

# 大展弦比机翼总体刚度的气动弹性优化设计

刘东岳, 万志强\*, 杨超, 唐长红

北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191

**摘要:** 针对大展弦比机翼总体刚度设计问题, 提出了梁架模型气动弹性优化和三维优化模型折算两种设计方法, 并以大展弦比机翼为例对两种方法的合理性进行了验证。前者基于机翼梁架式模型, 利用气动弹性优化方法对其主梁刚度进行设计, 其特点是建模简单、计算效率较高, 可以在设计信息较少的概念和初步设计阶段使用, 但由于约束条件考虑较少, 设计结果相对粗略。后者基于机翼三维模型, 利用气动弹性优化方法获得优化模型, 再利用工程梁理论对优化模型进行刚度折算, 获得机翼总体刚度分布, 其特点是综合考虑了强度约束、气动弹性约束甚至是工艺约束, 设计刚度最接近实际临界情况, 可在有一定结构设计信息的初步详细设计阶段使用, 但所需结构信息量较大, 对结构建模要求较高, 计算耗费相对较大。研究表明, 基于两种方法设计的刚度分布具有较好的一致性和工程实用性。此外, 与传统的经验公式推算方法相比, 基于气动弹性优化手段的两种设计方法设计的刚度更趋合理。

**关键词:** 气动弹性; 机翼; 刚度设计; 优化设计; 工程方法

**中图分类号:** V211.47 **文献标识码:** A

现代飞机对于结构重量减轻的苛刻要求, 往往会导致变形增加, 从而使得气动弹性问题变得突出, 气动弹性效应已经成为影响飞机飞行性能和安全性等指标的重要因素<sup>[1]</sup>。在考虑气动弹性问题的总体设计中, 确定结构变形对气动力特性影响的首要问题是设计合理的机翼结构刚度分布<sup>[2]</sup>, 因此机翼总体刚度设计已成为机翼结构总体设计中的首要任务, 也是后续设计的重要依据。

针对机翼刚度设计问题, 尤其是大展弦比机翼的刚度设计问题, 国内外学者开展了一定的研究。Bisplinghof等<sup>[3]</sup>将机翼简化为一根沿机翼刚轴方向变弯曲刚度与扭转刚度的悬臂梁, 并提出了刚度影响系数的概念, 该系数可以通过绘制刚度曲线获得。Schuster<sup>[4]</sup>提出了一种在已知机

翼载荷和机翼扭转分布情况下反推机翼刚度的设计方法, 采用多项式函数模拟刚度曲线, 并以Lockheed Wing B模型<sup>[5]</sup>为例进行了验证。孙晓红等<sup>[6]</sup>针对方案设计阶段的刚度设计和颤振速度计算, 提出了一种基于经验公式的预估方法。

然而, 在概念和初步设计阶段, 不确定参数较多, 刚度设计需要大量相关数据, 如翼型、载荷和结构布置等信息, 而有些信息常常需要通过并行或后续设计才能得到。信息缺失会导致刚度设计精度降低, 从而在后续设计中需要反复修改结构刚度分布, 由此造成人力和时间的浪费。这使得采用传统方法设计效率较低, 且精度不高, 因此, 有必要将常用于详细设计阶段的气动弹性优化方法引入概念和初步设计阶段, 利用优化技术<sup>[7-8]</sup>对总体刚度分布进行设计, 为后续结构方案筛选和

收稿日期: 2010-09-29; 退修日期: 2010-11-16; 录用日期: 2010-12-14; 网络出版时间: 2011-01-06 11:17:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110106.1117.000.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110106.1117.000

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20091102110015)

\* 通讯作者. Tel.: 010-82317510 E-mail: wzq@buaa.edu.cn

引用格式: 刘东岳, 万志强, 杨超, 等. 大展弦比机翼总体刚度的气动弹性优化设计 [J]. 航空学报, 2011, 32(6): 1025-1031. Liu Dongyue, Wan Zhiqiang, Yang Chao, et al. Aeroelastic optimization design of global stiffness for high aspect ratio wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 1025-1031.

宏观结构布置、质量分布提供指导。

本文提出了基于梁架模型气动弹性优化方法和三维优化模型折算方法的两种机翼总体刚度设计方法,以大展弦比机翼为例对两种方法进行了验证,并与基于传统经验公式推算方法的结果进行对比分析。

## 1 理论基础

### 1.1 梁架模型气动弹性优化方法

在获得气动力计算基本信息的情况下,通过建立梁架式有限元模型,将模型主梁刚度作为设计对象,考虑静气动弹性响应约束,进行多工况气动弹性优化。

通过对以往大展弦比机翼调研可知,采用如式(1)所示的指数函数来模拟主梁刚度沿展向的分布较为合理<sup>[9]</sup>:

$$GJ(y), EI(y) = ae^{by} + c \quad (1)$$

式中: $a$ 、 $b$ 和 $c$ 为设计变量; $GJ(y)$ 和 $EI(y)$ 分别为扭转刚度和弯曲刚度,它们是展向坐标 $y$ 的函数。

### 1.2 三维优化模型折算方法

利用现有原准机的三维模型,或者通过参考相似机型的结构布置快速建立三维模型的情况下,综合考虑工艺约束(蒙皮和缘条的最小尺寸)、强度约束(满应力设计)以及气动弹性约束(翼尖扭角、垂直位移、副翼效率和颤振速度等)对三维模型进行气动弹性优化。通过优化获得蒙皮和翼梁等主承力部件的最优尺寸,再利用工程梁理论对三维机翼进行折算,可以得到机翼刚度分布。

利用工程梁理论<sup>[10]</sup>求解如图1所示机翼截面惯性矩的步骤如下:

(1) 求出形心在坐标系 $Oxy$ 内的坐标为

$$x_0 = \frac{\sum_{i=1}^n (\phi_i A_i x_i)}{\sum_{i=1}^n (\phi_i A_i)}, y_0 = \frac{\sum_{i=1}^n (\phi_i A_i y_i)}{\sum_{i=1}^n (\phi_i A_i)} \quad (2)$$

式中: $\phi_i$ 为减缩系数; $A_i$ 为元件 $i$ 的横截面积, $x_i$ 和 $y_i$ 为元件 $i$ 的形心在坐标系 $Oxy$ 内的坐标。

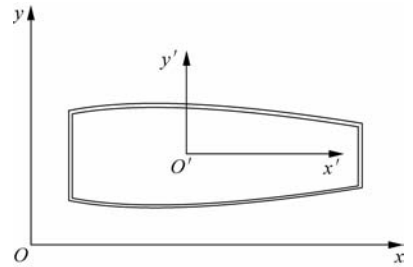


图1 翼盒截面图

Fig. 1 Section of wing box

(2) 将原坐标系原点平移到形心,求出对新坐标系 $O'x'y'$ 的惯性矩为

$$J_{x'} = \sum_{i=1}^n [\phi_i A_i (y_i - y_0)^2] \quad (3)$$

$$J_{y'} = \sum_{i=1}^n [\phi_i A_i (x_i - x_0)^2] \quad (4)$$

$$J_{x'y'} = \sum_{i=1}^n [\phi_i A_i (y_i - y_0)(x_i - x_0)] \quad (5)$$

(3) 求出惯性主轴 $u$ 和 $v$ 的倾斜角为

$$\tan 2\alpha = \frac{2J_{x'y'}}{J_{y'} - J_{x'}} \quad (6)$$

(4) 求出对主轴的惯性矩为

$$I_u = J_{x'} \cos^2 \alpha + J_{y'} \sin^2 \alpha - J_{x'y'} \sin 2\alpha \quad (7)$$

$$I_v = J_{y'} \cos^2 \alpha + J_{x'} \sin^2 \alpha + J_{x'y'} \sin 2\alpha \quad (8)$$

### 1.3 经验公式推算方法

孙晓红等<sup>[6]</sup>在英国皇家空军与海军飞机设计要求<sup>[11]</sup>的经验公式基础上,总结出一种利用经验公式推算机翼刚度的方法。采用该方法,可以根据换算关系由参考机翼的刚度推算求得新飞机机翼的初步设计刚度。该换算关系综合考虑了不同飞机最大飞行速压、平面尺寸和结构参数等方面的差异。

假定机翼刚度与相关参数的关系为

$$GJ, EI \propto \frac{qS^2 \cos^2(\Lambda - \pi/16)}{(0.9 - 0.33\eta)^2 (1 + 0.8/A)^2} \quad (9)$$

式中: $q$ 为最大飞行速压; $S$ 为参考面积; $\Lambda$ 为机翼1/4弦线后掠角; $A$ 为机翼展弦比; $\eta$ 为机翼尖削比。

于是新机的机翼刚度与参考飞机的机翼刚度之间有下列换算关系:

$$(GJ)_{\text{new}} = K(GJ)_{\text{ref}} \quad (10)$$

$$(EI)_{\text{new}} = K(EI)_{\text{ref}} \quad (11)$$

$$K = K_q K_S^2 K_A^2 K_{\Lambda}^{-2} K_{\eta}^{-2} \quad (12)$$

$$K_q = q_{\text{new}}/q_{\text{ref}} \quad (13)$$

$$K_S = S_{\text{new}}/S_{\text{ref}} \quad (14)$$

$$K_{\Lambda} = \frac{\cos(\Lambda_{\text{new}} - \pi/16)}{\cos(\Lambda_{\text{ref}} - \pi/16)} \quad (15)$$

$$K_{\Lambda} = \frac{1 + 0.8/A_{\text{new}}}{1 + 0.8/A_{\text{ref}}} \quad (16)$$

$$K_{\eta} = \frac{0.9 - 0.33\eta_{\text{new}}}{0.9 - 0.33\eta_{\text{ref}}} \quad (17)$$

式中:  $K_q$  为速压换算因子;  $K_S$  为参考面积换算因子;  $K_{\Lambda}$  为后掠角换算因子;  $K_{\Lambda}$  为展弦比换算因子;  $K_{\eta}$  为尖削比换算因子;  $K$  为刚度换算因子。下标 new 和 ref 分别表示新设计飞机与参考飞机。

#### 1.4 气动弹性优化

气动弹性优化是一个标准的优化问题<sup>[12]</sup>, 即在  $n_{\text{dv}}$  维空间中搜索一组设计变量使得目标函数  $F(v)$  最小化。

$$\begin{aligned} \min \quad & F(v) \\ \text{s. t.} \quad & g_j(v) \leq 0 \quad j = 1, 2, \dots, n_{\text{con}} \\ & v_i^{\text{lower}} \leq v_i \leq v_i^{\text{upper}} \quad i = 1, 2, \dots, n_{\text{dv}} \end{aligned} \quad (18)$$

式中: 由  $g_j(v) \leq 0$  指定的约束称为性能约束, 对刚度设计影响较为显著的约束有颤振速度、发散速度、翼尖变形和副翼效率等;  $v_i$  为设计变量,  $v_i^{\text{upper}}$  和  $v_i^{\text{lower}}$  为设计变量的上下限, 即边界约束<sup>[13]</sup>。

针对上述问题, 可以采用多种优化算法进行计算, 本文采用了基于遗传算法和灵敏度算法的混合算法<sup>[14-15]</sup>, 遗传算法使用基本遗传算法<sup>[16]</sup>, 灵敏度算法使用修改后的可行方向法<sup>[17]</sup>。在该混合算法中, 遗传算法用于全局搜索以避免陷入局部最优解。每一代经过遗传算法优化得到优秀个体, 将进一步使用修改后的可行方向法对其优化以获得局部最优解。这样通过反复搜索就可以逐步趋近全局最优解。

## 2 算例模型

新设计飞机为亚声速常规布局飞机, 机翼为

大展弦比金属机翼, 单侧发动机为翼吊单发构型。

### 2.1 梁架有限元模型

机翼初步设计结构模型如图 2 所示, 结构模型采用梁架式结构有限元模型, 刚度特性由一根贯穿翼根至翼尖的变截面梁模拟, 质量特性由集中质量模拟。

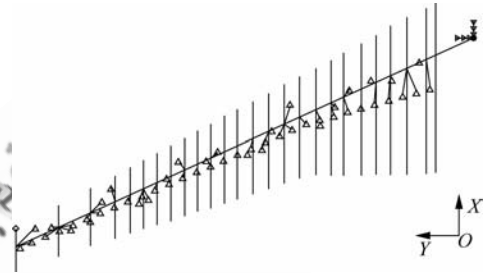


图 2 梁架式有限元模型

Fig. 2 Beam-frame finite element model

### 2.2 三维有限元模型

机翼三维有限元模型如图 3 所示, 根据机翼各部件的承力特性, 采用板-杆结构来模拟整个机翼: 上下蒙皮、翼肋和前后梁腹板均用板单元模拟, 上下长桁采用杆单元模拟, 前后梁突缘采用梁单元模拟, 发动机采用杆-梁及集中质量点单元模拟, 副翼使用杆-梁及集中质量点单元模拟, 前后缘用杆交叉相连便于气动力插值。

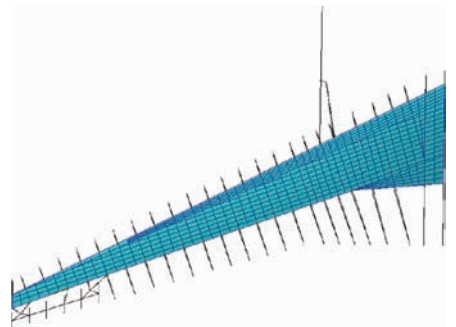


图 3 三维有限元模型

Fig. 3 Three-dimensional finite element model

### 2.3 气动力模型

气动力计算采用亚声速偶极子网格法。气动力模型如图 4 所示。

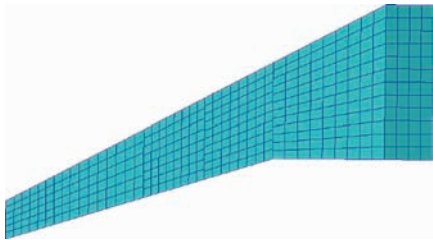


图4 气动力模型

Fig. 4 Aerodynamic model

### 3 计算结果

#### 3.1 梁架模型气动弹性优化结果

通过将气动弹性问题与标准优化问题结合,优化问题设计如下:

**目标函数** 主梁根部的垂直弯曲刚度和扭转刚度之和最小,即力求质量最轻。

**设计变量** 刚度分布表达式系数,即式(1)中的  $a$ 、 $b$  和  $c$ 。

**约束条件** 飞行高度为 11 km; 马赫数为 0.8; 2.5g 过载纵向拉起工况下,翼尖垂直位移小于半翼展 10%; 巡航工况下,翼尖扭角小于  $1.5^\circ$ 。

需要说明,梁架模型初始刚度曲线的函数形式通常是参照类似飞机获得的,在满足上述约束条件的情况下得到曲线函数的待定系数,这个求解过程中实际上已经隐含了气动弹性等约束。

将最优结果对应的设计变量代入式(1),可获得机翼垂直弯曲刚度和扭转刚度的展向分布。

#### 3.2 三维优化模型折算结果

针对三维有限元模型,进行考虑结构静力学、静气动弹性及动气动弹性的优化设计,考虑到结构强度、翼尖变形、副翼效率及颤振速度等性能指标对设计刚度影响显著,因此将上述指标作为刚度设计时的约束条件。优化问题设计如下:

**目标函数** 机翼质量最小化。

**设计变量** 机翼上下蒙皮厚度,前后梁上下突缘面积。

**约束条件** 在包括 3.1 节中的约束条件的基础上,还考虑 2.5g 纵向拉起工况下,副翼效率高

于 60%; 颤振速度在海平面大气密度情况下高于 300 m/s; 结构的总体强度满足要求。

优化结果显示:在发动机外侧,蒙皮厚度和突缘面积从翼尖向翼根沿展向逐渐增加;在发动机内侧,向翼根沿展向逐渐减小。此外,蒙皮厚度,在发动机内侧,从前缘向后缘沿弦向逐渐增加。

本文三维模型优化中,颤振分析考虑了前 9 阶模态,经过计算发现参与颤振的有垂直一弯、垂直二弯和一扭等主要模态的耦合模态。前 9 阶模态依次为:垂直一弯、发动机侧摆、发动机俯仰、水平一弯、垂直二弯、发动机偏航、垂直三弯、一扭和副翼偏转。

针对最优尺寸情况的三维结构有限元模型,利用工程梁理论进行刚度折算,可获得机翼垂直弯曲和扭转刚度的展向分布。

#### 3.3 经验公式推算结果

根据式(12)~式(17),可以求出新设计飞机和参考飞机的各个子换算因子,然后得到刚度换算因子:  $K_q = 1.0$ ,  $K_s = 0.76$ ,  $K_A = 1.0$ ,  $K_A = 0.98$ ,  $K_y = 0.98$ ,  $K = 0.63$ 。

在已知参考飞机机翼刚度分布的前提下,根据式(10)和式(11),可获得机翼垂直弯曲和扭转刚度的展向分布。

#### 3.4 结果对比分析

3 种方法所得到的垂直弯曲刚度和扭转刚度对比如图 5 和图 6 所示。需要说明的是,本文所有刚度曲线都以同一刚度值为基准,进行了无量纲化。

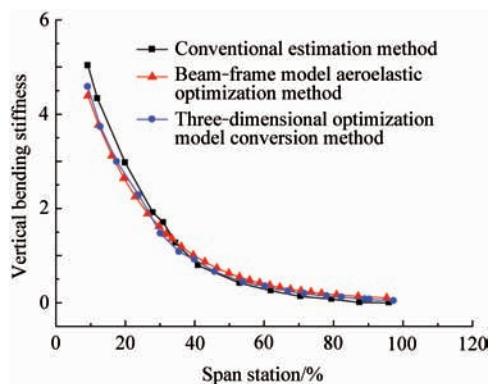


图5 垂直弯曲刚度对比

Fig. 5 Comparison of vertical bending stiffness



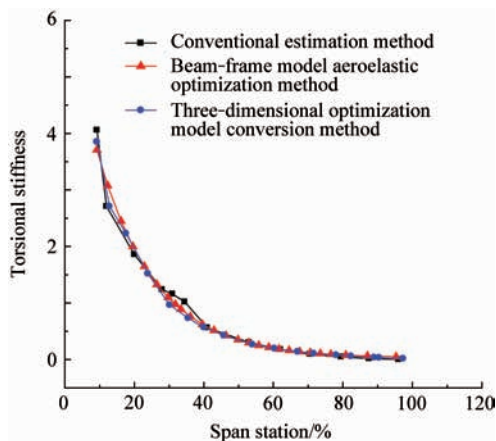


图6 扭转刚度对比

Fig. 6 Comparison of torsional stiffness

梁架模型气动弹性优化获得的刚度分布采取了函数拟合的方法,未考虑强度约束和局部加强,因此梁架模型的曲线最为光滑。三维优化模型折算方法中考虑了强度约束,进行了局部加强,而且对根据离散剖面折算得到的刚度曲线也未进行拟合,因此刚度曲线有局部的跳跃。

以三维优化模型折算方法设计的刚度为基准,其他两种方法设计的刚度与其对应位置基准刚度差值的百分比沿展向的分布如图7和图8所示。

从图中可以看出,基于3种方法得到的刚度分布总体趋势是相近的,展向位置70%以内三者吻合较好;相比根部,尖部刚度设计值为小数量级,而且载荷情况远不如根部严重,误差较大也是可以接受的,再则该区域的刚度往往还取决于结构的最小尺寸限制。

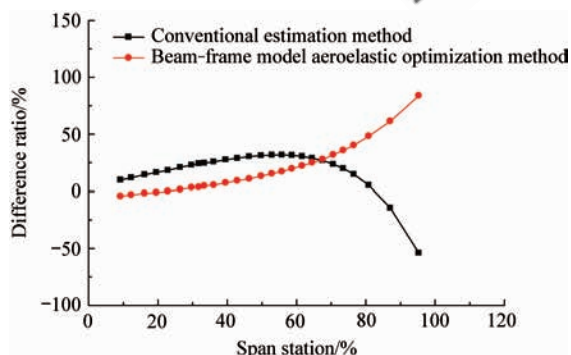


图7 垂直弯曲刚度差值百分比

Fig. 7 Difference ratio of vertical bending stiffness

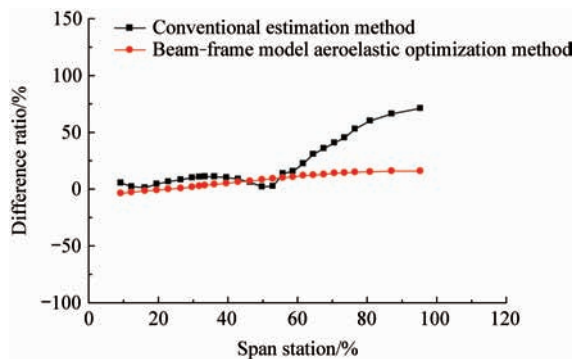


图8 扭转刚度差值百分比

Fig. 8 Difference ratio of torsional stiffness

由经验公式推算方法得到的刚度偏于保守,刚度余量较大;其他两种方法通过气动弹性优化手段可以考虑总体性能指标的约束,得到的刚度更为合理。梁架模型气动弹性优化方法中仅考虑了翼尖扭角和垂直位移约束,三维优化模型折算方法中综合考虑了工艺约束(蒙皮和缘条的最小尺寸)、强度约束(满应力设计)以及气动弹性约束(翼尖扭角、垂直位移、副翼效率和颤振速度等),根据后者得到的刚度更接近实际临界情况。

## 4 结论

(1) 基于两种不同方法设计的机翼总体刚度分布具有较好的一致性和工程实用性。两种方法与传统经验公式推算方法在设计中可结合使用,相互验证。不但能提供满足总体指标的刚度分布,更可以通过反设计,对总体指标的合理性进行验证。

(2) 与传统的经验公式推算方法相比,利用气动弹性优化手段的两种方法设计的刚度更为合理。梁架模型无需大量结构信息,建模较为简单,计算效率较高,但约束条件考虑较少,设计结果相对初步。三维模型可以考虑工艺约束、强度约束以及气动弹性约束,设计刚度更接近实际临界情况,但计算耗费相对较大。

(3) 在实际的机翼总体刚度设计时,可根据不同的条件确定设计方法的选取:根据已知总体参数和相似参考机型的刚度数据,可以采用经验公式推算方法;在获得气动力计算基本信息的情况下,可以采用梁架模型气动弹性优化

方法;利用相关原准机的三维模型,或者通过参考相似机型的结构布置快速建立三维模型的情况下,可以采用三维优化模型折算方法设计总体刚度分布。

(4) 可利用本文所提出的两种方法设计出的总体刚度分布作为后续设计刚度的参考甚至是下限,随着约束条件的增加以及约束条件的苛刻,总体刚度往往会随之增加。而且随着约束条件的细化,设计精度也会随之提高。

限于篇幅,本文只给出了一个算例,实际上两种方法已经在多个模型中得到了应用,具有较强的工程实用性。

### 参 考 文 献

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 程小全, 郦正能译. 北京: 航空工业出版社, 2008: 39-42.  
Niu M C Y. Airframe structural design[M]. Cheng Xiaoguan, Li Zhengneng, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 39-42. (in Chinese)
- [2] 陈桂彬, 邹丛青, 杨超. 气动弹性设计基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 8-12.  
Chen Guibin, Zou Congqing, Yang Chao. Aeroelastic design foundation[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004: 8-12. (in Chinese)
- [3] Bisplinghof R L, Ashley H, Halfman T L. Aeroelasticity [M]. New York: John Wiley and Sons, Inc., 1962: 1-17.
- [4] Schuster D M. An inverse method for computation of structural stiffness distributions of aeroelastically optimized wings[R]. AIAA-1993-1540, 1993.
- [5] Hinson B L, Burdges K P. Acquisition and application of transonic wing and far-field data for three-dimensional computational method evaluation[J]. AFOSR-TR-80-0421, 1980.
- [6] 孙晓红, 谭申刚, 谢怀强. 方案阶段颤振预估方法研究[C]//第十一届全国空气弹性学术交流会. 2009.  
Sun Xiaohong, Tan Shengang, Xie Huaiqiang. Research of flutter speed estimation method in preliminary design stage[C]//CARS11-2009. 2009. (in Chinese)
- [7] Vasily V C, Fanil Z I, Mikhail C Z, et al. Optimization approach to design of aeroelastic dynamically-scaled models of aircraft[R]. AIAA-2004-4642, 2004.
- [8] Hodges D H, Pierce G A. Introduction to structural dynamics and aeroelasticity[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2002: 23-28.
- [9] Liu D Y, Wan Z Q, Yang C, et al. Primary modeling and

analysis of wing based on aeroelastic optimization[R]. AIAA-2010-2719, 2010.

- [10] 龚尧南. 结构力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001: 110-114.  
Gong Yaonan. Structural mechanics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2001: 110-114. (in Chinese)
- [11] Design requirements for service aircraft[S]. Aviation Publication (AvP) 970, 1959.
- [12] Shirk M H, Hertz T J. Aeroelastic tailoring—theory, practice, and promise[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(1): 6-18.
- [13] Chen P C, Jha R, Sarhaddi D, et al. A variable stiffness spar (VSS) approach for aircraft maneuver enhancement using ASTROS[R]. AIAA-1999-1471, 1999.
- [14] Wan Z Q, Yang C, Zou C Q. Design studies of aeroelastic tailoring of forward-swept composite aircraft using hybrid genetic algorithm[R]. AIAA-2003-1491, 2003.
- [15] 万志强, 唐长红, 邹丛青. 柔性复合材料前掠翼飞机静气动弹性分析[J]. 复合材料学报, 2002, 19(5): 118-124.  
Wan Zhiqiang, Tang Changhong, Zou Congqing. Static aeroelastic characteristics analysis of a flexible forward swept composite aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(5): 118-124. (in Chinese)
- [16] Guan J, Aral M M. Progressive genetic algorithm for solution of optimization problems with nonlinear equality and inequality constraints[J]. Applied Mathematical Modelling, 1999, 23(4): 329-343.
- [17] Rodden W P, Johnson E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide; Ver. 68 [M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 1994: 657-698.

#### 作者简介:

**刘东岳**(1983—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性设计与优化。

Tel: 010-82338723

E-mail: liudongyue@ase.buaa.edu.cn

**万志强**(1976—) 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行器气动弹性设计与优化、结构动力学、微小型飞行器设计。

Tel: 010-82317510

E-mail: wzq@buaa.edu.cn

**杨超**(1966—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性、飞行力学、飞行器设计等。

Tel: 010-82317510

E-mail: yangchao@buaa.edu.cn

**唐长红**(1959—) 男, 硕士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器设计、气动弹性、结构强度等。

# Aeroelastic Optimization Design of Global Stiffness for High Aspect Ratio Wing

LIU Dongyue, WAN Zhiqiang<sup>\*</sup>, YANG Chao, TANG Changhong

*School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China*

**Abstract:** Two methods to design the global stiffness of a high aspect ratio wing are introduced, i. e., the beam-frame model aeroelastic optimization method, and the three-dimensional optimization model conversion method. Taking a high aspect ratio wing as an example, rationality of the two methods is proved. Based on the beam-frame model, the global stiffness of the model main beam is designed by the first method using aeroelastic optimization. Because of its modeling simplicity and calculating efficiency, this method can be applied to the concept and primary design stage, though the precision is not high enough on account of its insufficient consideration of constraints. Based on the three-dimensional model, the global stiffness of the wing is designed by the second method using aeroelastic optimization and engineering beam conversion. The design stiffness by this method is closer to the actual critical case which takes into consideration the strength constraints, aeroelastic constraints, and process constraints. This method can be used in the primary design stage when some structure data is obtained; however, it has lower efficiency due to its high requirement of structure data and structure modeling. Through calculating and comparing the results, the consistency and engineering practicability of the stiffness distribution by the two methods are verified. Compared with the conventional estimation method, the two aeroelastic optimization methods are more reasonable.

**Key words:** aeroelastic; wings; stiffness design; optimization design; engineering method

**Received:** 2010-09-29; **Revised:** 2010-11-16; **Accepted:** 2010-12-14; **Published online:** 2011-01-06 11:17:25

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110106.1117.000.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20110106.1117.000

**Foundation item:** Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (20091102110015)

**\* Corresponding author.** Tel.: 010-82317510 E-mail: wzq@buaa.edu.cn