大展弦比复合材料机翼刚心分析与剪裁设计

董永朋[1,2]　霍世慧[1]　华　林[1]　王富生[1]　岳珠峰[1]

1. 西北工业大学，西安，710129　　2. 中国运载火箭技术研究院，北京，100076

摘要：介绍了一种运用有限元分析软件确定大展弦比复合材料机翼刚心位置的方法，并将该有限元分析方法得到的计算结果与理论方法进行比较，两者最多相差 7.5%。将该方法运用到工程中，以大展弦比复合材料机翼刚心轴线的位置作为目标函数，静强度和稳定性作为约束，蒙皮、梁腹板各个铺层角的厚度和桁条、梁缘条的横截面积作为设计变量进行优化设计。经过多岛遗传算法和序列二次规划算法的迭代计算，最终得到机翼模型刚心轴线的最佳位置，与优化前相比刚心轴线位置更靠近于机翼前缘。

关键词：有限元方法；刚心轴线；优化设计；多岛遗传算法；序列二次规划算法

中图分类号：V224.3　　DOI：10.3969/j.issn.1004－132X.2013.01.011

Analysis and Tailoring Design of Stiffness－center of a High－ratio－aspect Composite Wing

Dong Yongpeng[1,2]　Huo Shihui[1]　Hua Lin[1]　Wang Fusheng[1]　Yue Zhufeng[1]

1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710129

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076

Abstract: A simple method was presented by means of FE software to fix on the location of stiffness－center axis of a high－ratio－aspect composite wing model. The most difference was 7.5%, comparing the results of FE method with that of theoretical method. It was applied to an example of engineering. The optimal design was carried out with the location of stiffness－center axis of a composite wing as objective function and static strength and stability as constraints. The design variables were the lay－up thickness of panel and spar web, and the cross－section area of stringer and spar edge. Through the iterative calculation by multi－island genetic algorithm and sequential quadratic programming, the optimized location of stiffness－center axis of composite wing model was obtained finally. Compared with that optimized before, the location of stiffness－center axis is closer to leading edge of the wing.

Key words: finite element(FE) method; stiffness center axis; optimization design; multi－island genetic algorithm; sequential quadratic programming

0　引言

刚心的研究对薄壁梁型的航空结构非常重要，它与结构的颤振等气动弹性密切相关。对于大展弦比机翼来说，刚心位置的确定也尤为重要，因为翼面刚心的位置可影响机翼气动力的分布情况，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[1-2]。

国内外一些学者针对刚心问题已经做了一些研究，并取得了一定的研究成果。文献[3]以刚心位置为约束条件，以最大扭转角为目标函数，对直升机的螺旋桨叶片进行了优化设计。文献[4]用理论方法，通过公式推导得出了确定机翼剖面刚心位置的方法。文献[5]介绍了一种实验方法用以测量机翼剖面刚心的位置。目前，对刚心位置的确定大多是采用理论方法或试验方法，但是这两种方法有一定的局限性。对于翼型较复杂的机翼模型来说，刚心位置的确定与多个因素有关，运用理论方法计算刚心的位置时，积分较复杂，有时难于求出；试验方法往往是针对某个特定的机翼模型，当翼型改变时需要重新进行试验，成本较高。考虑到以上方法的局限性，本文介绍了一种通过有限元分析软件来确定机翼刚心轴线位置的方法。即使翼型改变，该方法也可以通过重新建模来完成，计算简便且成本较低。针对某翼型机翼，分别运用有限元分析方法和理论方法求解刚心轴线位置，并将得到的结果进行比较，两者相差很小，证明了这种方法的可行性。最后将这种方法运用到工程实际问题中，以复合材料机翼的刚心轴线位置为目标函数，以静强度和稳定性为约束条件，通过优化机翼复合材料结构件的尺寸，最终得到合适的刚心轴线位置。

收稿日期：2011－11－04

基金项目：国家自然科学基金资助项目(51175424)；高等学校学科创新引智计划资助项目(B07050)

1　刚心轴线位置确定方法

1.1　理论方法

图 1 简单描述了机翼剖面中刚心的位置。根据刚心的定义，当外力通过刚心时，剖面只发生弯曲变形，而无扭转变形，即剖面的扭转角 $\phi=0$(或剖面的相对扭转角 $\theta=0$)，可以利用这一条件，来求得剖面刚心的位置[4]。

欲求机翼结构上某剖面的角位移，应用单位

© 1994-2013 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

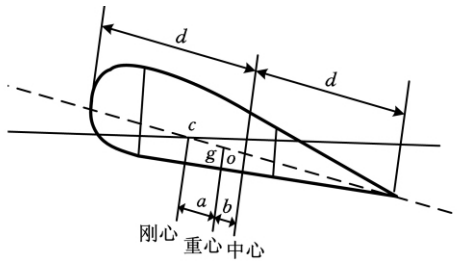


图 1　机翼剖面中刚心位置

载荷法在该剖面作用一单位力矩 $M_z=1$，设 σ_p、τ_p 为外载荷引起的应力，σ_1、τ_1 为单位力引起的应力，t 为板的厚度，由 $q_p=\tau_p t$，$q_1=\tau_1 t=\dfrac{1}{\Omega}$，$\Omega=\oint\rho\,\mathrm{d}s$ 和 $\sigma_1=0$ 得剖面的角位移为

$$\varphi=\int_0^L\oint\frac{q_p q_1}{Gt}\mathrm{d}s\,\mathrm{d}z \tag{1}$$

将 $q_p=\dfrac{Q_y x}{\Omega}-\dfrac{Q_y}{\Omega J_x}\oint\rho S_x\,\mathrm{d}s+\dfrac{Q_y}{J_x}S_x$ 和 $q_1=\dfrac{1}{\Omega}$ 代入式(1)，则有

$$\varphi=\int_0^L\oint\frac{1}{Gt\Omega}\left[\frac{Q_y x}{\Omega}-\frac{Q_y}{\Omega J_x}\oint\rho S_x\,\mathrm{d}s+\frac{Q_y}{J_x}S_x\right]\mathrm{d}s\,\mathrm{d}z=$$

$$\frac{1}{G\Omega}\left[\frac{x}{\Omega}\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}-\frac{\oint\rho S_x\,\mathrm{d}s}{\Omega J_x}\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}+\frac{1}{J_x}\oint\frac{S_x}{t}\mathrm{d}s\right]\int_0^L Q_y\,\mathrm{d}z \tag{2}$$

当 $\varphi=0$ 时，$x=\overline{x}$，即

$$\frac{x}{\Omega}\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}-\frac{\oint\rho S_x\,\mathrm{d}s}{\Omega J_x}\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}+\frac{1}{J_x}\oint\frac{S_x}{t}\mathrm{d}s=0 \tag{3}$$

$$\overline{x}=\frac{\oint\rho S_x\,\mathrm{d}s}{J_x}-\frac{\Omega}{J_x}\frac{\oint\frac{S_x}{t}\mathrm{d}s}{\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}} \tag{4}$$

同理，可得

$$\overline{y}=\frac{\oint\rho S_y\,\mathrm{d}s}{J_y}-\frac{\Omega}{J_y}\frac{\oint\frac{S_y}{t}\mathrm{d}s}{\oint\frac{\mathrm{d}s}{t}} \tag{5}$$

即可以确定剖面中刚心的位置$(\overline{x},\overline{y})$。

对于复合材料机翼来说，可以沿展向取若干个剖面，求得每个剖面中刚心的位置，然后将各剖面的刚心拟合，沿展向得到一条轴线，当外力通过该轴线时，机翼只发生弯曲变形而无扭转变形，此轴称为机翼的刚心轴线。

1.2　有限元分析方法

对于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：

(1) 将载荷 F 施加到节点 A 上，得到节点 A 的位移 Δ_{A1} 和节点 B 的位移 Δ_{B1}。

(2) 将相同的载荷 F 反向施加到节点 B 上，得到节点 A 位移 Δ_{A2} 和节点 B 的位移 Δ_{B2}。

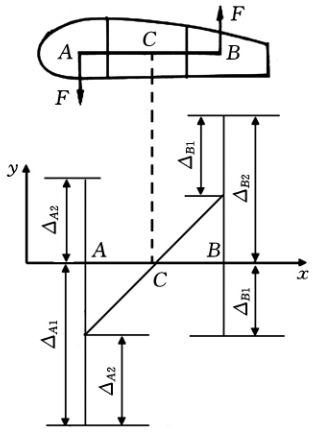


图 2　确定刚心位置

(3) 将上述载荷同时施加到节点 A 和节点 B 时，A 节点的位移为 $\Delta_{A1}-\Delta_{A2}$，B 节点的位移为 $\Delta_{B2}-\Delta_{B1}$，即为 A 和 B 两节点的纯扭转位移。

(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 节点沿 x 向的距离为 Δ_x，则 Δ_x 可按下式求得：

$$\Delta_x=\frac{(\Delta_{A1x}-\Delta_{A2x})L_x}{\Delta_{A1x}-\Delta_{A2x}+\Delta_{B2x}-\Delta_{A1x}} \tag{6}$$

同理，可以按下式求得沿 y 向的距离 Δ_y：

$$\Delta_y=\frac{(\Delta_{A1y}-\Delta_{A2y})L_y}{\Delta_{A1y}-\Delta_{A2y}+\Delta_{B2y}-\Delta_{B1y}} \tag{7}$$

其中，L_x 和 L_y 为节点 A 和节点 B 分别沿 x 向和 y 向的距离。

(6) 对于给定的机翼有限元模型，可以通过沿展向取数个这样的剖面，分别确定剖面中刚心的位置，然后将这些刚心点拟合一条线，即为机翼的刚心轴线。

上述过程通过有限元软件并结合 Fortran 自编程序很容易实现。

2　刚心轴线计算

针对某机翼分别运用有限元分析方法和理论方法计算机翼中刚心轴线的位置。图 3、图 4 分别为运用理论方法和有限元方法计算的刚心轴线位置随蒙皮厚度和前后梁距离变化的曲线。将两种方法计算得到的结果进行比较，图 3 中两种结果最多相差 7.5%，图 4 中两种结果最多相差 5.6%，表明有限元分析方法能够很好地确定刚心的位置。

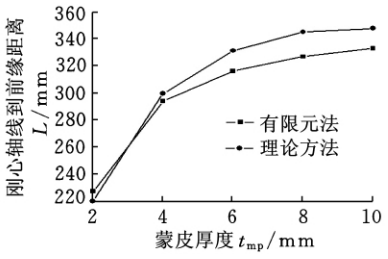


图 3　刚心轴线位置随下蒙皮厚度变化

© 1994-2013 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

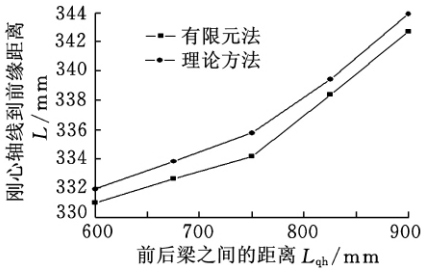


图 4　刚心轴线位置随前后梁距离变化

对于计算单闭室结构，理论方法能够很好地通过自编 Fortran 程序来实现，但对于多闭室机翼结构，因编写程序较复杂而难以求出结果，此时可以通过本文提出的有限元方法求解多闭室机翼结构的刚心轴线位置。

3　刚心轴线剪裁设计

建立一大展弦比复合材料机翼模型（图 5），运用有限元分析方法确定机翼刚心轴线的位置，并将刚心轴线位置作为目标函数，在满足静强度和稳定性等约束条件下，对大展弦比复合材料机翼进行刚心剪裁设计。

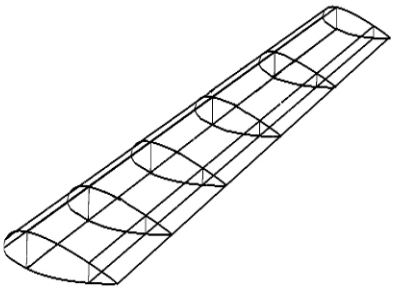


图 5　机翼结构

3.1　有限元模型

利用大型有限元分析软件 Msc. Patran 建立复合材料机翼有限元模型，如图 6 所示，其中半展长为 16 000mm，翼根弦长为 3000mm，翼梢弦长为 1000mm，展弦比为 16。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。



图 6　机翼有限元模型

3.2　优化模型

本文的优化目标是机翼刚心轴线的位置，由于刚心轴线越接近机翼前缘对气动弹性越有利，所以以刚心轴线到机翼前缘的距离最小作为目标函数，约束条件包括静强度和稳定性约束且优化过程中保持质量不变，设计变量为复合材料机翼模型中上下蒙皮、前后梁腹板的厚度和上下桁条、梁缘条的横截面积。设置上下蒙皮初始铺层 $[90°/0°/45°/-45°]_s$ 的铺层厚度为 [1.5/2.0/1.0/1.0](mm)；前后梁腹板初始铺层 $[45°/90°/0°/-45°]_s$ 的铺层厚度为 [1.0/1.5/1.0/1.5](mm)；上下桁条、梁缘条的初始横截面积为 $500mm^2$。

3.3　优化流程

运用有限元分析软件 MSC. Nastran 对复合材料机翼模型进行分析，优化流程如图 7 所示。首先在 model. bdf 文件中提取合适的节点，并通过 including. force 文件施加载荷 F，根据上文的描述编写 Fortran 程序计算出刚心的位置，然后分别使用 Nastran 中的求解器 SOL101 和 SOL105 对机翼模型进行静强度和稳定性分析，最后判定是否达到最优解和满足约束条件，若是，则终止计算，否则调整设计变量，根据以上步骤重新进行计算，直至达到最优解。

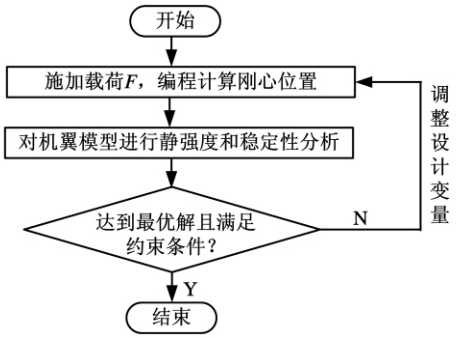


图 7　优化流程

3.4　优化算法

运用多岛遗传全局优化算法和序列二次规划法局部优化算法进行迭代计算。全局算法使程序在运行的起初或经过若干代之后就能将搜索方向指向优异区域；局部算法在优异区域内继续探索，使算法更快地收敛于最优解。这样既解决了全局算法需要耗费大量时间的问题，又解决了局部算法容易使优化结果陷入局部最优解的问题[6-7]。

3.5　优化结果

经过优化算法的多次迭代计算，最终得到满足所有约束条件的最优解。绘制优化过程中刚心轴线距离机翼前缘的位置变化曲线，其结果如图 8 所示，可知经过优化后刚心轴线的位置更靠近机翼前缘，与本文所设定的目标是一致的。图 9

© 1994-2013 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

所示为优化后刚心轴线的位置，其中 $\Delta m=54.55\text{mm}$，$\Delta n=25.0\text{mm}$。

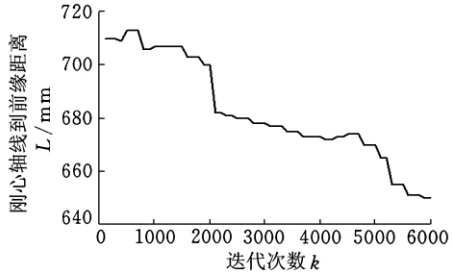


图 8　刚心轴线位置变化时程曲线

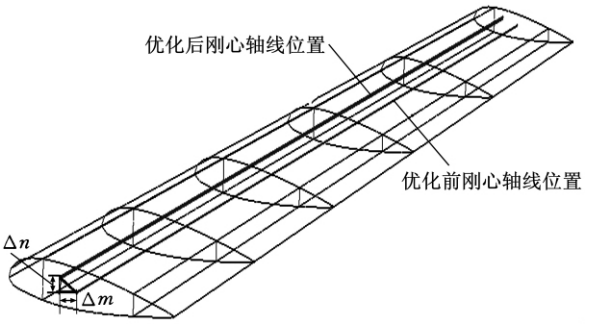


图 9　优化后刚心轴线位置

表 2 为优化前后设计变量的值，由于机翼上蒙皮主要受压缩载荷作用，容易失稳，所以上蒙皮的厚度要大于下蒙皮的厚度；同理上桁条的横截面积大于下桁条的横截面积，致使刚心轴线上移。由于前梁腹板的厚度大于后梁腹板的厚度，前梁缘条的横截面积大于后梁缘条的横截面积，致使刚心轴线前移。

表 2　优化前后设计变量

设计变量	上蒙皮厚度 (mm)	下蒙皮厚度 (mm)	前梁腹板厚度 (mm)	后梁腹板厚度 (mm)	上桁条横截面积 (mm^2)
优化前	5.5	5.5	5.0	5.0	500
优化后	6.3	4.2	6.7	3.1	589
设计变量	**下桁条横截面积 (mm^2)**	**前上梁缘条横截面积 (mm^2)**	**前下梁缘条横截面积 (mm^2)**	**后上梁缘条横截面积 (mm^2)**	**后下梁缘条横截面积 (mm^2)**
优化前	500	500	500	500	500
优化后	410	621	577	411	379

表 3 为优化前后各个约束条件值的变化，可知经过优化后，约束条件的值更加接近于临界值。这说明设计变量的分布更加合理，材料利用地更加充分。

表 3　优化前后约束条件

约束条件	优化前	优化后	许用值
最大拉伸应变	3761	4489	≤4500
最大压缩应变	3899	4237	≤4500
最大剪切应变	3450	3899	≤4000
最大位移(m)	0.89	1.29	≤1.30
最大扭转角(°)	1.4	2.0	≤2.0
屈曲因子	2.35	1.04	≥1.00

4　结论

(1)提出了一种用有限元分析确定机翼刚心轴线位置的方法，对于求解单闭室机翼或多闭室机翼结构，这种方法简单易行。

(2)分别运用有限元分析方法和理论方法确定某翼型机翼的刚心轴线位置，将得到的结果进行比较，发现两者最多相差 7.5%，证明本文提出的有限元分析方法可以很好地确定刚心位置。

(3)运用有限元分析方法确定某复合材料机翼的刚心轴线位置，在满足静强度和稳定性等约束条件下，以机翼复合材料结构件的尺寸作为设计变量进行剪裁设计，最终得到机翼刚心轴线的最佳位置。

参考文献：

[1] 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.

[2] 管德，钟珂. 复合材料翼面的气动剪裁[J]. 航空学报，1989，10(5)：221-226.
Guan De，Zhong Ke. Aeroelastic Tailoring Applied to Composite Wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，1989，10(5)：221-226.

[3] Cesnik C E S，Mok J，Parikh A S. Optimization Design Framework for Integrally Twisted Helicopter Blades[J]. AIAA，2004(4)：1-15.

[4] 梁立孚，刘石泉，齐辉. 飞行器结构力学[M]. 北京：中国宇航出版社，2003.

[5] 黄其青，王生楠. 结构力学基础[M]. 西安：西北工业大学出版社，2000.

[6] Riche R L，Haftka R T. Optimization of Laminate Stacking Sequence for Buckling Load Maximization by Genetic Algorithm [J]. AIAA，1995，31(5)：951-956.

[7] Kam T Y，Snyman J A. Optimal Design of Laminated Composite Plates Using a Global Optimization Technique[J]. Composite Structure，1991，19(4)：351-370.

（编辑　郭　伟）

作者简介：董永朋，男，1985 年生。西北工业大学力学与土木建筑学院硕士研究生，中国运载火箭技术研究院研究发展中心助理工程师。研究方向为航天器热防护结构设计。霍世慧，男，1985 年生。西北工业大学力学与土木建筑学院博士研究生。华　林，男，1986 年生。西北工业大学力学与土木建筑学院博士研究生。王富生，男，1979 年生。西北工业大学力学与土木建筑学院副教授。岳珠峰，男，1965 年生。西北工业大学力学与土木建筑学院教授、博士研究生导师，教育部长江学者特聘教授。

© 1994-2013 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net