

# 复合材料机翼刚心轴线影响因素分析\*

## Analysis of Influencing Factors on Stiffness-Center Axis of Composites Wing

西北工业大学力学与土木建筑学院先进材料测试中心 董永朋 霍世慧 华林 王富生 岳珠峰

**[摘要]** 采用有限元分析方法,确定复合材料机翼中刚心轴线的位置。建立一系列的复合材料机翼有限元模型,对影响刚心轴线位置的因素进行具体分析。结果表明,质量分布、展弦比和后掠角的变化对机翼刚心轴线位置有较大的影响,前后梁的位置、铺层形式、铺层比例和铺层顺序的变化对机翼刚心轴线位置的影响相对较小。本研究为复合材料机翼的设计提供一定的参考。

**关键词:** 有限元方法 刚心轴线 展弦比 后掠角

**[ABSTRACT]** A method is presented to fix on the location of stiffness-center axis of a composite wing by use of finite element method. A series of finite element models of composite wing are set up to analyze the influencing factors on stiffness-center axis. The result shows it has greater influence on the location of stiffness-center axis with change of mass distribution, aspect ratio and swept-back angle, and relatively smaller influence with change of the location of spar, lay-up form, lay-up ratio and lay-up sequence. It provides some references to design the composite wing.

**Keywords:** Finite element method Stiffness-center axis Aspect ratio Swept-back angle

复合材料可以大幅度提高飞机的结构效率,在飞机上的应用逐渐增多,对其研究也逐渐增多并深入<sup>[1-2]</sup>。刚心位置作为复合材料机翼的一个重要参数指标,已经越来越引起研究人员的重视。复合材料翼面刚心的位置不仅可以影响机翼气动力的分布情况,而且可以通过调整刚心的位置来控制整个翼面结构的静力分布和气动弹性变形,从而提高飞机的飞行性能<sup>[3-4]</sup>。调整好机翼刚心轴线位置对整个飞机设计来说非常重要。

国内外许多学者已经针对刚心问题进行了研究,并取得了一定的成果。李道春等<sup>[5]</sup>研究了刚性轴线位置对

机翼颤振特性的影响,提出随着刚心轴线不断靠近翼弦中点,俯仰振幅不断增大,而沉浮振幅则存在一个极小值点;叶正寅等<sup>[6]</sup>指出可以通过调整刚心轴线和机翼重心分布的相对位置,适当减轻弹性振动对失速迎角的影响;Carlos E.S.等<sup>[7]</sup>以刚心轴线位置作为约束条件,最大扭转角作为目标函数,对直升机的螺旋桨叶片进行优化设计。对于复合材料机翼来说,刚心轴线位置的确定需要考虑多个因素的影响,如质量分布、展弦比、后掠角和铺层结构等,所以有必要对这些因素进行研究,了解其在影响刚心轴线位置中的作用。由于运用理论方法求解存在计算复杂、有时难于求出,试验方法往往成本较高等问题,所以本文考虑使用有限元分析方法进行求解,重点分析了这些因素对机翼刚心轴线位置的具体影响,为复合材料机翼设计提供参考。

### 1 确定刚心轴线的方法

图1简要描述了在机翼剖面中刚心的位置。对给定的机翼有限元模型,取垂直于展向的横截面,如图2所示,刚心位置的确定步骤如下<sup>[8]</sup>:

- (1) 将载荷  $F$  施加到  $A$  点上,得到  $A$  点的位移  $\Delta_{A1}$  和  $B$  点的位移  $\Delta_{B1}$ ;
- (2) 将相同的载荷  $F$  以反向施加到  $B$  点上,得到  $A$  点位移  $\Delta_{A2}$  和  $B$  点的位移  $\Delta_{B2}$ ;
- (3) 那么将上述载荷同时施加到  $A$  点和  $B$  点时,  $A$  点的位移为  $\Delta_{A1} - \Delta_{A2}$ ,  $B$  点的位移为  $\Delta_{B2} - \Delta_{B1}$ ,即为  $A$  和  $B$  两点的纯扭转位移;
- (4) 由于是纯扭转,故剖面中刚心的位置应在位移等于零的点,即  $C$  点;
- (5) 设  $C$  点与  $A$  点沿  $x$  向的距离为  $\Delta x$ ,可按式(1)求得

$$\Delta x = \frac{(\Delta_{A1x} - \Delta_{A2x})L_x}{\Delta_{A1x} - \Delta_{A2x} + \Delta_{B2x} - \Delta_{B1x}}; \quad (1)$$

同理,可以按式(2)求得沿  $y$  向的距离  $\Delta y$

$$\Delta y = \frac{(\Delta_{A1y} - \Delta_{A2y})L_y}{\Delta_{A1y} - \Delta_{A2y} + \Delta_{B2y} - \Delta_{B1y}}, \quad (2)$$

其中,  $L_x$  和  $L_y$  分别为点  $A$  和点  $B$  沿  $x$  向和  $y$  向的距离;

- (6) 对于给定的机翼有限元模型,可以通过沿展向

\* 国家高技术研究发展专项 863 项目(2009AA04Z418)、高等学校学科创新引智计划项目(B07050)资助。

取数个这样的剖面来分别确定剖面中刚心的位置,然后再将这些刚心点拟合一条线,即为机翼的刚心轴线。

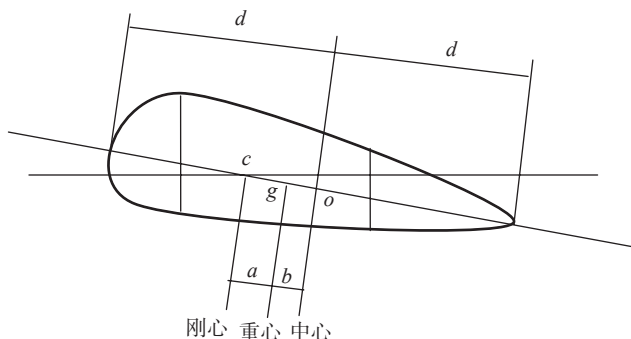


图1 机翼中刚心位置

Fig.1 Location of stiffness center in composites wing

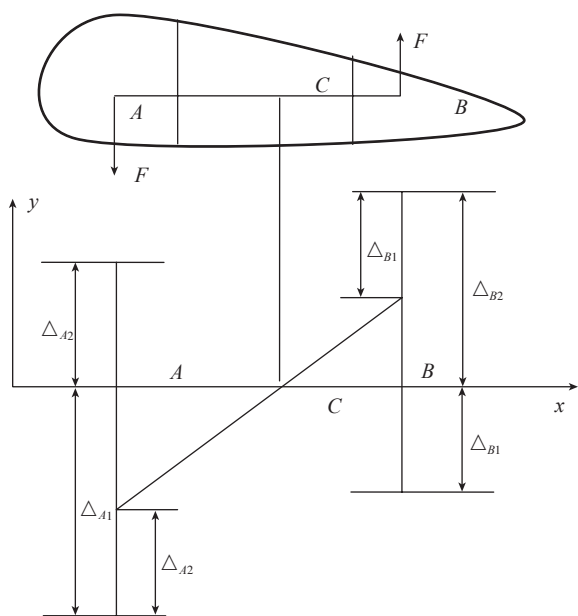


图2 确定刚心位置

Fig.2 Fix on location of stiffness center

## 2 建立有限元模型

本文的有限元分析模型有两种:直机翼和后掠翼。图3为建立的复合材料后掠翼有限元模型,几何参数为

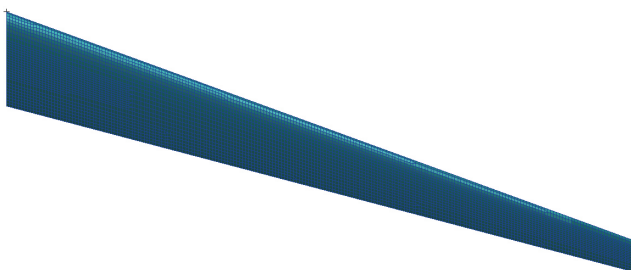


图3 后掠翼有限元模型

Fig.3 Finite element model of swept-back composites wing

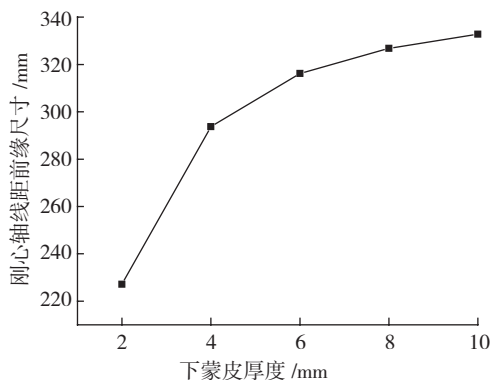
后掠角、半展长 20m、翼根弦长 3.0m、翼梢弦长 1.0m 和展弦比 20。机翼由蒙皮、梁腹板、梁缘条和桁条等结构件组成,采用复合材料 T300/QY8911。

## 3 影响因素分析

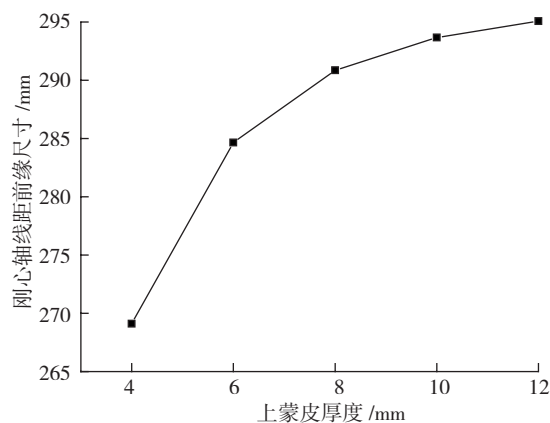
选取对机翼刚心轴线位置有影响的一些因素进行分析,包括质量分布(主要考虑上下蒙皮的厚度)、展弦比、后掠角大小、梁腹板位置、铺层形式(对称/非对称)、铺层顺序和铺层比例等,本文采用工程中经常使用的典型铺层设计  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $-45^\circ$ 、 $90^\circ$  铺层进行分析<sup>[9]</sup>。

### 3.1 质量分布的影响

图4为质量分布对机翼刚心轴线位置的影响。图4(a)为刚心轴线位置随下蒙皮厚度变化曲线,随着下蒙皮厚度的增加,刚心轴线距机翼前缘尺寸增大。在下蒙皮厚度较小时,厚度的变化对刚心轴线位置的影响较大;随着蒙皮厚度的增加,影响逐渐减小。图4(b)为刚心轴线位置随上蒙皮厚度的变化曲线,上蒙皮对刚心轴线位置的影响与下蒙皮类似。



(a) 刚心轴线位置随下蒙皮厚度的变化



(b) 刚心轴线位置随上蒙皮厚度的变化

图4 质量分布对刚心轴线位置的影响

Fig.4 Influence of mass distribution on stiffness-center axis

### 3.2 展弦比的影响

图 5 为展弦比对机翼刚心轴线位置的影响。随展弦比的增大,刚心轴线位置逐渐远离机翼前缘,机翼展弦比由 6 增加到 7 时,展弦比的改变对刚心轴线位置有较大的影响;随着机翼展弦比的增加,展弦比的改变对刚心轴线位置的影响逐渐较小。

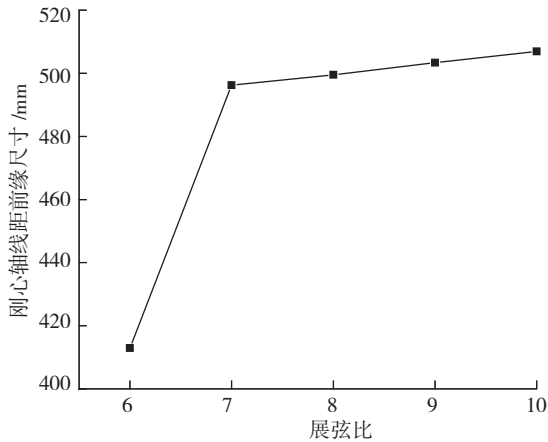


图5 展弦比对刚心轴线位置的影响  
Fig.5 Influence of aspect ratio on stiffness-center axis

### 3.3 后掠角的影响

图 6 为后掠角对机翼刚心轴线位置的影响,随着后掠角的增大,刚心轴线的位置逐渐远离机翼前缘。在机翼后掠角较小时,后掠角的改变对刚心轴线位置的影响较小;随着机翼后掠角的增大,后掠角的改变对刚心轴线位置的影响逐渐增大。

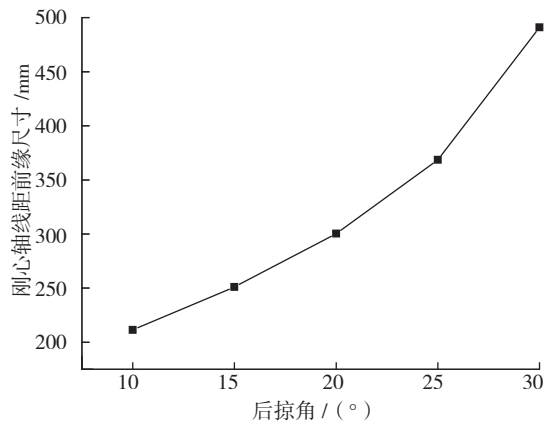
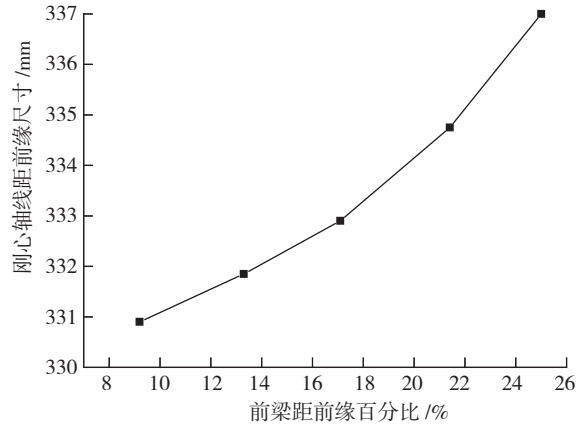


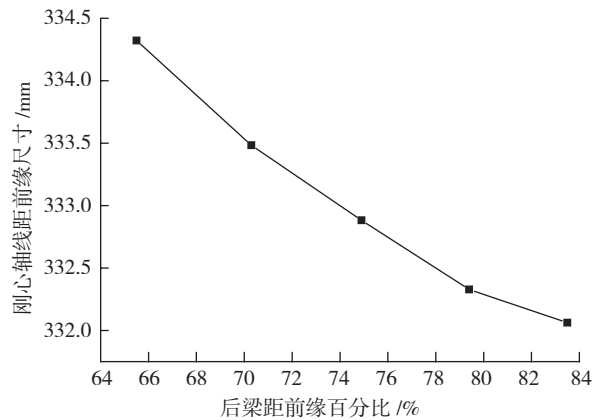
图6 后掠角对刚心轴线位置的影响  
Fig.6 Influence of swept-back angle on stiffness-center axis

### 3.4 梁位置的影响

图 7 为梁位置对机翼刚心轴线位置的影响。图 7 (a) 为刚心轴线位置随前梁位置的变化曲线,随着前梁到机翼前缘距离的增加,刚心轴线位置到机翼前缘的距离也增加,前期影响较小,后期影响较大;图 7 (b) 为刚心轴



(a) 刚心轴线位置随前梁位置的变化



(b) 刚心轴线位置随后梁位置的变化

图7 梁位置对刚心轴线位置的影响

Fig.7 Influence of spar location on stiffness-center axis

线随后梁位置的变化曲线,随后梁到机翼前缘距离的增加,刚心轴线位置到机翼前缘的距离逐渐减小,前期影响较大,后期逐渐减小。

### 3.5 铺层形式的影响

图 8 为蒙皮的铺层形式对机翼刚心轴线的影 响。在保证蒙皮总厚度不变的情况下,1 和 2 分别为对称铺层  $[0/45/-45/90]_s$  和关于中间层对称铺层  $[0/45/-45/90]_s$ , 3 为非对称铺层  $[0/45/-45/90]$ , 4 和 5 分别为反对称铺层  $[0/45/-45/90/90/45/-45/0]$  和关于中间层反对称铺层  $[0/45/-45/90/45/-45/0]$ 。由图 8 可知对称铺层和非对称铺层对刚心轴线的位置有一定的影响;对称铺层和关于中间层对称铺层两者比较,对刚心轴线位置的影响较小;反对称铺层和关于中间层反对称铺层比较,对刚心轴线位置的影响也较小。

### 3.6 铺层比例的影响

图 9 所示为  $0^\circ$  铺层在总铺层中所占的比例对机翼刚心轴线位置的影响。在保证  $45^\circ$ 、 $-45^\circ$  铺层比例不变的情况下,对  $0^\circ$  铺层所占的比例对刚心轴线位置的影响

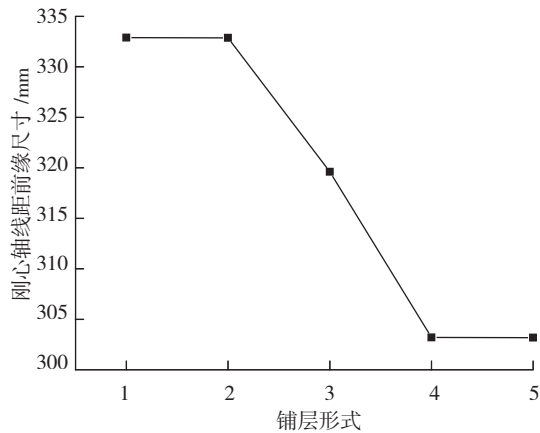


图8 铺层形式对刚度中心轴位置的影响

Fig.8 Influence of lay-up form on stiffness-center axis

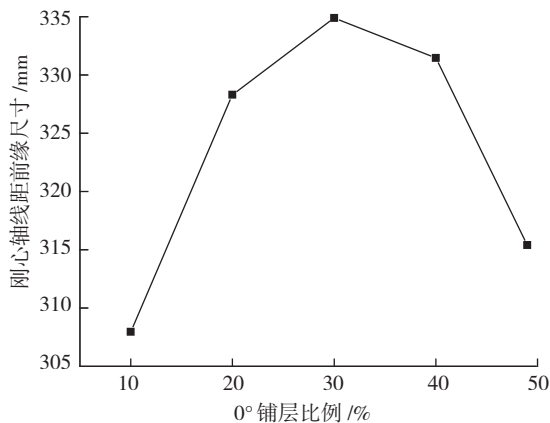


图9 铺层比例对刚度中心轴位置的影响

Fig.9 Influence of lay-up ratio on stiffness-center axis

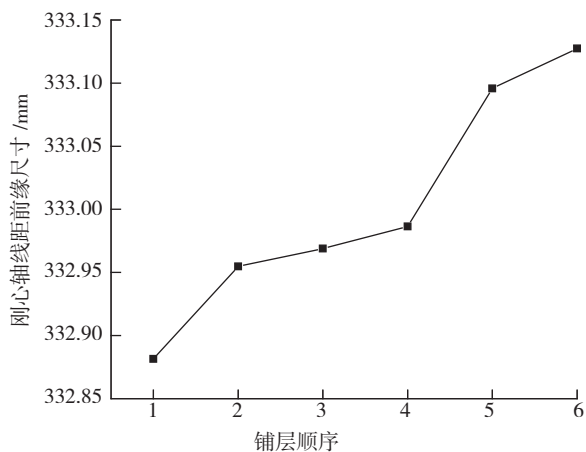


图10 铺层顺序对刚度中心轴位置的影响

Fig.10 Influence of lay-up sequence on stiffness-center axis

进行了分析。随着0°铺层所占比例的逐渐增加,刚度中心轴位置到机翼前缘的距离先逐渐增加,然后逐渐减小。在0°铺层所占比例为30%时,机翼的刚度中心轴到前缘的距离为最大。

### 3.7 铺层顺序的影响

图10为上下蒙皮的铺层顺序对机翼刚度中心轴位置的影响。1、2、3、4、5和6铺层顺序分别为 $[0/45/-45/90]_s$ 、 $[45/0/90/-45]_s$ 、 $[-45/0/90/45]_s$ 、 $[90/-45/45/0]_s$ 、 $[-45/45/0/90]_s$ 和 $[-45/45/90/0]_s$ 。由纵坐标的数值变化可知上下蒙皮铺层顺序的变化对刚度中心轴位置的影响较小。

## 4 结论

本文运用有限元分析方法,对复合材料机翼刚度中心轴位置的影响因素进行分析,可以得出以下结论:

(1)随着上下蒙皮厚度的增加,刚度中心轴距机翼前缘尺寸增大;(2)随着展弦比的增大,刚度中心轴逐渐远离机翼前缘;(3)随着后掠角的增大,刚度中心轴逐渐远离机翼前缘;(4)随着前梁到机翼前缘距离的增加,刚度中心轴到机翼前缘的距离也增加,随着后梁到机翼前缘距离的增加,刚度中心轴到机翼前缘的距离逐渐减小;(5)对称铺层和非对称铺层对刚度中心轴位置有一定的影响,对称铺层和中间层对称铺层两者比较,对刚度中心轴位置的影响较小,反对称铺层与对称铺层的影响类似;(6)随着0°铺层所占比例的增加,刚度中心轴到机翼前缘的距离先逐渐增加,然后逐渐减小,在铺层所占比例为30%时,刚度中心轴到机翼前缘的距离最大。

由纵坐标的数值变化可知,质量分布、展弦比和后掠角的变化对机翼刚度中心轴位置有较大的影响;前后梁位置、铺层形式、铺层比例和铺层顺序的变化对机翼刚度中心轴位置的影响相对较小。

## 参考文献

- [1] 张纪奎, 酆正能, 寇长河. 大展弦比复合材料机翼结构设计研究. 航空学报, 2005, 26(4): 450-453.
- [2] Wan Z, Yang C, Zou C. Design studies of aeroelastic tailoring of forward-swept composite aircraft using hybrid genetic algorithm. AIAA-2003-1491. New York: AIAA, 2003.
- [3] 张桂江. 飞行器复合材料结构弹性刚度剪裁优化设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [4] 管德, 钟珂. 复合材料翼面的气动剪裁. 航空学报, 1989, 10(5): 221-226.
- [5] 李道春, 向锦武. 非线性二元机翼气动弹性近似解析研究. 航空学报, 2007, 28(5): 1080-1084.
- [6] 叶正寅, 解亚军, 武杰. 模型振动对翼型流场和气动性能的影响. 工程力学, 2009, 26(4): 240-245.
- [7] Cesnik C E S, Mok J, Parikh A S. Optimization design framework for integrally twisted helicopter blades. AIAA 2004-1761, 2004(4): 1-15.
- [8] 黄其青, 王生楠. 结构力学基础. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.
- [9] 修英妹, 崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计. 工程力学, 2005, 22(6): 212-216.

(责编 良辰)