

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2020.01.004

基于强度约束的复合材料机翼翼盒设计优化

陈彦达^{1*} 范振民² 周 轶¹

(1. 东航技术应用研发中心, 上海 201707; 2. 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要:

提出了一个大型飞机复合材料机翼受强度约束条件下的优化问题, 基于机翼结构的初步设计进行了设计优化。通过 OptiStruct 商业软件来完成优化过程, OptiStruct 是一个效率高、精确独立的有限元求解器, 目前也被广泛应用于航空航天工业中。根据设计目标, 优化过程中将机翼上下蒙皮复合材料的层压厚度作为设计变量, 优化后的结构重量减少了 25.07%。在实际生产限制条件下, 为了使设计结果趋于保守, 对优化后的层板厚度进行了调整, 适当增加了厚度, 导致结构重量略有增加, 但是最终的重量减少仍然超过 20%, 证明该方法在实现复合材料机翼结构的轻量化设计中具有实用性, 可在机翼设计阶段的静强度评估中进行应用。

关键词: 机翼结构; 复合材料; 轻量化

中图分类号: V224

文献标识码: A



0 引言

轻量化一直是飞机结构设计改进的主要目标之一, 复合材料由于具有强度、刚度高的特性, 良好的抗腐蚀性和较低的热膨胀系数等性能使得其在飞机结构中的应用非常广泛, 譬如 A350 和波音 787 这样的大型民用客机, 复合材料在其中发挥了重要作用。复合材料的另一大优点就是它的性能可以通过层板的厚度、角度以及材料的选择来定义, 从而为结构在给定加载环境下提供合适的设计方案^[1-2]。此外, 纤维增强复合材料可以通过以最小的重量损失实现优化纤维取向, 并达到理想的方向刚度^[3]。目前, 遗传算法^[4]和蚁群算法^[5]等多种方法已经被用于复合材料层板的优化中, Ghiasi 等^[4-5]对层压复合材料结构设计中使用的优化方法进行了全面的回顾, 包括恒刚度设计和变刚度设计。

在 20 世纪 60 年代早期, 对结构优化领域进行了广泛的研究, 基于梯度的优化方法被认为是解决优化问题最有效的策略。然而, 根据 Gellatly 等人

的研究^[6]发现, 结构优化技术面临的主要困难是设计变量和有限元模型单元的不断增多, 以及非常缓慢且极其昂贵的计算机。在 20 世纪 60 年代中期, 美国国家航空航天局 (NASA) 研发了结构分析系统 Nastran, 为其航天发展提供了有限元分析能力^[7]。在 20 世纪 80 年代, 采用在同等应力和约束条件下的等效载荷技术开始发展^[8], 该方法可以提高近似优化技术的质量, 但难以融入现有的分析程序。20 世纪 90 年代, Altair 公司的结构优化软件 OptiStruct 问世, 其采用基于梯度的算法, 该方法的关键优势之一是它们在解决优化问题上的有效性^[9], 在这些问题中设计空间非常大, 因此设计变量的数量比目标和约束的数量要大得多。另一个优点是它们的相对计算效率, 因为其具有较快的收敛速度和明确的收敛标准。2007 年, 空中客车公司的决定证实, OptiStruct 已经成为其航空航天工业领域内的拓扑优化的标准使用工具^[10]。2010 年, Altair 的 OptiStruct 帮助波音优化旋翼飞机设计, 新的设计结构证明比原来更加稳固, 同时实现了 17% 的重量减少^[11]。

* 通信作者。E-mail: chenyanada@ceair.com

引用格式: 陈彦达, 范振民, 周轶. 基于强度约束的复合材料机翼翼盒设计优化[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):16-23.

CHEN Y D, FAN Z M, ZHOU Y. Design optimization of a composite wingbox based on strength constraint[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):16-23 (in Chinese).

1 机翼模型

在 OptiStruct 中,用于设计优化过程的模型按照逻辑可以分为分析模型和设计模型。在分析模型中,通过建立有限元模型,创建正交各向异性材料属性,施加边界条件和载荷,并且模拟静态加载下的屈曲工况;在设计模型中,将属性和设计变量相关联,并建立单元属性和变量之间的联系,最后根据设计目标和收敛准则来获得最优解。

以图 1 所示的双通道 220 座位的常规配置飞机为研究对象,飞机的参数细节见表 1。图 2 显示了机翼的几何细节和相关参数,主要由“H”型的纵梁、“I”型翼梁、肋板和上下表面蒙皮组成。其中,纵梁、翼梁和上下表面蒙皮均采用复合材料,环氧复合材料的材料特性如表 2 所示。将上下表面蒙皮各分为 13 个区域,机翼结构载荷由翼尖端到翼根逐步增大,因此,蒙皮厚度从翼尖到翼根也逐渐变厚,如图 3 所示。翼梁、纵梁和蒙皮的层压复合材料铺层顺序及角度见表 3。在应力分析中,载荷主要考虑了机翼结构重量、发动机重量和燃料重量,安全系数设为 3.75,在机翼上的肋板位置施加垂向载荷。

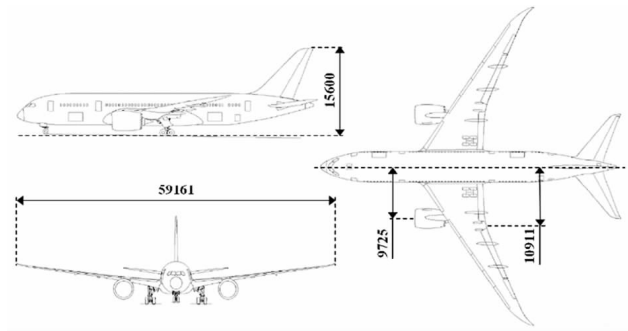


图 1 飞机外形及几何尺寸 (单位:mm)

表 1 飞机设计相关技术参数

序号	参数名称	值
1	翼展/mm	59 161.72
2	机身长度/mm	54 805.78
3	客舱宽度/mm	5 690.75
4	燃油容量/L	110 206
5	发动机推力/kN	280
6	发动机数目	2
7	最大起飞重量/kg	207 930
8	设计巡航速度/Mach	0.85
9	限制空速/Mach	0.89
10	巡航高度/m	13 100
11	设计巡航范围	6 230

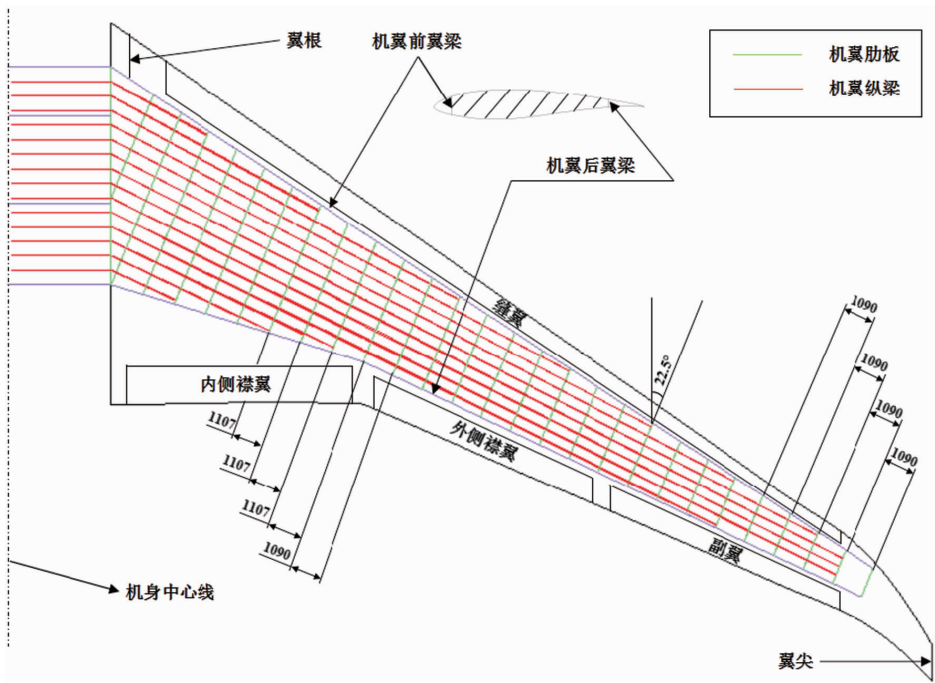


图 2 机翼结构及几何尺寸 (单位:mm)

表 2 复合材料属性 (AS4/3501-6 碳纤维复合材料)

序号	属性	值
1	弹性模量 1/GPa	142
2	弹性模量 2/GPa	103
3	剪切模量/GPa	7.2
4	泊松比	0.27
5	纵向拉伸强度/MPa	2 280
6	纵向抗压强度/MPa	1 440
7	横向拉伸强度/MPa	57
8	横向抗压强度/MPa	228
9	剪切强度/MPa	71
10	密度 (kg/m ³)	1 600
11	层压厚度/mm	0.25

表 3 飞机设计相关技术参数

部件	铺层顺序	总厚度/mm
翼梁	$[(45/90/0/-45/0)_4]_s$	10
纵梁	$[(45/-45/90/45/-45/0/45/-45/90/0)]_s$	5
蒙皮	$[(45/90/0/-45/0)_r]_s$	11 - 15 *

* 注:蒙皮总厚度从翼根到翼尖逐步递减。

2 翼盒结构优化

2.1 复合材料机翼有限元模型

在初始设计阶段,使用 CATIA 软件创建机翼结构的三维模型。在复合材料机翼结构的有限元模型中,采用壳单元模拟蒙皮、肋板及翼梁结构。对上下蒙皮表面的“H”型钢进行有限元网格处理时,采用杆单元模拟“H”型翼梁上下翼缘,采用壳单元模拟中间腹板。

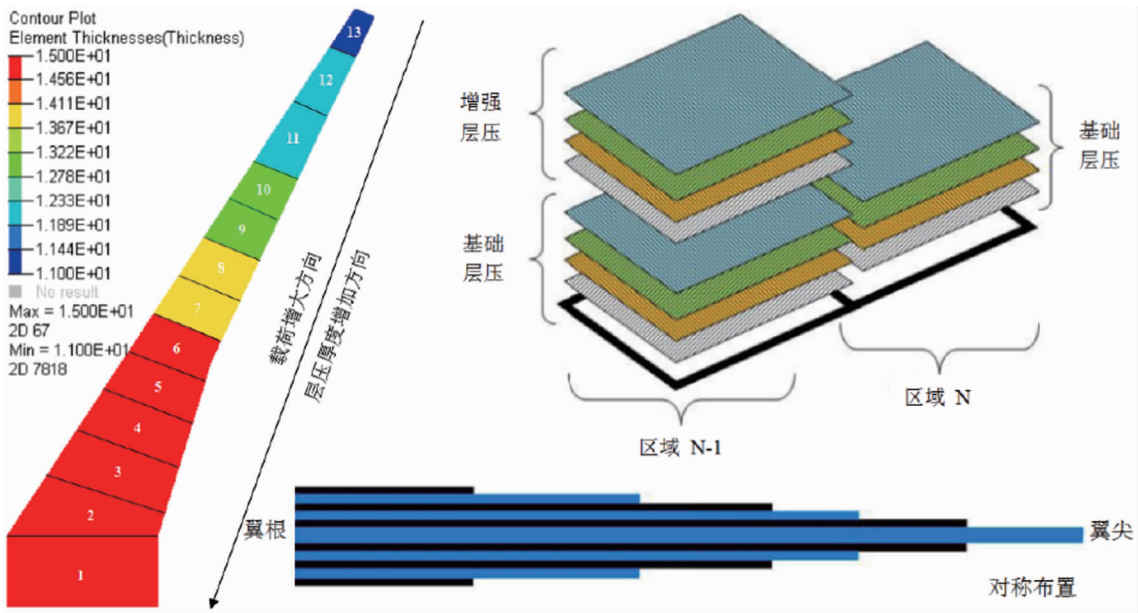


图 3 机翼蒙皮厚度 (单位:mm)

沿机身中线的机翼截面对称平面上的有限元网格节点受 X 方向约束,在机翼根部位置,前纵梁受到 Z 和 Y 方向上的约束,后纵梁只受到 Z 方向上的约束。发动机被模拟为位于其重心位置的质心,副翼和襟翼也被模拟成与后翼梁相连的质心单元,如图 4 所示。在有限元模型和分析的基础上,基于结构强度,对复合材料机翼结构进行了设计优化。

2.2 强度分析

在结构分析中,通常采用失效指数(FI)作为准

则来对层压的强度进行评价。本文使用的 Tsai-Wu^[12] 准则如下式:

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_{11}\sigma_1^2 + f_{22}\sigma_2^2 + f_{66}\sigma_6^2 + 2f_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1 \quad (1)$$

式中, $f_1 = 1/F_{1t} - 1/F_{1c}$, $f_{11} = 1/(F_{1t}F_{1c})$, $f_2 = 1/F_{2t} - 1/F_{2c}$, $f_{22} = 1/(F_{2t}F_{2c})$, $f_{66} = 1/F_6^2$, $f_{12} = G/\sqrt{F_{1t}F_{1c}F_{2t}F_{2c}}$ 。 F_{1t} 、 F_{1c} 、 F_{2t} 和 F_{2c} 分别代表复合材料层压在纵向和横向上的拉伸和压缩强度, F_6 为强度因子 $G = -0.5$ 时的剪切强度。

根据参考文献[12],极限应变建议值设为 0.5%,

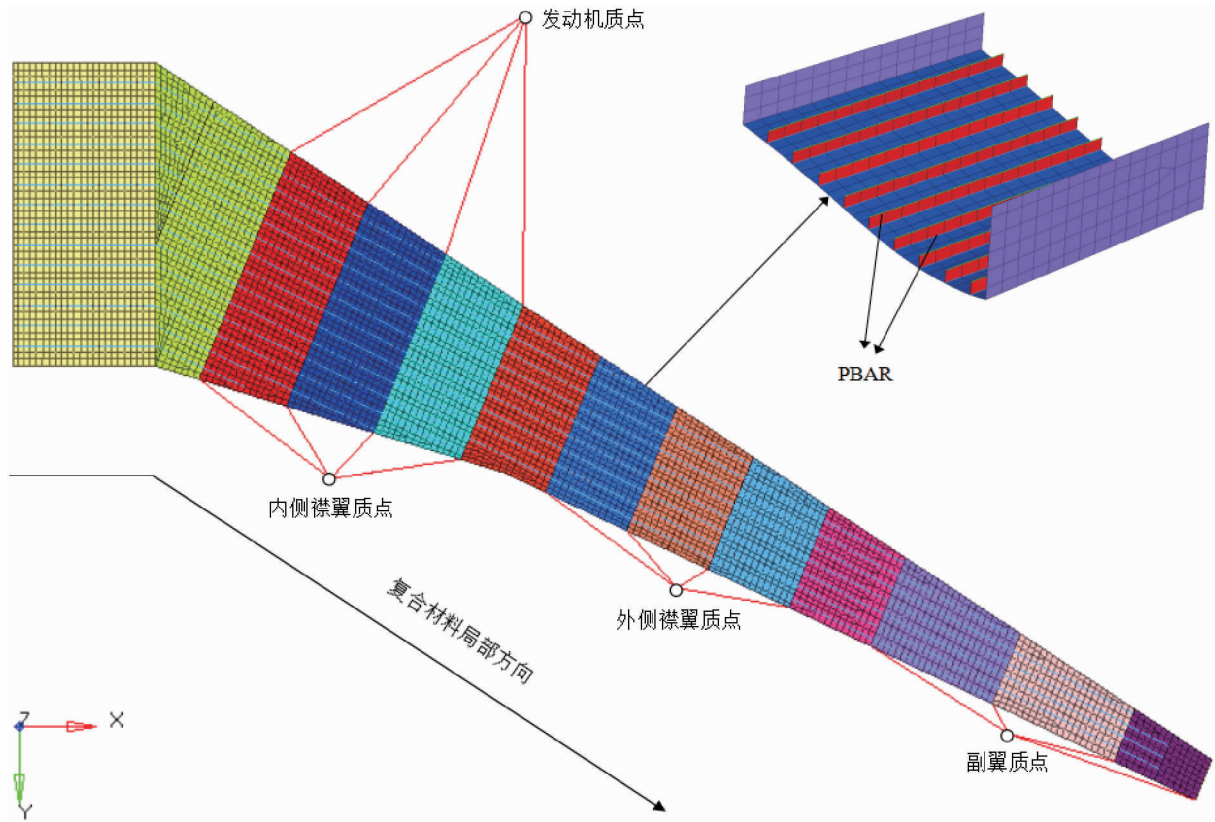


图 4 机翼有限元模型

最终应变通过将极限应变除以 1.5 的系数来获得允许的极限值。假定许用应变在拉伸和压缩方向相同,考虑到损伤容限和疲劳,在这种情况下,结构构件的层压应变的最大值为 0.003 5 (3 500 μ_ε),如式(2)所示:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_z^0 \end{Bmatrix} - z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_z \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中, ε_x^0 、 ε_y^0 、 ε_z^0 分别表示层压中性面各向的应变; k_x 、 k_y 、 k_z 表示层压的翘曲度; $\{\varepsilon\}$ 表示中性面沿着 z 坐标的总应变。

3 翼盒结构优化

本研究中提出的翼盒结构优化是针对性能优化的,因此在本研究中肋板、纵梁和翼梁的位置和形状尺寸被认为是不变的。根据机翼的有限元分析和初始设计,将机翼翼盒的结构重量设定为优化的目标函数,不包括任何非结构质量,如燃料质量、襟翼质量和发动机质量。由于层压厚度对翼盒结构强度和刚度有显著影响,故将其作为设计变量。

在极限荷载作用下,上下蒙皮的 FI 极限值设置为 1.0。为了避免边界值太小时可能出现的数值问题,引入了比例因子,譬如将通过计算得到的应变 ε 按比例扩大到“ $\varepsilon' = \varepsilon \times 10^6$ ”,因此极限值为 3 500。对于翼盒肋板,设置其最大米塞斯应力小于许用应力值,最小权值目标的约束优化问题见式(3)。

$$\begin{cases} \min W(X) \\ FI(X) \leq 1 \\ \varepsilon'(X) \leq 3500 \\ \sigma_{von-mises} \leq \sigma_{\text{许用应力}} \\ X = [t_1, \dots, t_m] \end{cases} \quad (3)$$

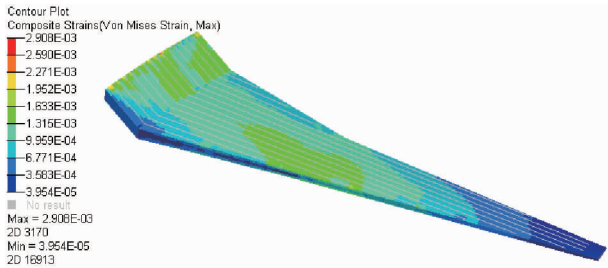
式中, W 表示机翼翼盒重量; X 是由层压的厚度组成的变量集。

3.1 初始设计计算结果

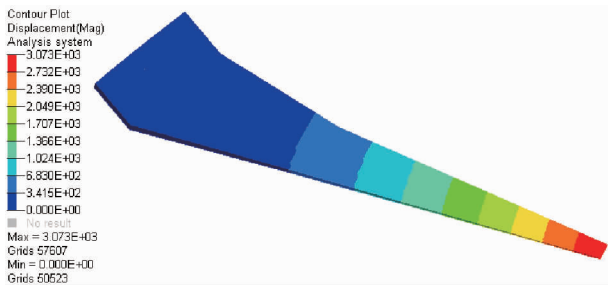
根据机翼翼盒结构的初始设计,有限元分析结果表明它在极限载荷下的最大应变为 0.002 9 (2 908 μ_ε),它发生在翼盒根部。最大位移值为 3 073 mm,最大应力值为 329.1 MPa, FI 最大值为 0.57,相关计算结果云图如图 5 所示。

机翼翼盒的前四阶模态及相应的变形如图 6 所

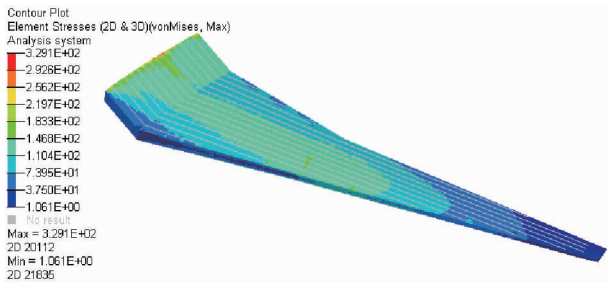
示,可以看到在一阶(3.27 Hz)、二阶(9.32 Hz)和三阶(10.17 Hz)振动模态下,机翼发生弯曲变形,并且变形量随着与翼根距离的增加而增加。在四阶(19.68 Hz)振动模态下,机翼出现扭转变形,变形程度和机翼的厚度大致成反比,并且该变形对机翼的外形影响轻微。



(a) 应变云图

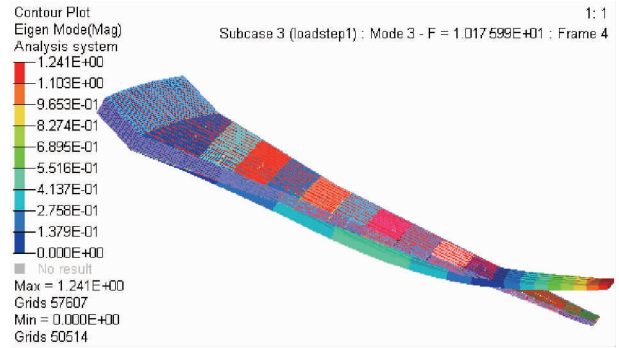


(b) 位移云图 (mm)

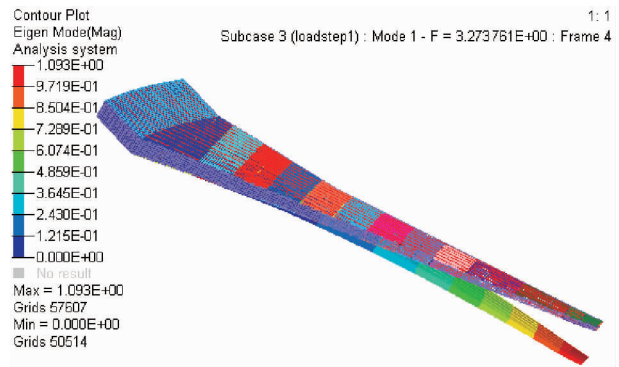


(c) 应力云图 (MPa)

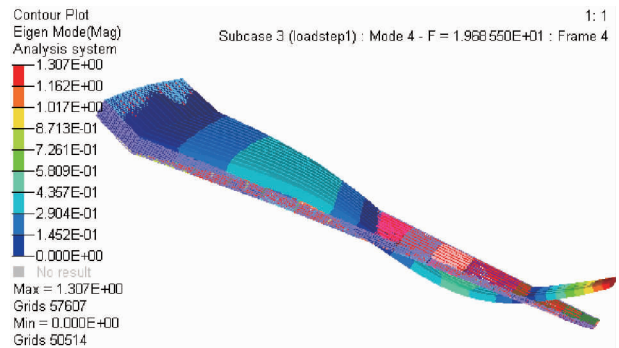
图 5 初始设计翼盒在极限载荷下的有限元计算结果



(b) 二阶弯曲

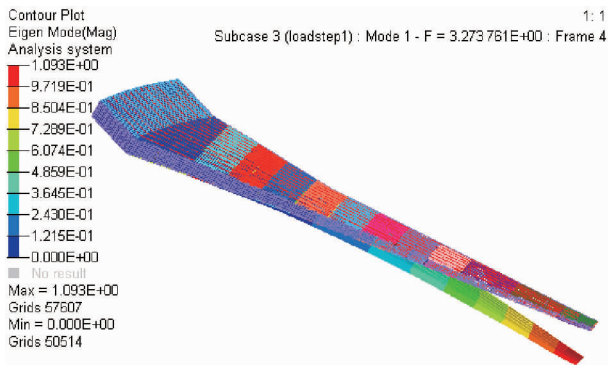


(c) 三阶弯曲



(d) 四阶弯曲

图 6 翼盒模态 (Hz)



(a) 一阶弯曲

根据上述模态分析结果,机翼弯曲主要施加在纵梁及翼梁,而扭转变形施加到机翼的蒙皮和肋板上。对于前三阶振动,机翼可以通过增加翼梁和纵梁的强度来防止过大的弯曲变形,对于四阶振动,则需要加强肋板的强度,来避免机翼外形因扭转而导致的改变。

3.2 优化结果

根据优化结果,在经历过共计 14 次迭代计算后,翼盒结构重量从最初的 12 603.6 kg 减少到

9 146.66 kg,整个迭代过程重量变化如图 7 所示。优化后的有限元相关计算结果如图 8 所示,上下蒙皮沿翼展厚度分布如图 9 所示(蒙皮区域见图 3),优化后的计算结果如表 4 所示。可以看到两者的厚度分布相对于初始设计都有了较大程度上的减小,且下表面蒙皮厚度要大于上表面,这是由于下表面蒙皮承受载荷产生拉应力,更容易出现破坏现象。蒙皮厚度较大区域出现在翼盒根部和中部转折区域,前者可能出现了应力集中,后者可能是由于几何突变引起的。对比初设设计,优化后的翼盒蒙皮厚度在远离翼根处的应力、应变较小,蒙皮厚度也较小。由于蒙皮厚度的减少,此时最大的应变为 0.003 4(3 406 μ_{ε}),最大 FI 值从最初的 0.489 微升到 0.580,但仍然满足强度要求。

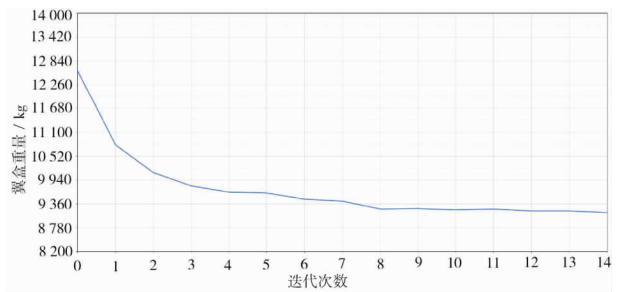
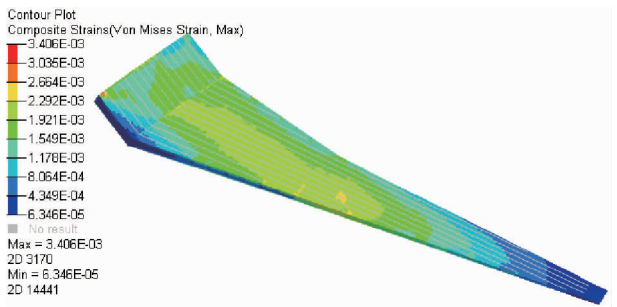
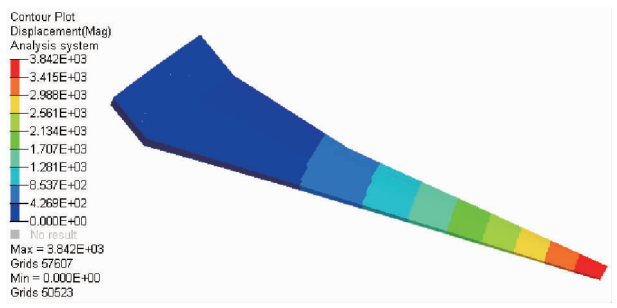


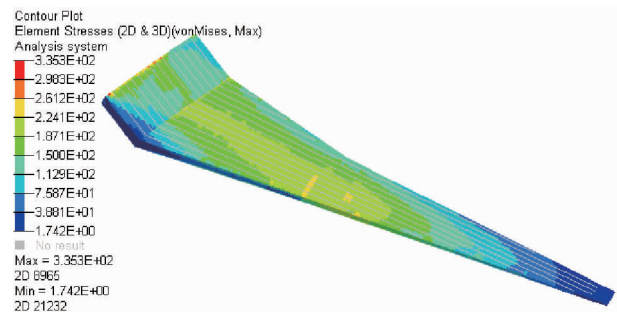
图 7 翼盒优化过程的减重结果



(a) 应变云图

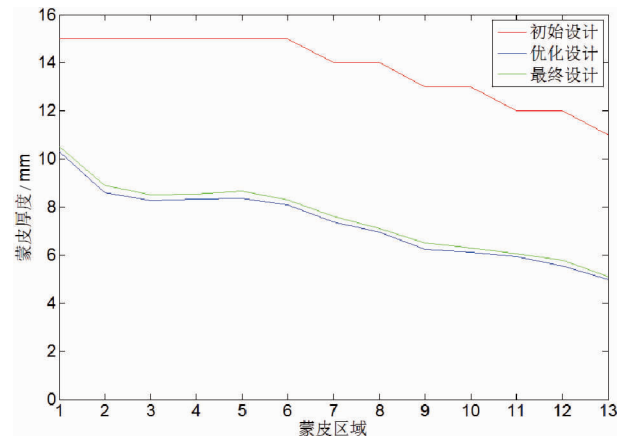


(b) 位移云图/mm

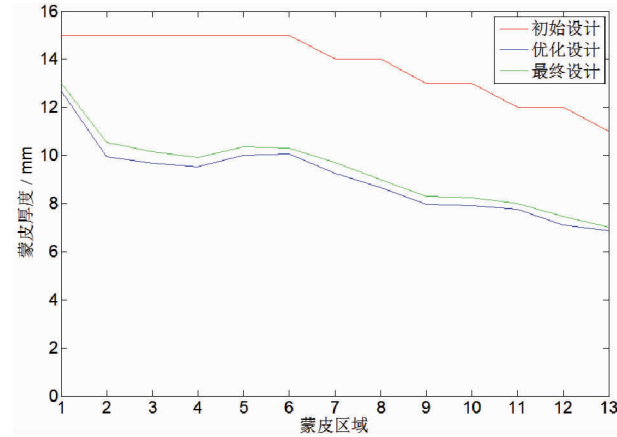


(c) 应力云图/MPa

图 8 优化后翼盒极限载荷下的有限元计算结果



(a) 上表面蒙皮



(b) 下表面蒙皮

图 9 翼展截面上机翼蒙皮厚度

表 4 初始设计翼盒极限载荷下的有限元计算结果

阶段	蒙皮复合材料层压布置	最大应变	最大失效指数 FI	重量/kg
初始设计	$[(45/90/0/-45/0)_r]_s$	2 908	0.489	12 603.6
优化后	$[(45/90/0/-45/0)_r]_s$	3 406	0.580	9 146.66

值得注意的是,优化后的蒙皮铺层数值解需要在后期处理中进行修整,这一过程主要考虑到实际的制造约束。因此在 OptiStruct 中设置了制造厚度值(TMANUF),在调整优化期间使用此参数来自动创建离散设计变量,以使层压的厚度等于 TMANUF 的倍数。由于优化后的层压厚度通常较小,所以最终得到的层压铺层总数通常略大于优化过程结束后。图 6 显示了最终修正后的蒙皮厚度,机翼蒙皮的厚度略有增加,实际生产的结构重量为 9 760.28 kg。此外,经过修整后的机翼结构的模态变化可以忽略不计,如表 5 所示。

表 5 机翼结构前四阶模态计算结果

阶段	一阶弯曲 /Hz	二阶弯曲 /Hz	三阶弯曲 /Hz	四阶扭转 /Hz
初始设计	3.27	9.32	10.17	19.68
优化后	3.55	9.96	10.34	17.78
最终修整	3.52	9.95	10.37	17.82

4 结论

本文致力于对大型复合材料机翼结构进行优化,在满足强度基础的要求上达到最小重量要求,结论如下:

1)首先,已经证明在完成机翼结构初步设计后,可以通过使用商业软件 OptiStruct 在详细设计阶段实现优化过程,通过这种方法可以自动且高效地获得优化后的机翼结构参数。

2)复合材料结构优化问题可以针对其厚度进行,通过多次迭代计算,实现了约 25% 的显著重量减少。该优化过程受最关键的应变条件约束,以满足损伤容限的要求,但是随着重量的减少,机翼结构的整体刚度也会随着降低。

3)在优化之后,需要后处理来修整优化后的蒙皮层压板的层厚度和纤维取向以满足实际设计的制造要求,处理后节省的重量高于 20%。

4)机翼的模态、变形大小及变形种类都会收到不同振动频率的影响,因此在设计翼型过程中,还需要将外部飞行环境中的气动弹性频率考虑在内,以避免机翼出现较大的变形而出现结构受损等问题,影响飞行安全。针对本文所分析的翼型,应该避免出现四阶振动下的飞行环境,如果启动弹性频率出现在该范围内就需要考虑更改设计,然后再进行分析^[13]。

参考文献:

- [1] JONES R M. Mechanics of Composite Materials. [M]. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.
- [2] TSAI S W. Theory of Composites Design [M]. Stanford: Think Composites, 2008.
- [3] LIU I W, LIN C C. Optimum Design of Composite Wing Structures by A Refined Optimality Criterion [J]. Composite Structures. 1991, 17(1):51-65.
- [4] GHIASI H, PASINI D, LESSARD L. Optimum Stacking Sequence Design of Composite Materials Part I: Constant Stiffness Design [J]. Composite Structures. 2009, 90(1):1-11.
- [5] GHIASI H, FAYAZBAKHS K, PASINI D, et al. Optimum Stacking Sequence Design of Composite Materials Part II: Variable Stiffness Design [J]. Composite Structures. 2010, 93(1):1-13.
- [6] Gellatly R A, Berke L, Gibson W. The Use of Optimality Criterion in Automated Structural Design [C]//Proceedings of the 3rd Air Force Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics. Ohio: Wright Patterson AFB, 1971.
- [7] Brugh R L. NASA Structural Analysis System [M]. Washington, D. C. :National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1989.
- [8] BLOOM J A, GALLANT L. Modeling Dispatch Constraints in Production Cost Simulations Based on the Equivalent Load Method [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 1994, 9(2):598-611.
- [9] ZHOU M, FLEURY R, SHYY Y K, et al. Progress in Topology Optimization with Manufacturing Constraints [C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. [S.l.]:s.n., 2002.
- [10] TROY M. Airbus Selects Altair Hyperworks OptiStruct for the A350XWB Development Program [EB/OL]. (2007-07-26) [2019-09-12]. <https://www.altair.com/news/airbus-selects-altair-hyperworks-optistruct-for-the-a350xwb-development-program>.
- [11] DE Editors. Fast App: Altair's OptiStruct Helps Boeing Optimize Rotorcraft Design [EB/OL]. (2010-04-26) [2019-09-12]. <https://www.digitalengineering247.com/article/fast-app-altairs-optistruct-helps-boeing-optimize-rotorcraft-design/>.
- [12] NIU M C Y. Composite Airframe Structures [M]. 3rd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmlit Press Ltd., 2010.
- [13] GUO S J, LI D, LIU Y. Multi-objective Optimization of A Composite Wing Subject to Strength and Aeroelastic

constraints [J]. Journal of Aerospace Engineering,
2011, 226(9):1095-1106.

数据分析。E-mail: chenyanada@ceair.com

范振民 男,硕士。主要研究方向:飞行器设计、结构强度分析。E-mail: fanzhenmin@comac.cc

作者简介

陈彦达 男,硕士。主要研究方向:飞行器结构设计、飞行大

周 轶 男,学士,二级飞行员。主要研究方向:航空器系统设计、飞行技术安全。E-mail: zhouyi@ceair.com

Design optimization of a composite wingbox based on strength constraint

CHEN Yanda^{1*} FAN Zhenmin² ZHOU Yi¹

(1. China Eastern Technology Application Research and Development Center, Shanghai 201707, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: This article presents an optimization problem of a large aircraft composite wing subject to structural strength. The investigation demonstrated a design optimization process based on a preliminary design of the wing structure. The optimization process was performed by the commercial software OptiStruct, an efficient, accurate and independent finite element solver, which was widely employed in aerospace industry. According to the design objective, the laminate ply thickness of the wing skins were taken as design variables. The optimized structure weight was reduced by 25.07%. A post-process was performed to trim the optimized skin laminate layup and ply thickness under the manufacturing constraint. For a conservative design, an option of increasing the skin laminate thickness was made and led to a slight increase of the weight. However, the final weight saving was still over 20%. A practical optimum process of the composite wing structure with significant weight saving can be achieved by a practical approach and be applied to static strength evaluation in the wing design stage.

Keywords: wing structure; composite material; light weight

* Corresponding author. E-mail: chenyanada@ceair.com