

可变后缘弯度机翼柔性蒙皮的变形特性分析

尹维龙^{1,2} 田东奎¹

(1. 哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 哈尔滨, 150080;

2. 哈尔滨工业大学特种环境复合材料技术国家级重点实验室, 哈尔滨, 150080)

摘要:应用面元法和有限法建立了柔性蒙皮在气动载荷作用下的流固耦合分析方法。数值仿真结果表明:位于变形后缘上表面的柔性蒙皮在气动载荷作用下将被“吸”成鼓包形状,且这个局部变形对翼型后缘部分的压力分布具有很大影响。在此基础上,研究了柔性蒙皮在气动载荷作用下的变形随其弹性模量、厚度和初始预应变的变化规律。可以得出,柔性蒙皮的变形量随着翼型后缘偏角的增加而先增大后减小,并不是随着后缘偏角的增加而增大;增加蒙皮的厚度可以减少柔性蒙皮的最小弹性模量和最小拉伸刚度,但蒙皮的厚度受限于机翼的结构空间;满足Jacobs形变准则的蒙皮最小拉伸刚度随着蒙皮预应变的增加而降低。

关键词:飞行器设计;可变后缘弯度;柔性蒙皮;弹性模量;蒙皮厚度;预应变

中图分类号:V215.3

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)04-0493-04

Deformation of Flexible Skin for Variable Trailing-Edge Camber Wing

Yin Weilong^{1,2}, Tian Dongkui¹

(1. Center for Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150080, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150080, China)

Abstract: The method for calculating the displacement of the flexible skin under the air loads is developed based on the panel method and the finite element method. Numerical results show that the flexible skin on the upper surface of the trailing edge will bubble under the air loads and the bubble has a great effect on the aerodynamic pressure near the surface of the local deformation. Then, the relationships between the deformation of flexible skin and its parameters such as elastic modulus, thickness and pre-strain are discussed. It can be seen that the displacement of flexible skin firstly increases and then decreases with the increasing flap angle of trailing edge. To increase the skin thickness can reduce the minimum elastic modulus and the minimum tensile stiffness. But the skin thickness is limited by the space of wing structure. The minimum tensile stiffness based on the Jacobs rules will reduce with the increasing pre-strain acting in the flexible skin.

Key words: aircraft design; variable camber of trailing edge; flexible skin; elastic modulus, thickness of flexible skin; pre-strain

可变形飞行器在执行不同的使命,以及某一使命的各个任务段都保持最优化的飞行效能,具有更高的环境适应、应变、攻击和生存能力^[1-2]。可变形

飞行器要实现机翼后掠角、面积和前后缘弯度等参数的大幅度变化,机翼蒙皮必须能够承受足够大的形变量,且在变形过程中蒙皮要有足够大的面外刚

基金项目:高等学校博士学科点专项科研基金(20102302120032)资助项目;中央高校基本科研业务费专项基金(HIT.NSRIF. 2012028)资助项目;特种环境复合材料技术重点实验室开放基金资助项目。

收稿日期:2011-10-12; **修订日期:**2012-01-10

通讯作者:尹维龙,男,博士,副教授,1980年1月生, E-mail: yinweilongbi@sina.com。

度来维持机翼的气动外形,同时在变形过程中蒙皮的面内刚度要尽可能地小,以降低驱动器的输出力^[3-5]。早期的研究大多采用“鱼鳞叠片”式传统硬蒙皮^[6],这种蒙皮虽然满足了机翼承载和变形需求,但却无法满足机翼表面光滑、连续和整体气密性等要求,使变形机翼气动效率不能达到最佳。由此可见,大变形柔性蒙皮技术是可变形飞行器实现机翼大尺度变形的关键^[7]。

柔性蒙皮的最大特点是大形变量和低弹性模量。一方面,从驱动结构变形的角度,柔性蒙皮的弹性模量越低越好;另一方面,柔性蒙皮在气动载荷作用下的形变量取决于蒙皮的刚度,蒙皮的弹性模量越大,其形变量越小。那么,柔性蒙皮弹性模量应该在两者之间进行折中选择。柔性蒙皮在气动载荷作用下可能会产生“凹陷”和“鼓包”两种变形形式^[8]。“凹陷”变形可以通过机翼结构内部的支撑物来消除。“鼓包”的存在将极大地影响机翼的气动特性,如阻力的增加和升阻比的降低^[8]。为此,一些学者采用 Jacobs 在 1934 年提出的蒙皮形变准则,即蒙皮面外变形的最大值不能超过机翼根弦的 0.1%^[9],称之为枕头约束^[10]或鼓包约束^[11]。本文以柔性可变后缘弯度机翼为研究对象,依据 Jacobs 蒙皮形变准则,重点研究柔性蒙皮在气动载荷作用下的形变随其弹性模量、厚度和初始预应变的变化规律。

1 柔性蒙皮的力学分析方法

柔性蒙皮在气动载荷作用下的形变分析是流固耦合问题,本文采用顺序迭代法求解。二维翼型的压力和气动力计算采用面元法^[11],沿整个翼型轮廓线划分 250 个片段。二维翼型的结构分析采用有限元方法,在有限元软件 ANSYS 中进行,采用膜单元来对柔性蒙皮进行有限元划分。循环判据为气动力和结构变形两者的残差均满足给定要求(本文残差取 1%)。计算过程中考虑蒙皮预应变(包括初始预应变和蒙皮自身变形所施加的预应变)的影响。

本文的计算对象为柔性可变后缘弯度机翼翼段模型,弦长为 500 mm,翼型为 NACA0012,后缘长度为翼型弦长的 20%,来流速度为 20 m/s。柔性蒙皮采用硅橡胶材料,与变结构之间采用胶接方式进行连接。可以看出,程序经过 8 次的迭代,翼型升力系数和蒙皮的最大形变量均达到稳定值。图 1 为柔性蒙皮在气动载荷作用下的最终形变状态和变形后的柔性蒙皮对翼型上、下表面压力分布的影响。可以看出,柔性蒙皮在气动载荷作用下被“吸”

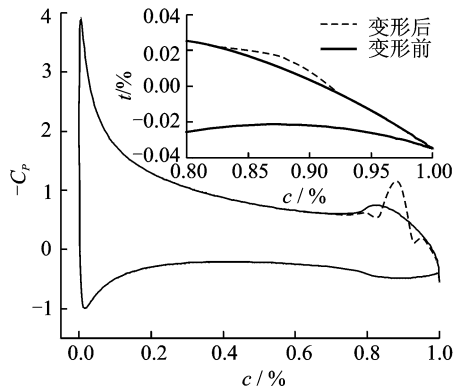


图 1 柔性蒙皮的变形情况和压力分布图

成鼓包形状;同时,翼型上表面压力在柔性蒙皮“鼓包”位置出现比较大的变化。

2 参数讨论

对于各向同性材料的柔性蒙皮而言,其设计参数主要有蒙皮厚度、弹性模量和蒙皮初始预应变。基于第 1 节建立的分析方法,讨论柔性蒙皮的最大形变量随着上述设计变量的变化规律。若无特殊说明,以下计算均在来流速度为 20 m/s 和迎角为 12° 的条件下进行。

2.1 弹性模量

图 2 为不同弹性模量蒙皮的最大形变量随着后缘偏角的变化曲线,初始预应变为零,蒙皮厚度为 2 mm。可以看出,当蒙皮弹性模量为 10 MPa 和初始预应变为 0 时,随着柔性后缘从 0° 开始变形,柔性蒙皮的最大形变量随着后缘偏角的增加而增大,当后缘偏角为 1.5° 时蒙皮形变量达到最大(为 0° 时的 2 倍左右);但是,随着后缘偏角的继续增加,蒙皮的形变量又急剧降低,当后缘偏角为 6° 时降为 0°,即:此时的柔性蒙皮与变形结构之间没有间隙。那是因为,当后缘偏角为 0° 时,蒙皮的预应变为 0,此时蒙皮在气动载荷的作用下一定会发生“鼓

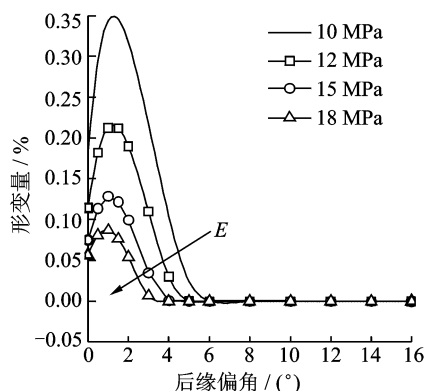


图 2 蒙皮的最大形变量随后缘偏角的变化

包”变形;随着后缘偏角的增加,柔性蒙皮所处区域的气动载荷逐渐增加,柔性蒙皮的变形量也随之增大,虽然蒙皮的预应变也随后缘偏角的增加而增加(见图3),但是蒙皮的曲率很小,预应变的作用非常有限;当后缘偏角大于 1.5° 时,此时随着后缘偏角的增加,上表面蒙皮的曲率增大,预应变的作用逐渐增大,当后缘偏角大于 6° 时,预应变的存在足以抵消蒙皮在气动载荷作用下的变形。

从图2还可以看出,柔性蒙皮在气动载荷作用下的变形随着蒙皮弹性模量的增加而降低;当蒙皮弹性模量为10,12,15和18 MPa时,在整个后缘偏角的变化范围内,蒙皮的最大变形量为0.35%,0.21%,0.13%和0.09%,弹性模量为18 MPa的蒙皮最大形变量比弹性模量为10 MPa时降低了74%。很显然,增加蒙皮的弹性模量可以降低蒙皮的形变量,但同时也增加了蒙皮的拉伸刚度。

2.2 蒙皮厚度

图3为不同厚度蒙皮的最大形变量随着后缘偏角的变化曲线。可以看出,随着蒙皮厚度的增加,柔性蒙皮在气动载荷作用下的形变量明显减小,当厚度从2增加到2.2 mm时,柔性蒙皮在后缘偏角为 1.5° 时的最大形变量减少了36%。

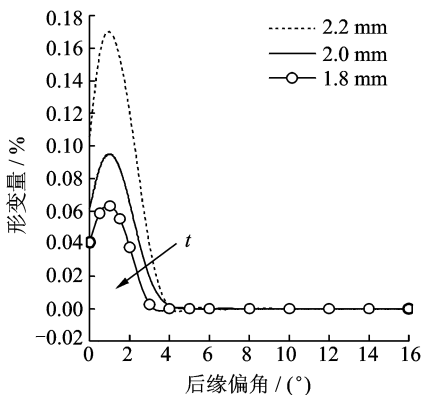


图3 不同厚度蒙皮的最大形变量随着后缘偏角的变化

图4为柔性蒙皮的最大形变量随着蒙皮厚度的变化

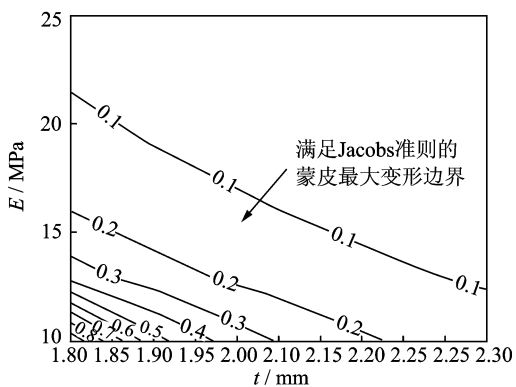


图4 最大形变量随着蒙皮厚度的变化

和弹性模量的变化等值线图。依据Jacobs的蒙皮形变准则,可以得出:增加蒙皮的厚度可以减少柔性蒙皮的最小弹性模量。当蒙皮厚度为2 mm时,蒙皮的最小弹性模量为16.8 MPa,当蒙皮厚度增加到2.2 mm时,蒙皮的最小弹性模量降为13.4 MPa。

2.3 初始预应变

在蒙皮厚度一定的前提下,如何降低蒙皮弹性模量成为降低蒙皮拉伸刚度的关键。文献[8]的研究结果表明预应变能够有效地降低蒙皮的鼓包变形。因此,施加预应变提供了一个降低蒙皮弹性模量的新思路。图5为蒙皮最大形变量随着蒙皮预应变和弹性模量变化的等值线分布图,蒙皮厚度为2 mm。可以看出,满足Jacobs蒙皮形变准则的蒙皮最小弹性模量随着蒙皮预应变的增加而降低;当蒙皮的预应变为零时,蒙皮的最小弹性模量为16.8 MPa,当预应变为0.15%时,蒙皮的最小弹性模量为10.5 MPa,降幅为37.5%。也就是说,通过预应变的施加可以显著地降低蒙皮的最小弹性模量。

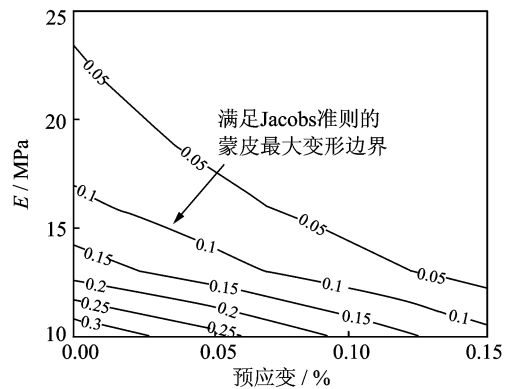


图5 蒙皮最大形变量等值线($t=2$ mm)

3 结 论

(1)位于变形后缘上表面的柔性蒙皮在气动载荷作用下将被“吸”成鼓包形状,且这个鼓包变形对翼型“鼓包”位置的压力分布具有很大影响。

(2)增加蒙皮的厚度可以减少柔性蒙皮的最小弹性模量和拉伸刚度,但蒙皮的厚度受限于机翼的结构空间。

(3)满足Jacobs形变准则的蒙皮最小拉伸刚度随着蒙皮预应变的增加而降低。

参考文献:

[1] 崔尔杰,白鹏,杨基明.智能变形飞行器的发展道路[J].航空制造技术,2007(8):38-41.

Cui Erjie, Bai Peng, Yang Jiming. Development of smart morphing aircraft[J]. Aeronautical Manufac-

- turing Technology, 2007(8):38-41.
- [2] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj M R. A review of morphing aircraft [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011(22): 823-877.
- [3] Yin W L. Stiffness requirement of flexible skin for variable trailing-edge camber wing[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53(4): 1077-1081.
- [4] Thill C, Etches J, Weaver P. Morphing skins[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1129): 117-139.
- [5] Yin W L, Sun Q J, Leng J S. Seamless morphing wing with SMP skin[C]//International Conference on Multifunctional Materials and Structures. Hong Kong:Trans Tech Publications, 2008:97-100.
- [6] Tomohiro Y, Shin-ichi T, Toshio O, et al. Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures [J]. Composites; 2006(Part A 37): 1578-1586.
- [7] Gerald R A, David L C, David J P. Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Waikiki; AIAA Inc. , 2007.
- [8] Yin W L, Liu J C, Leng J S. Mechanical characteristics of shape memory polymer for morphing wing skin under airflow[J]. Frontiers of Mechanical Engineering in China, 2009, 4(4):447-449.
- [9] Jacobs E N. Airfoil section characteristics as affected by protuberances[R]. NACA Report-46, 1934.
- [10] Inoyama D, Sanders B P, Joo J J. Topology synthesis of distributed actuation systems for morphing wing structures [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1205-1213.
- [11] Gandhi F, Anusonti P. Skin design studies for variable camber morphing airfoils [J]. Smart Material and Structure, 2008(17): 1-8.