable curvature wing technology [J]. Aeronautical Science& Technology, 2020, 31(2): 12-24. (in Chinese)

[24] 乔龙,李艳亮,杨思源,等.基于面向对象的非结构航空 CFD 软件体系结构设计[J]. 航空科学技术,2022,33(7):66-72.
Qiao Long, Li Yanliang, Yang Siyuan, et al. Design of unstructured aeronautical CFD software architecture based on object oriented[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(7):66-72. (in Chinese)

Structural Design of Deformable Wing Based on Hyperelastic Material Topology Optimization Method

Ge Wenjie, Zhang Yonghong, Liu Bo, Zhang Zi'ang, Li Yuzhu Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: The deformable wing based on flexible mechanism can change its shape with the change of flight conditions so as to effectively improve the aerodynamic aircraft performance and reduce the noise. At present, the topology optimization method based on linear elastic material is mostly used in the design for flexible mechanism. The deformation of flexible mechanism designed by this method is small, which cannot make the wing achieve large deformation angle. In order to solve the problems above, the topology optimization method based on hyperelastic materials is used to design the internal flexible mechanism of the leading edge and trailing edge. In addition, when the wing leading edge skin is equivalent to multiple groups of cantilever beam models, the skin with variable section thickness is designed combined with genetic algorithm, and the initial leading edge skin shape is obtained by bending forming method. According to the characteristics of the design area in the wing, the reasonable driving force position and size are optimized. Finally, according to the results of topology optimization, the prototype of deformable wing is designed and manufactured, and its deformation effect is tested. The experimental results show that the prototype of deformable wing has good ability of large deformation and continuous deformation.

Key Words: flexible mechanism; hyperelastic material; topology optimization; morphing wing; genetic algorithm