复合材料学报 第23卷 第1期 2月 2006年
Acta Materiae Compositae Sinica Vol. 23 No. 1 February 2006

文章编号: 1000-3851(2006)01-0142-05

复合材料机翼结构相似颤振模型的设计与实验验证

刘兵山[1], 燕 瑛[*1], 曾 东[1], 钱 卫[2]
(1. 北京航空航天大学 飞机设计研究所, 北京 100083; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 为了进行颤振实验, 依据原始金属模型, 根据结构相似方法和刚度相等的原则, 提出了基于设计元素的复合材料结构设计方法, 建立了结构缩比和复合材料结构设计软件, 并分别设计了复合材料机翼盒段和机翼模型。采用低模量复合材料制造, 进行了模态实验和风洞实验。实验结果与理论值吻合较好。设计的梁架-蒙皮复合材料机翼模型实现了结构和动力学相似, 相对于传统的蒙皮不传递载荷的梁架-维形颤振模型有了质的飞跃。

关键词: 复合材料; 机翼; 模态分析; 制造; 模态实验; 颤振
中图分类号: V214.8; TB330.1 **文献标识码**: A

Design and tests of the composite wing flutter model

LIU Bingshan[1], YAN Ying[*1], ZENG Dong[1], QIAN Wei[2]
(1. Aircraft Design and Research Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: On the basis of structural similarity and equal stiffness, a scaling-down wing-box and a wing model for flutter tests were designed based on the original metal models. A design method based on design elements for composite structures was proposed and a software was developed for scaling-down structures and composite structure design. The models were manufactured with low modulus composite materials and the modal analysis and tests were made. The results of analysis are in good agreement with those of the tests. The design method is very practical in engineering and the model with frame-skin structure, which realizes the structural and dynamic similarities, is much better than the traditional one, which is of beam-holding appearance structure.

Keywords: composites; wing; modal analysis; manufacture; modal tests; flutter

每个飞机型号的研制都必须经过理论计算[1,2]和风洞实验以得到该型号的颤振数据[3,4]。受我国风洞规模限制, 不可能进行全尺寸模型实验, 因此必须对原模型进行缩比并选用合适的材料制造, 再进行吹风实验, 所以缩比模型的设计和制造是解决问题的关键。

传统的超重动力学相似颤振模型主要反映马赫数对颤振的影响, 而不重视质量参数的影响, 只满足动力学相似[5~8]。现代设计技术和复合材料的使用, 使飞机的结构质量进一步减轻, 质量参数和马赫数对颤振的影响显得同等重要, 所以结构和动力学都相似的模型才能够真正反映飞机的颤振特性[7], 因此这种模型的设计具有重要意义。

本文作者基于上述问题, 设计了结构和动力特性都相似的缩比模型, 很好地满足了颤振实验的要求。设计主要包括两步: (1) 从原金属模型到缩比金属模型的缩比设计; (2) 根据缩比金属模型设计复合材料模型。根据相似理论, 考虑风洞尺寸、模型尺寸和风洞风速, 确定合理的几何相似系数 k_L、速度相似系数 k_V 和质量相似系数 k_M, 得到频率相似系数 k_F, 气流密度相似系数 $k_\rho = 1$。根据给定的相似系数缩小原始有限元模型尺寸, 同时缩减刚度。因为缩比后的模型与原模型的刚度相比非常小, 而且原模型一般都为板-杆结构, 实际中用金属材料无法制造, 所以需要根据缩比金属模型设计低模量复合材料模型, 该模型与缩比金属模型的外形几何尺寸相等、刚度相同, 且全部设计为复合材料板单元。本文作者在研制出专用低模量复合材料[9]

收稿日期: 2005-05-26; **收修改稿日期**: 2005-09-12
基金项目: 航空科学基金(02G51080)
通讯作者: 燕 瑛, 教授, 博士生导师, 主要从事复合材料力学分析与结构设计 E-mail: yingyanfao@buaa.edu.cn

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

并进行了机翼盒段的设计、分析和实验[10]的基础上，设计了结构相似的复合材料机翼颤振模型。采用低模量复合材料(其杨氏模量为 3.7 GPa)制造并进行了模态实验，实验与分析结果一致。

在进行低模量复合材料机翼设计的过程中，根据实际结构的特点，提出了 4 种设计元素作为刚度设计的基本对象，分别为 I 型、T 型、C 型和 L 型，设计中考虑了拉压、弯曲和扭转刚度。编写了设计软件 NDFM，进行了模型的缩比和复合材料结构设计。

1 复合材料机翼结构设计方法

根据相似系数和原金属模型，可以确定缩比模型的刚度。以弯曲刚度 EI 为例，根据量纲理论有

$$[EI] = \left(\frac{ML/T^2}{L^2}\right) L^4 = [\rho][V]^2[L]^4 \qquad (1)$$

式中：M、L、T、V 和 ρ 分别为质量、长度、时间、临界风速和大气密度。由式(1)可知，缩比模型与原模型的弯曲刚度的比值与 k_V 的四次方成正比，与 k_L 的二次方成正比。若某飞机模型的 $k_L = 1/5$，$k_V = 1/14$，则缩比模型与原模型的弯曲刚度比为 $1/(5^4 \times 14^2) = 1/122500$，如果是板则其厚度变为原来的 $1/(5 \times 14^2) = 1/980$，如果是杆则截面积变为原来的 $1/(5^2 \times 14^2) = 1/4900$，质量变为 $1/5^3 = 1/125$，因此用金属材料制造缩比模型是无法实现的。所以在刚度相等的条件下本文中采用低模量复合材料代替金属材料，这样结构的厚度明显增加，便于制造。

依据缩比金属模型的刚度分布，设计复合材料模型，两者的刚度和质量分布应相同。图 1(a)为机翼有限元模型截面示意图，上半部分为板-杆模型，下半部分为相对应的梁架-蒙皮模型。研究原板-杆有限元模型，可沿图中的虚线将其分解为如图 1(b)所示的 4 种基本设计元素(截面)，其中的线表示板单元，小圆表示杆单元，整个有限元模型可由这些基本设计元素组合得到。机身结构具有同样的特点。以这些设计元素为基本单元，在局部设计刚度相同的复合材料结构，根据各设计元素承力特点的不同，考虑不同的刚度因素。I 型和 C 型考虑了拉压、弯曲和扭转刚度，L 型考虑了拉压和扭转刚度，T 型考虑了拉压和弯曲刚度。拉压刚度以设计元素的 EA 表征，弯曲刚度以 EI 表征，由于飞机结构中的腔体多为闭室结构，扭转刚度以 $\Omega / \oint \frac{ds}{Gt}$ 来表征。其中：E 为材料模量，I 为轴惯性矩，A 为截面积，Ω 为闭室截面积的两倍，G 为材料的剪切模量，t 为板的厚度，因为复合材料模型与缩比金属模型的几何特征相同，所以扭转刚度可只考虑 $\oint \frac{ds}{Gt}$。设计完成后 4 种基本设计元素变为如图 1(c)所示的形式，其中粗实线表示工字梁、T 型梁或桁条的缘条或腹板，细实线表示蒙皮。在每一个局部完成复合材料结构的设计，则整个模型变为梁架-蒙皮结构，如图 1(a)下半部分所示。

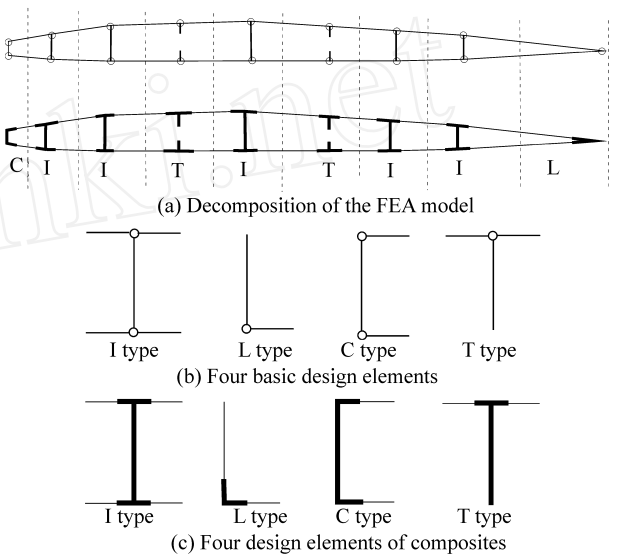


图 1 复合材料飞机结构设计

Fig. 1 Design of composite aircraft structures

由于飞机结构较复杂，数据量大，针对飞机结构的缩比和复合材料结构设计，编制了图 2 所示的软件 NDFM。该软件具有如下功能和特点：(1) 按给定的相似系数对模型进行缩比计算；(2) 根据板-杆模型，设计梁架-蒙皮模型，完成复合材料结构设计；(3) 作为有限元前处理器，具有良好的人机交互图形界面，可将设计结果直接提交 MSC. Nastran 进行分析；(4) 考虑实际制造的工艺要求，支持设计区域概念，即在设定的区域内，所有的蒙皮、缘条和腹板的厚度都分别相等；(5) 支持多机同步工作，即可把不同计算机上设计的模型的不同部分合并，提高效率。该软件显著提高了缩比和复合材料结构设计的效率和准确性，例如某新型号的全机模型，从原金属板-杆模型到复合材料模型的初步设计工作任务，一个人一个星期就能完成。

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

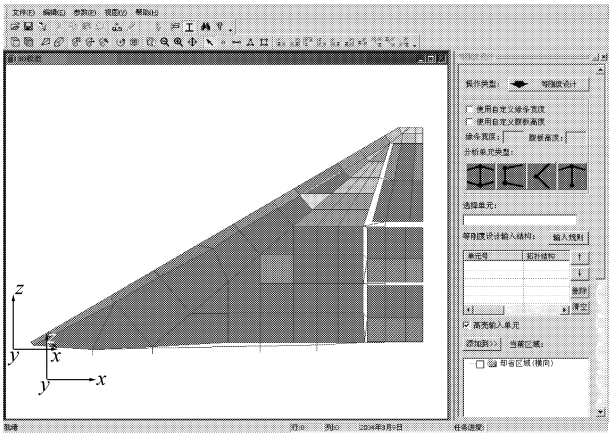


图 2　缩比和复合材料结构设计软件

Fig. 2　Software for scaling down and composite structures design

2　某机翼盒段的设计分析、制造和实验

为了验证复合材料机翼结构的设计、制造和实验的一致性，取某型号机翼的主体盒段，设计成梁架-蒙皮结构，计算其振动特性，并根据设计采用低模量的复合材料制造，对比计算频率和振型与实验值是否一致。该模型由 5 根梁(樯)、多根肋和蒙皮构成，翼根弦长 487.4 mm，展长 695.4 mm，翼根最大高度 30.0 mm，结构重量加配重共 2622 g。设计完成后，用 MSC. Nastran 对该模型进行模态分析，计算结果列于表 1 中。

表 1　机翼盒段振动频率实验值与计算值比较

Table 1　Comparison of results between experiment and analysis of a wing box

	Vibration frequency/ Hz		
	I	II	III
Tests	10.20	44.50	62.54
Analysis	10.70	40.50	61.20
Error / %	5.30	8.90	2.20

根据设计结果，采用低模量复合材料制造，盒段模型中的梁(樯)和肋为工字形或 C 型，首先根据设计尺寸制造梁和肋的模具，再由模具制造梁和肋，粘接得到梁架结构，加上实验夹持端和配重，粘上蒙皮，具体过程可参考相关资料[10]，制造完毕固定在实验台上的模型如图 3 所示。

机翼盒段模态的实验结果也列于表 1 中，与分析值相比，实验值准确度很高，最大误差为 8.9 %，其振型也符合得很好。这说明复合材料飞机结构的设计、制造和实验具有良好的一致性。因此上述的

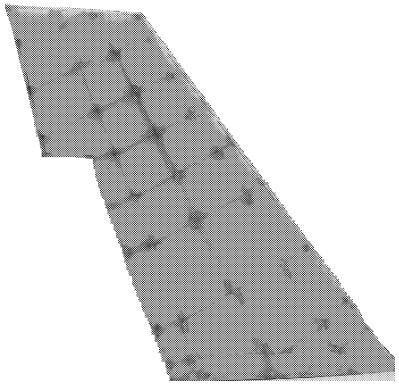


图 3　机翼盒段模型

Fig. 3　Model of a wing box

缩比和复合材料结构设计方法可用于复杂结构的设计。

3　某机翼模型的设计分析、制造与实验

在上述机翼盒段模型基础上，从原尺寸金属机翼出发，应用缩比和复合材料结构设计的思想方法，设计一个完整的复合材料机翼模型，用于风洞颤振实验。根据设计要求，$k_L = 1/5$，$k_V = 1/14$，$k_M = 1/125$。考虑到工艺方面的困难，将模型在厚度方向再缩小 1/3，但仍保持刚度不变，只是增加结构的厚度，以利于模型制造。应用 NDFM 软件进行缩比和复合材料结构设计，结果如图 2 所示。该模型翼根弦长 1312.0 mm，翼展长 714.0 mm，翼根处最大高度为 18.2 mm，结构重量加配重共 6630 g，模型的结构形式、刚度分布和传力特性都与真实机翼相似。在进行刚度设计的同时，也进行了强度校核，模型应具有足够的强度。

对复合材料机翼模型进行模态分析，模型的频率相似系数 $k_F = k_L / k_V = 1/2.8$，即原金属模型与缩比金属模型同阶模态的频率比值为 2.8，振型相似，而缩比金属模型与复合材料模型的同阶频率应相等，振型相同。用 MSC. Nastran 对原模型、缩比金属模型和复合材料模型分别进行模态分析，所得前三阶频率列于表 2 中。可以看出，缩比过程非常准确，复合材料结构设计过程也很成功，第 3 阶频率的相对误差为 8.0 %，其振型也吻合得很好。

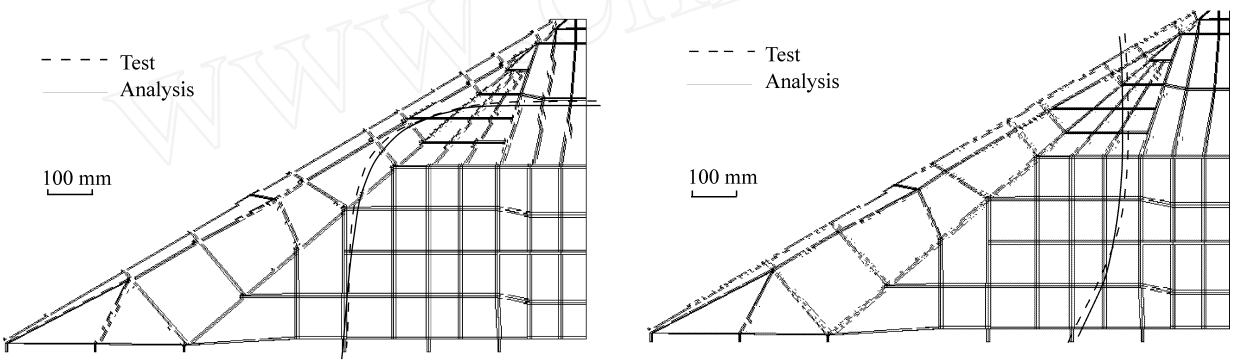
根据设计，采用低模量复合材料制造该机翼模型，方法与上文机翼盒段的制造基本一致。传统的金属梁架-维形结构机翼模型，仅有维持外形的虚设蒙皮，刚度极小，基本不传力。本文中复合材料蒙皮虽很薄 (0.2～0.4 mm)，但既可维持外形又可

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

表 2　全尺寸模型与缩比模型和复合材料模型振动频率比较

Table 2　Vibration frequencies of original, scaling down and composites wing model

			Vibration frequency/ Hz		
			I	II	III
Frequency of Analysis	Original wing		10.42	28.31	36.16
	Scaling down		3.73	10.12	12.95
	Composites		3.48	9.71	14.04
Frequency ratio of original wing to scaling down and composites model	Scaling down		2.80	2.80	2.79
	Composites		2.99	2.92	2.58
Frequency of composites wing tests	Model 2	Tests	3.99	12.40	18.60
		Error / %	14.70	27.70	32.40
	Model 3	Tests	3.52	11.20	16.10
		Error / %	1.10	15.30	14.70
	Model 4	Tests	3.50	11.00	17.10
		Error / %	0.60	13.30	21.80



(a) Torsional node line of composites wing　　(b) Bending node line of composites wing

图 4　复合材料光机翼状态的理论与试验模态节线对比

Fig. 4　Node line comparison between tests and analysis of the composite wing

传递载荷，蒙皮厚度的变化会给扭转刚度造成较大影响，这一点在实验中非常明显。

该机翼模型先后制造了 4 个，1 号模型用于工艺实验，2～4 号作了模态实验，其中 3 号和 4 号作了风洞实验。与颤振实验相对应，模态实验共设置了 3 种状态：(1) 光机翼；(2) 机翼单中挂；(3) 机翼双外挂。外挂模拟了机翼带副油箱和导弹时的状态。2～4 号模型光机翼状态模态实验的前三阶频率列于表 2 中。

从表 2 可以看出，2 号模型的振动频率误差较大，3 号和 4 号模型误差较小，而且实验数据也趋于稳定，这与制造中误差的控制有关。2～4 号模型是先后制造的，2 号模型制造误差较大，所以实验数据的误差也较大。模型制造误差主要是各元件的厚度误差。模型的蒙皮、腹板和缘条的厚度都比较小，大多小于 1 mm，且都由复合材料制造，所以各元件厚度很难准确地满足设计要求，从而造成模型刚度的不准确，使震动频率偏离理论值。制造 3 号和 4 号模型时调整制造工艺，将各元件的厚度误差控制在 0.05 mm 以内，所以后两者的实验数据较准确。

除了频率，模型的振型也非常接近，节线重合得很好，图 4 给出了 3 号模型光机翼状态下第 2 和第 3 阶模态的理论和实验节线。同时模型的频率响应曲线光滑、干净，无噪音，结构阻尼很小，具有很好的线弹性，有利于风洞颤振实验。风洞实验也表明，模型的设计相当成功，完全满足吹风的要求，本文中的设计方法可以推广使用。

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

4　结　论

本研究中彻底抛弃了过去那种梁架-维形颤振模型的设计，开创性地实现了结构和动力学均与真实机翼相似的复合材料颤振模型设计方法，从材料、设计、工艺到实验，完成了整个过程，实验结果好，为今后型号研制中颤振实验开辟了一条崭新的途径，并且在小规模低速风洞中实现高速飞机的颤振实验，可大量节省研究成本。

一般工程中更注重高模量高强度复合材料的研究和使用，本文中研制出低模量的复合材料，较好地满足了颤振模型的设计需求。由于低模量复合材料的使用，设计的颤振模型从结构形式、传力路线和动力特性等方面均与真实机翼相似，模型的蒙皮很薄，但却承担了大部分扭转剪切力。依据提出的设计元素概念，完成设计软件，使设计过程显著简化，大幅度提高了设计效率。在整个研究中，复合材料机翼模型的设计、分析、制造和实验高度协调一致，实现了设计目标。

设计颤振模型的关键，首先是依据相似系数缩小原模型的刚度和几何尺寸，得到缩比模型，再根据设计元素方法由缩比模型设计复合材料模型，这两步对工程应用有重要意义。

参考文献：

[1] 万志强，杨　超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化 [J]. 复合材料学报，2005，22(3)：145 - 149.
Wan Z Q，Yang C. Aeroelastic optimization of a high-aspect-ratio composite wing [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*，2005，22(3)：145 - 149.

[2] 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 Z Q，Tang C H，Zou C Q. Static aeroelastic characteristics analysis of a flexible forward-swept composite aircraft [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*，2002，19(5)：118 - 124.

[3] Cho J S，Chang Y H. Supersonic flutter analysis of wings using an unsteady 3D panel method [J]. *Computers & Fluids*，2001，30(3)：237 - 256.

[4] Silva W A，Bartels R E. Development of reduced-order models for aeroelastic analysis and flutter prediction using the CFL3Dv6.0 Code [R]. A0228399. New York：AIAA，2002.

[5] 郝红武. 低速颤振模型的动力学特性设计 [J]. 西安航空技术高等专科学校学报，2004，22(1)：7 - 9.
Hao H W. Dynamic feature design of low-speed flutter model [J]. *Journal of Xi'an Aerotechnical College*，2004，22(1)：7 - 9.

[6] 成志清，陈怀海. 机翼颤振模型的结构动力学设计 [J]. 振动工程学报，1995，8(2)：184 - 189.
Cheng Z Q，Chen H H. Dynamic design of a flutter model of airfoil [J]. *Journal of Vibration Engineering*，1995，8(2)：184 - 189.

[7] 钱　卫，吴江鹏，赵铁铭，等. 颤振风洞试验中结构相似动力学模型的设计 [A]. 见：首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会(上) [C]. 成都：中国力学学会，2004. 153 - 156.

[8] Stroud W J，Krishnamurthy T，Mason B H，*et al*. Probabilistic design of a plate-like wing to meet flutter and strength requirements [R]. A0231150. New York：AIAA，2002.

[9] 燕　瑛，黄　聪，成传贤，等. 低模量复合材料刚度和强度的分析与实验研究 [A]. 见：王玉林. 第 12 届全国复合材料会议论文集 [C]. 天津：天津大学出版社，2002. 786 - 789.

[10] 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.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net