https://doi.org/10.1051/jnwpu/20234120329

一种适用于变弯度机翼后缘的蒙皮设计方法

张永红, 唐双全, 王淼, 王成民, 葛文杰

(西北工业大学 机电学院, 陕西 西安 710072)

摘 要:蒙皮作为机翼的重要组成部分,其形变精度直接影响飞机在不同环境的气动性能。基于便于加工和易于形变的思想,提出了一种用于变弯度机翼后缘的变截面厚度蒙皮设计方法。利用所提方法优化设计了 3~8 段机翼后缘上、下缘蒙皮的各段厚度和长度,对不同分段蒙皮的变形结果进行了对比分析,通过叠层蒙皮实验验证了设计结果的正确性及所提方法的有效性。

关 键 词:变弯度机翼后缘;变截面厚度蒙皮;上、下缘蒙皮曲率

中图分类号:TH122 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2023)02-0329-09

随着变形翼的不断发展,人们对蒙皮提出了更高的要求。传统蒙皮结构及设计方法已经无法满足变形翼的连续、光滑大变形和高承载要求。因此,许多国内外研究人员针对蒙皮的连续、光滑大变形和高承载要求研发了多种新型蒙皮。国内外研究人员研发的蒙皮主要分为 2 类:基于特殊结构的变形蒙皮[1-7]和基于特殊材料的变形蒙皮[8-11]。

基于特殊结构的变形蒙皮有基于波纹结构和蜂窝结构的变形蒙皮。Yokozeki 等[1]提出了具有波纹结构的变形蒙皮。Bai 等[2]设计了一种新型波纹柔性蒙皮并证明了该蒙皮可实现大变形。Zhao 等[3]提出了一种波纹式复合材料蒙皮并研究了波峰波谷应变与波纹结构之间的变形关系。Mou 等[4]提出了一种形状记忆合金和波纹结构的柔性蒙皮并证明了该蒙皮在小变形时可以利用自身的弹性恢复到原始形状。Olympio 等[5]提出了一种具有蜂窝结构的柔性蒙皮并证明了蜂窝芯具有很小的面内刚度和较大的面外刚度。Bubert 等[6]研发了一种零泊松比蜂窝变形蒙皮,证明了该蒙皮的变形量能够达到 100%。宫晓博[7]研发了一种波纹结构蒙皮并证明了该蒙皮具有良好的各向异性和变形能力。

基于特殊材料的变形蒙皮有基于形状记忆聚合物、橡胶和硅橡胶等材料的变形蒙皮。诺斯罗普·格鲁曼公司设计了一种硅橡胶材料后缘机翼蒙皮[8]。Sun 等[9]将弹性纤维掺入纯形状记忆聚合物蒙皮并证明了该弹性纤维能够提高蒙皮的强度、弹性模量和撕裂强度。Chen 等[10]设计了一种由硅橡胶和形状记忆聚合物复合管组成的变形蒙皮,证明了该蒙皮具有变刚度性能。Murray 等[11]研发了一种纤维增强柔性基体用以改善橡胶类蒙皮刚度,并通过调整纤维的铺层方式提高蒙皮承载能力。

因此,本文针对特殊结构和特殊材料变形蒙皮存在的缺点,如刚度小、经济性低和结构复杂,提出了一种不同于特殊结构和特殊材料变形蒙皮的设计方法,即变截面厚度法。

1 变截面厚度蒙皮的优化原理模型

变截面厚度蒙皮设计方法的核心思想是先将后缘的上、下缘蒙皮曲线完全展开,然后将其等效为不同截面的悬臂梁模型,并在梁的另一端施加弯矩使梁模型弯曲到上、下缘蒙皮位置。本文以各段蒙皮的长度、厚度和力矩为优化变量,优化设计了 3~8 段变截面蒙皮。以 3 段机翼后缘的上缘蒙皮为例,本文蒙皮弯曲成型的原理示意如图 1 所示。

收稿日期:2022-06-30 **基金项目**:国家自然科学基金(51375383)资助

作者简介:张永红(1971—),西北工业大学副教授,主要从事机构拓扑优化、柔性机构设计及机构学研究。

通信作者:葛文杰(1956—),西北工业大学教授,主要从事仿生跳跃机器人及柔性机翼拓扑优化研究。

e-mail:gwj@ nwpu.edu.cn

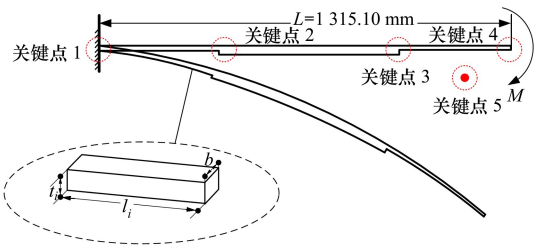


图 1 3 段变截面厚度上缘蒙皮原理示意图

为了简化计算,对设计模型做出以下假设:

1) 机翼后缘的上、下缘翼型曲线可以近似等效成具有多个厚度和长度的悬臂梁模型;

2) 等效后的悬臂梁模型符合 Timoshenko 梁理论[12];

3) 等效梁模型在弯曲过程中的变形处于弹性变形范围内。

由于变截面厚度蒙皮的分段依据为蒙皮的曲率大小及其变化规律,本文提取了上、下蒙皮的外部轮廓曲率,如表 1 和图 2 所示。以上缘蒙皮为例,表 2 为本文与文献[13]的分段方法对比。

表 1 机翼后缘上、下缘蒙皮曲率变化规律

蒙皮	曲率变化区间/mm	曲率变化情况
上缘	0~120,280~540,830~970	减小
	120~280,540~830,970~1 299	增大
下缘	0~110	减小
	110~380,380~750	缓慢增大
	750~1 299	急剧增大

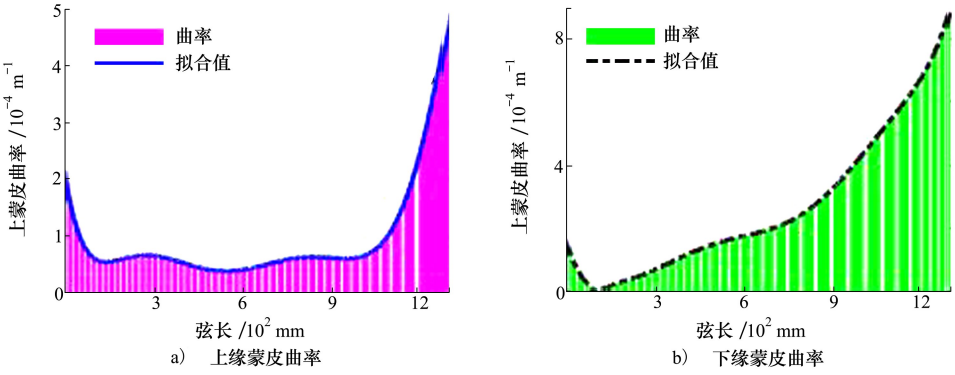


图 2 机翼后缘轮廓及曲率变化

表 2 变截面厚度上缘蒙皮分段方法对比

分段方法	段数	l_1/mm	l_2/mm	l_3/mm	l_4/mm	l_5/mm	l_6/mm	l_7/mm	l_8/mm
文献[13]	4	404.83	539.87	329.83	40.63				
	5	199.67	205.17	539.87	329.83	40.63			
	6	159.67	272.52	267.32	245.20	329.83	40.63		
	7	134.67	164.52	240.82	174.49	230.20	329.83	40.63	
本文	3	525~675	300~550	240~340					
	4	220~370	155~455	300~550	240~340				
	5	50~200	20~320	155~455	300~550	240~340			
	6	50~200	20~320	155~455	25~325	125~375	240~340		
	7	50~200	20~320	155~455	25~325	125~375	25~235	109~215	
	8	50~200	20~320	155~455	25~325	125~375	25~235	10~180	35~95

等效梁模型的关键点位置直接决定变截面厚度蒙皮的各段长度,因此优化各段长度的实质就是优化等效梁模型的关键点位置。假设各段蒙皮的长度和厚度分别为 l_1~l_n 和 x_1~x_n,其中 n 是蒙皮的分段数。根据后缘上缘曲率的大小及变化规律对 3~8 段机翼后缘上缘蒙皮的关键点范围进行设置。限于篇幅问题,本文只给出 7 段上缘的关键点位置范围,如表 3 所示。

在 ANSYS APDL 中,关键点的位置决定了等效梁模型的位置、各段长度和总长。在 ANSYS APDL

表 3　7 段变截面厚度上缘蒙皮的关键点位置　mm

关键点	x	y	关键点	x	y
1	0	202.11	6	975~1 075	202.11
2	50~200	202.11	7	1 100~1 210	202.11
3	220~370	202.11	8	1 315.10	202.11
4	525~675	202.11	9	1 000	200
5	700~850	202.11			

中定义梁模型和离散梁模型之前,需要先定义其关键点。本文根据上缘蒙皮的目标曲线将等效梁模型的起点坐标和终点坐标分别定义为(0,202.11) 和(1 315.10, 202.11),如表 3 所示的第 1 个和第 8 个关键点。表 3 中的第 9 个关键点表示蒙皮的弯曲方向控制点,其余关键点的位置决定了各段等效梁模型的长度。本文建立的机翼后缘蒙皮优化模型如下:

$$\begin{cases} \min\limits_{x} f_{\text{obj}} = \max\left(\Delta \boldsymbol{u}_x^2 + \Delta \boldsymbol{u}_y^2\right)^{1/2} \\ \text{s.t.} \begin{cases} \boldsymbol{u} = f(\boldsymbol{M}, x_i) \\ \Delta \boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}' - \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{u}' = \boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{u} \\ x_{\min} \leqslant x_i \leqslant x_{\max} \end{cases} \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{u}$ 表示梁单元的节点位移,由 ANSYS APDL 计算得到;$\boldsymbol{u}'$ 是 $\boldsymbol{u}$ 为插值后得到的梁单元节点坐标矩阵;$\boldsymbol{\omega}$ 是权重因子向量;$\boldsymbol{v}$ 为上缘蒙皮曲线上的 201 个评估点坐标矩阵;$\Delta \boldsymbol{u}$ 表示上蒙皮曲线上 201 个评估点位移增量矩阵;$\Delta \boldsymbol{u}_x$ 和 $\Delta \boldsymbol{u}_y$ 分别是上缘蒙皮曲线上 201 个评估点 x 和 y 方向位移增量矩阵;$\boldsymbol{M}$ 为转矩;x_i 是优化变量;$x_{\max}$,$x_{\min}$ 分别是优化变量的上、下限。

2　变截面厚度机翼后缘蒙皮优化

为了求解变截面厚度蒙皮在弯曲成形过程中产生的非线性变形,本文引入非线性有限元理论和惩罚因子 p 来分析蒙皮的非线性变形,即当蒙皮在优化过程中出现非线性大变形且 ANSYS APDL 无法求解时,本文以线性变形位移的 p 倍作为输出位移继续进行分析计算,优化流程图如图 3 所示。

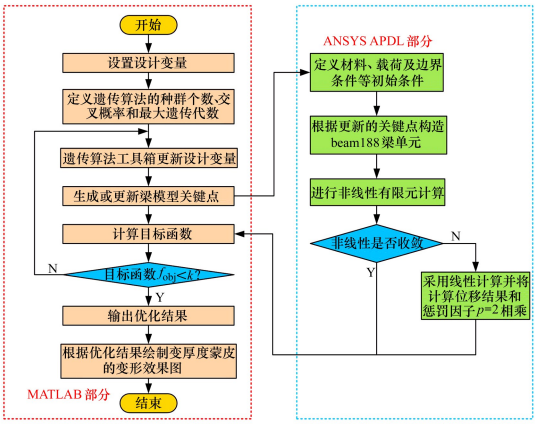


图 3　基于遗传算法的变截面厚度蒙皮联合优化流程图

2.1　变截面厚度上缘蒙皮的优化结果及分析

本文采用的机翼后缘部分如图 4 所示,其上缘蒙皮全部展开的总长度大约为 L=1 315.10 mm。如果按照蒙皮的实际厚度和展长进行优化,那么会使划分的网格数量过多、计算量过大。为了减少计算量、提高计算效率,本文设置各段蒙皮厚度的上、下限为[1,10] mm,等效变截面梁模型的截面宽度 b=10 mm。因此,根据变截面厚度蒙皮法优化出的蒙皮各段厚度不是真实厚度,而是厚度比。所以,实际厚度可以根据优化厚度比进行加工制造。

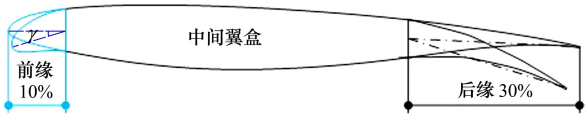


图 4　机翼组成示意图

根据上文建立的优化模型对机翼后缘的 3~8 段变截面厚度上缘蒙皮进行优化设计,优化结果如表 4~5 所示。

表 4　3~8 段变截面厚度上缘蒙皮的厚度及弯矩优化结果

段数	M/(N·mm)	x_1/mm	x_2/mm	x_3/mm	x_4/mm	x_5/mm	x_6/mm	x_7/mm	x_8/mm
3	19.54	2.71	9.95	9.93					
4	25.92	2.46	10.00	9.33	9.00				
5	18.63	1.73	7.26	8.43	6.22	4.14			
6	18.61	1.83	9.88	9.84	6.75	7.84	6.17		
7	14.55	1.54	8.62	7.37	6.50	4.69	5.51	3.88	
8	11.66	1.31	9.98	4.30	7.76	3.64	4.75	4.12	6.32

表 5 3~8 段变截面厚度上缘蒙皮的长度优化结果

段数	l_1/mm	l_2/mm	l_3/mm	l_4/mm	l_5/mm	l_6/mm	l_7/mm	l_8/mm
3	525.31	519.37	270.42					
4	232.17	414.33	427.11	241.49				
5	100.10	128.21	315.03	507.26	264.50			
6	123.59	169.50	301.73	164.05	228.17	328.07		
7	90.09	211.86	313.89	130.88	236.82	212.59	118.97	
8	66.14	277.83	213.21	232.04	195.75	69.05	66.05	195.03

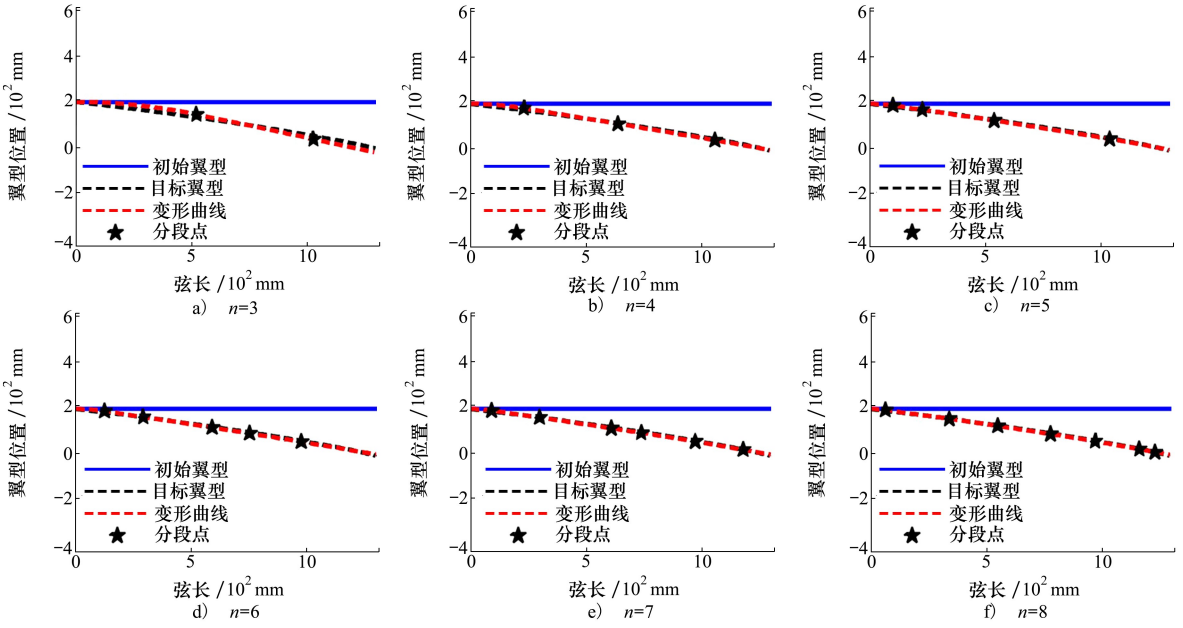


图 5 3~8 段变截面上缘蒙皮变形效果

本文依次对 3~8 段变截面厚度机翼后缘上缘蒙皮进行优化设计,在遗传算法迭代满足收敛条件之后,各段蒙皮变形结果如图 5 所示。

为了便于观察机翼后缘上缘蒙皮拟合精度,本文提取了各评估点误差、最大误差和平均误差,如图 6 所示。从图 6 可以看出 3~8 段变截面厚度机翼后缘上缘蒙皮的最大误差处于上缘蒙皮靠近中央翼盒处。这 6 种变截面厚度上缘蒙皮中 8 段变截面厚度蒙皮的最大误差和平均误差最小,分别为 3.05 和 1.82 mm。虽然 8 段变截面厚度上缘蒙皮的最大误差和平均误差均小于 7 段变截面厚度上缘蒙皮,但是其不满足“中间厚、两边薄”的变化规律,因此本文最终选择 7 段后缘上缘蒙皮作为后续的实验蒙皮。根据图 6 还可看出 6 段变截面厚度机翼后缘上缘蒙皮的最大误差、平均误差均大于 5 段变截面厚度机翼后缘上缘蒙皮,由此可见机翼后缘上缘蒙皮的拟合效果和蒙皮分段的多少并不是正相关关系,即蒙皮分段越多,其拟合效果不一定越好。

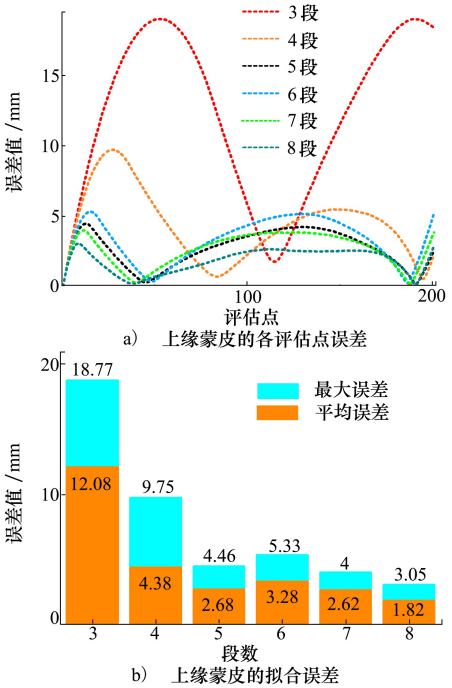


图 6 3~8 段变截面上缘蒙皮的拟合误差

因此,在考虑综合考虑 3~8 段变截面厚度蒙皮的变换规律、拟合的最大误差和平均误差的情况下,本文选取 7 段变截面厚度蒙皮的优化结果作为最终的实验样机蒙皮。本文按照 7 段变截面厚度机翼后缘蒙皮的各段厚度计算出各段之间最佳的厚度比为 1∶5.6∶4.79∶4.22∶3.09∶3.58∶2.52。由于本文使用的蒙皮厚度为 1 mm,则实际各段的厚度为 0.2,1,0.85,0.75,0.55,0.65,0.45 mm。

2.2　变截面厚度下缘蒙皮的优化结果及分析

下缘蒙皮的展开总长为 L=1 305.19 mm,它的优化方法与上缘蒙皮优化方法基本一致。与上缘蒙皮不一样的是,机翼后缘下缘蒙皮比上缘蒙皮的优化需要额外添加一个外力作用,才能使得下缘蒙皮逼近蒙皮初始状态的目标曲线。本文根据下缘蒙皮的初始形状和位置确定这个额外添加力的作用位置范围。将这个额外添加力的位置设置为遗传算法的一个变量,并通过遗传算法优化出这个额外添加力的准确位置。以 3 段变截面厚度机翼后缘下缘蒙皮为例,下缘蒙皮直接弯曲成型原理示意如图 7 所示。

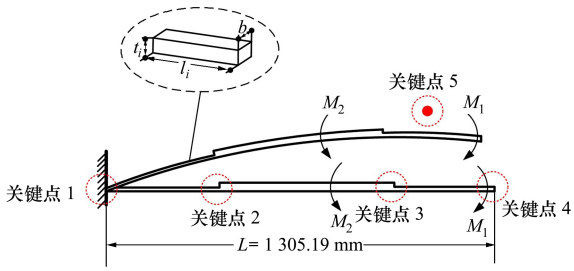


图 7　3 段变截面厚度下缘蒙皮原理示意图

下缘蒙皮优化之前,同样需要定义等效梁模型的关键点位置和各段长度。采用与上文上缘蒙皮相同的方法对 3~8 段机翼后缘下缘蒙皮的关键点进行设置。限于篇幅的原因,本文不再给出 3~8 段机翼后缘下缘蒙皮的关键点范围。根据上文建立的优化模型和设定,对机翼后缘的 3~8 段变截面厚度下缘蒙皮进行优化设计,其优化结果如表 6~7 所示。

表 6　3~8 段变截面厚度下缘蒙皮的厚度及弯矩优化结果

段数	M_1/(N·mm)	M_2/(N·mm)	x_1/mm	x_2/mm	x_3/mm	x_4/mm	x_5/mm	x_6/mm	x_7/mm	x_8/mm
3	7.31	34.89	2.44	9.43	1.66					
4	14.41	29.45	2.09	8.82	9.59	1.30				
5	11.67	15.20	1.15	6.03	7.27	2.21	1.45			
6	14.41	34.96	2.05	9.69	8.77	9.09	1.94	9.97		
7	17.09	25.04	1.58	4.64	7.77	6.29	6.36	2.80	1.63	
8	3.15	8.59	1.38	2.70	4.55	9.05	8.23	1.15	1.57	4.17

表 7　3~8 段变截面厚度下缘蒙皮的长度优化结果

段数	l_1/mm	l_2/mm	l_3/mm	l_4/mm	l_5/mm	l_6/mm	l_7/mm	l_8/mm
3	167.30	621.04	516.85					
4	111.77	492.62	253.35	447.45				
5	128.85	392.03	260.52	294.30	229.49			
6	134.20	148.02	269.05	224.92	419.65	109.35		
7	141.20	160.80	189.64	100.54	197.32	232.04	283.65	
8	147.96	30.82	221.63	165.26	247.21	254.59	121.66	116.06

本文依次对 3~8 段变截面厚度机翼后缘下缘蒙皮进行优化设计,在遗传算法满足收敛条件之后,各种分段下缘蒙皮变形结果如图 8 所示。与上缘蒙皮一样,本文也提取了下缘蒙皮拟合的各点误差、最大误差、平均误差,如图 9 所示。

与上缘蒙皮优化相同的是,3~5 段变截面厚度下缘蒙皮的各段厚度都遵循“中间厚,两边薄”的现象。但是 6~8 段变截面厚度下缘蒙皮的各段蒙皮厚度似乎违背了“中间厚,两边薄”的原则。这是因为额外添加力矩的作用位置处于 6~8 段变截面厚度下缘蒙皮的某个分段之内,从而导致这些分段的变形较大、厚度较小。

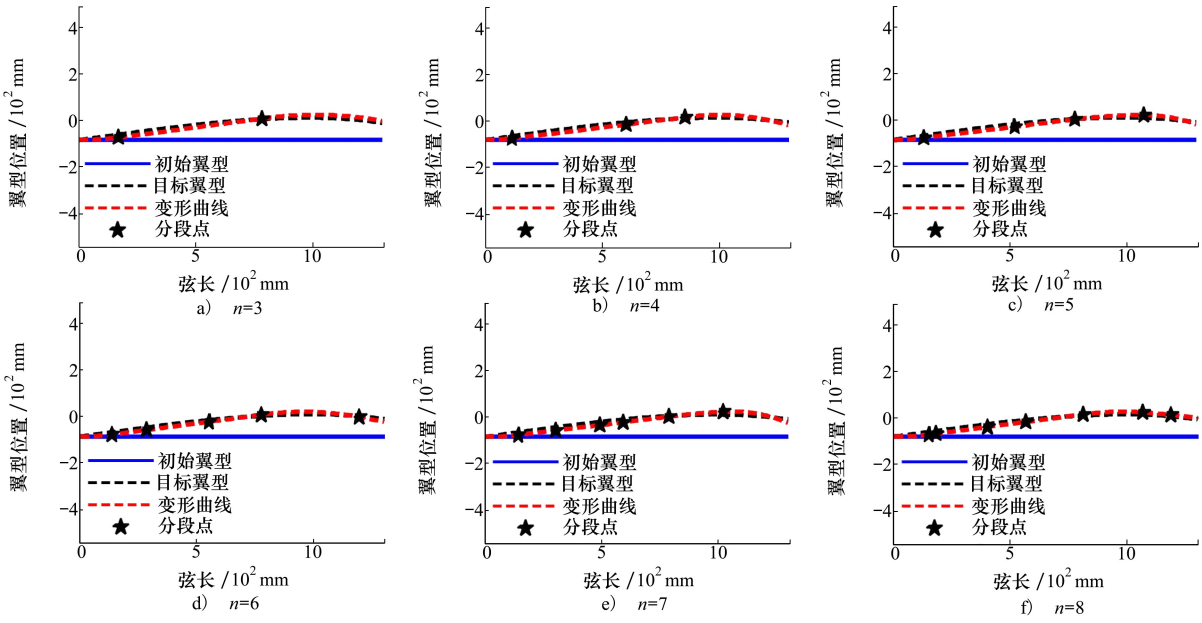


图 8 3~8 段变截面下缘蒙皮变形效果

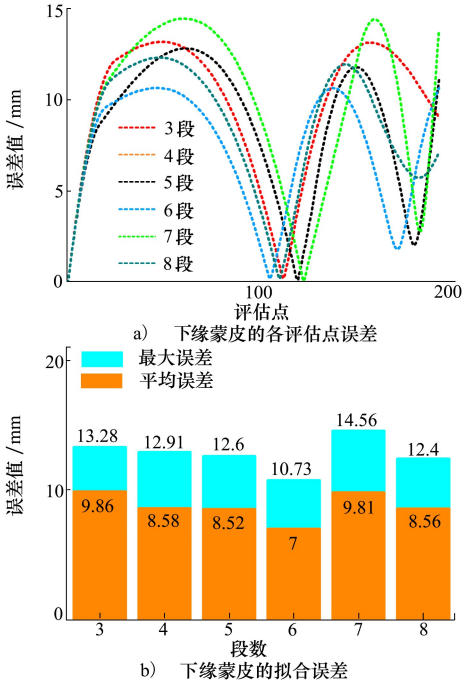


图 9 3~8 段变截面下缘蒙皮的拟合误差

根据图 9 可以看出,3~8 段变截面蒙皮的最大误差都处于第 50 个评估点附近,即处于下缘蒙皮曲率发生急剧增大处。综合考虑 3~8 段变截面厚度蒙皮拟合的最大误差、平均误差,本文选取 6 段变截面厚度蒙皮的优化结果作为最终的叠层实验方案,按照优化的厚度比例可知各段之间最佳的厚度比为 1.1∶5∶4.5∶4.7∶1∶5.1。由于本文使用的蒙皮厚度为 1 mm,则实际各段的厚度为 0.2,0.95,0.85,0.9,0.2,1 mm。

3 变截面厚度蒙皮的叠层实验

为了将本文提出的蒙皮成形法用于工程实践,根据上文优化的厚度比例关系采用弹性模量 E 为 25 GPa 的环氧树脂玻璃纤维复合材料作为蒙皮材料进行叠层实验。由于市面上能买到的环氧树脂玻璃纤维复合材料的厚度有 0.1,0.2,0.25,0.3 mm,因此在对上、下缘蒙皮进行叠层实验时,应尽量采用以上 4 种厚度进行叠层。所以上、下缘变截面蒙皮的各截面缩放后的实际工程厚度如表 8~9 所示。

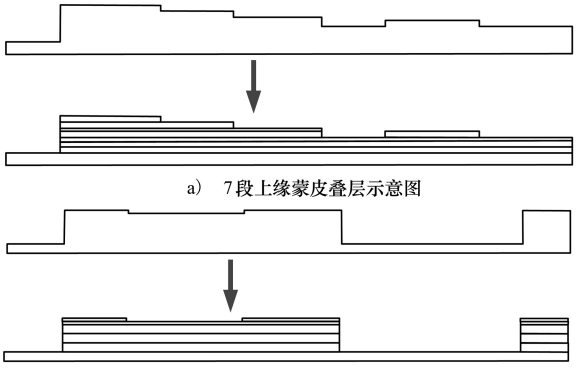
表 8 上缘变截面厚度蒙皮各段优化厚度与实际厚度 mm

分段编号	优化厚度	实际厚度	分段编号	优化厚度	实际厚度
1	1.54	0.2	5	4.69	0.55
2	8.62	1.0	6	5.51	0.65
3	7.37	0.85	7	3.88	0.45
4	6.50	0.75			

表 9 下缘变截面厚度蒙皮各段优化厚度与实际厚度 mm

分段编号	优化厚度	实际厚度	分段编号	优化厚度	实际厚度
1	2.05	0.2	4	9.09	0.95
2	9.69	0.95	5	1.94	0.2
3	8.77	0.85	6	9.97	1

在进行上、下缘蒙皮叠层实验时,上或下缘蒙皮都需要一个用于叠层的基体。由表 10~11 可知,本文上、下缘蒙皮的第一层厚度都为 0.2 mm,所以本文将 0.2 mm 作为上、下缘蒙皮叠层实验的基体。7 段变截面厚度上缘蒙皮和 6 段变截面厚度下缘蒙皮的叠层示意图如图 10 所示。



a)　7段上缘蒙皮叠层示意图

b)　6段下缘蒙皮叠层示意图

图 10　机翼后缘蒙皮叠层示意图

限于实验台和环氧树脂玻璃纤维复合材料板的尺寸原因,本文上、下缘蒙皮叠层实验的长度和宽度尺寸进行 1∶2 缩放并保持各段厚度为表 8 和表 9 所示的数值,即蒙皮展向长度为 200 mm。为了便于加工和叠层,在进行叠层实验时应尽量保证每一层的厚度相同。采用厚度分别为 0.1,0.25,0.3 mm 的环氧树脂玻璃纤维复合板进行叠层,7 段变截面厚度上缘蒙皮和 6 段变截面厚度下缘蒙皮的每段叠层厚度、长度分别如表 10 和表 11 所示。

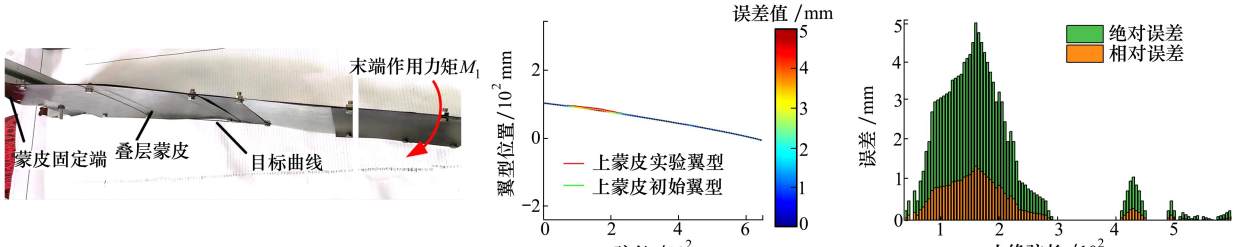
表 10　上缘变截面厚度蒙皮各段长度和叠层厚度　mm

分段编号	第四层	第三层	第二层	第一层	各段长度
1				0.20	45
2	0.30	0.20	0.30	0.20	106
3	0.20	0.20	0.25	0.20	157
4		0.30	0.25	0.20	65.5
5		0.10	0.25	0.20	118.5
6		0.20	0.25	0.20	106.5
7			0.25	0.20	59

表 11　下缘变截面厚度蒙皮各段长度和叠层厚度　mm

分段编号	第四层	第三层	第二层	第一层	各段长度
1				0.20	67
2	0.20	0.25	0.30	0.20	74
3	0.10	0.25	0.30	0.20	134.5
4	0.20	0.25	0.30	0.20	112.5
5				0.20	210
6	0.25	0.25	0.30	0.20	54.5

根据表 10 所示的叠层厚度和图 10a)所示的叠层方法对上缘变截面厚度蒙皮进行叠层实验,对比 7 段变截面厚度上缘蒙皮的成形轮廓曲线与上缘初始翼型曲线,得到蒙皮变形后的误差如图 11 所示。



a)　上缘蒙皮实验　　b)　上缘蒙皮实验误差　　c)　上缘蒙皮展开对应位置误差

图 11　7 段叠层式变截面厚度上缘蒙皮的误差分析

从图 11b)~11c)中可以分别看出,7 段变截面厚度机翼后缘上缘蒙皮的最大拟合误差处于上缘蒙皮靠近中央翼盒,其实验最大误差为 5 mm。在靠近这些位置处产生最大误差的原因主要有:①该位置在靠近蒙皮的固定端,变形较为困难;②本文在进行叠层实验时,发现蒙皮的层与层之间具有摩擦;③本文在进行叠层实验时,发现叠层材料具有内应力,该内应力会阻碍蒙皮的弯曲成形。在以上 3 个原因中,叠层材料的内应力是最大的影响因素,且叠层数越多成形蒙皮的应力越大。图 11c)表示叠层上缘蒙皮与目标上缘蒙皮的相对误差和绝对误差。为了便于观测和绘图,本文将相对误差扩大了 500 倍,即图 11b)中所示相对误差为真实相对误差的 500 倍。由图 11 c)可知,根据本文的蒙皮成型方法加工的上缘蒙皮与目标上缘蒙皮的最大相对误差小于 1%。

根据表 11 所示的叠层厚度和图 10b)所示的叠层方法对下缘变截面厚度蒙皮进行叠层实验,采用与上缘蒙皮相同的误差分析方法,得到变截面蒙皮变形后的误差如图 12 所示。

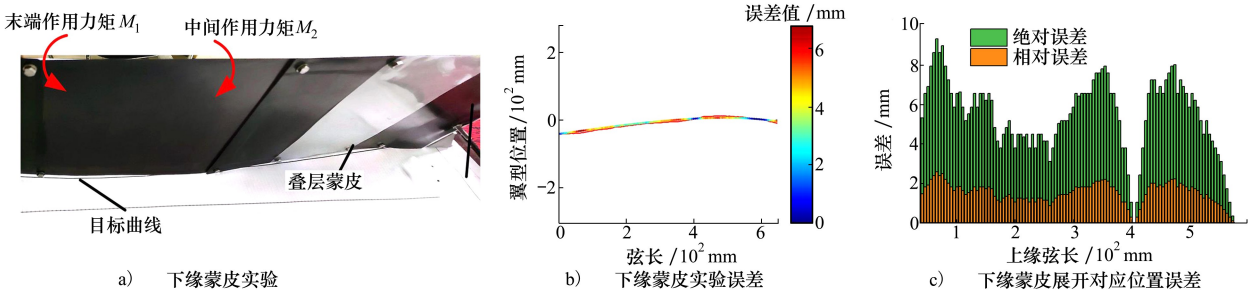


图 12 6 段叠层式变截面厚度下缘蒙皮的误差分析

从图 12b)~12c)中可以分别看出,6 段变截面厚度机翼后缘下缘蒙皮的最大拟合误差处于下缘蒙皮靠近中央翼盒和施加额外力矩位置处,其实验最大误差约为 7 mm。在靠近这些位置处产生最大误差的原因与上缘蒙皮相似。图 12c)表示叠层下缘蒙皮与目标下缘蒙皮的相对误差和绝对误差,图中所示相对误差也为真实相对误差的 500 倍。由图 12c)可知,根据本文的蒙皮成型方法加工的下缘蒙皮与目标下缘蒙皮的最大相对误差小于 1%。

4 结 论

本文提出了一种可同时优化蒙皮各段长度、厚度的变截面厚度蒙皮设计方法:基于遗传算法及 ANSYS APDL 的联合优化,对机翼后缘 3~8 段蒙皮的长度、厚度进行设计;采用环氧树脂玻璃纤维复合板进行上、下缘蒙皮的叠层实验。本文的理论计算表明,机翼后缘的上、下缘蒙皮的各段优化厚度变化趋势与机翼后缘弯曲变形基本保持一致,说明了按照机翼后缘的曲率变化规律对初始蒙皮的关键点进行设置的合理性。此外,本文以变形误差最小的上缘 7 段、下缘 6 段的变截面厚度蒙皮作为最终的后缘上、下缘变形蒙皮,进行了实验验证。本文的蒙皮叠层实验证明了变截面厚度蒙皮良好的可加工性和变形能力。

参考文献:

[1] YOKOZEKI T, TAKEDA S, OGASWARA T, et al. Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006, 37(10): 1578-1586

[2] BAI J B, CHEN D, XIONG J J, et al. A corrugated flexible composite skin for morphing applications[J]. Composites Part B Engineering, 2017, 131: 134-143

[3] ZHAO J T, WANG B F, MOU C W, et al. Research on tensile deformation and strain of composite corrugated skin[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(16): 1959-1962

[4] MOU C W, WANG B F, GE R J, et al. Basal body preparation and drive characteristic of corrugated skin with the active deformability[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2010, 32(2): 11-14

[5] OLYMPIO K R , GANDHI F. Flexible skins for morphing aircraft using cellular honeycomb cores[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2010, 21(17): 1719-1735

[6] BUBERT E A, WOODS B, LEE K, et al. Design and fabrication of a passive 1D morphing mircraft skin[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2010, 21(17): 1699-1717

[7] 宫晓博. 基于变刚度蒙皮和零泊松比蜂窝的变弯度机翼结构研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017
GONG Xiaobo. Research on variable camber wing structure based on variable stiffness skin and zero Poisson's ratio honeycomb [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017 (in Chinese)

[8] KUDVA J N, SANDERS B P, PINKERTON-FLORANCE J L, et al. Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing phase II

program[C]//Smart Structures and Materials 2001: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 2001: 383-389

[9] SUN J, GONG X, LIU Y, et al. Variable camber wing based on shape memory polymer skin[C]//54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013: 1919

[10] CHEN S B, CHEN Y J, ZHANG Z C, et al. Experiment and analysis of morphing skin embedded with shape memory polymer composite tube[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 25(16): 2052-2059

[11] MURRAY G, GANDHI F, BAKIS C. Flexible matrix composite skins for one-dimensional wing morphing[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2010, 21(17): 1771-1781

[12] TIMOSHENKO S P. On the correction for shear of the differential equation for transverse vibrations of prismatic bars[J]. The London, Edinburgh, and Dusblin Philosophical Magazine and Journal of Science, 1921, 41(245): 744-746

[13] 张宏智. 分段式变弯度机翼后缘拓扑优化设计[D]. 西安:西北工业大学,2021
ZHANG Hongzhi. Topological optimization design of trailing edge of segmented variable camber wing[D]. Xi′an: Northwestern Polytechnical University, 2021 (in Chinese)

A skin design method of variable camber wing trailing edge

ZHANG Yonghong, TANG Shuangquan, WANG Miao,
WANG Chengmin, GE Wenjie

(School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710072, China)

Abstract: As an important part of the wing, the skin deformation accuracy directly affect the aerodynamic performance of the aircraft in different environments. Based on the idea of easy processing and easy deformation, a method for designing variable section thickness skin for trailing edge of variable camber wings is proposed. In this paper, firstly, the thickness and length of each segment of 3 ~ 8 segments of trailing edge skin are optimized. Then the deformation results of different segments of skin are compared and analyzed. Finally, the correctness of the design results and the effectiveness of the method are verified by using stacked skin experiment.

Keywords: variable camber wing trailing edge; variable section thickness skin; upper and lower edge skin curvature

引用格式: *张永红, 唐双全, 王淼, 等. 一种适用于变弯度机翼后缘的蒙皮设计方法[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(2): 329-337*

ZHANG Yonghong, TANG Shuangquan, WANG Miao, et al. A skin design method of variable camber wing trailing edge [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(2): 329-337 (in Chinese)

© 2023 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.