复合材料机翼结构的气动弹性优化设计与风洞颤振试验



曾杰*,钱文敏,肖志鹏,刘传军,李东升

中国商飞北京民用飞机技术研究中心 北京市民用飞机结构与复合材料重点实验室,北京 102211

摘 要:本文介绍了一种用于复合材料机翼结构设计与优化的气动弹性剪裁方法。该方法应用所谓的双线性拉格朗日 (Lagrange)形函数来创建用于复合机翼结构气动弹性剪裁的设计变量。目前常用的基于单元设计变量的方法使得蒙皮/翼 梁/肋板的厚度分布不光滑,可能导致制造问题或应力集中。而形函数方法假设机翼蒙皮或沿着翼梁/肋板的厚度分布可以 通过一组形状函数叠加。这样,设计变量就变成形函数的系数。在应用优化算法求解这些系数之后,可以通过将形函数叠 加来确定每个单元的厚度,可保证相邻单元间厚度分布的平滑度。此外,应用基于计算流体力学(CFD)的颤振分析方法可 精确地捕获跨声速颤振边界,并且在优化过程中可用作颤振约束。为了验证本文所介绍的气动弹性优化方法,优化设计了 一个民用飞机复合机翼结构。其次,以优化后的机翼结构为基础,设计并制作了风洞缩比颤振模型,并进行了高速风洞颤振 试验,以验证优化机翼结构的颤振特性。最后,风洞颤振试验成功验证了本文所提出的气动弹性优化设计方法的有效性。

关键词:复合材料, 机翼结构, 气弹剪裁, 跨声速颤振分析, 刚度提取, 缩比模型设计, 风洞颤振试验

中图分类号:V19 文献标识码:A

近年来,由于复合材料能够减轻飞机重量、耐腐蚀、降低成本等优点,在大型民用飞机中应用越来越多。世界航空制造业的两大巨头波音和空客已经成功的把复合材料技术应用到各自的型号飞机设计上,如波音777/787,空客A330/A340/A350XWB/A380^[1]。

A380是第一个将复合材料用于中央翼盒的大型民用飞机,该翼盒总重达8.8t,其中采用复合材料5.3t,减重1.5t,板厚45mm^[1]。

波音787飞机复合材料用量占结构重量(质量)的50%, 主要应用部位包括机翼、机身、垂尾、平尾、发房、地板梁及部 分舱门和整流罩等^[1]。波音787飞机能够提高20%的燃油效 率,其中12%的贡献来自于大量采用复合材料结构。

由于飞机的性能与飞机升力面的气动弹性变形有关, 如何控制结构的气动弹性变形是提高飞机性能的重要途 径。对于以复合材料为主的升力面,可以利用层合板的刚 度方向性来控制升力面的弹性变形,于此,有关复合材料机 翼的气动弹性剪裁技术随之应运而生^[2-7]。

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.018

早在20世纪40年代,国外就有在木质螺旋桨上利用材料刚度的各向异性,使弹性叶片随着飞机的推力变化而产 生有利的弹性变形的试验。1943年,Short S.B.4 Sherpa样 机利用气动弹性剪裁的概念,把机翼设计成不论机翼弹性 变形如何分布总能保持迎角沿翼展不变(见图1)^[3]。



图 1 Short S. B.4 Sherpa 试验机 Fig.1 Short S. B.4 Sherpa demonstrator

20世纪80年代以来,国内外针对气动弹性剪裁技术进行了一系列研究^[8-22],上述研究分析对象大部分都集中在机翼上,即只对单机翼的颤振进行约束。而对于大型翼吊民

收稿日期:2019-07-26,退修日期:2019-08-23,录用日期:2019-08-30 *通信作者.Tel.:010-57808892 E-mail:zengjie@comac.cc

引用格式: Zeng Jie, Qian Wenxin, Xiao Zhipeng, et al. Aeroelastic optimization of a composite wing structure and wind tunnel flutter test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09):120-129. 曾杰, 钱文敏, 肖志鹏, 等. 复合材料机翼结构的气动弹性优化设计与风 洞颤振试验[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09):120-129. 用飞机,发动机俯仰模态参与的颤振形式会大大降低飞机 的颤振速度。除此之外,商载和油载的变化也会影响机翼 的颤振边界。因此,为了使气动弹性剪裁设计有效,需以全 机颤振边界作为约束条件。另外,上述研究大部分无法准 确地考虑跨声速区域的颤振约束。而对于巡航状态在区域 的大型民用飞机而言,其颤振计算必须考虑跨声速激波的 影响。本文提出了一种基于双线性Lagrange形函数选取设 计变量的方法,以跨声速区域全机颤振速度作为约束,进行 民用飞机机翼结构的气动弹性剪裁设计,不仅大大减少设 计变量数目,而且能获得更为连续的厚度分布结果。另外, 通过设计高速风洞颤振试验成功了验证本文提出的气动弹 性优化设计与分析方法的有效性。

1 双线性Lagrange 形函数

在机翼有限元模型中选择一组相邻的板单元 (CQUARD4/CTRIA3/CSHEAR)定义为四边形(或三角形 的)的宏单元。通过等参元变换,宏单元的平面变换为参考 平面上的正方形,此时宏单元内的单元厚度*t*可通过插值得 到,插值公式如式(1)所示:

$$t = \sum_{i=1}^{4} N_i \left(\xi, \eta\right) t_i \tag{1}$$

式中:*t*_i为宏单元的控制点处的厚度,*N_i*(*ζ*,*η*)是4个双线形等 参元的形函数,如式(2)所示:

$$N_{1} = (\xi - 1)(\eta - 1)$$

$$N_{2} = -\xi(\eta - 1)$$

$$N_{3} = \xi\eta$$

$$N_{4} = -(\xi - 1)\eta$$
(2)

这4个双线性拉格朗日形状函数的图示如图2所示。 对于作为其相邻宏单元共享的公共角点的第*i*个网格点,通 过将此网格点处的厚度指定为单位厚度,可以使用相关联 的双线性Lagrange形状函数定义设计变量。设计变量及其 形状函数如图3所示。

2 气动弹性剪裁设计

2.1 问题描述

本文的主要研究目的是探索基于双线性Lagrange形函数设计变量的气动弹性剪裁应用于复合材料机翼结构设计 的可行性。基准机翼结构及其厚度分布如图4所示。在这种基准机翼结构中,除翼肋外,机翼的上/下蒙皮、前/后梁, 以及长桁均由复合材料制成。

全机有限元模型如图5所示。吊挂通过DMIG直接导







图3 第*i*个节点的设计变量和形函数

Fig.3 Design variable of the *i*th grid and its shape function



Fig.4 Base line composite wing model

入刚度和质量矩阵,燃油质量和商载质量由CONM2单元 模拟。

气动模型考虑了机身和发动机的气动网格,并建立机 翼和尾翼的翼型网格。全机气动模型如图6所示。

对复合材料机翼结构的气动弹性剪裁设计可以用数学 形式定义为:

在n维设计空间中寻找一组如式(3)所示的设计变量:



$\{V\} = \{v_1, v_2 \cdots, v_n \mathrm{d}v\}$	(3)
在满足如下约束条件下:	
$g_j(v) \leq 0, \ j = 1, \cdots, n_{\text{con}}$	(4)
$v_i^{\text{lower}} \leq v_i \leq v_i^{\text{upper}}, i=1, \dots, n_{dv}$	(5)
使得式(6)所示的目标函数f(v)的值最小。	
$\min f(v)$	(6)
书(小业工体书始本及供 与托蔚振速度始本	中かせいす

式(4)为不等式约束条件,包括颤振速度约束、发散速 度约束、变形约束、强度约束、副翼效率约束和工艺约束(包 括最小厚度约束和铺层比例要求)等。*n*_{con}为约束条件数 目,式(5)为设计变量的边界约束,*n*_{dy}为设计变量数目。

在本研究中,选择复合机翼结构的重量作为目标函数 f(v),约束类型为颤振速度约束、静强度约束、稳定性约束, 以及铺层厚度约束等。为简单起见,优化中未考虑发散约 束和副翼效率约束。此外,选择机翼蒙皮模型单元的铺层 厚度、梁模型单元的铺层厚度,以及长桁模型单元的面积为 设计变量。

2.2 基准机翼的颤振分析

由于民用飞机巡航马赫数处于跨声速区域,工程中常

用的NASTRAN计算颤振的方法无法准确考虑跨声速激波 带来的影响,因此本文采用ZTRAN^[23]的方法进行颤振边界 计算。与NASTRAN不同,ZTRAN方法首先需要采用计算 流体力学(CFD)的方法^[24]计算整个飞机的定常背景流场, 其次把定常压力分布插值到ZTRAN的气动网格中,再求解 小扰动势流方程从而得到气动影响系数(AIC)矩阵,然后 根据振型计算广义气动力矩阵,最后通过频域方法求解颤 振方程得到颤振速度。由于AIC矩阵与结构的具体特征无 关,只需要计算一次,可以在结构设计中循环使用。因此当 飞机结构改变时,只须改变结构模态,以现有的AIC矩阵就 能得到新的广义气动力矩阵,这样能大大加快颤振求解的 速度,有利于气动弹性剪裁设计。

图7给出了在满油载、满负载工况下基准模型的颤振 边界,其中黑线为机翼弯扭耦合爆发式颤振形式的速度曲 线,蓝线为发动机反对称俯仰引起的驼峰颤振形式的速度 曲线,红实线为飞机设计包线,红虚线为气动弹性稳定性包 线,绿虚线为考虑15%裕度的气动弹性稳定性包线。由于 在跨声速区域出现驼峰式的颤振形式,导致颤振速度大大 降低,当马赫数达到0.82时,颤振速度跨越了15%裕度的气 动弹性稳定性包线,表明该飞机存在颤振安全隐患,因此须 对该机翼结构进行气动弹性剪裁优化设计,从而得到一个 不仅满足强度、稳定性和铺层比例等约束,而且满足颤振边 界的要求,还能减轻重量的结构优化结果。机翼弯扭耦合 爆发式颤振形式显示如图8所示,发动机反对称俯仰引起 的驼峰颤振形式显示如图9所示。



2.3 约束条件

在进行气动弹性剪裁设计时包括如下约束:(1)颤振约束:在马赫数0.6~0.89范围内的颤振速度必须高于15%裕



图8 机翼对称弯扭耦合颤振形式 Fig. 8 Symmetric bending-torsion coupling flutter of wing



Fig. 9 Anti-symmetric hump flutter of wing

度的气动弹性稳定性包线;(2)强度约束:蒙皮和梁腹板处 应变,轴向压缩不大于3500με,轴向拉伸不大于6000με;长 桁和梁缘条应变,轴向压缩不大于3300με,轴向拉伸不大于 6000με;(3)稳定性约束:最小特征值大于1.11;(4)单元铺 层比例约束:0°铺层比例为35%~45%,±45°铺层比例为 45%~55%,90°铺层比例为10%~20%;(5)铺层厚度约束: 每个单元铺层总厚度4~24mm;(6)蒙皮厚度阶差约束:工 艺决定相邻区域厚度之差小于6.0mm。

2.4 关键设计载荷

用于气动弹性剪裁设计的关键设计载荷包含:(1)2.5g 拉起气动载荷;(2)-1.0g俯冲气动载荷;(3)阵风载荷;(4) 起落架冲击载荷。

设计载荷的安全系数取为1.5。总共有21组关键飞行 载荷用于机翼结构的气动弹性剪裁设计。

2.5 设计变量

本文采用两种设置设计变量的方式,一种为基于单元 的设计变量,另一种为基于形函数的设计变量。优化区域 为机翼上下蒙皮、前后梁和上下长桁。蒙皮和梁腹板的设 计变量为铺层厚度,长桁和梁缘条的设计变量为截面面积。

根据层合板铺层设计准则,对称均衡铺层方式为最常用的方式。因此每个单元厚度包括三个超级层厚度。另外 对于全机构型,对称的左右机翼单元采用同一个属性卡片。

如果以单元为设计变量,则需选择有限元中每个单元 在不同铺层方向的厚度[0°、±45°、90°]作为设计变量,飞机机 翼上下蒙皮的设计变量如图10所示,上下蒙皮一共有229 个单元,因此一共有229×3=687个设计变量。

前后梁腹板的设计变量如图 11 所示,一共有 132 个设 计变量。前后梁缘条和长桁因为是 CBAR 单元,因此只能 以每个单元的截面面积作为设计变量,如图 12 所示,一共 有 288 个设计变量。最后,基于单元方法的设计变量数量 为1107。



图 12 采练余和长桁的设计变量 Fig.12 Design variable of stringer and flange of spar

使用双线性Lagrange 形函数进行设计变量的设置,需 要在优化区域布置一系列的控制点。图13给出上下蒙皮 上控制点的分布图,上蒙皮一共有24个控制点,下蒙皮一 共有23个控制点。图14给出前后梁上控制点的分布图, 前、后梁各有7个控制点后梁一共有7个控制点。图15给 出梁缘条和长桁上控制点的分布图,因为长桁的设计变量 为截面面积,因此上表面的长桁和梁缘条的控制点数为54, 设计变量为54,下表面的长桁和梁缘条的控制点数为54, 设计变量为64。基于形函数的设计变量数目共有301个, 远小于基于单元的数目,优化问题的规模大大减小。



2.6 优化策略

本文采用多学科优化工具ASTROS对式(3)~式(6)的 优化问题进行求解^[25,26],ASTROS集成了静强度、稳定性和



图 15 梁缘条和长桁控制点设计 Fig.15 Control point design of stringer and flange of spar

颤振求解模块。在计算颤振时直接导入第3节得到的AIC 矩阵,这样不仅能考虑跨声速激波的影响,而且能够提高颤 振计算的速度。

优化过程分为三个步骤:首先是分析。进行静力和颤 振分析,得到目标函数和约束的当前值。静力分析时在机 身对称面固支的边界条件下,考虑28个关键载荷工况。这 些载荷工况将通过形心节点和 RBE3 单元,将力和力矩传 递到有限元结构上。第二步为计算灵敏度。在优化过程 中,约束数目能达到上千个,因此需要筛选主动约束,只对 主动约束计算灵敏度。设定一个参数ε(一般为-0.1),所有 值大于ε的约束为主动约束。第三步为优化步。基于数学 规划法,对设计空间指定初始点,计算该点处目标函数与约 束函数灵敏度信息,利用这些信息根据一维搜索方法确定 可行方向并进行搜索,当在该方向上达到极值或边界时,检 查该值是否满足目标函数收敛条件,若满足则继续检查是 否满足约束收敛条件,若满足约束收敛条件则停止搜索,否 则继续计算灵敏度信息,并重复上述过程直至收敛。

目标函数收敛条件为目标函数的迭代差值和所有设计变 量迭代差值的范数需要小于收敛精度(5.0E-4)。约束收敛条 件为所有约束中的最大值须在收敛精度范围内(-3.0E-4~ 1.0E-4)。

2.7 优化结果

使用两种设计变量分别进行优化计算,收敛曲线如图 16所示。从图16中看到,基于单元设计变量,迭代进行到 365步才收敛;而基于形函数设计变量,只须迭代到98步, 说明设计变量数目减少,可以加快收敛速度。

表1给出两种优化结果的对比。可以看到,基于单元 设计变量结构减重196.1kg,而基于形函数设计变量结构减 重75.8kg。这是因为各个形函数之间需要光滑、连续,从而 缩小了优化空间。

图17和图18分别给出两种优化结果圆整后蒙皮和梁的铺层数分布图(放大30倍)。从图中可以明显看到,基于 单元的优化结果,蒙皮和梁相邻单元之间的厚度差非常大, 厚度分布不光滑,为后续的加工制造带来困难。而基于形 函数的优化结果厚度差大大减小,厚度分布光滑,有利于把 优化结果转化为工程应用。

根据两种优化方法的铺层结果,分别更新全机有限元,重新计算优化后机翼的颤振边界,以验证是否满足颤振约束,如图19所示。图中蓝线为基准模型的颤振边界,红线为优化后模型的颤振边界。可以看到,通过气动弹性剪裁,两种优化方法都能把颤振边界提高到15%气弹稳定性裕度包线之上。

图 20 给出两种优化结果在 2.5g 载荷下的应变云图。 可以看到,应变都满足应变约束的要求。



Fig.16 Convergence history of optimization

农 100 里 30									
Table 1 Comparison of the optimized weight									
于单元优化结果/kg	减重/kg	减重比例 /%	基于形函数优化结果						

出水手号マナト

结构	基准模型/kg	基于单元优化结果/kg	减重/kg	减重比例 /%	基于形函数优化结果/kg	减重/kg	减重比例/%
蒙皮	1212.3	1032.4	179.9	14.8	1086.5	125.8	10.4
梁腹板	319.8	282.5	37.3	11.7	323.9	-4.1	-1.3
长桁	744.5	765.6	-21.1	-0.28	755.6	-11.1	-1.5
总重	2276.6	2080.5	196.1	8.6	2166.0	75.8	4.9

3 高速风洞颤振试验

开展高速风洞颤振试验的主要目有:(1)研究在跨声速 区域复合材料机翼的颤振特性;(2)验证气动弹性设计与分 析方法。下面将以第2节中经过气动弹性剪裁设计后的机翼 为基础,开展缩比模型的设计、制造以及风洞试验。

3.1 缩比模型设计

在进行颤振缩比模型设计之前,需要分析不同商载和油载 的工况下的颤振边界,以便选择合适的商载和油载工况进行缩 比模型设计。经过分析得出,在空油工况下,颤振边界比较低, 比较有利于选择比例尺,对风洞试验的动压范围要求也比较低, 能够降低试验风险,同时空油不会带来额外的质量,方便进行配 重设计。因此,在本文中选择空油工况进行缩比模型设计。

根据目标风洞(FL-26风洞)的特性,以及颤振分析结果,

选择缩比模型的基本比例尺为:长度比=0.1111,动压比= 0.85,密度比=3.3。其他比例尺(如刚度比、质量比、惯性比、 频率比等)可由基本比例尺通过计算得到。

对于高速风洞颤振试验,一般采用单梁形式来设计缩 比模型,其结构形式主要包括金属大梁、肋板、泡沫和蒙皮 等。金属大梁是主承力结构,肋板和泡沫起维形作用。因 此,必须提取机翼翼盒结构的刚度和质量特征。在获得机 翼翼盒结构的刚度后,按照比例尺换算,得到缩比模型的目 标刚度。在此基础上,开展金属大梁的设计,其中,需要考 虑蒙皮、胶膜,以及泡沫等的附加刚度影响。

在完成缩比模型的结构设计后,再根据模型目标重量 和结构质量,获得模型的理论目标配重,设计配重块,保证 质量、弦向质心和绕弹性轴转动惯量的配平。配重采用螺



栓固定在肋板上。机翼缩比模型结构方案如图21所示。

在机翼的缩比模型基础上,集成基础钢板、机身整流 罩、小翼、吊挂和短舱模型,构成整个复合材料机翼高速风 洞颤振模型,如图22所示。

3.2 风洞试验

在风洞模型进入风洞吹风前,须对风洞模型进行静力试验,验证模型的静力承载特性以及有限元分析虚拟试验的准确性。另外,还须进行地面振动试验,获得模型的固有振动特





Fig.19 The flutter constraint validation

性,并以试验得到各阶模态的振型和频率值,修正有限元模型,并采用2.2节介绍的颤振分析方法进行颤振分析,其颤振分析的结果为风洞试验方案提供依据。在本文中,采取了直接把试验振型和频率数据代替有限元模态的理论振型和理论频率,在此基础上,生成广义质量、广义刚度,以及广义气动力矩阵,然后将其代入到颤振方程进行颤振分析。

本次风洞试验采取固定马赫数,通过改变动压,在不同 马赫数下通过阶梯增加动压的方法逐步逼近颤振点。图23 显示了安装在风洞墙壁上的颤振试验模型的示意图。

为了获得模型在跨声速区域的颤振特性,共进行了4个马 赫数(0.75,0.78,0.80,0.82)下的颤振试验。在这4个马赫数下 直接吹风至颤振点,试验结果无须通过插值的方式得到。

图 24 显示了在马赫 0.75, 0.78, 0.80, 0.82 下经过归一化 处理的试验数据(当量速度)。在图中还显示了利用地面振动



试验模态数据进行颤振分析得到的理论计算结果。通过比较可以看出,理论分析的颤振结果在跨声速区域的变化趋势与试验数据一致,且二者跨声速凹坑的位置和相对深度基本一



图 23 固定在风洞墙壁上的颤振试验模型 Fig. 23 Flutter test model mounted on the wind tunnel wall



 -ig. 24 Comparison between the wind tunnel test an theoretical analysis results

致,从而有效验证了本文所述气动弹性设计与分析方法。

4 结论

本文介绍了一种基于双线性Lagrange形函数设计变量 的气动弹性剪裁设计方法。相对于基于单元厚度设计变量 的优化设计方法,利用双线性Lagrange形函数设计变量的 一个显著优势是可以保证铺层厚度的连续性,从而保证复 合材料的可设计性。另外,基于CFD计算定常背景流场叠 加小扰动势流理论的颤振分析方法可有效地获取民用飞机 在跨声速区域的颤振特性,而且生成的气动力系数影响矩 阵与结构细节无关,只须计算一次,这大大提高了气动弹性 剪裁设计的计算效率。最后,通过对民用飞机复合材料机 翼翼盒结构的气动弹性剪裁设计,以及缩比模型设计/制 造、地面试验、高速风洞颤振试验,成功地验证了本文所研 究气动弹性设计与分析方法的有效性。

参考文献

[1] 郑晓玲. 民用飞机复合材料结构设计与验证[M]. 上海: 上海

交通大学出版社, 2011.

Chinese)

Zheng Xiaoling. Design and validation of composite structure of civil aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2011. (in Chinese)

- [2] 邹丛青. 气动弹性剪裁的机理和效益[J]. 复合材料学报, 1989, 6(04): 1-9.
 Zou Congqing. Mechanism and benefit of aeroelastic tailoring
 [J]. Journal of Composite Materials, 1989, 6(04): 1-9. (in
- [3] Hill G T R. Sherpa takes the air[J]. Flight and Aircraft Engineer, 1953, LXIV(2334): 535.
- [4] Deangelis V M. In-flight deflection measurement of the HiMAT aeroelastically tailored wing[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19 (12): 1088-1094.
- [5] Moore M, Frel D. X–29 forward swept wing aerodynamic overview[C]// Danvers, MA: AIAA Applied Aerodynamics Conference, 1983.
- [6] Krone J N. Divergence elimination with advanced composites [C]// Los Angeles, CA: AIAA 1975 Aircraft Systems and Technology Meeting, 1975.
- [7] Jutte C V, Stanford. B K. Aeroelastic tailoring of transport aircrafts wings: state-of-the-art and potential enabling technologies[R]. NASA Technical Report: NASA/TM-2014-281252,2014.
- [8] Stanford B K, Beran P. Optimal structural topology of a platelike wing for subsonic aeroelastic stability[J]. Journal of Aircraft, 2011,48(4):1193-1203.
- [9] Eastep F E , Tischler V A , Venkayya V B, et al. Aeroelastic Tailoring of Composite Structures[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(6): 1041-1047.
- [10] 黄传奇,乔新.复合材料翼面结构气动弹性剪裁[J]. 航空学报, 1990, 11(01): 78-82.
 Huang Chuanqi, Qiao Xin. Aeroelastic tailoring of composite lift surface structure[J]. Journal of Aeronautics, 1990, 11(01): 78-82. (in Chinese)
- [11] 管德, 钟珂. 复合材料翼面的气动弹性剪裁[J]. 航空学报, 1989, 10(05): 221-226.

Guan De, Zhong Ke. Aeroelastic tailoring of composite lift surface[J]. Journal of Aeronautics, 1989, 10(05): 221-226. (in Chinese)

- [12] Weisshaar T A. Aeroelastic tailoring of forward swept composite wings[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(8): 669-676.
- [13] Triplett E W. Aeroelastic tailoring studies in fighter aircraft design[J]. Journal of Aircraft, 1980, 17(7): 508-513.
- [14] Isogai K. Direct search method to aeroelastic tailoring of a composite wing under multiple constraions[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(12): 1076-1080.
- [15] Green J. Aeroelastic tailoring of aft-swept high-aspect-ratio composite wings[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(11): 812-819.
- [16] 陈孔锦. 跨声速机翼气动弹性优化设计[D]. 西安: 西北工业 大学, 2016: 80.
 Chen Kongjin. Aeroelastic optimization of transonic wing[D].
 Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016: 80. (in Chinese)
- [17] Stanford B K. Static and dynamic aeroelastic tailoring with variable-camber control[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2016, 39(11): 2522-2534.
- [18] Stanford B K, Jutte C V, Wieseman C D. Trim and structural optimization of subsonic transport wings using nonconventional aeroelastic tailoring[J]. AIAA Journal, 2016, 54(1): 293-309.
- [19] 金朋,宋笔锋,钟小平,等.基于几何因子的复合材料气动弹 性剪裁设计[J].复合材料学报,2014,31(02):465-475.
 Jin Peng, Song Bifeng, Zhong Xiaoping, et al. Aeroelastic tailoring of composite based on geometry factor[J]. Journal of Composite, 2014, 31(02): 465-475. (in Chinese)
- [20] 万志强,杨超,郦正能.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.

Wan Zhiqiang, Yang Chao, Li Zhengneng. Application of generic algorithm on multidisciplinary aeroelastic optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(12):1142-1146. (in Chinese)

- [21] Stanford B K, Wieseman C D, Jutte C V. Aeroelastic tailoring of transport wings including transonic flutter constraints[C]// 56th AIAA/ASCE/AHS/ACS Structures, Structural Dynamics, and Material Conference,2015.
- [22] Wang G Q, Zeng J, Lee J D, et al. Preliminary design of a trussbraced natural-laminar-flow composite wing via aeroelastic tailoring[J]. Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics,

2015, 3(3):1-17.

- [23] ZONA Technology. ZAERO user manual version 9.0[M]. Scottsdale, AZ: ZONA Technology I NC., 2011.
- [24] ZONA Technology. ZEUS user manual version 3.3[M]. Scottsdale, AZ: ZONA Technology INC., 2013.
- [25] Neill D J, Johnson E H, Canfield R. ASTROS-A multidisciplinary automated structural design tool[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(12): 1021-1027.
- [26] ZONA Technology. ASTROS user manual 21.3[M]. Scottsdale, AZ: ZONA Technology INC., 2015.

作者简介

曾杰(1972-)男,博士,研究员。主要研究方向:气动弹性 设计与分析。 Tel:010-57808892 E-mail:zengjie@comac.cc 钱文敏(1985-)男,博士,工程师。主要研究方向:气动弹

找又敬(1965-)为,侍士,工程师。王安明元万间:-1初并 性设计与分析。

Tel:010-57808625 E-mail:qianwenmin@comac.cc 肖志鹏(1983-)男,博士,研究员。主要研究方向:飞机复 合材料结构设计与优化。

Tel:010-57808826 E-mail:qianwenmin@comac.cc

Aeroelastic Optimization of a Composite Wing Structure and Wind Tunnel Flutter Test

Zeng Jie*, Qian Wenmin, Xiao Zhipeng, Liu Chuanjun, Li Dongsheng

Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structures and Composite Materials, Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China

Abstract: This paper introduces an aeroelastic tailoring method for a composite wing structure design and optimization. This method applies a so called bilinear Lagrange shape function to create the design variables for aeroelastic tailoring of a composite wing structure. Comparing to the common element-based design variable approach which may generate a non-smooth thickness distribution on skin/spar that may introduce manufacturing problems or stress concentration, the shape function approach assumes that the thickness distribution on a wing skin or along a spar can be superimposed by a set of shape functions. In this way, the design variables become the coefficients of the shape functions. As a result, after the optimizer solves these coefficients, the thickness on each element can be determined by superimposing the shape function together, and the smoothness of the thickness distribution is guaranteed. In addition, a CFD based flutter method is applied to accurately capture the transonic flutter mechanism and utilized as the flutter constraints during the optimization. To illustrate the introduced aeroelastic optimization method, a composite wing structure of a transport aircraft is optimized and designed. Furthermore, based on the optimized wing structure, a scaled wind tunnel flutter mechanism of optimized wing structure. Finally, the wind tunnel flutter test result successfully demonstrates that the proposed aeroelastic optimization method is an efficient approach for aeroelastic tailoring application.

Key Words: composite; wing structure; aeroelastic tailoring; transonic flutter analysis; stiffness extraction; scaled model design; wind tunnel flutter test