

铺层区域划分对大展弦比机翼静气动弹性影响

李金洋 王军利 冯钰茹 陆正午 李佳豪

(陕西理工大学机械工程学院, 汉中 723000)

文 摘 为了研究铺层区域变量对大展弦比机翼静气动弹性的影响,本文在考虑几何非线性影响下,依据有限元分析,研究了外翼段铺层区域的划分以及 90° 铺层角度的个数对大展弦比机翼静气动弹性特性的影响。结果表明, 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 混合铺层的铺设效果优于只有 0° 、 $\pm 45^\circ$ 铺层的区域;机翼变形情况随着外翼段铺层区域的增大而减小,且减小斜率逐步增大;外翼段铺层区域固定时,增加 90° 铺层角度个数会有效减小机翼变形,且机翼变形情况与增加的个数基本呈现负相关关系,其个数在铺层设计中可能存在一个最佳取值或最优占比。

关键词 大展弦比,铺层设计,静气动弹性,几何非线性

中图分类号:V211.47

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2023.03.010

Effect of Section Layup Region Division on Static Aeroelasticity of High Aspect Ratio Wing

LI Jinyang WANG Junli FENG Yuru LU Zhengwu LI Jiahao

(Mechanical Engineering College, Shaanxi University of Technology, Hanzhong 723000)

Abstract In order to investigate the influence of lay-up area variables on the static aeroelasticity of a high span ratio wing, this paper uses finite element analysis to investigate the influence of the division of the outer wing section lay-up area and the number of 90° lay-up angles on the static aeroelasticity of a high span ratio wing, while accounting for geometrical non-linearity. The results show that the effect of 0° , $\pm 45^\circ$, and 90° mixed lay-ups is superior to that of 0° and $\pm 45^\circ$ lay-ups alone; the wing deformation decreases with the increase of the outer section lay-up area, and the slope of the decrease gradually increases; when the outer section lay-up area is fixed, increasing the number of 90° lay-up angles effectively reduces the wing deformation, and the wing deformation essentially shows a negative correlation with the number of plies, there may exist an optimal value or optimal ratio in the ply design.

Key words High aspect ratio, Layer design, Static aeroelasticity, Geometric nonlinearity

0 引言

20世纪中叶,美国空军材料研究所为提升军用战斗机的性能而开展了复合材料的研究工作。复合材料有着比强度高、可设计性等诸多优点,在航空航天工程的应用中大放光彩。从民用航空市场的波音787到军用战斗机的F-22无不体现着复合材料应用的优越性。气动弹性剪裁设计技术指利用复合材料的刚度方向性和变形耦合来调整翼面的气动弹性变形,从而实现飞机气动弹性以及结构方面的优化设计^[1]。X-29验证机通过设计复合材料铺层方向性

从而有效地解决了弯扭耦合导致的气动弹性发散问题,其成功试飞也标志着气动剪裁设计技术的成功应用。

气动弹性剪裁设计的研究工作作为一个经久不衰的话题,引发了诸多学者对其进行研究。在复合材料机翼铺层结构设计研究方面:杨超和万志强等^[2-4]利用PATRAN/NASTRAN软件,集中研究了复合材料铺层角度、铺层比例、铺层非均衡性以及铺层厚度等诸多因素对大展弦比机翼静气弹和颤振方面的影响;徐伟、B. MOSTEFA等^[5-6]依据有限元分析方

收稿日期:2021-04-01

基金项目:陕西省技术创新引导专项基金(2021QFY05-03);陕西理工大学研究生创新基金(SLGYCX2232)

第一作者简介:李金洋,1997年出生,硕士研究生,主要从事气动弹性及飞行器设计方面研究。E-mail:18292561980@163.com

通信作者:王军利,1977年出生,博士,教授,主要从事气动弹性及机械振动方面研究。E-mail:wjl503@126.com

法,考虑铺层角度、层厚和位置等变量影响,利用数值模拟和实验手段进行了变形机翼的研究;朱江辉、徐欣荣等^[7-8]则重点研究了复合材料机翼的气弹剪裁和结构减重的问题,有效控制了机翼的变形并使得结构质量有所下降。

在结构铺层优化研究方面:S. LEI等^[9]利用商业ANSYS软件对某大展弦比机翼的铺层方式进行优化;E. I. BASRI等^[10]研究了不同角度的铺层组合结构并进一步确定了有结节机翼前缘的最佳铺层组合;白俊强^[11]提出了三级优化算法,以强度和变形为约束条件,通过三级优化算法使得机翼结构质量和颤振速度有了明显的改变;刘湘宁等^[12]考虑非线性气动力因素,以颤振速度为目标函数,研究了不同截面的复材机翼颤振速度与铺层角度之间的关系,优化后翼颤振速度提高了22.77%。

综上所述代表研究主要分为两大类研究方向:第一类是以铺层顺序、铺层厚度、铺层比例等诸多参数为代表的结构设计研究,其目的主要是明确各参数的分配对机翼气动或结构性能所造成的影响;第二类是以飞行器某些性能为优化目标开展的多学科综合优化,其主要以敏度算法、遗传算法或者混合算法为基础,通过对铺层变量的优化,以此来提高颤振速度或者降低结构质量。本文以某型号大展弦比机翼为研究对象,重点探究了复合材料铺层区域的变化以及铺层角度的有序改变对大展弦比机翼静气动弹性问题的影响,旨在为飞行器复合材料铺层设计提供一定的参考。

1 理论基础

1.1 气动载荷计算

以Navier-Stoke方程为控制方程进行流场的求解,该方程在笛卡尔坐标系下积分形式可表示为^[13-14]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{Q} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} \bar{F} dS = \frac{1}{Re} \iint_{\partial\Omega} \bar{F}^V dS \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \bar{Q} &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho_u \\ \rho_v \\ \rho_w \\ \rho_E \end{bmatrix}, \quad \bar{F}^V = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \phi_x & \phi_y & \phi_z \end{bmatrix} \\ \bar{F} &= \begin{bmatrix} \rho_u & \rho_v & \rho_w \\ \rho u^2 + p & \rho uv & \rho wu \\ \rho uv & \rho v^2 + p & \rho vw \\ \rho uw & \rho vw & \rho w^2 + p \\ \rho uh & \rho vh & \rho wh \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中, ρ 为网格中心密度; Re 为雷诺数; u, v, w 为 x, y, z 3个方向的速度; p 为压力; E 为总能量; τ 为应力张

量; ϕ 为热流量; H 为焓; \bar{Q} 为流场守恒变量矩阵; \bar{F} 为对流通量矩阵; \bar{F}^V 为耗散通量矩阵; Ω 为气体微团控制体; $\partial\Omega$ 为控制体单元的边界; $d\Omega$ 为控制体体积微元; dS 为面积微元的外法向面积向量。

1.2 结构计算

在结构计算中,其平衡方程可表示为^[14]:

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F \quad (3)$$

当涉及结构大变形几何非线性问题时,刚度矩阵 K 可表示为^[16]:

$$K = K^{inc} + K^u - K^a \quad (4)$$

式中, M 是质量矩阵; C 是阻尼矩阵; u 是位移矢量; \dot{u} 是速度矢量; \ddot{u} 是加速度矢量; F 是力矢量; K^{inc} 是主切向刚度矩阵; K^u 是大位移刚度矩阵; K^a 是初始载荷矩阵。

1.3 耦合数据传递

为了提高结构几何非线性等问题的计算精度,流-固耦合界面的插值精度将对计算起着重要的作用。耦合面的数据交换依据守恒插值方法。耦合界面上流-固耦合时可表示为^[17]:

$$u_f = H \cdot u_s \quad (5)$$

$$\Delta u_f \cdot f_a = \delta u_s^T \cdot f_s \quad (6)$$

式中, u_f 为气动点位移; u_s 为结构点位移; H 为插值矩阵; f_a 为气动载荷; f_s 为结构等效载荷; $\delta u_f, \delta u_s$ 分别为气动点与结构点的虚位移。

若 H 是与位移的无关量,则有

$$\delta u_f = H \cdot \delta u_s \quad (7)$$

进而得到结构等效载荷与气动载荷关系,即

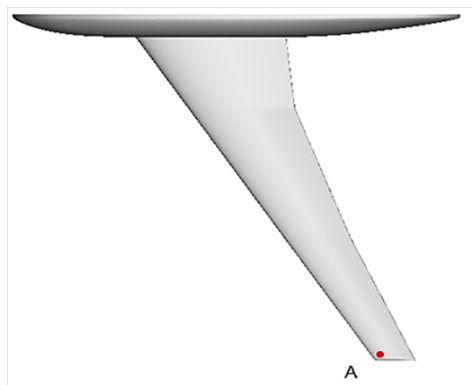
$$f_s = H^T \cdot f_a \quad (8)$$

2 算例模型

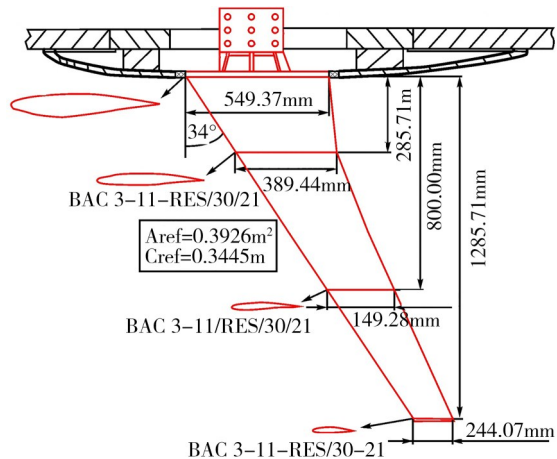
2.1 验证算例

选取HIRENASD机翼模型作为研究对象,机翼模型如图1所示,以松耦合流-固耦合理论为计算方法。翼型选用超临界BAC3-11/R ES/30/21,机翼参考面积为0.3926 m²,参考长度为0.3445 m,展弦比为12.08。分别计算攻角为-1.5°、0°、1.5°、3°、4.5°时,雷诺数为7×10⁶,飞行速度为0.8马赫情况下机翼翼尖前缘附近A点的纵向变形^[18]。

求解时,流场采用非结构四面体网格进行划分,并对机翼前缘处的网格进行加密处理,共计生成节点2581247个,网格单元1869810个。机身根部平面设置为对称边界条件,机翼和机身设置为物面边界条件,其他均设置为远场压力边界条件。结构计算中,主翼有限元模型采用非结构四面体网格划分,共计生成节点133215个,网格单元75790个,边界条件为翼根固定支撑约束。经计算,数值仿真结果与实验值基本吻合,因此该计算方法适用于静气动弹性分析,并拥有较好的计算精度。图2所示为有限元模型及结果对比。



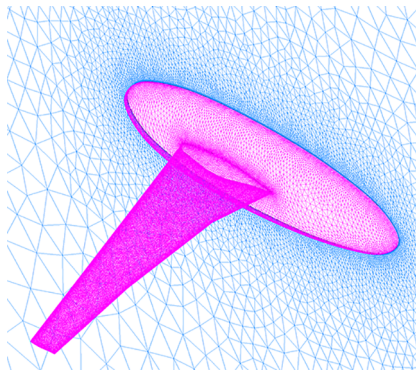
(a) 机翼模型



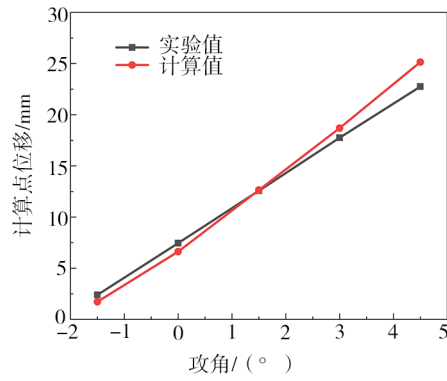
(b) 机翼平面几何参数

图1 HIRENASD机翼模型及参数

Fig. 1 HIRENASD wing model and parameters



(a) 有限元模型



(b) 结果对比

图2 HIRENASD机翼有限元模型及计算结果对比

Fig. 2 HIRENASD wing finite element model and comparison of calculation results

2.2 铺层算例

以某大型无人机机翼为例,机翼模型半展长为16 m,展弦比 λ 为20.65,根梢比 η 为3.4,前缘后掠角 χ_0 为 6° ,翼型采用NACA63212层流翼型。机翼内部结构为经典的双梁多肋、上下蒙皮结构。飞行高度为15 km,巡航状态下飞行速度为0.6马赫数,机翼攻角为 2° 。其结构模型如图3所示,其中翼梁和翼肋选用铝合金材料,屈服极限为280 MPa,安全系数取2,弹性模量为71 GPa,泊松比为0.33。蒙皮铺层材

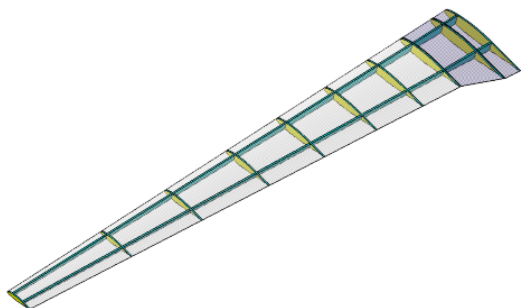


图3 机翼结构模型

Fig. 3 Wing structure model

料选用UT700,具体材料参数如表1所示。

表1 UT700材料参数

Tab. 1 UT700 material parameters G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}

密度 $\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	弹性模量/GPa			剪切模量/GPa			泊松比		
	E_x	E_y	E_z	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}	PR_{xy}	PR_{yz}	PR_{xz}
1800	115	6.43	6.43	6	6	6	0.28	0.34	0.28

考虑工程实际应用,选取铺层角度分别为 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° , 0° 参考方向取翼根平面切线方向。以等厚度铺层为例,每次调整外翼段铺层区域大小。定义外翼段铺层区域为翼梢起沿展向翼根占比0.3、0.4、0.5、0.6、0.7处为铺层区域I,其余段定义为铺层区域II。铺层区I暂固定 90° 铺层角度个数为6个,铺层区域II内不含 90° 铺层角度。铺层方式采用对称铺设,层合板单层厚度为0.2 mm,共计铺设为40层。比较外翼段铺层区域占比系数的递增对大展弦比机翼静气动弹性的影响,具体铺层方案如表2所示。

随后,固定外翼段铺层区域的占比系数,铺层区域II铺层的顺序保持不变,依旧保持为

$[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ_2/0^\circ_2/45^\circ/0^\circ_2/ - 45^\circ_2/0^\circ_2/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$ 。在铺层区域 I 的基础上,调整 90° 铺层角度的个数,使其个数从 0 逐次增加至 10(90° 个数

为 0 时即整个机翼采用铺层区域 II 的铺层顺序)。观察由 90° 铺层角度个数引起的机翼变形情况。以 0.3 翼段为例,铺层方案设计如表 3 所示。

表 2 外翼段占比系数改变铺层方案

Tab. 2 Layout scheme for changing proportion coefficient of outer wing segment

铺层区域	铺层顺序
I	$[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ_2/0^\circ_2/45^\circ/90^\circ_2/ - 45^\circ_2/90^\circ_2/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$
II	$[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ_2/0^\circ_2/45^\circ/0^\circ_2/ - 45^\circ_2/0^\circ_2/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$

表 3 等厚度铺层方案

Tab. 3 Equal thickness layup scheme

外翼段占比系数	个数	厚度/mm	铺层顺序
0.3	0	8.0	$[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ_2/0^\circ_2/45^\circ/0^\circ_2/ - 45^\circ_2/0^\circ_2/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$
	1	8.0	$[45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ_2/0^\circ_2/45^\circ/0^\circ_2/ - 45^\circ_2/0^\circ_2/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$

	9	8.0	$[45^\circ/90^\circ/45^\circ/90^\circ/45^\circ_2/90^\circ_2/45^\circ/90^\circ_2/ - 45^\circ_2/90^\circ_2/ - 45^\circ/90^\circ/ - 45^\circ/0^\circ/ - 45^\circ]$
	10	8.0	$[45^\circ/90^\circ/45^\circ/90^\circ/45^\circ_2/90^\circ_2/45^\circ/90^\circ_2/ - 45^\circ_2/90^\circ_2/ - 45^\circ/90^\circ/ - 45^\circ/90^\circ/ - 45^\circ]$

气动载荷利用 Fluent 软件进行数值模拟求解。具体实施过程如下:基于 Navier-Stoke 方程进行求解计算。湍流模型选取为 SA 单方程模型。空间离散项中,粘性通量矢量选取为二阶中心格式,对流量通量矢量选取为 Roe-FDS 格式^[19]。时间离散项中,采用 LU-SGS 隐式时间离散方法推进求解^[20]。流场计算域和机翼均采用非结构网格,并针对物面附近的网格进行细化与加密处理,暂不考虑流动转捩造成的影响。结合实际计算条件,经过网格、迭代步数无关性验证,最终共计生成节点 986 262,网格单元数为 717 173。翼根处边界条件设置为对称边界条件,翼面设置为物面边界条件,其余均设置为压力远场边界条件。

结构变形计算时,因考虑几何非线性的影响,故利用牛顿-拉普森迭代法^[21]进行数值解析。机翼有限元结构模型采用非结构四面体网格划分,翼根施加固定约束,共计得到节点数 121 171 个,网格单元数为 86 675 个。其次,将上述流场中求解的气动载荷插值到结构网格节点上。有限元模型如图 4 所示。

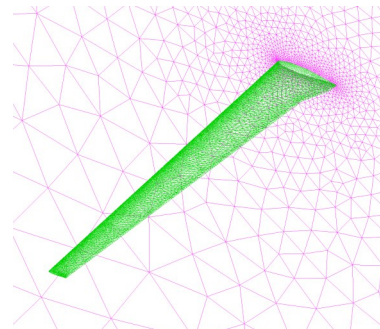


图 4 机翼流场有限元网格划分

Fig. 4 Finite element meshing of wing flow field

3 结果与讨论

3.1 铺层区域对机翼总体变形的影响

图 5 为外翼段铺层占比与机翼最大位移和扭转角的关系。可见,随着外翼段占比增加,最大变形呈下降趋势,且下降斜率不断增大;相反,翼尖最大扭转角(负扭转角)随着挠度的减小而增大,说明翼段铺层区域的改变和 90° 铺层角度的引入对机翼的何位移有很好的抑制作用。其主要原因为:添加 90°

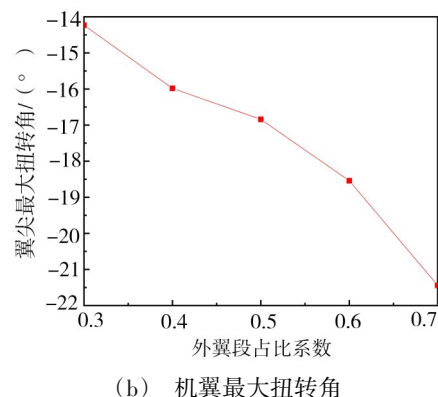
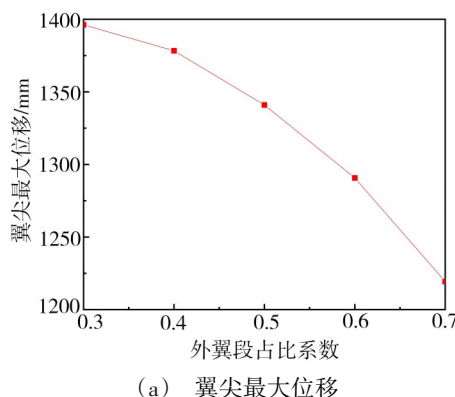


图 5 外翼段占比与机翼变形结果

Fig. 5 Outer wing segment ratio and wing deformation results

铺层角后层合板性质发生改变。当铺层角度只有 0° 和 45° 时,铺层结构轴向刚度承受能力较小,而面内剪切刚度承载能力相对较大。这样的铺层结构主要承受因外载荷造成的扭转影响,称之为承剪蒙皮。引入 90° 铺层角度后,蒙皮结构的 90° 轴向刚度得以加强,拉压载荷承载能力更强,但是承剪强度随之降低。另外,随着外翼段铺层区域的逐渐扩大,由下洗和外洗对结构造成的空气附加效应逐渐减弱。所以在两者的共同作用下,机翼变形发生了显著的改变。

3.2 添加角度对机翼总体变形的影响

在本算例中,当外翼段铺层区域一定时, 90° 铺层角度个数的增加可有效减小机翼的变形。如图6所示,当外翼段铺层区域占比从0.3到0.7时,不含 90° 铺层角度所有情况下的机翼翼尖变形基本保持一致,但随着 90° 铺层角度增多,机翼变形减小愈为明显,也从侧面印证了上述规律,扭转角受到 90° 铺

层角度和铺层区域大小的双重影响。随着 90° 个数的增加,扭转角的变化呈振荡趋势,其中,当铺层区域占比系数为0.6时,扭转角变化相对平缓,其余皆因铺层角度增加情况不同而发生不同的振荡状态。对于机翼翼尖位移变化,其斜率变化在逐渐递减,说明机翼变形抑制情况也逐渐降低,最终可能达到一个稳态值。即 90° 铺层角度个数不一定是越多越好,而是存在一个最优取值或和其他铺层角度形成一个最优比例。以本算例为例,最终铺层 $0^\circ : \pm 45^\circ : 90^\circ$ 比例为 $0 : 5 : 5$,消除了 45° 铺层角度,机翼彻底演变为抗拉压结构铺层,但这种结构容易忽略扭转特性导致的结构问题,甚至影响颤振边界。因此,具体的混合铺层比例还应根据机翼的结构耦合特性来决定,明确其在实际工况下的扭转特性与弯曲特性因素。不同铺层角度组合下层合板的力学特性见图7。

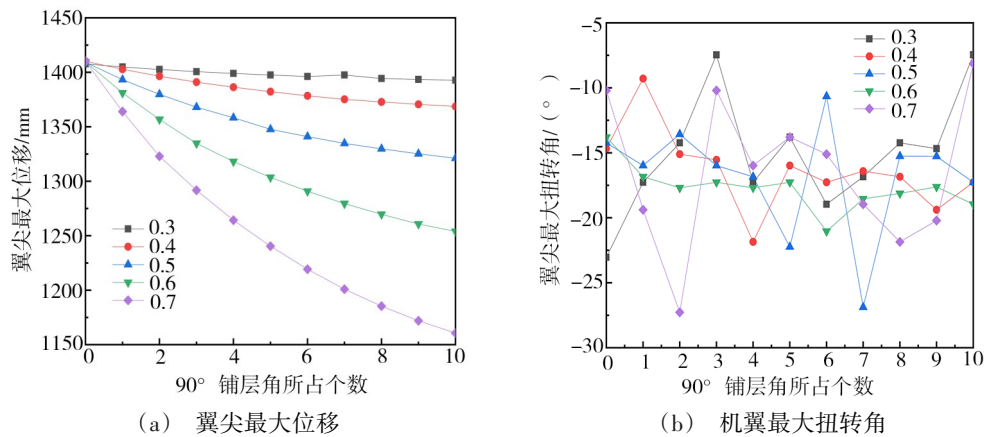


图6 90° 铺层角数量与机翼变形结果

Fig. 6 Number of 90° lamination angles and wing deformation results

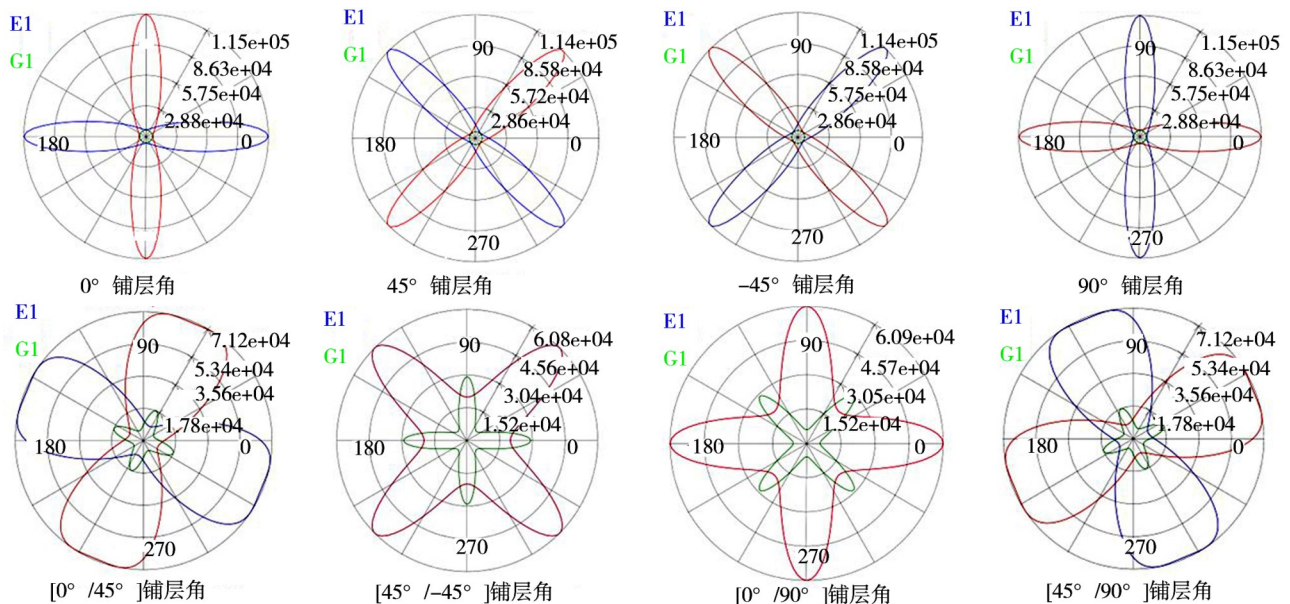


图7 不同角度层合板组合性能示意图

Fig. 7 Composite performance of laminates from different angles

综上,从铺层角度方面来讲,单层层合板的铺层角度只影响特定方向的刚度,而复层合板则会因为铺层角度的堆叠产生多变的力学特性。随着铺层角度的改变,结构的拉压特性与弯扭特性一直变化,也逐步演变成为准各向同性结构,见图8,而这种结构相对来说能同时顾及多种结构变形。

从铺层区域来讲,铺层区域的改变对机翼结构变形也会产生重要影响。不同翼型、不同几何平面、不同结构形式的机翼在飞行中受力会皆不相同,其产生的气动弹性特性也随之不同。因此,针对特有受力情况进行特定铺层,可显著改变机翼的弹性变形。

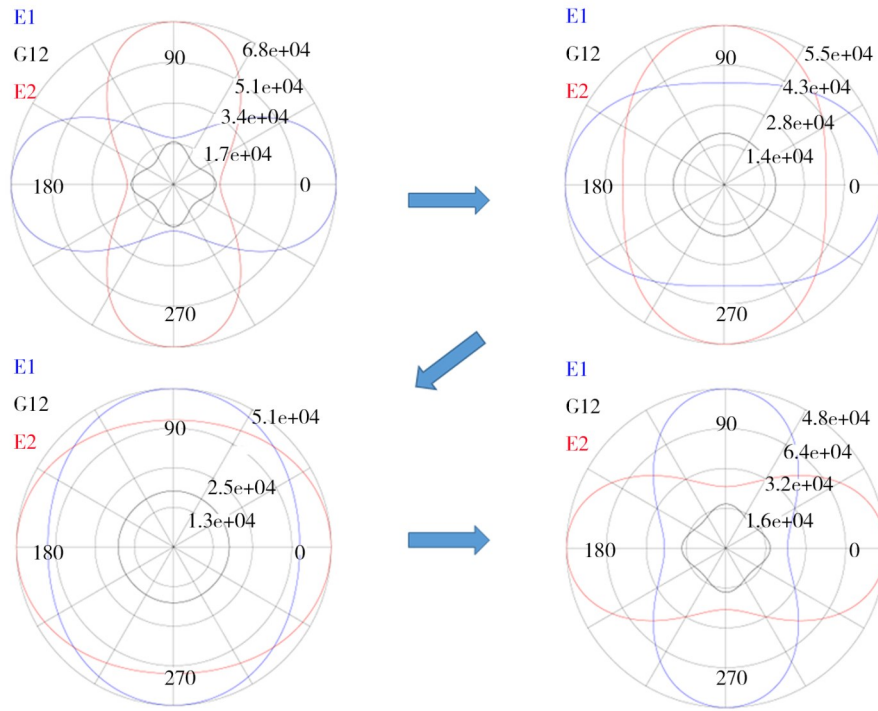


图8 复合材料层合板的力学性能

Fig. 8 Mechanical properties of different laminates

4 结论

本文通过改变翼段铺层区域大小及 90° 层角度个数,分析其参数的改变对大展弦比机翼的静气动弹性的影响,研究得出以下几点结论:

(1) 90° 铺层角度对大展弦比机翼的静气动弹性会产生重大影响, 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 铺层角度构成的混合铺层铺设效果一定程度上优于只有 0° 、 $\pm 45^\circ$ 铺层角度的铺设效果;

(2)随着外翼段铺层区域的增大,机翼最大变形呈减小趋势,且随着外翼段区域占比的扩大而急剧减小,故在飞机的蒙皮铺层设计中,应考虑翼段铺层区域对其静气动弹性造成的影响,以选取合适的铺层区域占比;

(3)扭转角随着 90° 铺层角度的增加和铺层区域的扩大会有动态振荡变化,设计时应结合具体飞机设计要求选择铺层角度与方案;

(4)外翼段铺层区域固定时,增加 90° 铺层角度个数会有效减小机翼变形,且机翼变形情况与增加的个数基本呈现负相关关系,但 90° 铺层角度的个数在铺层设计时可能存在一个最优取值,或和其他铺

层角度存在一个最优比例,而不是越多越好。

参考文献

[1] 杨军,常楠,甘学东,等. 复材机翼气弹特性工程化设计分析技术[J]. 航空学报,2020,41(06):333-341.

YANG Jun, CHANG Nan, GAN Xuedong, et al. Engineering design and analysis technique of aeroelastic characteristics of composite wing [J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2020,41(06):333-341.

[2] 万志强,邵珂,杨超,等. 非均衡铺层壁板复合材料机翼气动弹性分析[J]. 复合材料学报,2008,25(01):196-199.

WAN Zhiqiang, SHAO Ke, YANG Chao, et al. Aeroelastic analysis of composite wings with unbalance laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008,25(1):196-199.

[3] 梁路,万志强,杨超. 大型飞机复合材料机翼壁板气动弹性优化设计[J]. 中国科学,2012,42(06):722-728.

LIANG Lu, WAN Zhiqiang, YANG Chao. Aeroelastic optimization on composite skins of large aircraft wings [J]. Sci China Tech Sci,2012,42(06):722-728.

[4] 周磊,万志强,杨超. 复合材料壁板铺层参数对大展弦比机翼气动弹性优化的影响[J]. 复合材料学报,2013,30(05):195-200.

ZHOU Lei, WAN Zhiqiang, YANG Chao. Effect of laminate aeronautical materials technology <http://www.yhclgy.com> 2023年 第3期

parameters of composite skin on aeroelastic optimization of high-aspect-ratio wing[J]. *Acta Materialia Compositae Sinica*, 2013, 30(5):195-200.

[5] MOSTEFA B, YOUSE D. Design and analysis of a morphing composite airfoil using unbalanced layup and unconventional ply angles[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2014, 57(2):79-85.

[6] 徐伟,曹玉岩,郝亮,等. 复合材料机翼试验-数值建模方法及气弹分析[J]. *仪器仪表学报*, 2019, 40(10):237-246.

XU Wei, CAO Yuyan, HAO Liang, et al. Combined experiment and numerical modeling approach for the composite material wing and aeroelastic analysis[J]. *Journal of Instrument & Instrumentation*, 2019, 40(10):237-246.

[7] 朱江辉,陈艳,孙勇军. 大展弦比复合材料机翼气动剪裁和减重优化设计[J]. *飞机设计*, 2015, 35(03):1-4.

ZHU Jianghui, CHE Yan, SUN Yunjun. Aeroelastic and minimum-weight optimization design of a high-aspect-ratio composite wing[J]. *Aircraft Design*, 2015, 35(03):1-4.

[8] 徐荣欣,杨军,甘学东,等. 大展弦比复合材料机翼结构轻量化设计技术[J]. *高科技纤维与应用*, 2019, 44(02):35-39.

XU Rongxin, YANG Jun, GAN Xuedong, et al. The lightweight design technology for high aspect ratio composite wing structure[J]. *Hi-Tech Fiber and Application*, 2019, 44(02):35-39.

[9] LEI Shuai, WANG Junli, LI Tuolei, et al. Effect of ply angle on nonlinear static aeroelasticity of high-aspect-ratio composite wing[J]. *Journal of Vibroengineering*, 2020, 22(4):959-970.

[10] BASRI E I, MOHAMED T H, SULTAN A B C, et al. Performance analysis of composite ply orientation in aeronautical application of unmanned aerial vehicle (UAV) NACA4415 wing[J]. *Mater Res Technol*, 2019, 8(05):3822-3834.

[11] 白俊强,辛亮,刘艳,等. 复合材料后掠机翼的气动弹性剪裁方法研究[J]. *西北工业大学学报*, 2014, 32(6):843-848.

BAI Junqiang, XIN Liang, LIU Yan, et al. Exploring an aeroelastic tailoring design method for composite backswept wing[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(6):843-848.

[12] 刘湘宁,向锦武. 大展弦比柔性复合材料机翼的气动弹性剪裁[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(12):1403-1407.

LIU Xiangning, XIANG Jinwu. Study of aeroelastic tailoring of high-aspect-ratio flexible composite wing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(12):1403-1407.

[13] 米百刚,詹浩,朱军. 基于CFD数值仿真技术的飞

行器动导数计算[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(6):834-839.

MI Baigang, ZHAN Hao, ZHU Jun. Calculation of dynamic derivatives for aircraft based on CFD technique[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(6):834-839.

[14] 周强,李东风,陈刚,等. 基于CFD和CSM耦合的通用静气弹分析方法[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2):355-363.

ZHOU Qiang, LI Dongfeng, CHEN Gang, et al. General static aeroelasticity analysis method based on CFD/CSM coupling[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2):355-363.

[15] 黄志新. ANSYS Workbench 16.0 超级学习手册[M]. 北京:人民邮电出版社, 2018:209-210.

HUANG Zhixin. ANSYS Workbench 16.0 Super Learning Manual[M]. Beijing: Posts and Telecommunications Press, 2018:209-210.

[16] 雷帅,王军利,李托雷,等. 材料性能对大展弦比机翼非线性静气动弹性特性的影响研究[J]. *机电工程*, 2020, 37(12):1432-1438.

LEI Shuai, WANG Junli, LI Tuolei, et al. Effect of material properties on nonlinear static aeroelastic properties of high-aspect-ratio wings[J]. *Journal of Mechanical & Electrical Engineering*, 2020, 37(12):1432-1438.

[17] 郝帅,马铁林,甘文彪,等. 氢动力无人机大展弦比机翼静气弹特性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(8):1670-1676.

HAO Shuai, MA Tielin, GAN Wenbiao, et al. Static aeroelastic characteristics analysis of high-aspect-ratio wing for hydrogen-powered UAV[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(08):1670-1676.

[18] 雷帅,王军利,李托雷,等. HIRENASD 机翼静气弹问题的数值模拟方法研究[J]. *西安理工大学学报*, 2020, 36(01):51-58.

LEI Shuai, WANG Junli, LI Tuolei, et al. Research on numerical simulation method for HIRENASD wing static aeroelastic[J]. *Journal of Xi'an University of Technology*, 2020, 36(01):51-58.

[19] 郭同庆,陆志良,周迪. 飞行器气动弹性CFD/CSD耦合计算[M]. 北京:科学出版社, 2019:36-42.

GUO Tongqing, LU Zhiliang, ZHOU Di. Aero-elastic CFD/CSD Coupling Calculation of Aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2018:36-42.

[20] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equation[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9):1025-1026.

[21] BALLMANN J, DAFNIS A, KORSCH H, et al. Experimental analysis of high Reynolds number aerostructural dynamics in ETW[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, 2008:1-11.