复合材料后掠机翼的气动弹性剪裁方法研究

白俊强[1]，辛亮[1]，刘艳[1]，华俊[1,2]，李国俊[1]

(1.西北工业大学 航空学院，陕西 西安 710072；2.中国航空研究院，北京 10000)

摘 要: 提出了一种混合多级结构优化算法，以大展弦比复合材料后掠机翼为研究对象进行了气动弹性剪裁设计。在满足强度、变形约束等前提下，以梁、肋、蒙皮厚度，对结构重量进行最小化设计；继续以减重为目标，满足颤振速度的约束，优化蒙皮各铺层的比例，并分析了优化中铺层比例对颤振速度的影响；采用遗传算法优化蒙皮的铺层顺序，以增大机翼的颤振速度。研究表明：混合多级结构优化不仅可以减轻机翼的结构重量，还能大大提高机翼的颤振速度；铺层比例优化结果表明较高的±45°铺层比例能使刚度分布更加合理高效。

关 键 词: 复合材料，后掠翼，气动弹性剪裁设计，混合多级结构优化算法，颤振

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2014)06-0843-06

现代大型民用客机一般采用大展弦比机翼，这些机翼的刚度普遍比较小，在跨音速巡航时，翼尖的弯扭变形大，机翼的气动弹性问题显著，颤振问题严重[1-3]。随着复合材料结构在波音 787 和空客 350 等飞机上的成功应用，新一代大型民用客机大量应用复合材料已经成为了一种趋势[4]。复合材料具有高比强度、高比模量、良好的抗疲劳性、抗腐蚀性等优点。合理的复合材料设计，不仅可以大幅度提高材料的结构效率，还能改善飞机的气动弹性等综合性能[5]。如何设计一个具有明显减重优势且满足气动弹性约束的复合材料大展弦比机翼，已经成为大型飞机机翼初步设计的难点问题。

为了解决大型飞机复合材料机翼这种涉及多学科耦合的气动弹性问题，常常需要引入气动弹性剪裁技术对设计方案进行综合和折衷。在 20 世纪 80 年代，Michael 等[6]和邹从青[7]就阐述了复合材料的剪裁机理，指出复合材料的刚度方向和耦合性对气动弹性有重大影响。Tischler 和 Venkayya[8]进行了复合材料机翼的优化设计，发现复合材料的铺层是十分重要的参数。Patil[9]采用调节复合材料铺层方向的办法，探讨了复合材料铺层对机翼气动弹性性能的影响，并以机翼颤振临界速度为优化目标进行气动弹性优化设计。国内也有很多学者对复合材料机翼的气动弹性剪裁进行了研究[10-15]，分别对复合材料机翼进行了优化设计。

但是上述气动弹性剪裁设计只考虑了蒙皮的厚度为设计变量，并没有引入铺层比例、铺层顺序等设计变量。如果采用上述方法进行气动弹性剪裁设计，并不能充分利用复合材料的性能。并且，气动弹性剪裁时常常需要考虑颤振、发散、固有频率、变形、强度、载荷等各种约束条件。和一般的结构优化相比，气动弹性剪裁具有研究对象复杂、设计学科多、约束条件和设计变量多且复杂等特点。如何处理好气动弹性剪裁中的设计变量和约束条件的关系，充分利用复合材料的性能，是气动弹性剪裁的难点。

为了处理好气动弹性剪裁中的设计变量和设计约束的关系，充分利用复合材料的性能，基于两级集成系统综合优化策略(bi-level integration system synthesis，BLISS)[16]的思想，本文提出了一种混合多级结构优化算法，对大展弦比复合材料机翼进行气动剪裁设计，在满足强度、变形等约束的前提下，以复合材料的铺层比例、铺层顺序，各部件的厚度为设计变量，进行了结构重量最小化及颤振速度最大化的设计，以期对大展弦比复合材料后掠机翼设计提供参考。

收稿日期: 2014-04-28

作者简介: 白俊强(1971—)，西北工业大学教授、博士生导师，主要从事飞行器设计的研究。

1 理论基础

1.1 模态分析

模态分析是研究结构动力特性一种近代方法，是系统辨别方法在工程振动领域中的应用，在飞行器颤振分析中应用广泛。模态分析的一般方程表示为:

$$[\boldsymbol{K} - \lambda \boldsymbol{M}]\,\boldsymbol{\phi} = 0 \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{K}$ 和 $\boldsymbol{M}$ 为系统的刚度矩阵和质量矩阵; λ 和 $\boldsymbol{\phi}$ 分别表示特征值和特征向量。

1.2 颤振分析

颤振速度的工程分析一般有2种方法，即 $p-k$ 法和 $v-g$ 法。$p-k$ 法的数值稳定，不会像 $v-g$ 法那样有时出现“曲线回绕”现象，较适合于优化设计。

$p-k$ 法处理如下形式的颤振方程[17]:

$$\left[\begin{array}{l} \overline{\boldsymbol{M}} p_c^2 + \left(\overline{D} - \dfrac{1}{4}\rho_a c_{\mathrm{ref}} V \boldsymbol{Q}_I(k, M_\infty)/k\right) p_c + \\ \left(\overline{\boldsymbol{K}} - \dfrac{1}{2}\rho_a V^2 \boldsymbol{Q}_R(k, M_\infty)\right) \end{array}\right] q = 0 \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{Q}_R(k, M_\infty)$ 为广义气动力矩阵的实部，即模态气动刚度矩阵; $\boldsymbol{Q}_I(k, M_\infty)$ 是广义气动力矩阵的虚部，即模态气动阻尼阵; p_c 为特征值; γ 为瞬态衰减率系数，$\gamma = g/2$。k 为减缩频率。

1.3 基于 BLISS 算法的混合多级结构优化算法

大展弦比复合材料后掠机翼结构比较复杂，自由度高，其位移和强度等约束为显示约束，易于求解; 而颤振速度属于隐式约束，难以计算。如果采用直接剪裁的策略，不把设计约束加以区分，将难以获得最优解[12]。并且，如果把蒙皮厚度、铺层比例、铺层顺序等不同层次的设计变量一起优化，设计变量的总数将呈指数型增长，计算量巨大。此外不合理地把哪些只影响局部性质的设计变量加入到总体优化设计中，不仅不会找到系统的最优解，反而会由于系统大规模计算造成一些误差而影响系统的稳定性和收敛性。因此，本文基于 BLISS 算法的思想，结合大展弦比复合材料气动弹性剪裁设计的特点，提出了一种混合多级优化算法，将设计变量和设计约束分离开来，充分利用材料的性能。

BLISS 算法是由美国数学家 Sobieszczanski 等[16]于1998年提出的一种多学科优化方法，其核心思想是将系统层优化从潜在的众多子系统优化中分离出来，使得系统层的设计变量显著减少。BLISS 运行伊始，首先对系统设计变量赋初值，然后通过循环来改进设计变量达到最优。每次循环都由2步组成: 第1步，冻结系统层变量，对子系统层内的局部设计变量进行独立的、并行的、自主的优化; 第2步，在第1步的基础上，优化系统层的变量以达到更进一步的优化[18]。BISS 算法的基本流程如图1所示。

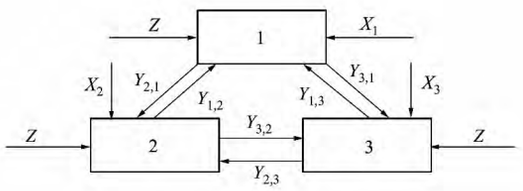


图1 BLISS 算法的基本流程

基于 BLISS 算法的思想，本文把设计变量和设计约束分离开来。对于大展弦比复合材料后掠机翼的气动弹性剪裁问题，根据设计变量对结构性能的影响来看，分为2种设计变量: ①对总体性能影响比较大的变量，称为系统层设计变量，如蒙皮的厚度和肋的厚度; ②对总体性能影响比较小的变量，称为子系统层设计变量，如复合材料铺层的顺序。从约束的复杂程度来看，也分为2大类，①比较容易计算的约束，如强度和变形; ②难计算的约束，如颤振速度。本文希望用较少的设计变量来实现这一类约束对优化过程的控制。根据上述思想，本文提出了一种混合多级结构优化策略，将系统级设计变量和子系统级设计变量，复杂约束和简单约束区分开来，将优化系统分为3个层次: 静强度优化、铺层比例优化、铺层顺序优化，以期最大程度的利用复合材料的结构性能。

第1级 静强度优化: 以减重为目标，仅需要满足位移、扭转角、强度等静强度的约束，优化蒙皮、梁、肋的厚度。

第2级 铺层比例优化: 即在第1级优化结果的基础上，建立颤振的优化模型，以减重为目标，满足颤振速度的约束，优化蒙皮各铺层的比例。在颤振速度的优化中，通常会增大结构刚度，因此不需要考虑静强度约束。

第3级 铺层顺序优化: 即在第2级优化结果的基础上，以增大颤振速度为目标，采用遗传算法优化各蒙皮的铺层顺序。由于在第2级优化中，采用不同的颤振速度约束，最终会得到不同的铺层比例，

因此第 3 级优化仅是在第 2 级优化的铺层比例结果下最优铺层顺序。在铺层顺序的优化中,结构刚度会进一步增大,因此也不需要考虑静强度约束。

2　模型描述

本文采用 27°前缘后掠角的双梁式大展弦比复合材料机翼的结构模型和对应的气动模型,该蒙皮上下铺层的偏转角均为 0°,采用对称均匀铺层。

2.1　气动模型和结构模型

气动模型如图 2 所示,采用亚声速偶极子格网法对机翼进行气动计算。

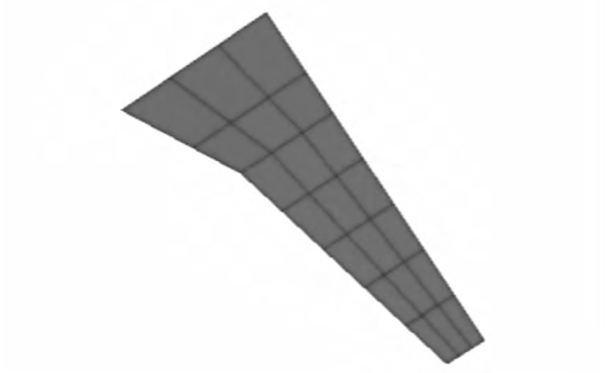


图 2　空气动力模型

结构模型如图 3 所示,采用双梁式结构,由蒙皮、梁、肋和长桁组成。

根据复合材料的特性和建模准则,本文采用了 524 个单元模拟了右半部分机翼。建模时,蒙皮采用石墨/环氧(T300),其材料常数: $E_1 = 135$ GPa, $E_2 = 8.8$ GPa, $G_{12} = 4.47$ GPa, $v_{12} = 0.33$, $\rho = 1.6\times10^3$ kg/m^3; 其余部分采用铝合金,其材料常数: $E = 77$ GPa, $v = 0.33$, $\rho = 2.7\times10^3$ kg/m^3。机翼总共有 21 个肋,从翼根到翼梢进行编号,以 6 号肋以内的区域为内翼段,6~12 号肋间的区域为中翼段,12 号肋以外的区域为外翼段。

机翼蒙皮使用的复合材料按照以下准则进行铺层设计。

1) 所有铺层均采用 0°,±45°,90°的标准铺层角,并使用对称均匀铺层。

2) 0°,±45°,90° 4 种铺层角度每一种至少要占到 10%,以防止任何方向的基体直接受载。

3) 避免相同方向的铺层层叠,不要将 5 层以上相同角度的层合板层叠。



图 3　结构有限元模型

2.2　气动弹性剪裁约束

根据本文提出的混合多级结构优化算法,针对某型大展弦比复合材料机翼,选取各区域蒙皮、梁、肋厚度,各铺层比例和顺序,进行气动弹性剪裁设计。载荷工况及约束条件选取如下:

1) $1g$ 巡航过载,高度 11 000 m,马赫数为 0.785,约束条件如下: $|\phi| \leqslant 3°$, $d \leqslant 15\% \times l$, -320 MPa$\leqslant\sigma\leqslant$320 MPa, $\varepsilon_1 \leqslant 5.5\times10^{-3}$, $\varepsilon_2 \geqslant -3.3\times10^{-3}$, $\varepsilon_3 \leqslant 5.3\times10^{-3}$。其中, ϕ 为翼尖扭转角, d 为翼尖位移, l 为半展长长度, σ 为铝材的应力, ε_1、ε_2、ε_3 分别为复合材料的拉伸,压缩,扭转应变。

2) 海平面颤振速度 $V_F \geqslant 270$ m/s。

3　气动弹性剪裁设计

基于本文提出的混合多级结构算法,对大展弦比复合材料后掠机翼进行了气动弹性剪裁设计。

3.1　第 1 级　静强度优化

首先进行静强度减重优化设计,蒙皮的初始铺层采用 0°,±45°,90°铺层,初始比例为 4: 4: 2,各相同角度的铺层层叠。在满足位移、扭转角、应力、应变等静强度约束的条件下,在 $1g$ 巡航过载下,以重量最小为目标进行优化设计。表 1 给出了优化前后各设计变量的对比(表中单位都为 mm),其中 d_1-d_3 分别为内、中、外翼段蒙皮厚度, d_4-d_6 分别为内、中、外翼段肋厚度, d_7 为前梁厚度, d_8 为后梁厚度。

图 3 给出了机翼结构重量的收敛历程。结果表明: 经过 6 次迭代收敛,优化后重量明显下降,结构重量从初始的 789.74 kg 变为 426.98 kg。经过静强度设计,各区域的尺寸得到了调整,主要体现在梁肋的厚度变小,内、中翼蒙皮的厚度增加,厚度分布变得更为合理。此时,颤振速度为 230 m/s,不满足设计要求,需要进行进一步气动弹性剪裁设计。

表1 优化前后各设计变量的对比

优化对比	d_1	d_2	d_3	d_4
前	2	2	2	6
后	3.12	2.15	1.24	1.5
优化对比	d_5	d_6	d_7	d_8
前	6	6	8	6
后	1.5	1.5	2	1.5

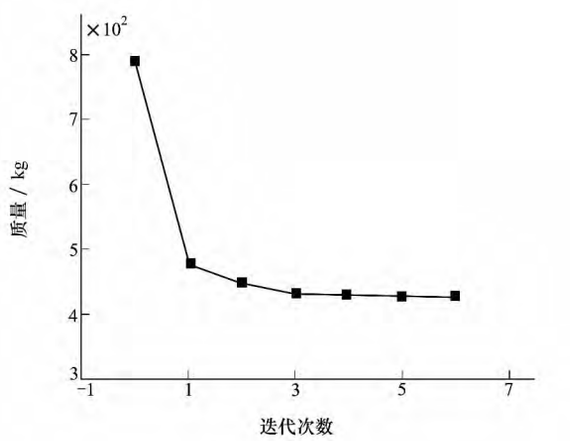


图4 机翼结构重量的收敛历程

3.2 第2级 铺层比例优化

铺层比例优化: 在第1级优化结果的基础上,满足颤振速度不小于270 m/s的要求,以内、中、外翼蒙皮各铺层的厚度为设计变量,以重量最小为目标进行优化设计。经过15次迭代,优化达到收敛,将层合板的厚度进行圆整(单层厚度为0.12 mm),经过铺层比例优化后的各区域蒙皮铺层顺序如下:

内翼段 $[0_6/45_3/-45_3/90_2]_s$

中翼段 $[0_3/45_3/-45_3/90]_s$

外翼段 $[0/45_2/-45_2/90]_s$

表2给出了优化前后质量和内、中、外翼蒙皮0°,±45°,90°铺层比例对比。结果表明: 机翼的质量只增加20 kg左右,颤振速度达到270 m/s,各区域蒙皮的厚度都有所增加,所以不需要再进行静强度验证。优化后,各翼段的±45°铺层的比例都有所增加,这种铺层比例可以提高结构的弯曲和扭转刚度,对满足多种约束的结构设计有利。

表2 优化前后内、中、外翼蒙皮各铺层比例对比

优化对比	质量	颤振速度	内翼	中翼	外翼
前	426.9	230	4:4:2	4:4:2	4:4:2
后	447.4	270	6:6:2	3:6:1	1:4:1

为了进一步的研究±45°铺层比例对结构弯曲和扭转刚度的影响,研究了在相同的蒙皮厚度下,不同的±45°铺层比例对颤振速度,一阶弯曲频率和一阶扭转频率的影响。

表3给出了不同铺层比例对机翼振动、颤振速度的影响,其中的f_1、f_2、v分别为一阶弯曲频、一阶扭转频率和颤振速度。由表3可知,在相同的铺层厚度下,提高±45°铺层的铺层比例,可以减小一阶弯曲频率,增大一阶扭转频率,从而使颤振速度增加。

表3 不同铺层比例对机翼振动、颤振速度的影响

参数	4:4:2	3:5:1	3:6:1	2:7:1
f_1	11.71	11.35	11.12	10.72
f_2	28.49	28.74	30.09	30.92
v	230	265	281	290

3.3 第3级 铺层顺序优化

为了进一步的利用复合材料的潜能,提高复合材料后掠机翼的颤振速度,在第2级优化结果的基础上,仅以内、中、外翼各铺层的顺序为设计变量,以提高颤振速度为设计目标,进行优化设计。由于第2级优化中的颤振速度的约束对蒙皮铺层比例优化结果有较大影响,第3级优化得到的仅是在第2级优化的蒙皮铺层比例结果下的最佳铺层顺序。

对于本文的算例,采用遗传算法能得到较好的结果。遗传算法通过对染色体进行选择、交叉、变异等操作,从而实现对种群的进化,达到最优解。本文用0~3#4个数字分别表示0°、45°、-45°、90° 4个方向,每个染色体含有N个0~3之间的整数,代表着层合板的顺序。本文选取的种群规模为60,交叉概率为0.8,变异概率为0.01,经过遗传操作,颤振速度从270 m/s提高到了296 m/s,优化后的各区域的蒙皮顺序如下:

内翼段 $[-45/0_2/-45_2/90_2/45_3/0_4]_s$

中翼段 $[45/-45_2/0_3/-45/90/45_2]_s$

外翼段 $[45/-45/0/45/90/-45]_s$

4 结　论

本文提出了一种混合多级结构优化算法，对大展弦比复合材料后掠机翼进行了气动剪裁设计，得出了以下结论:

1) 本文采用的混合多级结构优化算法通过对设计变量和设计约束的层次进行处理，针对大展弦比后掠机翼的气动剪裁问题，该方法能在减少结构质量的前提下大大提高颤振速度，使机翼的刚度分布合理高效;

2) 使用该方法进行包含多约束、多设计变量的气动弹性剪裁问题，能充分的减少计算量和计算复杂性，该方法能够在工程上应用于飞机的多学科优化设计;

3) 铺层比例的优化表明: 提高±45°铺层的铺层比例，可以减小一阶弯曲频率，增大一阶扭转频率，从而使颤振速度增加，使蒙皮的刚度分布更为合理。

参考文献:

[1] H W 伏欣. 气动弹性力学原理 [M]. 沈克扬，管德，译. 上海: 上海科学技术文献出版社，1982，24-27
H W Fuxin. The Principle of Aeroelastic Mechanics [M]. Shen K Y，Guan D，Translator. Shanghai: Shanghai Science and Technology Document Press，1998: 24-27 (in Chinese)

[2] 陈桂宾，邹从青，杨超. 气动弹性设计基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社，2004
Chen G B，Zhou C Q，Yang C. Aeroelastic Design Basis [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press，2004 (in Chinese)

[3] 叶正寅，张伟伟，史爱明，等. 流固耦合力学基础及其应用 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社，2010
Ye Z Y，Zhang W W，Shi A M，et al. Fundamentals of Fluid-Structure Coupling and Its Application [M]. Harbin: Harbin Institute of Technolody Press，2010 (in Chinese)

[4] 杨乃宾，梁伟. 大飞机复合材料结构设计导论 [M]. 北京: 航空工业出版社，2009
Yang N B，Liang W. Introduction to Composite Structural Design for Lager Aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press，2009 (in Chinese)

[5] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构 [J]. 航空学报，2008，39(3) : 573-582
Yang N B. Composite Structures for New Generation Large Commercial Jet [J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica，2008，39(3) : 573-582 (in Chinese)

[6] Michael H S，Terrence J H. Aeroelastic Tailoring——Theory，Practice，and Promise [J]. J Aircraft，1984，23(1) : 30-36

[7] 邹从青. 气动弹性剪裁的机理和效应 [J]. 复合材料学报，1989，6(4) : 1-7
Zhou C Q. The Mechanisms and Benefits of Aeroelastic Tailoring [J]. Acta Materiae Compositae Sinica，1989，6(4) : 1-7 (in Chinese)

[8] Tischer V A，Venkayya V B. Plyorientation as a Variable in Multidisc Plenary Optimization [R]. AIAA-1944-0092

[9] Patil M J. Aeroelastic Tailoring of Composite Box Beam [R]. AIAA-1997-0097

[10] 周宏霞，刘斌. 大展弦比复合材料机翼结构优化设计剪裁 [J]. 兵器材料科学与工程，2012，35(4) : 50-52
Zhou H X，Liu B. Structural Optimization Design and Tailoring of High-Aspect-Ratio Composite Material Wing [J]. Ordnance Material Science and Engineering，2012，35(4) : 50-52 (in Chinese)

[11] 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 N，Yang X. Integrated Optimum Design of Wing Structures with Composite Skins [J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica，1997，18(6) : 656-660 (in Chinese)

[12] 李少华，杨志春，谷迎松，等. 复合材料连翼的气动弹性剪裁研究 [J]. 西北工业大学学报，2008，26(3) : 292-296
Li S H，Yang Z C，Gu Y S，et al. A Different Aeroelastic Tailoring of a Composite Joined-Wing [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University，2008，26(3) : 292-296 (in Chinese)

[13] 梁路，万志强，杨超. 大型飞机复合材料机翼壁板气动弹性优化设计 [J]. 中国科学: 技术科学，2012，42(6) : 722-728
Liang L，Wan Z Q，Yang C. Aeroelastic Optimization on Composite Skins of Large Aircraft Wings [J]. Sci China Tech Sci，2012，42(6) : 722-728 (in Chinese)

[14] 王红伟，王志谨. 复合前掠翼的气动弹性优化 [J]. 飞机设计，2011，31(4)：24-29
Wang H W，Wang Z J. Aeroelastic Optimization of a Composite Forward-Swept Wing [J]. Aircraft Design，2011，31(4)：24-29 (in Chinese)

[15] 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 (in Chinese)

[16] Sobieszczanski-Sobieski J，Jeremy S Aget，Robert R Sandusky et al. Bi-Level Integrated System Synthesis(BLISS) [R]. Viginia：NASA，1998

[17] Rodden W P，Johnson E H. MSC/Nastran Aeroelastic User's Guide V68 [M]. Los Angeles，CA：MSC.Software Corporation，1994：17-68

[18] 陈伟，杨树兴，赵良玉. BLISS 方法的基本理论及其应用 [J]. 弹箭与制导学报，2007，27(5)：229-236
Chen W，Yang S X，Zhao L Y. The Basic Theory and Application of BLISS [J]. Journal of Projectiles，Rockets，Missiles and Guidance，2007，27(5)：229-236 (in Chinese)

Exploring an Aeroelastic Tailoring Design Method for Composite Backswept Wing

Bai Junqiang[1]，Xin Liang[1]，Liu Yan[1]，Hua Jun[1,2]，Li Guojun[1]

(1.School of Aeronautics，Northwestern Polytechnical University Xi'an 710072，China
2.Chinese Aeronautics Establishment，Beijing 100191，China)

Abstract: We propose a hybrid multilevel structural optimization algorithm to carry out the aeroelastic tailoring design of a high-aspect-ratio composite backswept wing. First，under the precondition that the constraints for strength and displacement are met，we use the thicknesses of beam，rib and skin as design variables to minimize the structural weight of the composite wing. Second，we try to lighten its structural weight by optimizing the proportions of skin plies under the condition that the constraintg for the flutter speed of the composite wing are met and then analyze the effects of the proportions of skin plies on the flutter speed. Finally，in order to increase the flutter speed，we use the hybrid multilevel structural optimization algorithm to optimize the order of skin plies and carry out the aeroelastic tailoring design of the high-aspect-ratio backswept composite wing. The optimization results，given in Tables 1，2 and 3 and Fig. 3，and their analysis show preliminarily that：(1) the use of the hybrid multilevel structural optimization algorithm can not only lighten the structural weight but also increase the flutter speed；(2) the wing skin with the lighter ply proportion of ±45°has a more efficient and reasonable stiffness distribution.

Key words: aeroelasticity，aspect ratio，composite materials，control，damping，design，evolutionary algorithms，flexible wings，flowcharting，flutter，iterative methods，matrix algebra，modal analysis，stiffness matrix，structural optimization，swept wings，aeroelastic tailoring design，hybrid multilevel structural optimization algorithm