

文章编号: 1000-6893(2006)04-0570-04

机翼的气动伺服弹性设计优化研究

吴志刚, 杨超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

Aeroservoelastic Design Optimization of Flexible Wings

WU Zhigang, YANG Chao

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 以气动伺服弹性特性为约束和目标, 对一个大展弦比机翼进行了结构/控制设计优化。该机翼具有双梁式结构和一个用于阵风响应减缓的主动控制面。在气动伺服弹性分析模型的基础上, 建立了优化问题的数学描述。选取结构刚度和控制器参数为设计变量, 以发散、无控和有控情况的颤振为约束条件, 以结构重量和阵风响应组合性能为目标函数。采用遗传算法进行优化, 得到的最优设计结果与原基准模型相比, 机翼在满足气动弹性稳定的约束条件下, 结构重量有所减轻, 且阵风响应显著地减缓。

关键词: 气动弹性; 气动伺服弹性; 多学科设计优化; 遗传算法

中图分类号: V215.3 文献标识码: A

Abstract: The structure/control design optimization of a large aspect ratio wing considering aeroservoelastic characteristics as constraints and objects is presented. The wing has a two spar structure and an active control surface for gust response alleviation. On the basis of the aeroservoelastic analytic model, the mathematical model of the optimization problem is formulated. The structural stiffness and control parameters are chosen as the design variables, divergence and flutter are defined as the constraints, and the combined performance of structural weight and gust response are defined as the object function. The genetic algorithm is applied to perform the optimization process. The results show that the optimal wing has lighter weight and remarkable improvement in gust response compared with the baseline wing model.

Key words: aeroelasticity; aeroservoelasticity; multidisciplinary design optimization; genetic algorithm

自从飞机诞生以来, 发散、颤振以及阵风响应等气动弹性问题就成为影响飞机稳定性及飞行性能的重要因素。在传统的飞行器设计过程中, 气动弹性工作通常负责对已有的设计方案或原型机进行分析、校核, 并提出修补措施, 如设置配重、增加阻尼以及增设陷幅滤波器^[1]。

随着轻量化、高性能飞行器的发展, 飞行器结构柔性趋于增大, 使得气动弹性问题更加突出, 甚至成为结构设计的关键条件之一。以气动弹性性能为约束条件的结构优化贯穿于飞行器设计的各个阶段。特别是复合材料的应用^[2]有效地提高了飞行器结构设计的手段。

近年来, 主动控制技术的引入更为飞行器设计拓展了新的思路, 并产生了气动伺服弹性这个新的学科分支。应用主动控制律, 飞行器能够在更大程度上改善气动弹性性能及其他飞行性能。1973年B-52CCV验证机首次成功地采用了颤振主动抑制系统。1985年美国开展了主动柔性机

翼工程, 后来发展为主动气动弹性机翼技术^[3]。目前颤振抑制与阵风减缓主动控制设计一直是气动伺服弹性研究的热点。

气动伺服弹性涉及到结构、气动以及控制等多学科问题, 这些问题通常是以非理想的耦合形式存在的。在飞行器气动伺服弹性设计中, 采用单纯的结构优化或控制律优化都难以达到最优的设计, 从而必须将设计领域拓宽为多个学科, 同时考虑多个学科的约束和性能指标, 即进行多学科设计优化(MDO)。气动伺服弹性设计优化是一个非线性的、多学科耦合的、设计变量可行域非连续的优化问题。国外分别采用分层技术^[4]、敏度优化^[5]和非敏度优化方法^[6]对该问题进行了研究, 国内在这方面也开展了一些研究^[7]。

本文的研究目的在于建立一种气动伺服弹性设计优化的方法, 为飞行器的概念设计提供新的思路。针对一个带有控制面的双梁式大展弦比机翼, 采用遗传算法优化结构刚度和阵风减缓主动控制器, 使得机翼在满足气动弹性稳定的约束条件下, 达到最优的结构重量和阵风减缓性能指标。

收稿日期: 2005-01-13; 修订日期: 2005-09-13

基金项目: 国家自然科学基金(10372013), 航空基础科学基金

(03A51050); 新世纪优秀人才支持计划(NCET-04-0170)

1 气动伺服弹性系统模型

气动伺服弹性系统包含弹性结构、非定常气动力、作动器与传感器、控制系统以及阵风干扰等环节。各环节之间通过一定的物理关系联接在一起,并构成闭环系统。典型的气动伺服弹性系统框图如图 1 所示。

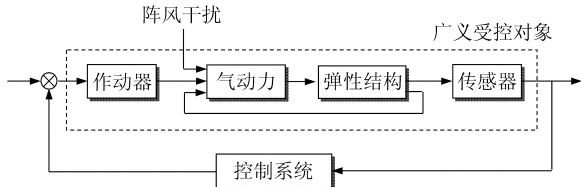


图 1 气动伺服弹性系统一般框图

Fig 1 The general diagram of aeroservoelastic system

(1) 气动弹性运动方程 弹性结构与气动力互相耦合,构成无控情况下的气动弹性系统,其运动方程一般写为

$$M\dot{q} + Cq + Kq = f \tag{1}$$

式中: q 为弹性结构广义坐标; M , C 和 K 分别为广义质量、阻尼和刚度矩阵; f 为广义气动力。在线性小扰动假设下,考虑结构变形、控制面偏转以及阵风下洗引起的气动力可表示为

$$f = \frac{1}{2}\rho V^2(Q_0q + Q_\delta\delta + Q_\xi\xi) \tag{2}$$

式中: ρ 为大气密度; V 为飞行速度; δ 为控制面偏转; ξ 为阵风下洗; Q 表示广义非定常气动力系数矩阵,它是减缩频率 $k = \omega b/V$ 的函数。

考虑气动弹性静力问题时,认为结构的弹性变形非常缓慢,因而可忽略式(1)中的惯性力和阻尼力;气动力采用 $\omega \rightarrow 0$ 时的定常气动力,并忽略阵风干扰。于是有

$$(K - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_0)q = \frac{1}{2}\rho V^2 Q_\delta\delta \tag{3}$$

当飞行速度达到一定值时,上式左端系数矩阵奇异,弹性变形无穷大,则发生静气弹发散,即

$$\det(K - \frac{1}{2}\rho V_d^2 Q_0) = 0 \tag{4}$$

这里, V_d 为静发散临界速度。

对于动气动弹性问题,为便于以后的结构/控制耦合分析,需要建立状态空间模型。由于广义非定常气动力是关于圆频率 ω 的复值函数,这里首先将其拟合为 Laplace 域上的有理函数形式。

采用最小状态(MS)法^[8],气动力拟合公式为 $Q(s) = Q_0 + \frac{b}{V}Q_1s + \left(\frac{b}{V}\right)^2 Q_2s^2 + D(sI - \frac{V}{b}R)^{-1}Es$

式中: b 为参考半弦长; s 为 Laplace 变量; R 为滞后根对角阵; I 为单位矩阵; Q_0 和 D , E 为拟合有

理式系数矩阵。将式(5)代入式(1)和式(2)中,引入气动力状态 x_a ,并选取 $x_A^T = [q \ q \ x_a]$ 为状态向量, $u_\delta^T = [\delta \ \delta \ \delta]$ 和 $u_\xi^T = [\xi \ \xi \ \xi]$ 为控制向量, $y_A^T = [q \ \dot{q} \ \ddot{q}]$ 为输出向量,可得如下形式的气动弹性状态空间方程

$$\begin{aligned} \dot{x}_A &= A_A x_A + B_A u_\delta + B_A u_\xi \\ y_A &= C_A x_A + D_A u_\delta + D_A u_\xi \end{aligned} \tag{6}$$

其中各系数矩阵与 V 有关。在一定速度范围内,状态矩阵 A_A 的特征值均处于左半复平面,此时系统稳定;而当超过某一临界速度 V_n 时, A_A 的特征值出现正实部,系统是不稳定的。 V_n 即为无控情况下的颤振速度。

(2) 作动器及阵风等环节 忽略非线性影响,作动器传递函数一般可用三阶有理式表示

$$\frac{\delta(s)}{u_c(s)} = \frac{b_0}{s^3 + a_2s + a_1s + a_0} \tag{7}$$

式中: u_c 为作动器控制指令; a_0, a_1, a_2, b_0 由作动器物理方程推导而得,也可由频率响应试验曲线拟合得到。将式(7)变换,可得到以 u_c 为控制向量, u_δ 为输出向量的作动器状态空间方程。

对于阵风下洗速度的统计描述,这里采用 Dryden 模型。阵风成形滤波器可表示为

$$\frac{\xi}{v} = \sigma_g = \frac{\sqrt{L}}{\sqrt{\pi V}} \frac{1 + 2\sqrt{3}Ls/V}{(1 + 2Ls/V)^2} \tag{8}$$

式中: v 为白噪声输入; σ_g 为阵风强度; L 为阵风尺度。经过变化可化为状态空间形式。

同样,传感器模型也可化为状态空间形式。

(3) 气动伺服弹性闭环系统 将弹性结构、非定常气动力、作动器与传感器环节以及阵风干扰联接起来,得到气动伺服弹性广义受控对象的状态空间模型

$$\begin{aligned} \dot{x}_P &= A_P x_P + B_P u_c + E_P v \\ y &= C_P x_P + F_P v \end{aligned} \tag{9}$$

式中: x_P 为广义受控对象状态向量; y 为传感器输出的运动信息。

气动伺服弹性中的控制系统状态空间方程为

$$\begin{aligned} \dot{x}_K &= A_K x_K + B_K u_K \\ y_K &= C_K x_K + D_K u_K \end{aligned} \tag{10}$$

将式(9)、式(10)联立,则得到气动伺服弹性闭环系统状态空间方程

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} A_P + B_P D_K C_P & B_P C_K \\ B_P C_P & A_K \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} B_P \\ 0 \end{bmatrix} r + \begin{bmatrix} B_P D_K F_P + E_P \\ B_K F_P \end{bmatrix} v \\ y &= [C_P \ 0]x + F_P v \end{aligned} \tag{11}$$

式中: r 为参考输入。上式中的状态矩阵也与 V 有

关。当超过某一临界速度 V_D 时,其特征值出现正实部,系统失稳。 V_D 为有控情况下的颤振速度。

根据式(11)可以求得以 v 为输入, y 为输出的频率响应函数 $H(\omega)$, 则阵风响应的强度衡量为

$$\sigma_R = \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{\omega_1}^{\omega_2} \text{tr}[H(\omega)H^*(\omega)] d\omega} \quad (12)$$

这里, ω_1 和 ω_2 为感兴趣的频率范围上下界。

2 设计优化问题的描述

考虑概念设计阶段的某大展弦比机翼,该机翼具有双梁式结构,并带有1个主动控制面,如图2所示。控制系统根据翼梢处加速度传感器的信号,产生反馈信号驱动控制面,实现阵风响应减缓。为使机翼在满足各项气动弹性约束的前提下获得最优设计,需要在结构和控制方面进行综合设计。为此,建立以下气动伺服弹性设计优化问题的数学描述。

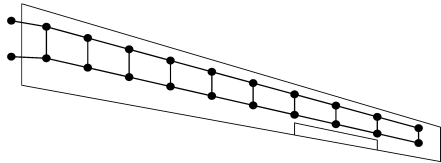


图2 带控制面的大展弦比机翼

Fig. 2 The large aspect ratio wing with control surface

(1) 设计变量 机翼结构的刚度特性由各梁元的弯曲刚度 EI_i 和扭转刚度 GJ_i 决定。这里为减少设计变量的个数,考虑各梁元刚度之间的相关性后,用 x_1, x_2, x_3 和 x_4 4个参数分别表征机翼前梁弯曲、前梁扭转、后梁弯曲和后梁扭转的刚度系数。阵风响应减缓主动控制律采用经典的比例积分(PI)控制,其比例增益和积分增益分别记为 x_5 和 x_6 。于是,本问题的设计变量为

$$\mathbf{x}^T = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6] \quad (13)$$

其中,各设计变量的取值范围为

$$0.2 \leq x_i \leq 5.0 \quad (i = 1, \dots, 4) \quad (14)$$

$$-10.0 \leq x_i \leq 10.0 \quad (i = 5, 6) \quad (15)$$

对于无控情况下的机翼基准模型,有

$$\mathbf{x}_0^T = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0]$$

(2) 约束条件 机翼在设计速度($V = 90\text{m/s}$)范围内应不发生各种气动弹性失稳。这里考虑对发散速度 V_d 、无控颤振速度 V_{f1} 和有控颤振速度 V_{f2} 的约束,即

$$V_d \geq 90, \quad V_{f1} \geq 90, \quad V_{f2} \geq 90 \quad (16)$$

以上约束条件写成标准形式为

$$g_i(\mathbf{x}) \leq 0 \quad (i = 1, 2, 3) \quad (17)$$

这些约束条件均是非线性的,且构成的可行解域很可能是非连续的。

(3) 目标函数 这里综合考虑结构重量与阵风响应减缓2个方面的性能指标。为能恰当地同时评价不同学科内的这2方面性能,定义以下目标函数

$$J(\mathbf{x}) = \lambda \lg \frac{W(\mathbf{x})}{W(\mathbf{x}_0)} + \lambda \lg \frac{\sigma(\mathbf{x})}{\sigma(\mathbf{x}_0)} \quad (18)$$

式中: W 为结构重量,它是关于 \mathbf{x} 的线性函数; σ 为速度 $V = 75\text{m/s}$ 下的阵风响应均方根值; λ 和 λ 为加权系数,反映了设计者对设计目标的偏向,这里取 $\lambda = \lambda = 10$ 。于是,机翼的气动伺服弹性设计优化问题的数学描述为:寻找满足约束条件 $g_i(\mathbf{x}) \leq 0$ 的设计变量 \mathbf{x} , 使得目标函数 $J(\mathbf{x})$ 最小。

对于该优化问题,由于涉及结构、气动和控制多个学科,灵敏度计算较为困难。且设计变量可行域可能不连续,梯度优化算法难以求得全局最优解。遗传优化算法^[9]采用概率搜索技术,不需计算梯度,具有运算简单、全局搜索能力强的优点。这里应用遗传算法来进行机翼的气动伺服弹性设计优化,求解流程如图3所示。为实现有约

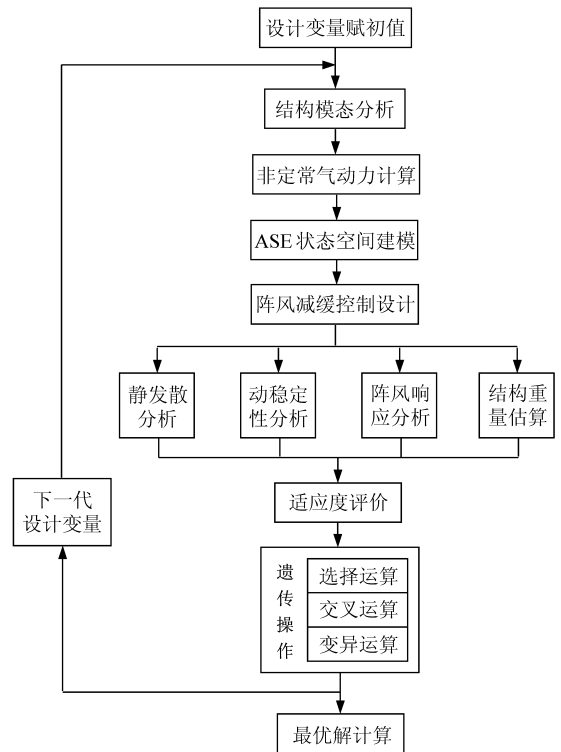


图3 气动伺服弹性设计优化流程

Fig. 3 Flowchart for aeroservoelastic design optimization

束条件的遗传优化算法,定义适应度函数为

$$f(\mathbf{x}) = f_{\max} - J(\mathbf{x}) - R \sum_{i=1}^3 \max[0, g_i(\mathbf{x})] \quad (19)$$

式中: f_{max} 为选定的大的正数; R 为罚因子。

3 数值结果

在遗传优化算法中,采用实数编码、最优保存策略,交叉概率为0.7,变异概率为0.12。取群体个数为50,按照图3所示的流程进行优化。图4显示了15次进化后各代前10名最优性能指标的变化趋势。

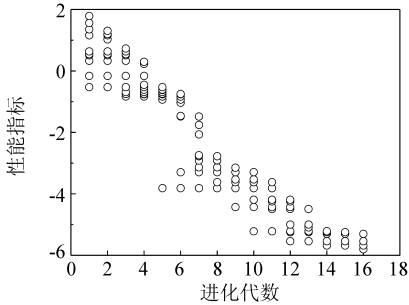


图4 遗传优化中各代前10名性能指标的变化

Fig. 4 Evaluation history of the performance index in the genetic optimization

计算结果表明,设计值在第14代以后已基本收敛。最后得到最优设计值为

$$\mathbf{x}^* = [0.45 \quad 2.04 \quad 0.41 \quad 0.63 \quad -1.95 \quad -4.76]^T$$

从优化结果可以看出,最优机翼相对基准模型增加了前梁的扭转刚度,降低了前梁的弯曲刚度和后梁的弯曲、扭转刚度,并采用了负反馈PI控制。最优机翼的结构重量减少为基准模型的97%,而阵风响应均方根值减少为原来的27%。图5和图6给

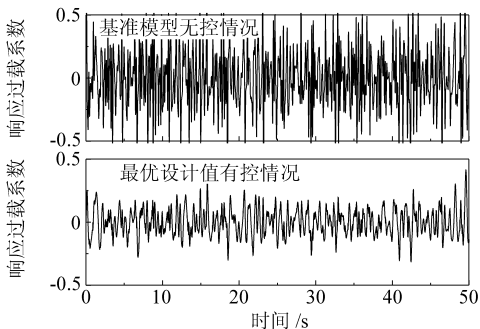


图5 有控与无控情况下机翼的时域阵风响应

Fig. 5 Comparison of the gust time responses

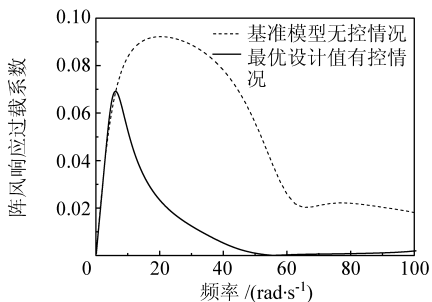


图6 有控与无控情况下机翼的阵风响应特性

Fig. 6 Comparison of the gust frequency responses

出了基准模型无控情况与最优设计值有控情况下的阵风响应对比。

如前所述,目标函数性能加权值 λ_1 和 λ_2 反映了设计者对设计目标的偏向。在本例中,由于给定的重量性能加权值 λ_1 不大,因而结构重量减轻不明显。若增大 λ_1 ,可以获得更大的重量减轻效果,但势必影响阵风减缓效果。

4 结论

气动伺服弹性设计优化作为飞行器设计中的一项新兴技术已显示出良好的应用前景。更进一步可以考虑对机翼平面形状、控制面位置以及复合材料铺层的设计优化。在处理复杂的工程问题时,仍有一些问题有待解决,分层技术、敏度优化和非敏度优化方法的结合或许是一个解决思路。

参 考 文 献

- [1] Liu D D, Sarhaddi D, Piolenc F M. Flutter prevention handbook: a preliminary collection [R]. WL-TR-96-3111, 1997.
- [2] Weisshaar T A. Aeroelastic tailoring creative uses of unusual materials [R]. AIAA 87-0976-CP, 1987.
- [3] Perry B, Cole S R, Miller G D. Summary of an active flexible wing program [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10-15.
- [4] Livne E, Li W L. Aerosevoelastic aspects of wing/control surface planform shape optimization [J]. AIAA Journal, 1995, 33(2): 302-311.
- [5] Moulin B, Idan M, Karpel M. Aerosevoelastic structural and control optimization using classical and modern robust design schemes [R]. AIAA 2000-1453, 2000.
- [6] Nam C, Chattopadhyay A, Kim Y. Optimal wing planform design for aeroelastic control [J]. AIAA Journal, 2000, 38(8): 1465-1470.
- [7] 高萍, 管德. 翼面结构/颤振主动控制律一体化设计 [J]. 航空学报, 1995, 16(5): 521-527.
Gao P, Guan D. Integrated design of flexible structure/flutter active control law [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(5): 521-527. (in Chinese)
- [8] Tiffang S H, Karpel M. Aerosevoelastic modeling and applications using minimum state approximations of the unsteady aerodynamics [R]. AIAA 89-1188, 1989.
- [9] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
Zhou M, Sun S D. Genetic algorithms: theory and applications [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999. (in Chinese)

(责任编辑: 刘振国)