机翼低速风洞试验颤振模型优化设计方法

吕 斌 刘德广 谢长川 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 对于机翼的低速风洞颤振试验模型设计中涉及学科多、难度高、工作量大、周期长等问题,把具有很好的全局和局部寻优能力且收敛速度很快的遗传/敏度混合优化算法应用于模型设计过程;详细说明了遗传/敏度混合优化算法的优化设计原理、设计过程,以及应用范围;论述了机翼颤振模型设计的基础理论和设计思路;根据实际问题的物理模型,并通过对机翼颤振模型设计原理的分析,建立了优化设计的数学模型;通过优化设计方法的实际应用,完成了设计工作,提高了设计效率,保证了设计精度,该设计方法所得到的设计结果与计算得到的设计要求之间的误差在5%以内;在此基础上建立了完整的机翼颤振模型工程优化设计方法,使该方法能够应用在模型设计的很多方面,为工程设计提供了一种有效的手段.

关 键 词: 气动弹性; 颤振; 遗传算法; 敏度算法; 固有振动; 风洞试验

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)02-0163-04

Optimization designing method of wing flutter model for low-speed wind tunnel test

Lü Bin Liu Deguang Xie Changchuan Yang Chao

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

Abstract: To solve the multidisciplinary problem of flutter wing model designing for low-speed wind tunnel test, which there is lots of difficulty in and expended abundant time conventionally, a design method named genetic/sensitivity-based hybrid algorithm was applied, which has very well global and local search capabilities and optimization efficiency. The theory, process and applicability of genetic/sensitivity-based hybrid algorithm were presented. The math model, based on real physical one, was modeled according the essential theory and design course of the flutter wing model designing. With the method using in design, not only the time of model designing is reduced to a great extent, but also the design precision is assured, for the error comparing result and target of model design can reach below 5% relatively. An optimization method of flutter wing model was developed and was used in many aspects of model designing, providing an efficient design method in engineering.

Key words: aeroelastic; flutter; genetic algorithms; sensitivity algorithms; natural vibration; wind testing

颤振是一种由于气动弹性原因引起、飞行器部件不衰减且振幅相当大的十分危险的振动[1]. 对于飞机来说,颤振往往会造成机毁人亡的灾难性后果,所以确定飞机的颤振临界速度是飞机设计中至关重要的一环. 就目前技术水平来说,完全采用真实飞机进行颤振试验危险性太大,成本过高,模型颤振风洞试验在颤振分析中仍占重要地位.

收稿日期: 2005-01-06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10372013);航空科学基金资助项目(03A51050)

作者简介: 吕 斌(1980-), 男, 陕西白水人, 博士生, lvbin12@163.com.

颤振风洞试验采用的缩比模型应该满足空气动力学、结构动力学和几何外形等方面的相似条件,这给模型设计带来很大的困难,以前的设计方法都是以人工折算为主,需要对设计进行反复调整,往往耗时耗力却难以得到满意的结果.

随着结构优化设计技术的日渐成熟,气动弹性优化设计方法也在不断发展中[2],将有关优化方法应用于机翼的颤振模型设计中,能够大大提高设计的速度和精度,减少人工工作量. 近几年,在采用优化设计方法上,对于设计变量少的简单模型设计问题,多采用敏度优化方法,如牛顿法、梯度法等[3]. 但对于复杂颤振模型,由于其设计变量多,固有振动特性复杂,如果单独使用敏度优化方法往往容易陷入局部最优解,难以达到设计要求.

本文采用的遗传/敏度混合优化算法是将全局寻优能力强大的遗传算法与敏度优化算法相结合,取长补短,是一种全局和局部寻优能力都很强的优化方法. 本文将该优化方法应用于机翼的低速风洞颤振试验模型设计中,为实际的工程应用提供了一种有效的设计手段.

1 颤振模型设计基础

颤振试验模型的结构设计必须遵循动力学相似的原则,模型与真实结构的动力学相似性需要通过固有振动分析进行检验,然后通过对模型的颤振分析,检查模型设计结果是否满足要求.

将结构离散化为有限元素后,其无阻尼自由振动运动方程为[4]

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{x} = 0 \tag{1}$$

其中,$\boldsymbol{M}$ 为结构整体质量矩阵;$\boldsymbol{K}$ 为结构整体刚度矩阵;$\boldsymbol{x}$ 为结点位移列阵. 二阶线性齐次微分方程的解为简谐解,设 $\boldsymbol{x}=\boldsymbol{\varphi}e^{i\omega t}$,可以求得特征向量 $\boldsymbol{\varphi}_i$ 称为自然振型(模态),及固有振动圆频率 ω_i. 在综合考虑系统分析的精度要求和求解规模后,通常只需算出结构的前几阶频率与振型即可. 设计动力学相似模型,要求模型计算结果与真实系统对指定的前几阶固有振动频率误差满足设计要求,振型节线具有较好的一致性.

根据文献[5],机翼颤振分析中一般考虑无粘无旋小扰动的线性气动力,在结构简谐振荡的假设下,以结构振型作为广义坐标,颤振问题转化为研究简谐激振力作用下的系统稳定性问题. 计算采用的广义气动弹性方程形式如下:

$$\boldsymbol{M}^*\ddot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{K}^*\boldsymbol{q} = \frac{1}{2}\rho V^2 b\boldsymbol{A}\boldsymbol{q} \tag{2}$$

其中,$\boldsymbol{M}^*$ 与 $\boldsymbol{K}^*$ 为广义质量矩阵与广义刚度矩阵,均为对角阵;$\boldsymbol{q}$ 为以结构固有振型作为广义坐标基的广义坐标;V 为气流速度;b 为参考弦长;$\boldsymbol{A}$ 为广义气动力影响系数矩阵,无量纲.

设系统失稳的临界情况下结构做谐振荡运动,可设 $\boldsymbol{q}=\boldsymbol{q}_0 e^{i\omega t}$,则方程(2)写为

$$(\omega^2\boldsymbol{M}^* - \boldsymbol{K}^* + \frac{1}{2}\rho V^2 b\boldsymbol{A})\boldsymbol{q} = 0 \tag{3}$$

以速度 V 作为参数,求解方程(3)的奇点问题就得到系统失稳的颤振临界点.

2 颤振模型优化设计方法

传统的机翼颤振模型设计方法主要以人工折算为主,其主要的设计路线如图1所示.

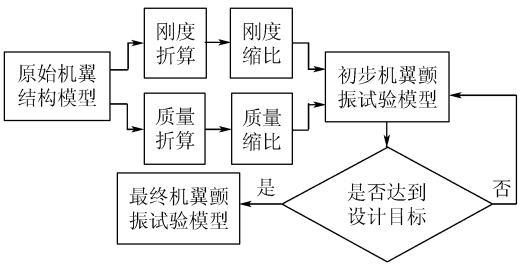


图1 传统机翼颤振模型设计思路

由于低速风洞试验颤振模型一般是简化的梁架模型,和实际结构存在某些承力形式上的区别,所以通过简单的模型质量和刚度折算很难满足设计要求,后期需要进行模型修改的工作量很大. 而且传统的人工修改一般都是根据设计师的经验,进行局部单元尺寸和集中质量的修改. 由于各种设计要求之间互相制约,模型修改后的效果不明显且容易造成局部刚度过大或不足,最终可能使得模型重量和静强度难以满足要求.

随着一些敏度优化设计方法的使用,在一定程度上提高了设计速度,但主要工作集中在模型修改环节,难以对模型的整体性能进行设计和评估,很难达到提高整体设计速度和设计精度的目的.

2.1 遗传/敏度混合优化算法

鉴于颤振试验模型设计的复杂性和多轮重复性,这里提出一种遗传/敏度混合优化算法用于模型设计.

众多的研究表明,敏度优化算法和遗传算法均存在各自的优缺点.

敏度优化算法能够处理不同种类的约束问题,局部搜索能力强,效率高,并且能够提供设计敏度信息. 但是敏度优化算法的全局搜索能力差,使用时较容易陷入局部最优解[6,7],且对初始值

的选取相当敏感,而工程实际中设计初值的确定往往需要丰富的工程经验或浩大繁琐的计算工作.

遗传算法是一种借鉴生物的自然选择和遗传进化机理而开发出来的全局优化自适应概率搜索方法[8]. 具有结构简单、搜索能力强和鲁棒性好等特点. 它对目标函数、约束函数和设计变量都没有任何要求,且不受初始值选取的影响,适于全局最优解的搜索. 但遗传算法计算量大,局部搜索能力差,容易产生早熟现象[2].

遗传/敏度混合优化算法是将遗传算法和敏度算法结合在一起,取长补短,形成一种高效的全局搜索方法. 在该混合算法中,遗传算法用于每一代的全局搜索以跳出局部最优解,在优化过程的初期或经过若干代之后就能将搜索方向指向优异区域;敏度优化算法用于在每一代优秀个体的附近进行局部搜索,使得算法能够以更快的速度收敛于全局最优解[9]. 其用于结构设计的基本优化设计流程如图 2(本文的结构分析和敏度优化计算主要依靠大型通用有限元分析软件 MSC. Nastran).

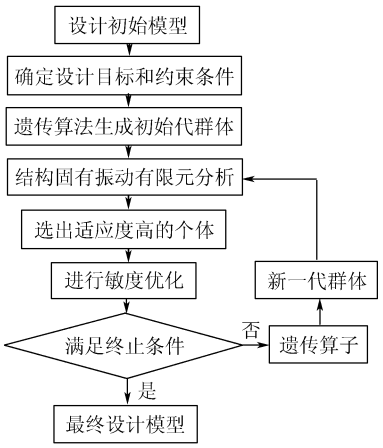


图 2　结构动力模型优化设计流程图

在颤振模型设计的过程中,不仅能将优化方法应用于结构最终修改,还能应用于整个模型设计的很多环节,其主要的设计流程如图 3.

在设计的前期可通过优化方法进行模型折算的误差修正,后期使用优化方法进行集中质量和单元尺寸调节,能够使得设计很快地达到设计要求,并能够保证其他方面的性能指标.

2.2　机翼颤振模型设计实例

根据某实际机翼结构的传力特点和低速风洞试验情况,确定低速颤振模型梁架形式如图 4 所示. 模型中的线条表示的都是矩形梁单元,这些梁

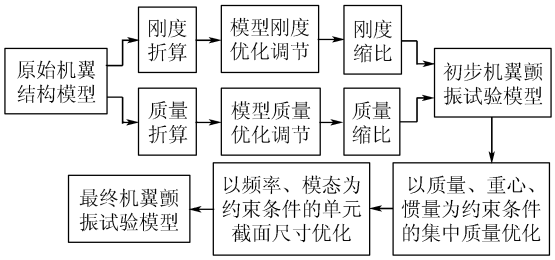


图 3　优化设计方法机翼颤振模型设计流程图

单元能够模拟实际机翼缩比后的结构形式和承力特性;图中的三角表示分布在节点上的集中质量,这是根据实际机翼的质量特性,经过一定的质量、惯量的缩比集中而来的,其中包括了原始结构的集中质量和结构质量.

设计要求满足两个方面指标:一方面惯性特性要满足质量、质心、惯量要求;另一方面固有振动特性满足前 4 阶频率和节线要求.

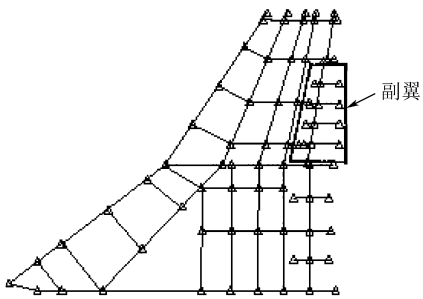


图 4　机翼模型梁架图

2.2.1　模型优化设计的数学模型

根据设计问题的性质和要求,机翼颤振模型设计的优化问题可以表述为

$$\begin{aligned}
\min\quad & \Delta M = M_{\mathrm{d}} - M_{\mathrm{o}} \\
\text{st.}\quad & G_i^{\mathrm{L}} < G_i < G_i^{\mathrm{U}} \\
& I_i^{\mathrm{L}} < I_i < I_i^{\mathrm{U}} \qquad i = 1,2,3 \\
& f_j^{\mathrm{L}} < f_j < f_j^{\mathrm{U}} \qquad j = 1,2,3,4 \\
& m_k^{\mathrm{L}} < m_k < m_k^{\mathrm{U}} \qquad k = 1,2,\cdots,p \\
& h_n^{\mathrm{L}} < h_n < h_n^{\mathrm{U}} \qquad n = 1,2,\cdots,q
\end{aligned}$$

其中,优化目标为设计结构总质量 M_{d} 与目标质量 M_{o} 之间的误差 ΔM 最小. 约束条件包括:重心位置 G_i 和惯量 I_i(i 表示 x,y,z 三个坐标方向);固有振动频率 f_j(j 表示设计要求前 4 阶固有振动频率). 设计变量为各节点集中质量 m_k(k 分别表示 p 个节点)和截面尺寸 h_n(n 分别表示 q 个设计变量). 约束条件和设计变量的上下限要根据设计前期对实际结构的折算确定.

方程(1)对第 i 阶模态的特征解方程为

$$\boldsymbol{K}\boldsymbol{\varphi}_i = \lambda_i \boldsymbol{M}\boldsymbol{\varphi}_i \qquad (4)$$

上式两侧同乘 $\boldsymbol{\varphi}_i^{\mathrm{T}}$,对设计变量 x_k 求导,模态求解时按广义质量归一化有 $\boldsymbol{\varphi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{\varphi}_i=1$,并考虑式(4)以及系统特征值 $\lambda_i=\omega_i^2=4\pi^2 f_i^2$,可得

$$\frac{\partial f_i}{\partial x_k}=\boldsymbol{\varphi}_i^{\mathrm{T}}\left(\frac{1}{8\pi^2 f_i}\frac{\partial \boldsymbol{K}}{\partial x_k}-\frac{f_i}{2}\frac{\partial \boldsymbol{M}}{\partial x_k}\right)\boldsymbol{\varphi}_i \qquad (5)$$

即为结构固有频率对设计变量的敏度表达式,反映了两者的非线性关系.

2.2.2 优化设计结果

在颤振模型设计中,结构刚度主要由刚度框架提供,结构质量特性由结构框架和配重块共同模拟. 利用一致质量有限元可以将模型的质量设计和刚度设计分别独立处理,而在模型加工过程中对结点配重进行修正.

所以优化设计步骤分为两部分,首先进行集中质量优化,模型中集中质量的初始是由原始结构折算来的,分布在每个节点上,这里以主翼面上分布的65个集中质量(副翼单独设计)为设计变量,以质量、重心、惯量为约束条件,进行混合算法优化,经过若干代优化后得到了集中质量的设计结果(见表1).

表1 模型重心、惯量优化设计结果

项目		设计目标	优化结果	误差/%
质量/kg		14.290	13.956	-2.34
质心/mm	x	2 027.7	2 016.9	-0.53
	z	420.3	417.5	-0.68
惯量/(kg·mm^2)	I_x	941 100	952 714	1.23
	I_{xz}	569 700	566 521	-0.59
	I_y	1 913 000	2 083 459	8.91
	I_z	977 300	1 130 745	15.70

表1中比较了集中质量的优化结果与设计目标之间的误差,除了 I_z 惯量误差稍大一点外,主要影响模型固有振动特性的参数误差都在5%以内,这就保证了模型设计的惯性特征,并为下一步进行刚度优化奠定了基础.

第二步进行刚度优化. 在集中质量优化的基础上,固定集中质量不变,进行主翼面主要承力梁单元的截面尺寸优化,设计变量为83个梁单元的宽和高,约束条件是根部固支条件下的前四阶固有振动频率,得到机翼模型的前4阶固有振动频率(见表2).

表2 模型固有振动频率计算结果

模态	设计目标/Hz	优化结果/Hz	误差/%
机翼一弯	4.67	4.67	0.0
机翼扭转	12.55	12.54	-0.07
副翼偏转	13.56	13.63	0.5
机翼二弯	14.96	14.94	-0.13

根据刚度优化的结果与设计目标的比较,固有振动频率的设计的误差非常小,都在1%以内,说明这种优化设计方法的设计精度很高,能够完全满足设计需求,是以往方法所很难达到的.

这里没有进行具体的节线优化,但经过验算,模态节线也能很好地符合要求. 主要是因为一方面对模型的惯量、重心位置和振动特性都进行了约束,保证了模型对实际结构的很好模拟;另一方面因为遗传算法的鲁棒性特征,通过几个最优解的挑选,就能找出节线位置最好的设计结果.

2.2.3 机翼模型颤振特性检验

为了检验设计结果的颤振特性是否与实际机翼相似,针对设计得到的梁架模型进行固支状况的颤振分析,得到颤振计算结果(见表3). 并与相似缩比后的实际机翼的颤振速度进行了对比.

表3 梁架模型颤振计算结果

项 目	实际机翼缩比颤振速度	优化模型颤振速度	误差/%
颤振速度/(m·s^{-1})	55.43	54.31	-2.02
颤振频率/Hz	9.38	8.63	-7.99

根据颤振分析,模型的颤振振型和实际机翼相同,颤振速度的误差在5%以内,达到了工程要求;颤振频率误差稍大,但颤振频率一般难以模拟. 就工程需求来说,目前的结构能够很好地模拟真实机翼的颤振特性,说明使用该优化方法完成的颤振模型设计是成功的.

3 结束语

在机翼低速风洞颤振试验模型设计过程中,针对模型设计变量多、结构复杂、设计要求高的特点,提出了遗传/敏度混合优化算法. 通过该方法的应用:

1) 建立了一套完整的机翼颤振模型优化设计思路和方法.

2) 提高了设计速度,减少了人力消耗. 使一个相当复杂和需要不断重复的设计过程,在较短时间内完成.

3) 保证了设计精度,很好地模拟了实际结构的动力学特性,达到设计目标要求.

4) 在设计过程中分析了设计变量的敏度信息,为以后的设计改型提供了很好的指导.

5) 立足工程实际,设计方法操作简单实用,为实际的工程颤振模型设计提供了一种有效的手段.

(下转第208页)