

## 大展弦比混杂复合材料后掠翼静气动弹性性能的研究

张升<sup>1</sup> 王军利<sup>1,2</sup> 刘菊蓉<sup>1,2</sup> 周杨<sup>1</sup> 王康杰<sup>1</sup> 王佳欢<sup>1</sup>

(1. 陕西理工大学机械工程学院, 汉中 723001)

(2. 陕西省工业自动化重点实验室, 汉中 723001)

**摘要:**【目的】针对大展弦比后掠翼在气动载荷下的几何非线性问题,探究碳/玻璃纤维混杂比及铺层角度对机翼弯扭耦合变形及气动特性的影响规律,旨在为该类机翼的结构设计与剪裁提供参考。【方法】首先,基于计算流体力学/计算结构动力学(Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics, CFD/CSD),采用松耦合算法开展双向流固耦合分析,建立大展弦比后掠翼的静气动弹性计算模型,并通过DLR-F6翼身组合体试验数据验证了该方法的准确性;其次,对比线性与非线性求解结果的差异,明确几何非线性的影响;然后,分别研究5种碳/玻璃纤维混杂比及5种铺层角度方案下机翼的弯曲、扭转变形规律;最后,分析非线性弹性变形对最优混杂比机翼气动特性的影响。【结果】结果表明,线性求解方法因未考虑展向变形,在8°攻角下,翼尖位移偏差达0.77%;当碳/玻璃纤维混杂比为3:1时,相较于纯碳纤维机翼,翼尖负担转角仅增大2.1%,而成本显著降低;铺层角度为±45°时,机翼扭转刚度最大,负扭转变形最小;3:1混杂比机翼的升力系数与阻力系数较纯碳纤维机翼略有降低,纵向稳定性仅下降3.7%。采用3:1碳/玻璃纤维混杂比及±45°铺层角度,可在保证机翼力学性能与气动效率的同时有效控制制造成本,为大柔性机翼的工程应用提供参考。

**关键词:** 大展弦比; 碳/玻璃纤维; 几何非线性; 弯扭耦合; 气动特性**中图分类号:** V214.8 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2026.04.006

## 0 引言

在航空航天领域,轻质大展弦比复合材料机翼因其诱导阻力低、结构质量轻等特点,在长航时无人机领域得到广泛应用。据统计,美军MQ-1“捕食者”无人机复合材料用量约占结构总质量的92%,我国自主研发的“彩虹4”无人机复合材料占比超过80%<sup>[1-2]</sup>。在航空制造领域,复合材料一定程度上取代了金属材料结构的地位。然而,复合材料应用与大展弦比布局会导致机翼刚度下降,几何非线性诱发的气动弹性问题凸显;气动弹性剪裁技术可基于复合材料各向异性调控机翼弯扭耦合刚度、提升气动性能,是飞行器结构设计的关键技术。

随着大柔性机翼气动弹性剪裁技术的日益成熟,诸多学者对以上问题开展了研究。BISHAY等<sup>[3]</sup>通过调整纤维厚度与铺层取向,改变复合材料机翼蒙皮的柔度,实现了面外刚度与扭转柔度的最佳平衡。YANG等<sup>[4]</sup>建立了凯夫拉/碳纤维混杂复合材料蒙皮

的非线性数学模型,研究了其在面内剪切、气动和热载荷作用下的面外刚度。CHINVORARAT<sup>[5]</sup>对轻型水陆两栖飞机混杂复合材料机翼进行了优化设计,通过调整碳纤维与玻璃纤维的混杂比例及铺层方向,实现了机翼质量与成本的最小化。GHADGE等<sup>[6]</sup>采用穷举算法对复合材料机翼的铺层角度与顺序进行了优化。LI等<sup>[7-8]</sup>重点研究了铺层非均衡系数对大展弦比机翼非线性静气动弹性的影响。彭翔等<sup>[9]</sup>基于非支配排序遗传算法-II,对碳/玻璃纤维混杂复合材料机翼的铺层顺序和材料布局进行了协同优化。周磊等<sup>[10]</sup>探讨了铺层比例、非均衡系数等参数对大展弦比机翼静气动弹性及颤振特性的影响。薛程等<sup>[11]</sup>通过调整铺层层数、角度及顺序,改变机翼结构的弯扭耦合刚度,获得了最优的结构动力学与气动性能。

综上所述,现有研究多集中于单一碳纤维复合材料机翼的铺层参数设计与优化,而对混杂复合材料机翼气动弹性剪裁的探讨相对较少。航空航天领域对于混杂复合材料机翼的研究主要以碳纤维和玻璃纤

收稿日期: 2024-07-23

基金项目: 陕西省重点研发计划项目(2023-YBGY-385); 陕西省自然科学基金基础研究计划项目(2023-JC-YB-018); 陕西理工大学机械工程学院2024年研究生创新基金项目(SLGJX202402)

作者简介: 张升,男,2000年生,陕西西安人,在读硕士研究生; 主要研究方向为飞行器气动弹性; E-mail: zsheng1028@163.com。

王军利(通信作者),男,1977年生,陕西宝鸡人,博士,教授,硕士研究生导师; 主要研究方向为飞行器气动弹性; E-mail: wjl503@126.com。

引用格式: 张升,王军利,刘菊蓉,等. 大展弦比混杂复合材料后掠翼静气动弹性性能的研究[J]. 机械强度,2026,48(4):47-56.

ZHANG Sheng, WANG Junli, LIU Jurong, et al. Study on static aeroelasticity performance of high aspect ratio hybrid composite swept wings[J]. Journal of Mechanical Strength, 2026, 48(4):47-56.



免费获取

维混杂为主,其相较于单一复合材料具有显著的优势,能够在拥有较强力学性能的同时弥补碳纤维断裂延伸率低及价格昂贵等问题<sup>[12]</sup>。因此,本文以大展弦比后掠翼为研究对象,基于双向流固耦合计算方法,开展相关研究与分析。首先,明确几何非线性对机翼静气动弹性的影响,重点研究不同碳/玻璃纤维混杂比、铺层角度下机翼的非线性弹性变形;随后,分析这种弯扭耦合变形下机翼的气动特性,为大柔性混杂复合材料机翼的设计研发提供参考。

## 1 计算方法

气动弹性求解方法主要分为紧耦合与松耦合两类。其中,松耦合法采用模块化求解策略,有效克服了紧耦合方法计算复杂、求解困难的问题<sup>[13]</sup>。相较于面元法或片条理论,计算流体力学/计算结构动力学(Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics, CFD/CSD)耦合方法能够更准确地模拟具有高度非线性和非定常特征的流固耦合问题,保证了求解精度。本文采用基于松耦合的CFD/CSD双向流固耦合方法进行静气动弹性求解。在耦合过程中,气动力模型与结构模型持续交换数据,直至两者同时收敛,最终获得静气动弹性分析结果。具体耦合计算流程如图1所示。

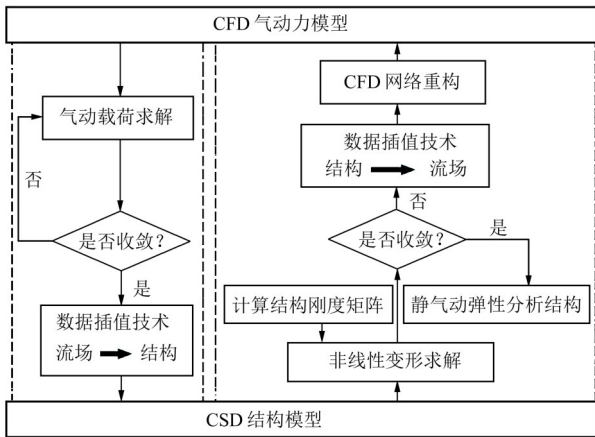


图1 静气动弹性耦合计算流程

Fig. 1 Calculation flow chart of the static aeroelastic coupling

### 1.1 流体计算

以黏性流动Navier-Stokes方程作为流场域求解控制方程,其在笛卡儿坐标系下的积分形式<sup>[14]</sup>可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{U} d\Omega + \iint_S \bar{F} \cdot dS = \frac{1}{Re} \iint_S \bar{F}_v \cdot dS \quad (1)$$

式中, $t$ 为时间; $\bar{U}$ 为单位体积质量、动量、能量组成的通量; $\Omega$ 为运动控制体积; $d\Omega$ 为控制体积微元; $\bar{F}$ 、 $\bar{F}_v$ 分别为无黏流通矢量、有黏流通矢量; $S$ 为运动控制体积的表面积; $dS$ 为 $S$ 上微元表面的法向面积向量; $Re$

为雷诺数。其中

$$\left\{ \begin{aligned} \bar{U} &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} \\ \bar{F} &= \begin{bmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho u^2 + p & \rho v u & \rho w u \\ \rho u w & \rho v^2 + p & \rho w v \\ \rho u w & \rho v w & \rho w^2 + p \\ \rho u H & \rho v H & \rho w H \end{bmatrix} \\ \bar{F}_v &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \phi_x & \phi_y & \phi_z \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中, $\rho$ 为流体密度; $u$ 、 $v$ 、 $w$ 分别为流体运动速度沿 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 方向的分量; $e$ 为流体的总能量; $\tau$ 为各方向上的应力张量; $\phi_x$ 、 $\phi_y$ 、 $\phi_z$ 分别为笛卡儿坐标系下沿 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 轴方向的热量分量; $p$ 为流体压强; $H$ 为流体总焓。

### 1.2 结构计算

静气动弹性问题是与时间无关的静态或准静态问题,由结构变形速度、加速度引起的气动力和弹性力均可忽略。因此,机翼结构的运动平衡方程<sup>[15]</sup>可表示为

$$F = Ku \quad (3)$$

式中, $F$ 为力矢量; $K$ 为刚度矩阵; $u$ 为位移矢量。

大展弦比机翼在气动载荷作用下易产生较大的弯扭变形。对于该类几何非线性问题,刚度矩阵 $K$ 可表示为

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

式中, $K^{\text{inc}}$ 为主切向刚度矩阵; $K^u$ 为大位移刚度矩阵; $K^a$ 为初始载荷矩阵。

针对复合材料层合板问题,根据经典层合板理论,作用于板面上的内力 $N$ 、力矩 $M$ <sup>[16]</sup>可分别表示为

$$N = [N_x \quad N_y \quad N_{xy}]^T \quad (5)$$

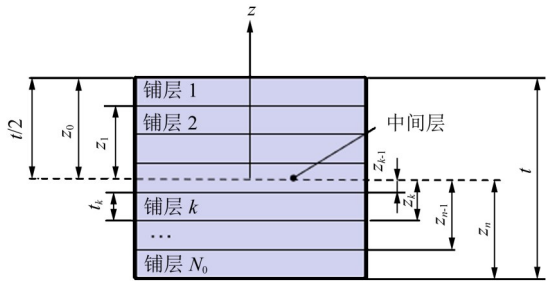
$$M = [M_x \quad M_y \quad M_{xy}]^T \quad (6)$$

根据图2所示,可将上述方程的矩阵形式表示为

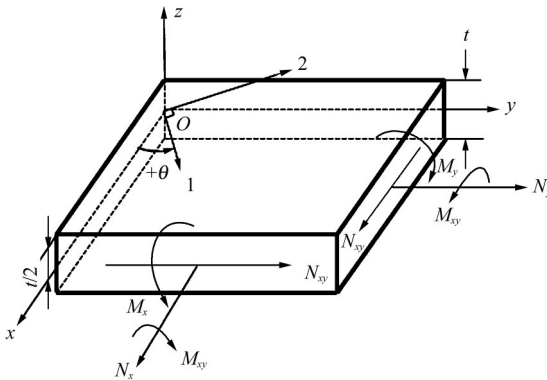
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{cases} A_{ij} = \sum_{k=1}^{N_0} (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{cases} \quad (8)$$

式中,  $A_{ij}$  为拉伸刚度;  $B_{ij}$  为耦合刚度, 其存在表明层合板在弯曲和拉伸之间存在耦合;  $D_{ij}$  为弯曲刚度;  $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0$  分别为层合板中面(参考面)沿  $x, y$  方向的线应变;  $\gamma_{xy}^0$  为层合板中面的面内剪切应变;  $k_x, k_y$  分别为层合板中面绕  $y, x$  轴的弯曲曲率;  $k_{xy}$  为层合板中面的扭转曲率;  $(\bar{Q}_{ij})_k$  为第  $k$  层的偏轴刚度矩阵;  $z_k$  为第  $k$  层到中面的距离;  $N_0$  为总铺层数。



(a) 层合板铺层截面坐标



(b) 微元内力与力矩示意图

图 2 层合板内力与力矩示意图

Fig. 2 Schematic diagram of internal forces and moments of a laminated plate

### 1.3 耦合场计算

在进行飞行器静气动弹性的流固耦合求解时, 依据守恒插值法进行耦合界面的数据交换。当流场域和结构离散网格建立后, 流固耦合界面上总存在以下关系<sup>[17]</sup>, 即

$$\mathbf{u}_f = \mathbf{H} \cdot \mathbf{u}_s \quad (9)$$

$$\delta \mathbf{u}_s^T \cdot \mathbf{F}_s = \delta \mathbf{u}_f^T \cdot \mathbf{F}_f \quad (10)$$

式中,  $\mathbf{u}_f$  为气动点的位移;  $\mathbf{H}$  为插值矩阵;  $\mathbf{u}_s$  为结构点的位移;  $\delta \mathbf{u}_s^T, \delta \mathbf{u}_f^T$  分别为气动点、结构点的虚位移;  $\mathbf{F}_s$  为结构等效载荷;  $\mathbf{F}_f$  为气动载荷。

将式(9)代入式(10), 整理可得

$$\delta \mathbf{u}_s^T (\mathbf{F}_s - \mathbf{H}^T \mathbf{F}_f) = 0 \quad (11)$$

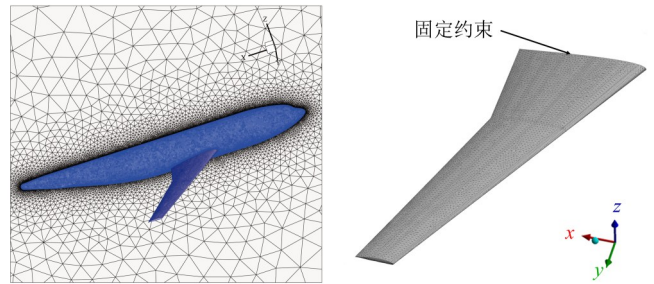
根据虚位移的任意性原理, 气动载荷与结构等效载荷的关系可表示为

$$\mathbf{F}_s = \mathbf{H}^T \mathbf{F}_f \quad (12)$$

## 2 方法验证及算例分析

### 2.1 气弹模型验证

为验证上述流固耦合计算方法的准确性, 以 DLR-F6 翼身组合体<sup>[18]</sup>为研究对象, 校核其在典型试验状态下的压力系数分布及后缘展向挠度。计算状态为: 雷诺数为  $3.0 \times 10^6$ 、飞行速度为 255.23 m/s (即马赫数为 0.75)、攻角为  $0.49^\circ$ 。计算采用的气动网格及结构有限元模型如图 3 所示, 共生成 113 万个气动网格, 结构有限元模型包含 48 773 个有限单元, 90 306 个节点。机翼材料的弹性模量为 205 GPa, 泊松比为 0.3<sup>[19]</sup>, 翼根施加固约束。



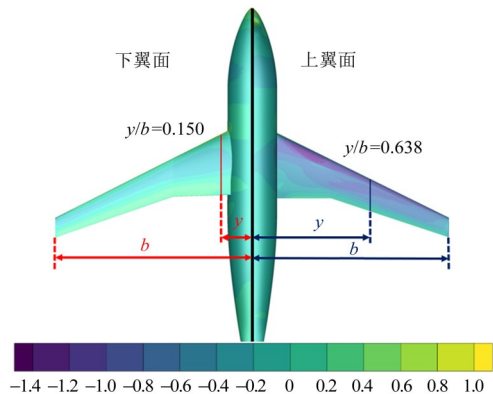
(a) 气动网格

(b) 结构有限元模型

图 3 DLR-F6 模型有限元网格划分

Fig. 3 Finite element meshing of the DLR-F6 model

将计算结果与美国国家跨声速风洞 (National Transonic Facility, NASA-NTF) 试验结果<sup>[20]</sup>进行对比。图 4 所示为耦合计算后 DLR-F6 模型上、下翼面压力系数分布、沿机翼展向  $y/b$  分别为 0.150、0.638 位置处的压力系数、机翼后缘展向挠度变形。由图 4 可知, 数值计算结果与试验数据吻合良好, 验证了本文采用的耦合策略与数据交换方法能够准确反映气动/结构耦合效应, 适用于飞行器非线性静气动弹性分析。



(a) 上、下翼面压力系数分布

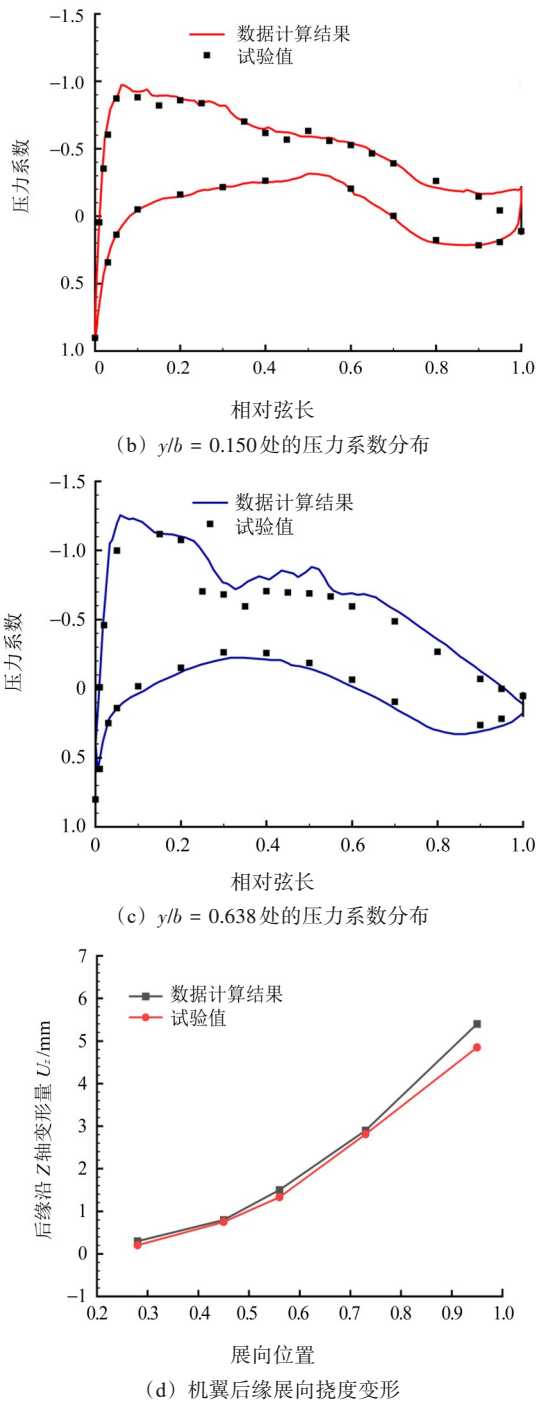


图4 DLR-F6模型压力系数分布与变形验证

Fig. 4 Verification of the pressure coefficient distribution and deformation for the DLR-F6 model

表1 单层预浸布力学性能参数

Tab. 1 Mechanical properties of the unidirectional prepreg

预浸布类型	密度/( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	弹性模量/GPa			剪切模量/GPa			泊松比		
		$E_x$	$E_y$	$E_z$	$G_{xy}$	$G_{yz}$	$G_{xz}$	$\nu_{Rxy}$	$\nu_{Ryz}$	$\nu_{Rxz}$
Epoxy Carbon UD (230 GPa)	1 490	121	8.6	8.6	4.7	3.10	4.7	0.27	0.4	0.24
Epoxy S-Glass UD	2 000	50	8	8	5	3.85	5	0.30	0.4	0.30

为探究碳/玻璃纤维混杂比对机翼静气动弹性的影响,将机翼上、下蒙皮的铺层方式均定义为均衡对称铺层,共设计了5种不同混杂比铺层方案,具体铺层

## 2.2 计算模型及分析

以大展弦比后掠翼为研究对象,其几何模型及展向位置定义如图5所示。翼型采用NACA0010对称翼型,平均气动弦长为0.75 m、前缘后掠角为 $30^\circ$ 、展弦比 $\lambda$ 为10.67、根梢比 $\eta$ 为2、机翼参考面积为 $3 \text{ m}^2$ 、俯仰力矩参考点距机翼前缘为0.9 m。机翼内部骨架采用经典双梁多肋式结构布局。根据飞机设计手册,选用等百分线布局<sup>[21]</sup>,前、后梁分别位于机翼弦向20%、75%处,沿展向等间距分布14个翼肋。结构有限元模型采用壳单元进行构建,蒙皮与翼梁、翼肋之间采用基于多点约束(Multi-Point Constraint, MPC)算法的绑定接触进行连接,以模拟实际连接中的胶接形式。

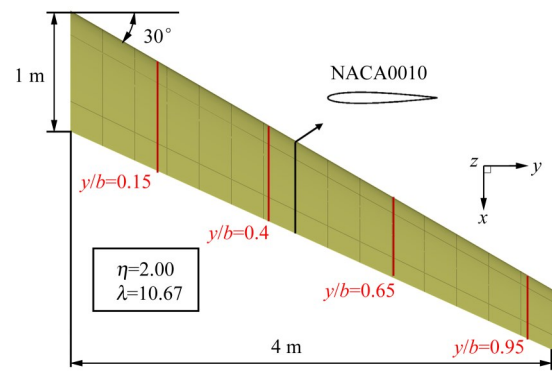


图5 机翼模型几何尺寸与展向位置

Fig. 5 Geometric dimensions and spanwise positions of the wing model

翼梁与翼肋材料为铝合金,弹性模量为71 GPa,屈服强度为280 MPa,泊松比为0.33。蒙皮材料选取Epoxy Carbon UD(230 GPa)碳纤维复合材料和Epoxy S-Glass UD玻璃纤维复合材料进行混杂铺层设计,材料力学性能参数如表1所示。

初始铺层设计中,选取 $0^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ 、 $90^\circ$ 这4种典型角度以提高层合板综合力学性能。纤维 $0^\circ$ 方向定义为平行于翼弦方向(与模型坐标 $X$ 轴重合), $90^\circ$ 方向为沿翼展且垂直于翼弦方向, $Z$ 方向为垂直于翼面方向。

方案如表2所示。

同时,为研究铺层角度变化对机翼静气动弹性的影响,以3:1混杂比铺层方案为设计基础,固定 $0^\circ$ 、 $90^\circ$

铺层位置及占比,将 $\pm 45^\circ$ 铺层角度分别调整为 $\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 60^\circ$ 、 $\pm 75^\circ$ ,具体铺层方案如表 3 所示。

表 2 不同混杂比铺层设计方案

Tab. 2 Ply stacking design schemes with different hybrid ratios

混杂比 C:G	铺层 层数	铺层厚度/ mm	铺层顺序
4:0	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c]_{4s}$
3:1	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
2:2	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
1:3	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
0:4	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c]_{4s}$

注:C表示碳纤维,G表示玻璃纤维,下同。

表 3 不同铺层角度铺层方案

Tab. 3 Ply stacking schemes with different layup angles

铺层角度/ ( $^\circ$ )	铺层 层数	铺层厚度/ mm	铺层顺序
15	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 15^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 15^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 15^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
30	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 30^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 30^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 30^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
45	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 45^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
60	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 60^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 60^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 60^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$
75	32	6.4	$[0^\circ_c/\pm 75^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 75^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c/\pm 75^\circ_c/90^\circ_c/0^\circ_c]_s$

在流场计算中,定义来流方向为 20 倍弦长,纵向方向为 15 倍弦长。流场域采用非结构四面体网格进行划分,共生成 202 万个气动网格。翼面设置为物面边界条件,翼根所在平面设为对称边界,其余边界设为压力远场。结构有限元模型共包含 59 062 个网格单元,62 454 个节点,翼根施加固支约束。计算采用的气动网格与结构模型如图 6 所示。

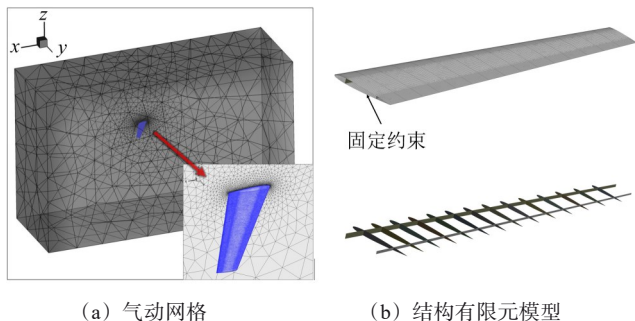


图 6 机翼结构有限元网格模型

Fig. 6 Finite element mesh model of the wing structure

### 3 结果分析

#### 3.1 几何非线性对机翼静气动弹性变形的影响

为量化几何非线性的影响,以不同混杂比铺层设

计方案中 3:1 混杂铺层机翼为研究对象,计算该机翼在马赫数为 0.6、雷诺数为  $1.0477 \times 10^7$ ,攻角分别为  $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $6^\circ$ 、 $8^\circ$  的状态下,线性与非线性求解结果的差异,结果如表 4 所示。由表 4 可知,非线性求解状态下翼尖沿升力方向变形及扭转角均小于线性结果,且攻角越大,线性与非线性结果偏差值越大,几何非线性越显著。

表 4 线性和非线性求解结果对比

Tab. 4 Comparison of the linear and nonlinear solution results

		攻角			
		$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$
沿升力方向变形	线性/mm	149.72	289.75	420.90	555.85
	非线性/mm	149.19	287.93	417.68	549.46
	偏差/%	0.35	0.63	0.77	1.15
扭转角	线性/ $^\circ$	-1.020	-1.998	-2.888	-3.837
	非线性/ $^\circ$	-1.016	-1.987	-2.870	-3.769
	偏差/%	0.39	0.55	0.62	1.77

图 7 所示为当攻角为  $8^\circ$  时静平衡状态下机翼的总体变形。由图 7 可知,线性求解下机翼展向基本未发生变形,而非线性求解则显示展向明显缩短。线性方法因未考虑展向变形,导致计算出的机翼面积偏大,进而高估了升力与阻力,影响了纵向稳定性的预测。因此,对于大柔性机翼,必须采用非线性求解方法以保证计算精度。

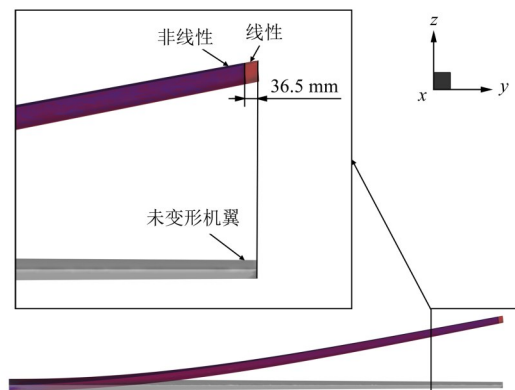
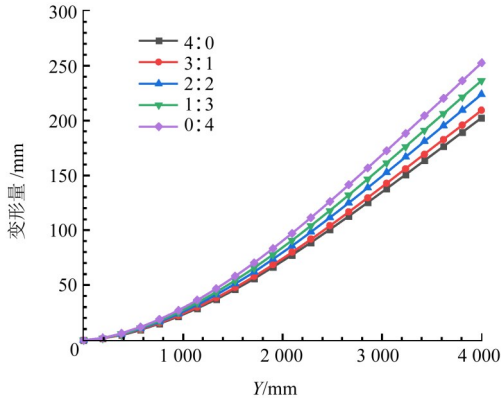


图 7 静平衡状态下机翼总体变形

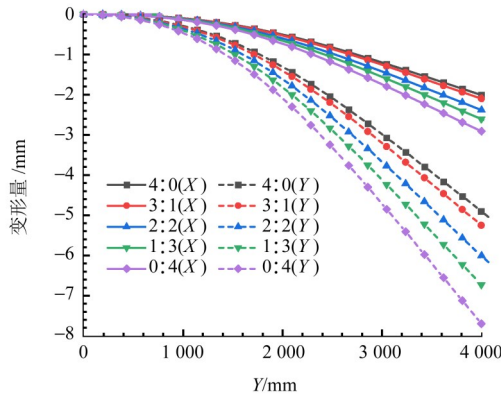
Fig. 7 Overall wing deformation in static equilibrium

#### 3.2 混杂比对机翼静气动弹性变形的影响

机翼静气动弹性计算状态为:来流马赫数为 0.6,攻角为  $3^\circ$ ,雷诺数为  $1.0477 \times 10^7$ 。图 8 所示为不同碳/玻璃纤维混杂比下机翼后缘沿 X、Y、Z 轴的非线性变形。由图 8 可知,在气动载荷作用下,大展弦比后掠翼的上、下翼面压力差将导致升力方向(Z轴)产生较大的非线性变形,各铺层方案下机翼最大变形量为半翼展的 5.1%~6.3%,而沿来流方向(X轴)和展向方向(Y轴)产生的变形相对较小。随着蒙皮中碳纤维含量减少,结构弯扭耦合刚度下降,后缘各方向变形量呈非线性增大。



(a) 机翼后缘沿Z轴变形

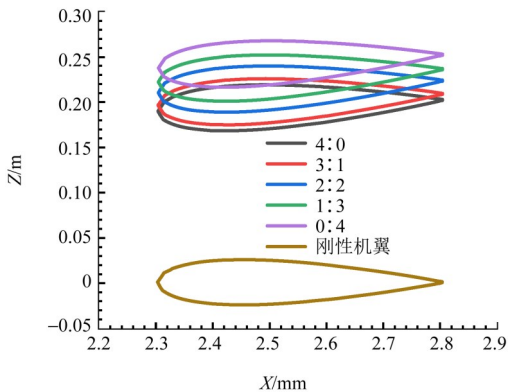


(b) 机翼后缘沿X、Y轴变形

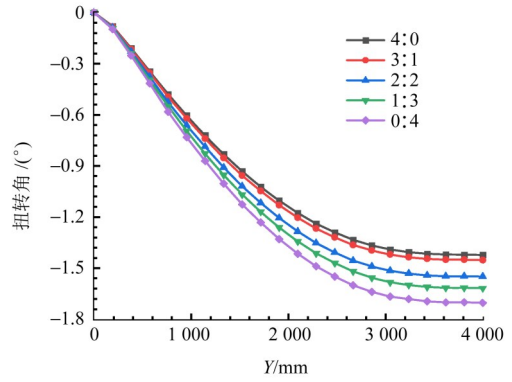
图8 不同混杂比下机翼后缘弯曲变形曲线

Fig. 8 Wing trailing edge bending deformation curves under different hybrid ratios

图9所示为不同碳/玻璃纤维混杂比下机翼扭转变形。由图9可知,对于后掠翼构型,气动力作用下前缘变形小于后缘,导致气弹扭转角向低头方向增加,呈现负扭转。随着碳纤维占比减少,翼尖负扭转角逐渐增大。特别地,当碳/玻璃纤维混杂比为3:1时,相较于纯碳纤维机翼,翼尖负扭转角仅增大2.1%,而随着碳纤维占比继续减少,翼尖负扭转角急剧增大,相较于纯碳纤维机翼增大8.9%~19.8%。负扭转角的增大会导致机翼载荷重新分布,增加扭转发散风险。综合考虑弯曲与扭转变形,碳/玻璃纤维混杂比3:1为最佳混杂比,该方案在保证力学性能的同时,可有效降低制造成本。



(a) 翼尖剖面变形



(b) 机翼扭转角

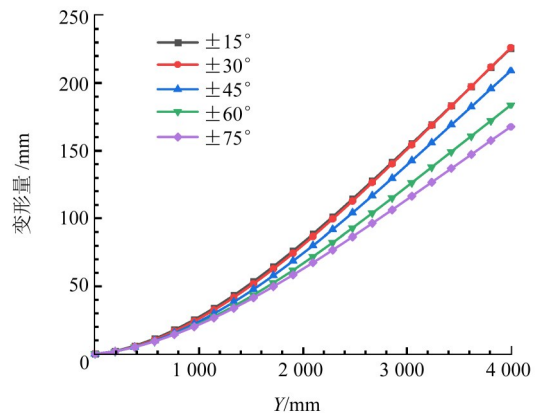
图9 不同混杂比下机翼扭转变形曲线

Fig. 9 Wing torsional deformation curves under different hybrid ratios

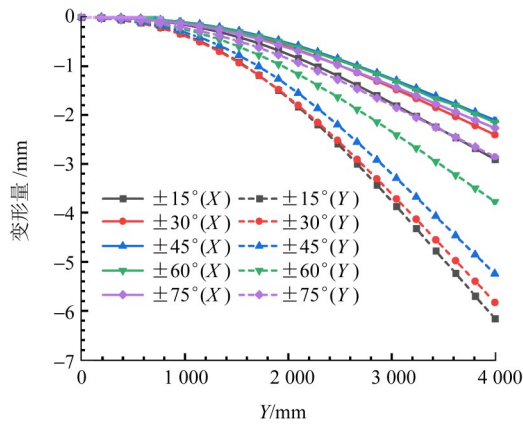
### 3.3 铺层角度对机翼静气动弹性变形的影响

图10所示为不同铺层角度下机翼后缘X、Y、Z轴非线性变形。由图10可知,当铺层角度由±15°向±75°变化时,后缘沿展向方向(Y轴)和升力方向(Z轴)的变形成非线性减小。这是因为随着角度增大,纤维方向逐渐与机翼展向平行,轴向刚度提高,抗弯能力增强。后缘沿来流方向(X轴)变形呈先减小后增大趋势,在铺层角度±45°时变形量达到最小值(-2.1 mm)。该方向变形与结构抗剪切性能密切相关,当蒙皮中纤维以±45°进行铺设时,抵抗扭转载荷的能力较强,此时机翼整体扭转变形量最小,后缘沿来流方向变形最小。

图11所示为不同铺层角度下机翼扭转变形。由图11可知,翼尖负扭转角随铺层角度增大呈先减后增大趋势,在铺层角度±45°时翼尖负扭转角达到最小值-1.45°。且负扭转角大致以±45°为轴对称分布,且纤维铺层角度在±15°~±45°时的负扭转角度略小于±45°~±75°铺层。负扭转角是影响机翼气动性能与飞行稳定性的关键参数,其增大会导致有效迎角与升力系数减小。在设计铺层角度为±15°~±75°时,±45°铺层机翼的负扭转变形最小,在蒙皮铺层设计中应优先考虑。



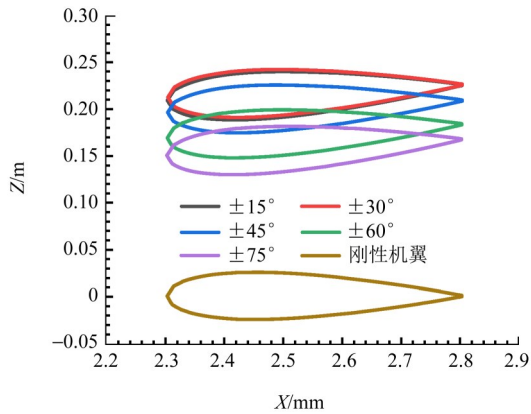
(a) 机翼后缘沿Z轴变形



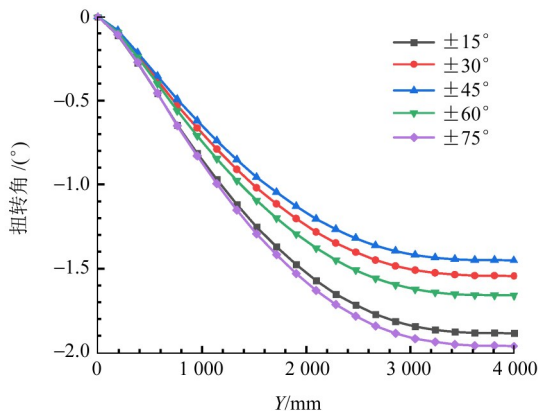
(b) 机翼后缘沿 X、Y 轴变形

图 10 不同铺层角度下机翼后缘弯曲变形曲线

Fig. 10 Wing trailing edge bending deformation curves under different layup angles



(a) 翼尖剖面变形



(b) 机翼扭转角

图 11 不同铺层角度下机翼扭转变形曲线

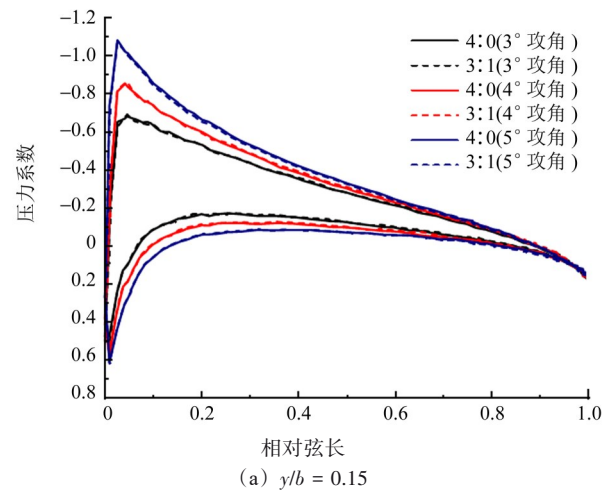
Fig. 11 Wing torsional deformation curves under different layup angles

### 3.4 非线性弹性变形对机翼气动特性的影响

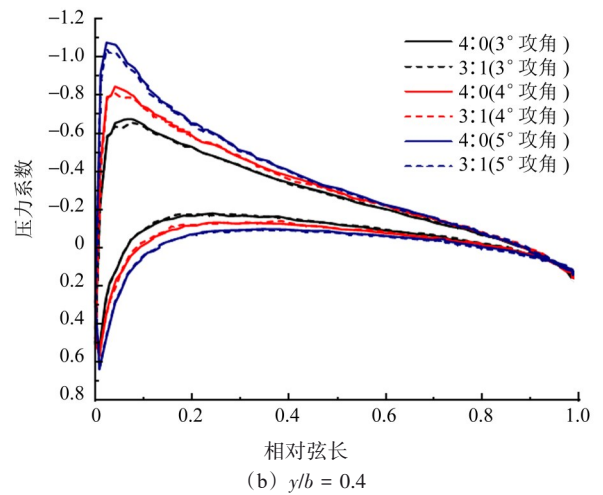
明确最优碳/玻璃纤维混杂比为 3:1 后,以混杂比铺层方案中的 4:0、3:1 这 2 组方案为基础(该方案中纤维铺设角度即为最佳铺层角度  $\pm 45^\circ$ ),进一步对比 3:1 碳/玻璃混杂比机翼与纯碳纤维机翼气动特性的差异。

图 12 所示为  $3^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $5^\circ$  攻角下混杂比对机翼各展向位置压力系数的影响情况。由图 12 可知,相较于纯

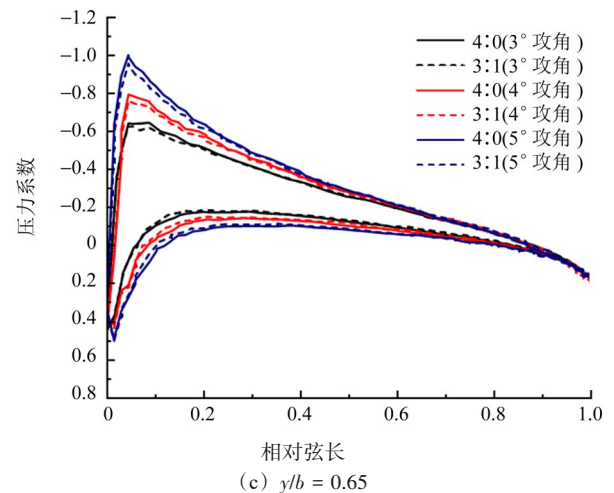
碳纤维机翼,3:1 碳/玻璃纤维混杂比机翼各展向位置的 压力变化主要集中在前缘,其上翼面负压与下翼面正压均减小,导致上、下翼面压差减小,且越靠近翼尖,压差减小越明显,这主要是由于翼尖处弯曲变形和负扭转角更大所致。攻角增大时,上翼面负压与下翼面正压均增大,但 2 种机翼间的压力系数差值基本保持不变。进一步研究不同攻角下纯碳纤维机翼与 3:1 碳/玻璃纤维混杂比机翼气动特性的差异。如图 13(a)、图 13(b)所示,相较于纯碳纤维机翼,3:1 碳/玻璃纤维混杂比机翼在不同攻角下升力系数降低 0.1%~3.3%,



(a)  $y/b = 0.15$



(b)  $y/b = 0.4$



(c)  $y/b = 0.65$

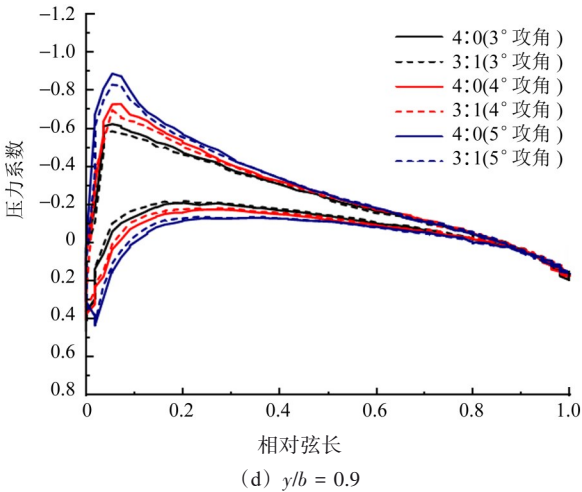
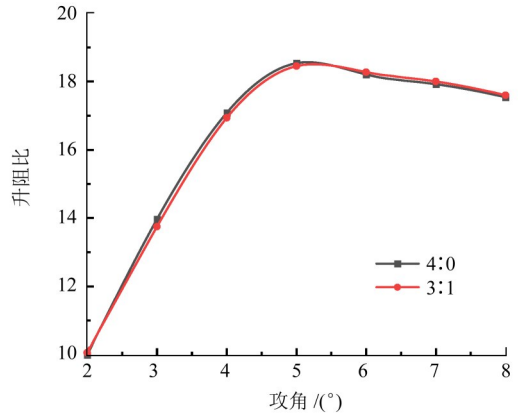
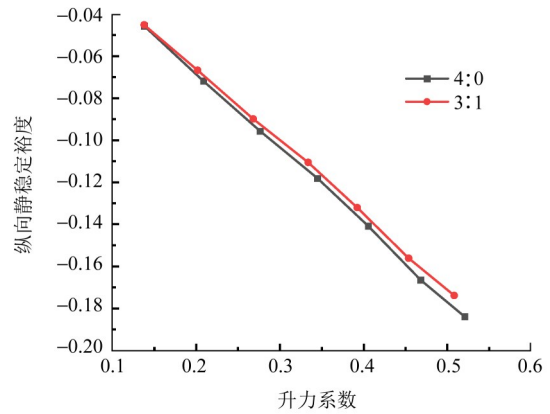


图 12 不同攻角下混杂比对机翼展向压力系数分布的影响  
Fig. 12 Effect of the hybrid ratio on wing spanwise pressure coefficient distribution at different angles of attack

阻力系数降低 0.4%~3.6%。这是因为玻璃纤维的掺入增大了非线性弹性变形,导致前缘上翼面负压减小,进而使升力与诱导阻力同步下降。由图 13(c)可知,3:1 碳纤维/玻混杂比机翼在  $2^\circ\sim 5^\circ$  攻角时,升阻比略小于纯碳纤维机翼,在  $5^\circ\sim 8^\circ$  攻角时,升阻比略大于纯碳纤维机翼,2 种机翼最大升阻比均出现在  $5^\circ$  攻角。图 13(d)所示为机翼纵向静稳定裕度随升力系数变化的曲线,在气动载荷作用下,静稳定曲线斜率为负值,即产生了低头力矩,抑制迎角发生变化,机翼



(c) 升阻比



(d) 纵向静稳定裕度

图 13 混杂比对机翼气动参数的影响

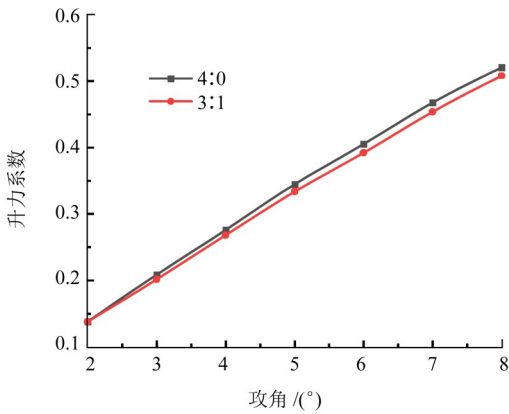
能够回到原平衡位置,为静稳定状态。纯碳纤维机翼静稳定曲线斜率为  $-0.361$ ,3:1 碳/玻璃纤维混杂比机翼静稳定曲线斜率为  $-0.347$ ,纵向稳定性仅降低 3.7%。

### 4 结论

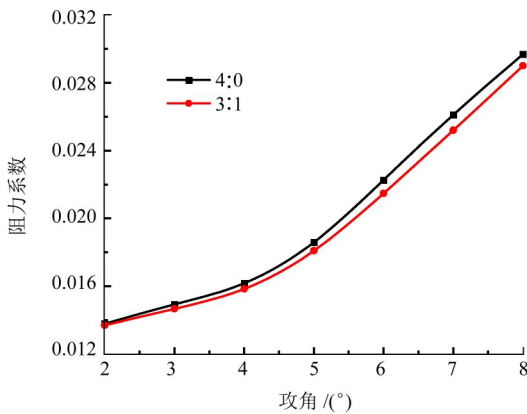
采用双向流固耦合计算方法,对比了大展弦比柔性机翼线性与非线性求解结果的差异,研究了碳/玻璃纤维纤维混杂比、铺层角度对机翼弯扭耦合变形的影响,并分析了非线性弹性变形下纯碳纤维机翼与 3:1 碳/玻璃纤维混杂比机翼气动特性的差异。得出以下主要结论:

1) 大柔性机翼在气动载荷下,会产生较大的非线性弹性变形,线性求解方法无法考虑机翼沿展向位移的变化,计算结果偏大,导致了气动性能计算结果存在偏差,因此,采用非线性求解方法更为准确。

2) 随着机翼蒙皮中碳纤维含量减少,结构整体刚度下降,弯曲及扭转变形均成非线性增长。当碳/玻璃纤维混杂比为 3:1 时,机翼力学性能未发生明显衰减,因而可考虑在纯碳纤维机翼中掺入 25% 比例的玻璃纤维,在兼顾力学性能的前提下,显著优化其制造的经济性。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

3)通过改变纤维铺层方向可有效控制机翼的弯扭耦合刚度,改善气载荷作用下机翼的弯曲及扭转变形,提高机翼气动性能。研究发现,当纤维铺层角度为 $\pm 45^\circ$ 时,机翼负扭转变形最小,对于需考虑弯扭耦合效应的结构,在铺层设计时可优先考虑 $\pm 45^\circ$ 铺层。

4)对比碳纤维机翼,3:1碳/玻璃纤维混杂比机翼表面压力变化主要集中于前缘位置,且越靠近翼尖,上、下翼面压力差值变化越明显。3:1碳/玻璃纤维混杂比机翼升力系数、阻力系数略小于纯碳纤维机翼,最大升阻比仍出现在 $5^\circ$ 攻角时,气动性能受影响的程度较小。

#### 参考文献(References)

- [1] 倪楠楠,卞凯,夏璐,等. 先进复合材料在无人机上的应用[J]. 航空材料学报,2019,39(5):45-60.  
NI Nannan, BIAN Kai, XIA Lu, et al. Application of advanced composite materials for UAV[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2019, 39(5):45-60. (In Chinese)
- [2] 葛佳昊,刘莉,贺涛,等. 无人机先进结构复合材料应用及关键技术研究[J]. 战术导弹技术,2019(2):67-72.  
GE Jiahao, LIU Li, HE Yuntao, et al. Application and key technology research on advanced structural composite materials for unmanned aerial vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2019(2):67-72. (In Chinese)
- [3] BISHAY P L, AGUILAR C. Parametric study of a composite skin for a twist-morphing wing[J]. Aerospace, 2021, 8(9):259.
- [4] YANG G, GUO H W, XIAO H, et al. Out-of-plane stiffness analysis of kevlar/carbon fiber hybrid composite skins for a shear variable-sweep wing[J]. Applied Composite Materials, 2021, 28(5):1653-1673.
- [5] CHINVORARAT S. Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing[J]. Heliyon, 2021, 7(11):e08410.
- [6] GHADGE R R, PRAKASH S. Weight minimization of fiber laminated composite beam for aircraft wing construction using exhaustive enumeration algorithm and numerical modeling[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2022, 94(4):603-612.
- [7] LI J Y, WANG J L, REN Z G, et al. Effects of unbalanced lamination parameters on the static aeroelasticity of a high aspect ratio wing[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021(1):1-19.
- [8] WANG J L, LI J Y. Failure analysis and optimization design of wing skin unbalanced lay-up[J]. Advances in Materials Science and Engineering, 2022, 2022(1):1-13.
- [9] 彭翔,江浩浩,郭玉良,等. 机翼蒙皮铺层顺序和材料布局协同优化[J]. 中国机械工程,2023,34(12):1415-1424.  
PENG Xiang, JIANG Haohao, GUO Yuliang, et al. Collaborative optimization of stacking sequence and material distribution for wing skins[J]. China Mechanical Engineering, 2023, 34(12):1415-1424. (In Chinese)
- [10] 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(5):195-200.  
ZHOU Lei, WAN Zhiqiang, YANG Chao. Effect of laminate parameters of composite skin on aeroelastic optimization of high-aspect-ratio wing[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2013, 30(5):195-200. (In Chinese)
- [11] 薛程,李彦斌,杭晓晨,等. 复合材料机翼热气弹剪裁研究及分析系统研发[J]. 东南大学学报(自然科学版),2022,52(5):899-906.  
XUE Cheng, LI Yanbin, HANG Xiaochen, et al. Aerothermoelastic tailoring research of composite wing and analysis system development[J]. Journal of Southeast University(Natural Science Edition), 2022, 52(5):899-906. (In Chinese)
- [12] 张博明,李嘉,李煦. 混杂纤维复合材料最优纤维混杂比例及其应用研究进展[J]. 材料工程,2014,42(7):107-112.  
ZHANG Boming, LI Jia, LI Xu. Optimum mix ratio of hybrid fiber reinforced polymer composites and their researching progress[J]. Journal of Materials Engineering, 2014, 42(7):107-112. (In Chinese)
- [13] 崔鹏,韩景龙. 基于CFD/CSD的非线性气动弹性分析方法[J]. 航空学报,2010,31(3):480-486.  
CUI Peng, HAN Jinglong. Investigation of nonlinear aeroelastic analysis using CFD/CSD[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3):480-486. (In Chinese)
- [14] 李金洋,王军利,雷帅,等. 基于双向流-固耦合的大展弦比机翼疲劳寿命分析[J]. 机械强度,2022,44(5):1207-1213.  
LI Jinyang, WANG Junli, LEI Shuai, et al. Fatigue life analysis of wing with high aspect ratio based on bidirectional fluid-structure coupling[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(5):1207-1213. (In Chinese)
- [15] 陈召涛,孙秦. 结构非线性对基于CFD/CSD的气动弹性仿真的影响[J]. 机械科学与技术,2009,28(5):657-660.  
CHEN Zhaotao, SUN Qin. Effect of structural nonlinearity on aeroelastic simulation based on CFD/CSD method[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(5):657-660. (In Chinese)
- [16] 李翱,陈海波,钟强,等. 正交各向异性层合板壳耦合结构的能量传递特性[J]. 振动与冲击,2022,41(5):9-19.  
LI Ao, CHEN Haibo, ZHONG Qiang, et al. Energy transfer characteristics of orthotropic laminated plate-shell coupled structure[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(5):9-19. (In Chinese)
- [17] WANG J L, LI J Y, LEI S, et al. Geometric nonlinear static aeroelastic characteristics analysis of high-aspect-ratio wing with large deformation[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(2):315-325.
- [18] 王运涛,孙岩,王光学,等. DLR-F6翼身组合体的高阶精度数值模拟[J]. 航空学报,2015,36(9):2923-2929.  
WANG Yuntao, SUN Yan, WANG Guangxue, et al. High-order accuracy numerical simulation of DLR-F6 wing-body configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9):2923-

2929. (In Chinese)
- [19] 张煜,白俊强,屈峰. 考虑阻力发散约束的机翼气动/结构多点优化设计[J]. 西北工业大学学报,2023,41(2):241-252.  
ZHANG Yu, BAI Junqiang, QU Feng. Multi-point aero-structural design optimization of wings considering drag-divergence constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2023, 41(2):241-252. (In Chinese)
- [20] BURNER A, GOAD W, MASSEY E, et al. Wing deformation measurements of the DLR-F6 transport configuration in the national transonic facility [C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2008: 6921.
- [21] 麻震宇,张祎桀,张琪,等. 尾座式电动飞机复合材料机翼结构优化设计[J]. 国防科技大学学报,2023,45(6):20-31.  
MA Zhenyu, ZHANG Yijie, ZHANG Qi, et al. Structural optimization for composite wings of tail-sitter electric aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2023, 45(6): 20-31. (In Chinese)

## Study on static aeroelasticity performance of high aspect ratio hybrid composite swept wings

ZHANG Sheng<sup>1</sup> WANG Junli<sup>1,2</sup> LIU Jurong<sup>1,2</sup> ZHOU Yang<sup>1</sup> WANG Kangjie<sup>1</sup> WANG Jiahuan<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Shaanxi University of Technology, Hanzhong 723001, China)

(2. Shaanxi Key Laboratory of Industrial Automation, Hanzhong 723001, China)

**Abstract:** [Objective] To address the geometric nonlinearity of high aspect ratio swept wings under aerodynamic loads, this study investigates the effects of carbon/glass fiber hybrid ratios and layup angles on bend-twist coupling deformation and aerodynamic characteristics, aiming to provide references for structural design and tailoring of such wings. [Methods] Firstly, a static aeroelastic computational model for a high aspect ratio swept wing was established using a loosely coupled bidirectional computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) method, and its accuracy was validated against experimental data of the DLR-F6 wing-body configuration. Secondly, the differences between linear and nonlinear solutions were compared to clarify the influence of geometric nonlinearity. Then, the bending and torsional deformations of the wing were systematically analyzed under five hybrid ratios and five ply angle schemes. Finally, the impact of nonlinear elastic deformation on the aerodynamic characteristics of the wing with the optimal hybrid ratio was examined. [Results] The results indicate that the linear solution, which neglects spanwise deformation, leads to a tip displacement deviation of up to 0.77% at an 8° angle of attack. Compared with pure carbon fiber wings, the 3:1 carbon/glass hybrid ratio increases the wingtip negative twist angle by only 2.1% while significantly reducing costs. The wing exhibits maximum torsional stiffness and minimum negative torsional deformation when the ply angle is  $\pm 45^\circ$ . The lift and drag coefficients of the 3:1 hybrid wing are slightly lower than those of the pure carbon fiber wing, with a mere 3.7% reduction in longitudinal stability. Employing a 3:1 carbon/glass hybrid ratio with  $\pm 45^\circ$  ply angles effectively balances mechanical performance, aerodynamic efficiency, and manufacturing cost, offering valuable insights for the engineering application of flexible wings.

**Key words:** High aspect ratio; Carbon/glass fiber; Geometric nonlinearity; Bend-twist coupling; Aerodynamic characteristic

Corresponding author: WANG Junli, E-mail: wjl503@126.com

Fund: Key R&D Program Project of Shaanxi Province (2023-YBGY-385); Natural Science Basic Research Program Project of Shaanxi Province (2023-JC-YB-018); 2024 Graduate Student Innovation Fund Project of School of Mechanical Engineering, Shaanxi University of Technology (SLGJX202402)

Received: 2024-07-23

(编辑:李立)