

文章编号:1000-6893(2006)02-0232-04

复合材料飞机结构低速风洞颤振模型的设计

曾 东¹, 燕 瑛¹, 刘兵山¹, 钱 卫²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

(2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

Design of Low-Velocity Wing Tunnel Flutter Model of Aircraft Composite Structure

ZENG Dong¹, YAN Ying¹, LIU Bing-shan¹, QIAN Wei²

(1. School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China)

摘 要: 金属飞机结构到复合材料结构的颤振模型设计, 要求采用刚度等代法来完成, 然而一般的设计方法通常需要消耗大量时间。为此, 针对飞机结构有限元模型, 提出一种基于设计元素的设计方法, 对有限元模型进一步离散, 以刚度为主要等代依据、工程设计和制造要求等为约束条件, 完成金属结构到复合材料结构的等代设计。结合实验结果, 验证了该设计方法的可行性与合理性。

关键词: 复合材料飞机结构; 颤振模型; 设计元素; 有限元

中图分类号: V215.3⁺; V214.8 **文献标识码:** A

Abstract: Design of flutter model from aircraft metal structure to composite structure can be achieved by equation of stiffness, yet it may cost much time for general design method. A design method based on design element for finite element model of aircraft structure is proposed in this paper. First the finite element model is discreted further, then the design process can be finished based on equation of stiffness and with engineer design-produce as constrain condition. Combining experiment results, the feasibility and rationality of the design method are validated.

Key words: composite aircraft structure; flutter model; design element; finite element

大型飞机结构与全机风洞实验通常需要耗费大量人力物力, 由于实际条件所限, 往往不能进行一比一的真实模型实验, 因此, 需要对模型按相似原理进行一定倍数的缩比, 才能在现有条件下通过实验得到比较准确的实验数据。而在缩比之后, 结构刚度相应降低, 这时, 采用金属材料制造已不能满足要求, 需要设计和采用低模量的复合材料才能满足结构的刚度相似条件^[1], 目前完成这样的模型设计工作比较多的是敏度优化^[2]方法, 最近又出现了遗传/敏度混合优化法^[3~5], 在层合板结构模型设计时这些方法比较有效。本文主要采用混杂纤维复合材料, 其性能接近各向同性材料, 采用刚度等代设计法将大大节省设计时间与难度, 设计模型的试验结果表明了其合理性。

对于基于刚度的设计方法, 由于没有一个标准的设计过程, 因而需要一些经验性的设计手段来满足刚度的等代, 为了避免这种经验性方法的缺陷, 本文针对金属飞机结构板杆结构有限元模型, 提出了一种基于设计元素的等代设计方法, 该

方法按以下几步完成一比一金属结构件到缩比复合材料结构件的模型设计, 最终的设计模型各阶固有频率及其振型要满足结构相似原理。

首先, 根据结构相似基本原理对模型进行缩比, 内容包括结构的几何缩比和质量缩比; 其次, 依照本文提出的等代设计方法对整个结构划分设计元素; 最后, 对所有设计元素进行刚度分析计算, 得到完整的复合材料梁架结构有限元模型, 并可提交给 MSC/NASTRAN 有限元分析软件进行模态分析。

1 结构相似低速风洞颤振模型的设计方法

利用 Hamilton 原理, 可得到结构离散后的运动微分方程

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = Q \quad (1)$$

式中: M, C, K 分别为系统的质量、阻尼、刚度矩阵; x, \dot{x}, \ddot{x} 分别为广义位移、速度、加速度矢量; Q 为广义载荷矢量。

对于阻尼的自由振动系统, 式(1)化为

$$M\ddot{x} + Kx = Q \quad (2)$$

令 $x = \Phi e^{i\omega t}$, 式中 Φ 为与时间无关的振幅矢

量, ω 为圆频率。于是方程变为

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) \Phi = \mathbf{Q} \quad (3)$$

其特征方程为

$$\det(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) = 0 \quad (4)$$

求解式(4)得特征值, 即得离散振动系统的固有频率, 记特征值为 $\omega_{0i}^2 (i=1, 2, \dots, n)$ 。由每个特征值 ω_{0i}^2 得相应的特征向量 Φ_i , 即离散振动系统的固有振型。在振动系统中, 称 ω_{0i}^2 为第 i 阶固有频率, Φ_i 为第 i 阶固有振型。

从上述可见, 一般动力学系统, 涉及质量、长度、时间等 3 个基本物理量, 因此根据量纲理论, 要对原有系统进行动力学相似模拟, 只需 3 个独立相似参数。针对低速风洞模型的设计特点, 主要的设计约束为模型尺寸 L 、临界风速 V 及风洞大气密度 ρ 。因此取长度比 k_L 、速度比 k_V 和密度比 k_ρ 作为基本相似比, 其他的物理量的相似比例均通过这 3 个基本参数导出。对于金属梁架有限元结构, 涉及到的相似物理量包括模型质量 M 、弯曲刚度 EI 、扭转刚度 GI_p 、拉压刚度 EA 、振动频率 ω 。用下标 d 表示物理量的量纲, 长度、时间、速度、密度和质量量纲分别记为 L, T, V, ρ 和 M 。

$$L_d = L, T_d = T, \rho_d = \rho \quad (5)$$

$$V_d = V = L/T \quad (6)$$

$$M_d = M = \rho L^3 \quad (7)$$

相似物理量的量纲

$$E_d I_d = \left(\frac{ML/T^2}{L^2} \right) L^4 = \rho V^2 L^4 \quad (8)$$

$$G_d I_{pd} = \left(\frac{ML/T^2}{L^2} \right) L^4 = \rho V^2 L^4 \quad (9)$$

$$E_d A_d = \left(\frac{ML/T^2}{L^2} \right) L^2 = \rho V^2 L^2 \quad (10)$$

$$\omega_d = T^{-1} = VL^{-1} \quad (11)$$

根据基本物理量的相似比可导出其它物理量的相似比如下

$$k_{EI} = k_\rho k_V^2 k_L^4; k_M = k_\rho k; k_{EA} = k_\rho k_V^2 k_L^2$$

$$k_{GI_p} = k_\rho k_V^2 k_L^4; k_\omega = k_V k_L^{-1} \quad (12)$$

按上述相似原理进行缩比之后, 全尺寸金属模型与缩比模型各阶固有振动频率比值等于速度比例因子与缩比因子比值、振型相等、模型的颤振速度与真机的颤振速度比为 K_V 。

2 复合材料结构等代设计

模型缩比后, 进入复合材料结构的设计阶段, 根据模型的设计要求, 将金属材料结构设计成复合材料结构可采用刚度等代设计方法, 设计后结构刚度分布应与设计前一致。

设计元素的概念: 给定离散的板杆有限元结

构, 通过板单元和杆单元的一定组合形成有限类型的基本结构, 而整个有限元模型由这些基本结构组合得到, 我们称这些基本结构为设计元素。

针对典型的飞机有限元板杆结构, 可总结出如图 1 所示的 4 种类型的设计元素。

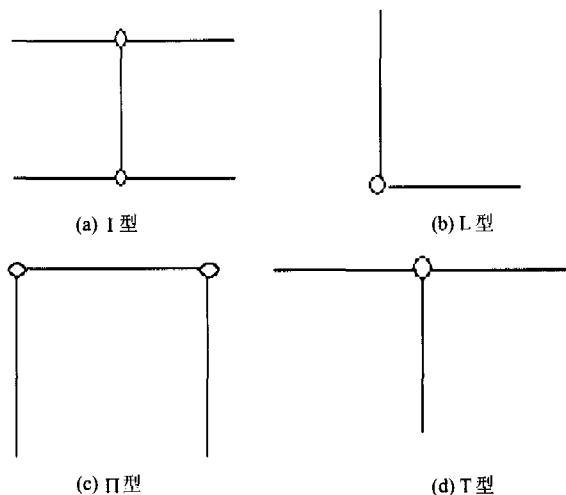


图 1 有限元模型中的 4 种金属设计元素

Fig. 1 Four kinds of metal design elements in finite element model

在图 1 的 4 种典型设计元素的截面图中, 线代表板, 小圆代表杆, 原板杆结构基本可以用这些代表单元组合而生成, 如果出现特殊的结构形式, 可以添加新的设计元素类型。

刚度等代后要求原结构的 4 种设计元素变成如图 2 所示的复合材料结构形式。图中给出的是设计后的元素截面, 其中, 细实线表示板, 粗实线则是由板构成的梁结构, 如实际结构中的工字梁、桁条等。即新结构为板—桁梁结构, 其材料需采用低模量复合材料, 本文中采用 4 GPa 左右的混

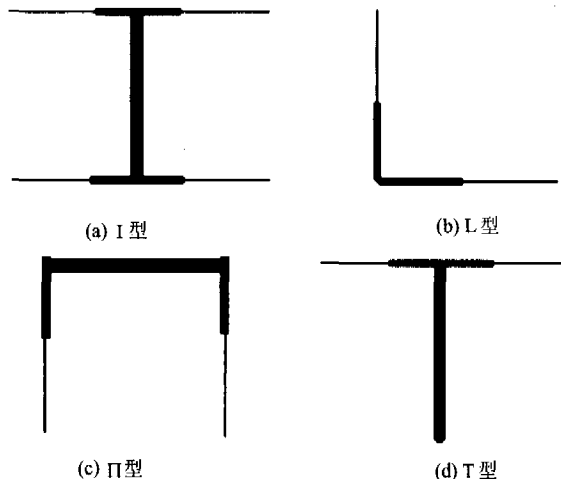


图 2 等代后的 4 种复合材料设计元素

Fig. 2 Four kinds of composite design elements after stiffness equation design

杂纤维复合材料。

等代设计过程中主要考虑刚度等代,这4种基本设计元素所考虑的刚度主要有3种:弯曲刚度、拉压刚度和扭转刚度。因为飞机模型结构都为薄壁闭室结构,所以,扭转刚度都按闭室来计算。代表单元的弯曲刚度由 EI 来表征,拉压刚度由 EA 来表征,而扭转刚度则表示为 $\Omega^2 / \int \frac{ds}{Gt}$ 。其中: E 为材料的弹性模量; I 为轴惯性矩; A 为截面积; Ω 为闭室的截面积的2倍; G 为材料的剪切模量; t 为板的厚度。因在代换前后截面的几何形状不变,所以 Ω 不变,从而在计算时只考虑 $\int \frac{ds}{Gt}$,在等代计算时,I型设计元素须考虑弯、扭刚度,L型设计元素须考虑拉、扭刚度,II型设计元素须考虑弯、扭刚度,T型设计元素须考虑弯、扭刚度。

如果模型比较复杂且规模较大,比如全机模型或者机翼机身模型,那么对模型进行分析元素的建立将非常复杂,而且会产生很多非常难以发现的错误,导致最终的错误设计结果。因此,如何建立合理的分析元素是获取正确设计结果的关键。为此,作者采用计算机辅助设计的方式,建立了一个交互式等代设计前处理器,该前处理器主要处理以下问题:空间三维模型的渲染及拾取;设计元素拓扑结构验证;根据有限元模型刚度分布,支持区域元素设计;设计过程的可持续性;设计过程的可分布并行。

三维模型的渲染及拾取可通过跨平台的 OpenGL 图形引擎以及相关的图形学技术来实现^[6],对于大规模有限元,分区技术是提高拾取速度的一种有效方法^[5]。

在构造设计元素期间,不同类型的设计元素一般均包含数量不等的板单元和杆或者梁单元,根据不同类型的设计元素需求,板、杆和梁单元之间必须符合正确的拓扑关系(图1)。

理论上,对于计算所得到的结果,无论是材料还是几何结构,都可能是连续变化的,但在实际制造过程中,这是不现实的,因此,对于某一局部结构,要求具有相同的蒙皮形式和梁结构,区域元素设计的概念因此而来,在该区域,最终的设计结果必须保证相同的蒙皮、桁条和腹板形式,也即材料、厚度等均相同。

对于全机这样的大规模有限元模型,设计过程往往较长,而且工作量比较大。因此,需要一种机制以提供对可间断设计的支持,并且可以进行

分布式的并行设计以减小设计的重复性和设计时间。现设 A 为机器 M_1 上某次建立的设计元素集合,而 B 为 M_2 上某次建立的设计元素集合,如果就集合 A 和 B 进行等待计算的话,将取 A 与 B 的合集, $A \cup B$ 即进行计算。这样就可以同时解决设计过程的可持续性和可分布并行问题,但仍需要合理分配在各个机器上的设计任务才能提高设计效率。

3 进气道小型盒段的设计

(1) 含6个加强框的小型盒段。有6个加强框的小型盒段经过金属结构到复合材料结构设计完成后,有限元模型如图3所示。模型中共有479个4节点薄板单元,1个杆单元。边界条件为一端固定,一端自由。有两个集中质量元,1个质量元为490 g,另1个质量元为429 g,材料密度为 1.34 g/cm^3 ,模量为4 GPa,泊松比为0.3,结构总质量为1.764 kg。

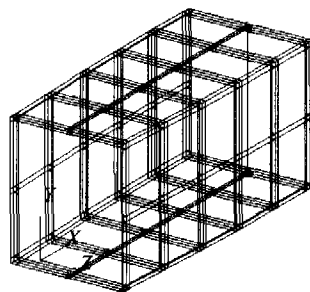


图3 6个加强框盒段的有限元模型

Fig. 3 Finite element model of box with six stiffen frames

(2) 含3个加强框的小型盒段。有3个加强框的小型盒段经过金属结构到复合材料结构设计完成后,有限元模型如图4所示。在模型中有204个4节点薄板单元,1个杆单元。其它条件和6个加强框的小型盒段有限元模型一样,只是蒙皮为0.15 mm厚。

以上2个模型边界条件均为根部固支,频率

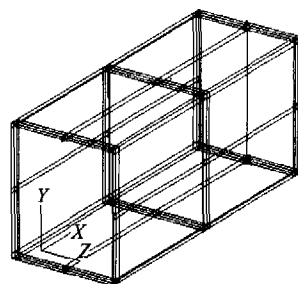


图4 3个加强框盒段的有限元模型

Fig. 4 Finite element model of box with three stiffen frames

试验及计算结果如表1所示,可以看到试验值与计算值极为接近,最大误差不超过7%。试验中要尽量消除局部模态的出现。

表1 小型盒段试验值与计算值比较

Table 1 Comparison of results between experiment and computation for minitype box

6个加强框盒段			
频率	试验值/Hz	计算值/Hz	误差/%
一阶	54	53.069	1.7
二阶	59	59.485	0.82
3个加强框盒段			
频率	试验值/Hz	计算值/Hz	误差/%
一阶	19.0	20.24	6.53
二阶	60.25	58.83	2.36
三阶	62.0	64.85	4.6

4 某机机翼设计

图5为某机金属机翼1:1板杆结构有限元模型图,取缩比因子为5,风洞风速因子为14。复合材料机翼颤振模型制造过程中,采用室温固化,添加一定的增韧材料,确保模型的强度和刚度,翼根处用金属铝块固支。在实验过程中采用绳索牵拉防止颤振发散。

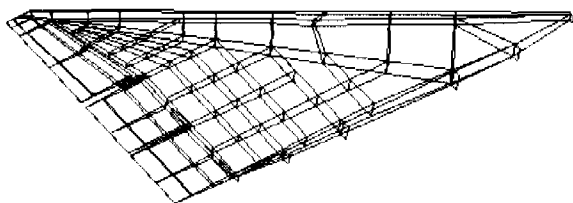


图5 某机金属机翼1:1有限元模型

Fig. 5 1:1 finite element model of metal wing of some aircraft

结构相似的复合材料梁架结构有限元模型如图6所示。

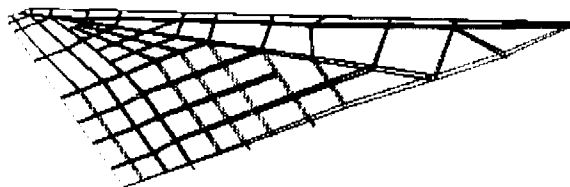


图6 设计后复合材料机翼有限元模型

Fig. 6 Finite element model of composite wing after design

频率试验及计算结果如表2所示。

表2 机翼试验值与计算值的比较

Table 2 Comparison of results between experiment and computation for wing

	一弯/Hz	扭转/Hz	二弯/Hz
复合材料模型	3.48	9.71	14.04
缩比金属模型	3.73	10.12	12.95
实验值	3.50	11.00	17.10

对于相对复杂的机翼模型,设计之后的固有频率误差依然较小,可见,本文所采用的设计方法是合理的。

参考文献

- [1] 刘兵山,燕瑛,钱卫,等. 复合材料机翼盒段的设计、模态分析和试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1026-1028.
Liu B S, Yan Y, Qian W, et al. Design, modal analysis and tests of composites wing box[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 1026-1028. (in Chinese)
- [2] 章怡宁,杨旭. 复合材料翼面结构综合优化设计技术[J]. 航空学报, 1997, 18(6): 656-660.
Zhang Y L, Yang X. Integrated optimum design of wing structures with composite skins[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(6): 656-660. (in Chinese)
- [3] 万志强,杨超,酆正能. 混合遗传算法在气动弹性多学科优化中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(12): 1142-1146.
Wang Z Q, Yang C, Li Z N. Application of hybrid genetic algorithm in aeroelastic multidisciplinary optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(12): 1142-1146. (in Chinese)
- [4] Wan Z, Yang C, Zou C. Design studies of aeroelastic tailoring of forward-swept composite aircraft using hybrid genetic algorithm[R]. AIAA Paper 2003-1491, 2003.
- [5] Cui D G, Xiu Y S. Optimization for composite wing using genetic algorithm and grid technology[A]. 24th International Congress of Aeronautical Sciences[C]. 2004.
- [6] 孙家广,杨长贵. 计算机图形学[M]. 北京:清华大学出版社, 1995.
Sun J G, Yang C G. Computer graphics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1995. (in Chinese)

作者简介:



曾东(1975-) 男,博士研究生,从事飞机复合材料结构设计与分析, E-mail: scenezd@sina.com



燕瑛(1963-) 女,教授,博士生导师,从事飞行器结构设计与复合材料结构设计, E-mail: yingyan@public.bta.net.cn

(责任编辑:李铁柏)