

文章编号:1000-6893(2007)04-0988-05

实现机翼前缘形状连续变化柔性机构的拓扑优化

黄 杰, 葛文杰, 杨 方

(西北工业大学 机电学院, 陕西 西安 710072)

Topology Optimization of the Compliant Mechanism for Shape Change of Airfoil Leading Edge

HUANG Jie, GE Wen-jie, YANG Fang

(School of Mechatronics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 为了实现自适应机翼表面的连续准确变化和结构轻量化,将分布式柔性机构引入到机翼形状变化结构设计中。基于 SIMP 密度-刚度插值模型,以实际位移与目标位移之间的偏差最小为目标,建立了实现机翼前缘形状连续变化柔性机构的拓扑优化模型,采用 Matlab 编程对柔性机构进行了优化设计,并对不同参数变化的影响进行了讨论,最后使用 Ansys9.0 对其中一个优化结果进行了机构的仿真分析。研究表明:该机构可实现机翼前端 $0 \sim 8.14^\circ$ 的变化;不同的体积分数、驱动位置、权重因子将对优化结果产生不同程度的影响,从而证明了用分布式柔性机构实现机翼前缘连续形变的可行性和设计方法的有效性。

关键词: 自适应机翼; 柔性机构; 拓扑优化; 多目标优化; 优化准则法

中图分类号: TH163 **文献标识码:** A

Abstract: Distributed compliant mechanisms were introduced into the research on compliant airfoil to achieve the shape change of the leading edge and to decrease the weight. A compliant mechanism topology optimization model was presented, which was based on the solid isotropic material with penalization (SIMP) model, to try to minimize the deviation between the deformed and target shapes. At last a Matlab program was developed to achieve the topology optimizations of the compliant mechanisms, one of which was reconstructed and analyzed in Ansys9.0 too. The influence caused by the volume fraction, the place of actuator and the weight factors were studied in detail. The results show that the mechanism can make the leading edge change about $0 \sim 8.14^\circ$, which proves the possibility of the method in this paper.

Key words: adaptive wing; compliant mechanism; topology optimization; multi-objective optimization; optimization criterion method

柔性机构是一种靠自身结构的弹性形变来传递力及运动的机构,是 20 世纪 90 年代才开始发展的一项新技术。由于分布柔性机构无铰链而且无需装配、也无摩擦、无需润滑和无运动回差,能够实现结构的连续形状变化,并具有形状精确、结构简单和应力集中小等特点,所以将其用于实现机翼形状变化要求,对解决机翼表面的连续准确变化、结构轻量化、提高工作可靠性和降低成本等关键技术具有重要的理论意义和实用价值^[1]。

在基于柔性机构的机翼形状变化技术研究方面,1994 年密歇根大学的 Kota 教授首次提出用柔性机构实现前、后缘可变机翼的设计思想^[2],并

对利用柔性机构作动器将能量传至机翼表面来改变机翼形状以获得高的机翼气动性能进行了可行性研究;虽然并没有制造出相应的柔性机构,但是其为将柔性机构应用到自适应机翼设计中指明了方向。1998 年,美国空军实验室(AFRL)基于 NACA63418 型机翼设计并制造了能够实现 $0 \sim 6^\circ$ 变化的变前缘柔性机翼,并对其进行了风洞试验测试研究,得出了可变柔性机翼的升阻比可提高 51%,升力系数可提高 25%的研究结果^[3];但是由于质量的增加使得这一技术根本无法应用到现役飞机上去。德国航空中心 L. F. Campanile 等在传统机翼的基础上用可变带状肋代替传统肋,制成了自适应机翼,并对不同模型进行了试验研究^[4],但是各带状肋之间的协调工作给试验带来了极大的困难。Kerr-Jia Lu 等在美国空军科学研究办公室的支持下,通过变后缘机翼为例阐

收稿日期:2006-07-24; 修订日期:2006-11-24
基金项目:国家自然科学基金(50675175)
通讯作者:葛文杰 E-mail:gwj@nwpu.edu.cn

述了形状变化柔性机构的设计方法,其设计的形状变化柔性机构可实现顶端 6.121 inch (15.547 cm) 的形状变化^[1]。该柔性机构的设计还是简单的梁结构,要将其直接引入到柔性机翼结构设计中还存在一定的困难。K maut 教授采用连续体拓扑优化技术对机翼断面结构进行拓扑优化设计,并将结果与传统设计方法进行了对比^[5]。其主要目的是为了减轻机翼结构质量,并不能够实现形状的变化。就作者掌握的资料,目前国内尚未见到有关此方面的研究文献和报道。

鉴于此,将分布式柔性机构引入到自适应机翼设计中,基于 SIMP 密度-刚度插值模型,以实际位移与目标位移之间的偏差最小为目标,建立了实现机翼前缘形状连续变化柔性机构的拓扑优化模型,采用 Matlab 编程实现了该柔性机构的拓扑优化设计,最后采用 Ansys9.0 对其优化结果进行了仿真分析。

1 拓扑优化设计模型

1.1 目标函数的建立

为了使机翼前缘能够更好地逼近飞行任务要求的形状,以选定点实际位移与目标位移之间的偏差最小作为目标函数,以整体机构的体积约束作为优化的约束条件,基于 SIMP 密度-刚度插值模型,建立实现机翼前缘形状连续变化柔性机构拓扑优化的数学模型。该目标函数表示为

$$f(x) = \sum_{i=1}^M \sqrt{(u_{out,x,i} - u_{out,x,i}^*)^2} \quad (1)$$

因给定输出点的位移是以其坐标表示的,故目标函数也可表达为

$$f(x) = \sum_{i=1}^M \sqrt{(u_{out,x,i} - u_{out,x,i}^*)^2 + (u_{out,y,i} - u_{out,y,i}^*)^2} \quad (2)$$

式中: i 为第 i 个输出点的权因子,其取值范围为 $0 < i < 1$,大小要根据实际情况决定,权重因子较大的输出点表示在实现机构变形上起到较大的作用,其他的输出点起到一定的辅助作用,为了避免“病态”,其他输出点的位移也是不可忽视的; $u_{out,x,i}, u_{out,x,i}^*, u_{out,y,i}, u_{out,y,i}^*$ 分别为机构第 i 个输出点 x, y 方向的实际位移以及目标位移; M 为选定的位移输出点数目。

基于 SIMP 密度-刚度插值模型,实现机翼前缘形状连续变化柔性机构拓扑优化的数学模型为

$$\begin{aligned} \min f(x) \\ \text{S. T. } \begin{cases} \sum_{i=1}^N x_i v_i & V^* \\ x_{\min} & x_e & x_{\max} \\ KU & = F_{in} \\ KU & = F \end{cases} \end{aligned} \quad (3)$$

目标函数的敏度为

$$\frac{\partial f(x)}{\partial x_e} = \sum_{i=1}^M \left\{ \left[(u_{out,x,i} - u_{out,x,i}^*)^2 + (u_{out,y,i} - u_{out,y,i}^*)^2 \right]^{-1/2} \left[(u_{out,x,i} - u_{out,x,i}^*) \frac{\partial u_{out,x,i}}{\partial x_e} + (u_{out,y,i} - u_{out,y,i}^*) \frac{\partial u_{out,y,i}}{\partial x_e} \right] \right\} \quad (4)$$

式中: N 为单元数; x_e 为设计变量; v_i, V^* 分别为单元体积和整个机构的目标体积; x_{\min}, x_{\max} 为变量的上下限,为了避免整体刚度矩阵奇异,取 $x_{\min} = 0.001$; K 为总刚度矩阵; F_{in} 为输入载荷; F 为伴随载荷; U 为伴随位移; U 为伴随位移矢量。

1.2 位移敏度求解

柔性机构的拓扑优化设计中目标函数和约束函数通常包含位移信息,因此在优化的过程中必然要牵涉到位移敏度信息的求解问题。敏度分析一般有直接虚载荷法、半解析法、伴随矩阵法^[6],本文采用基于 SIMP 方法的伴随矩阵位移敏度分析方法。

任意自由度 i 处的位移 u_i 向量可以表示为 $u_i = F U$,在 F 中除输出位移 i 处的载荷值为单位力外,其他任何自由度处的载荷分量为 0,位移敏度可表示为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_e} = F \frac{\partial U}{\partial x_e} \quad (5)$$

由 $F = KU$ 可得到

$$\frac{\partial U}{\partial x_e} = K^{-1} \left(\frac{\partial F}{\partial x_e} - \frac{\partial K}{\partial x_e} U \right) \quad (6)$$

假设输入载荷恒定,即 $\frac{\partial F}{\partial x_e} = 0$,由 SIMP 插值模型,可得

$$u_i = F^T U = U^T K U = (x_e)^p U^T K_0 U \quad (7)$$

故位移敏度信息可以进一步表示为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_e} = -p(x_e)^{p-1} U^T K_0 U \quad (8)$$

式中: p 为惩罚因子; K_0 为单元刚度矩阵。

对于 SIMP 密度-刚度插值模型,总体刚度矩阵、位移、位移敏感度可表示为

$$K = \sum_{e=1}^N (x_e)^p k_e \quad (9)$$

$$u_i = \sum_{e=1}^N u_e^T k_e u_e \quad (10)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_e} = -p(x_e)^{p-1} u_e^T k_e u_e \quad (11)$$

式中: u_e 为单元位移矢量; k_e 为单元刚度矩阵。将式(9)、式(10)分别代入式(1)、式(3)即可得出基于 SIMP 模型的目标函数及目标函数敏感度的表达式。

1.3 设计变量更新方案

优化准则法(OC)和移动渐近线法(MMA)是拓扑优化中的两种最常用的方法^[8]。由于 OC 法对于求解大量的设计变量和少量约束优化问题有很大的优越性,而 MMA 方法更加适合于求解多约束问题,对于求解少量约束优化问题效率明显低于 OC 法,结合本文优化模型的特点,故采用 OC 法。基于 OC 法的设计变量更新方案为

$$x_i^{k+1} = \begin{cases} \min((1+m)x_j^k, 1) & \text{如果 } \min((1+m)x_j^k, 1) < (B_e^k)x_j^k \\ (B_e^k)x_j^k & \text{如果 } \max((1-m)x_j^k, x_{\min}) < (B_e^k)x_j^k < \min((1+m)x_j^k, 1) \\ \max((1-m)x_j^k, x_{\min}) & \text{如果 } (B_e^k)x_j^k > \max((1-m)x_j^k, x_{\min}) \end{cases} \quad (12)$$

式中: $B_e^k = \max(0, -\partial f(x)/\partial(x_e))/(\partial V/\partial x_e)$; m 为移动极限常数,为了避免在实际的优化过程中过多的删除单元,取值一般在 0.1~0.3 之间;阻尼因子 同样是为了优化过程的稳定性,取值在 0.3~0.5 之间; k 为拉格朗日算子,可用简单的二分法求得; k 为迭代次数。

1.4 数值不稳定问题的处理

针对优化过程中出现的棋盘格式(Checkerboard)、网格依赖性(Mesh Dependency)一类数值不稳定问题,通过对比各种处理方法并结合本文模型的特点,采用网格过滤方法。网格过滤法具有理论简单,应用方便而且处理效果明显等特点。使用网格过滤法修改后的目标函数敏感度信息为

$$\frac{\partial \hat{f}(x)}{\partial x_i} = \frac{1}{x_i} \sum_{e=1}^N H_i x_e \frac{\partial f(x)}{\partial x_e} \quad (13)$$

式中: $H_i = r_{\min} - \text{dist}(e, f) / \{f - N | \text{dist}(e, f) - r_{\min}\}$, $e = 1, \dots, N$; $\text{dist}(e, f)$ 为单元 e, f 之间的中心距离;卷积因子 H_i 在滤波半径 r_{\min} 之外值为 0。

2 拓扑优化的实现

采用 Matlab 编制了实现该柔性机构拓扑优化的程序,程序主要包括三大模块,即前处理模块、求解器模块、后处理模块,具体的程序流程图如图 1 所示。

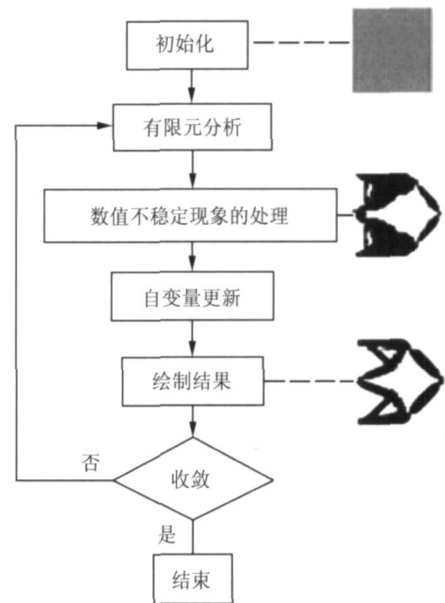


图1 拓扑优化流程图

Fig. 1 Flowchart of the optimization program

3 实例分析

图 2 所示为某型机翼前缘断面 60 ×60 的初始设计区域,由于空气动力学特性要求,机翼前缘断面边缘黑色区域为非设计区域,内部灰色区域为设计区域,要求机构在驱动载荷的作用下前缘外轮廓上的 5 个选定点能够沿图示方向产生预定的位移量。

取材料弹性模量为 2.4 GPa,泊松比为 0.3,除非特别说明,以下优化结果沿外缘顺时针对应输出点的权因子分别为 0.10,0.25,0.30,0.25,0.10,惩罚因子 $p = 3.0$,滤波半径 $r_{\min} = 1.3$, $m = 0.3$, $m = 0.2$,体积约束取为 0.3,选定输出点的目

标相对位移量如表 1 所示。

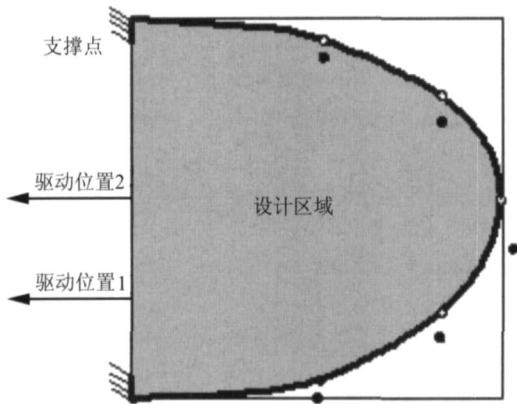


图 2 初始设计区域
Fig. 2 Initial design area

表 1 输出点坐标与目标坐标的对比

Table 1 Comparison between the target and real outputs

输出	x 坐标	y 坐标	x 目标	y 目标
1	- 0. 434 8	- 2. 863 8	0	2
2	- 1. 221 3	- 4. 444 9	1	4
3	+ 1. 545 3	- 8. 578 6	2	10
4	+ 2. 149 5	- 8. 578 6	1	8
5	+ 1. 741 7	- 8. 401 1	0	6

由图 3 可以看出,不同体积分数不会影响机构的拓扑形状,只会影响各部分构件的强壮性,所以应该根据实际情况选择合适的体积分数,最好

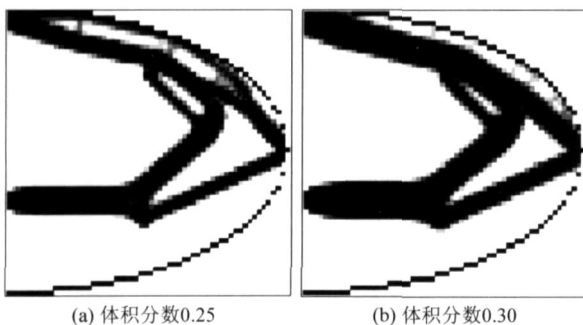


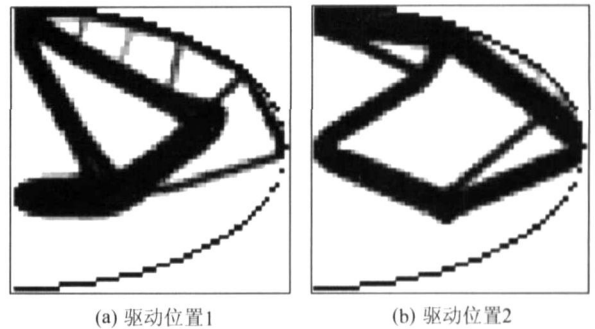
图 3 不同体积分数的拓扑优化结果

Fig. 3 Results of topology optimization with different vol-fractions

是多次计算进行结果对比。由图 4 可以看出,不同的驱动位置对结果的拓扑影响很大,这就决定了机构的传动效率,合理选择驱动位置会得出好的传力路径,同时节约能量的消耗。

图 5 给出了权重因子对优化结果的影响,由

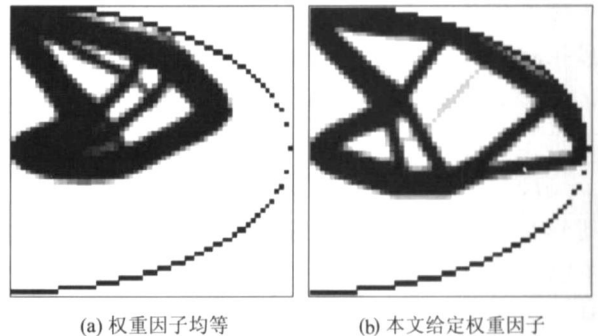
于实际情况中各点位移对结果的贡献不同,显然图 5(a)将各个输出点同等(即权重因子相等)看待的结果是不合理的。从以上结果还可以看出,外部载荷通过内部类似于杆架结构传递到机翼表面从而实现形状的变化。由于本文只是一个初步的设计,并未将空气动力考虑在内,所以边界上出现了纤细的单元。



(a) 驱动位置1 (b) 驱动位置2

图 4 不同驱动位置的拓扑优化结果

Fig. 4 Results of topology optimization with different actuator positions



(a) 权重因子均等 (b) 本文给定权重因子

图 5 不同权重因子的拓扑优化结果

Fig. 5 Results of topology optimization with different weight factors

选取图 4(a)的结果,根据其结构的特点可以采用不同截面梁构件的方法对优化结果进行人工提取^[7],基于商用软件 Ansys9.0 对其进行有限元建模与运动模拟,图 6 是该机构在 100 N 输入力的作用下机构产生的位移运动,从分析结果看,该机构实现了形状连续变化,整个机翼前端可实现 0~8.14 的变化;但是个别点的误差(表 1)特别是 x 方向,还是比较大的。这一方面是由于优化过程中只是以达到要求的形变为目标,没有同时考虑结构的刚性和柔性致使整个结构的刚度和柔性并不十分不协调;另一方面是由于考虑到计算编程的复杂性及速度问题,边界上选择的输出点较少,同时在从优化结果抽象有限元分析模型时存在一定的误差。

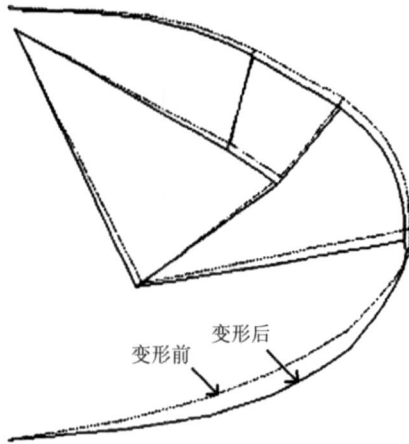


图6 有限元分析结果

Fig. 6 Result of FEA

4 结 论

通过对基于分布式柔性机构的机翼前缘形状连续变化理论及其机构拓扑优化设计方法的研究,取得了以下主要结论:

(1) 利用分布式柔性机构实现机翼前缘形状连续变化是可行的。有限元分析结果表明:该前缘形状柔性机构可实现整个机翼前端 $0 \sim 8.14^\circ$ 的变形,可以满足实际飞行时机翼前缘的变形要求。

(2) 所提出的基于密度-刚度插值模型的实现形状变化要求的柔性机构拓扑优化方法是正确有效的。研究结果表明:在优化的过程中,不同的体积分数、驱动位置、权重因子将对结果产生不同的影响。因此在具体拓扑优化设计时,还应根据工程实际要求注意合理选择这些参数。

参 考 文 献

- [1] Lu K J, Kota S. Design of compliant mechanisms for morphing structure shapes[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2003, 14(6): 379-391.
- [2] Kota S. Shape control of adaptive structures using compliant mechanisms [R]. Standard Form 298 (Rev. 2-89), 2000.

- [3] Kota S, Hetrick J, Osborn R, et al. Design and application of compliant mechanisms for morphing aircraft structures [C]. Smart Structures and Materials. 2003: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, Proceedings of SPIE. 2003:200-214.
- [4] Campanile L F, Seack O, Sachau D. The belt-rib concept for variable-camber airfoil: recent developments [C]. Smart Structures and Materials 2000: Smart Structures and Integrated Systems, Proceedings of SPIE. 2000: 110-120.
- [5] Maute K, Nibkay G W, Farhat C. Conceptual layout of aeroelastic wing structures by topology optimization [R]. AIAA Paper 02-1480, 2002.
- [6] 左孔天. 连续体结构拓扑优化理论与应用研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2004.
Zuo K T. Research of theory and application about topology optimization of continuum structure[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2004. (in Chinese)
- [7] 付永清, 张宪民. 结构及柔顺机构拓扑优化中的拓扑图提取[J]. 力学进展, 2006, 36(1): 75-84.
Fu Y Q, Zhang X M. Topology extraction in the topology optimization design for structures and compliant mechanisms[J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(1): 75-84. (in Chinese)
- [8] 罗震, 郭文德, 蒙永立, 等. 全柔性微型机构的拓扑优化设计技术研究[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 617-626.
Luo Z, Guo W D, Meng Y L, et al. Full compliant micro-mechanism using topology optimization approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 617-626. (in Chinese)

作者简介:



黄杰(1982 -) 男, 硕士。主要研究方向: 柔性机构拓扑优化。

Tel.: 029-88493929

E-mail: mengjiehuang@yahoo.com.cn

葛文杰(1956 -) 男, 教授。主要研究方向: 机械设计及理论学科领域有关机构学、仿生机器人、机械动力学及计算机辅助设计。

Tel.: 029-88493929

E-mail: gwj@nwpu.edu.cn

(责任编辑: 蔡斐)