

# 通用飞机复合材料翼尖结构强度分析

陈辉,胡卿,刘金朋,梁文峰

(沈阳建筑大学机械工程学院,辽宁 沈阳 110168)

**摘要** 针对一种通用飞机机翼翼尖结构进行有限元建模,对结构存在大开口的下蒙皮维修口盖处的强度进行分析,并对结构参数进行优化。**方法** 基于机翼翼尖结构模型通过 PATRAN 进行有限元模型建立、网格划分以及加载边界条件,并使用 NASTRAN 对模型进行分析计算,得出的数据再配以公式主要针对下蒙皮结构的 Tsai-Wu 失效准则进行分析,得出结果并对结构参数进行优化。**结果** 结果表明:计算结果下蒙皮口盖存在局部应力值过高,其 Tsai-Wu 的最大失效指数为 1.87;利用经典层合板理论进行优化后翼尖下蒙皮临界失效指数为 0.821,应力水平明显降低满足设计要求。**结论** 通过翼尖结构数模使用 PATRAN 建立机翼翼尖的有限元模型,并通过有限元分析得出的结果对结构设计进行优化,为结构设计优化提供了数据支撑,同时减少了相关的结构试验。

**关键词** 复合材料;通用飞机;翼尖;Tsai-Wu 失效准则;有限元模型

中图分类号 TH122

文献标志码 A

## Strength Analysis of General Aircraft Composite Wingtip Structure

CHEN Hui, HU Qing, LIU Jinpeng, LIANG Wenfeng

(School of Mechanical Engineering, Shenyang Jianzhu University, Shenyang, China, 110168)

**Abstract:** This paper was proposed to analyze the strength and optimize the wingtip structure of general aircraft based on the finite element model. The finite element model is built with Patran based on the structure of lower shell, then meshed the model, and loaded boundary conditions. Nastran is used to perform the finite element analysis of the model, and the empirical formula is used to analyze the Tsai-Wu failure criterion of the lower shell maintenance cover. The results show that the local stress value of the lower shell maintenance cover is too high, and the maximum failure index of Tsai-Wu is 1.8. In order to reduce the stress of structure, the results were optimized by the classical lamination theory, and the critical failure index of the modified lower shell is 0.821, the stress level was significantly reduced to meet the design requirements. The new

收稿日期:2018-12-14

基金项目:国家自然科学基金项目(61973224)

作者简介:陈辉(1963—),男,教授,博士,主要从事材料加工和余热回收等方面研究。

results are reasonable which can provide better data support for structural design optimization and reduces the relevant structural tests.

**Key words:** composite material; general aircraft; wingtip; Tsai-Wu failure criterion; finite element model

随着航油价格的不断上涨,航油成本将极大地影响航空公司的盈利水平,节油无疑是最重要的一环<sup>[1]</sup>. 为此,设计师们日益关注飞机的“体重”,轻量化设计便是助力飞机“瘦身”的一种有效途径<sup>[2]</sup>. 除了对发动机的优化设计外,结构设计、材料工程以及飞机外形的优化也成为近年来飞机设计的重点问题.

现今的民用飞机以及通用飞机越来越趋向于选择安装翼尖小翼的方式,可以有效地减小翼尖涡流,降低飞行阻力,从而节省燃油. 翼尖小翼是由美国国家航空航天局(NASA)在20世纪80年代发明的飞机翼梢涡流解决方案. 飞机加装翼尖小翼后可降低翼尖涡流的强度,在减少飞机诱导阻力、提高飞行经济性的同时也会降低飞机的尾涡强度,有利于缩减尾涡安全间隔<sup>[3]</sup>,因此翼尖小翼广泛被应用到各型号的飞机上. 在翼尖小翼的基础之上,设计师们又提出了斜削式翼梢的概念. 斜削式翼梢也可以减小翼尖涡流降低诱导阻力从而达到降低燃油消耗的作用. 与普通翼尖小翼相比,斜削式翼梢更轻,降噪性能更好,而且与翼尖小翼相比减阻效果更好. 但是其相对于翼梢小翼尺寸大出很多. 翼梢小翼适合停机坪尺寸比较小的中型飞机,而斜削式翼梢由于机翼庞大更适合远程大型飞机. 但并不是所有的飞机都适合采用翼尖小翼技术. 飞机在一定的巡航阶段翼尖小翼的节油特性才发挥的比较明显,超过这个速度范围其并没有太大的实际意义<sup>[4]</sup>. 同时翼尖小翼加剧了横航向定稳定性的不匹配程度,从而进一步影响到了荷兰滚模态和螺旋模态特性,对飞机飞行品质产生一定的不良影响<sup>[5]</sup>. 另一方面翼尖小翼占设计及制

造的成本较大,而且维护费用较高,并不一定适合通用飞机及轻型超轻型飞机. 基于此,笔者研究选择设计一款平直翼尖,其既能满足飞行需求,同时又能节省设计及制造成本,并且方便维护. 研究表明:由于通用飞机体量较小,飞行时产生得升力也比较销,诱导阻力对于飞机飞行来讲并不会产生较大的影响,所以在大多通用飞机及轻型超轻型飞机设计之初都不会设计翼梢小翼,从而降低造价.

1 翼尖的结构

1.1 翼尖结构概述

翼尖弦长为9 105 mm、宽为700 mm. 有两个维修口盖位于下蒙皮. 图1为翼尖布局. 机翼翼尖通过端肋与外翼连接. 下翼面有两个维修口盖用于检视和维修内部设备,导航灯安装在翼尖的末端,线缆通过夹子安装在翼尖下蒙皮上.

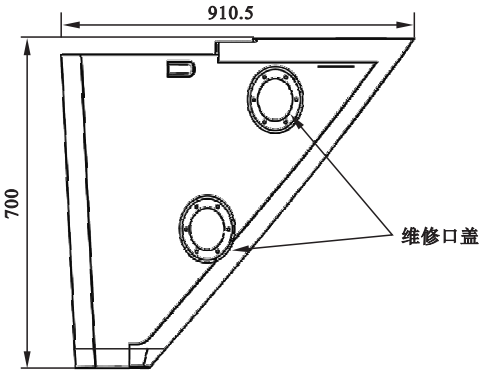


图1 翼尖布局

Fig. 1 Wingtip layout

1.2 材料与工艺

翼尖结构全部使用玻璃纤维编织布以及硬质泡沫塑料夹芯. 一些局部区域采用预制玻璃纤维层压板加强. 翼尖上、下蒙皮胶结在

一起,梁、肋板及托板螺母也通过胶结连接在上下蒙皮上.

表1为玻璃纤维编织布主要参数,表2为硬质泡沫塑料夹心主要参数.材料测试条件:

- (1)正常气候条件下放置 24 h;
- (2)沸水中放置 2 h;

表2 硬质泡沫塑料夹心主要参数

Table 2 Main parameters of rigid cellular plastics sandwich

抗压强度/ MPa	压缩模量/ MPa	抗拉强度/ MPa	抗剪强度/ MPa	截切模量/ MPa	吸水性/ (kg·m <sup>3</sup> )	尺寸稳定性 (90°/15h)/%	密度/ (kg·m <sup>-3</sup> )
1.5	105	2.8	1.25	28	≤0.293	±1	80

表1 玻璃纤维编织布主要参数

Table 1 Main parameters of glass fiber woven cloth

面密度/ (g·m <sup>-2</sup> )	铺叠数量/ cm <sup>-1</sup>	纤维类型	弯曲强度/ (N·mm <sup>-2</sup> )
168±8	12±6(纵向)	EC9-68tex	355
	11.5±6(横向)	EC9-68tex	320

2 机翼翼尖有限元模型的建立

2.1 建模工具

此次对机翼翼尖进行建模和分析所用的软件为 PATRAN 和 NASTRAN. PATRAN 是航空领域常用的有限元前、后处理器,可以实现导入 CAD 模型或独立创建几何模型并对模型进行修改和编辑;在完成模型编辑后对模型施加载荷、边界条件、材料和单元特性的功能. NASTRAN 是 1966 年美国国家航天局针对航空航天工业对结构分析的需求开发的有限元分析软件.可以实现针对有限元模型进行结算,并直观地显示计算结果.其计算结果与其他质量规范相比已成为最高质量的标准,得到公认并成为许多工业行业的标准<sup>[6]</sup>.

2.2 建模方法

将机翼翼尖结构模型导入 PATRAN 软件并对模型进行细节删减,目的是删除模型中可以忽略的设计元素,只对整体结构进行有限元分析,在有限元分析后再对这些元素单独进行计算.图2为机翼翼尖下翼面完整结构,图3为细节删减后的机翼翼尖下翼面结构.

结构细节元素完成删减后对模型进行减维处理,即将有限元模型简化为由 1 维和 2

维单元组成.下蒙皮采用 PCOMP(多层复合材料)单元模拟夹芯和铺层.

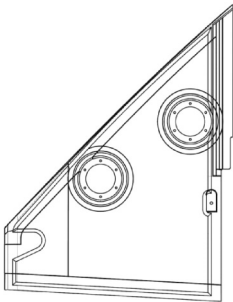


图2 翼尖下翼面结构

Fig. 2 Lower wing structure of the wingtip

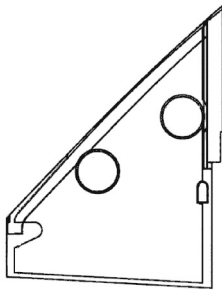


图3 细节删减后翼尖下翼面结构

Fig. 3 The lower wing structure of the wingtip without hat details

完成模型减维后对模型进行网格划分.网格划分过程中通过网格数量、网格疏密、分解面及分界点等关键要素的控制来保证网格划分的质量.数量大密集程度高的网格划分会得到较高的计算精度,但是也会导致计算

规模庞大,计算时间更长并对计算设备要求更高.所以合理的设计时应中和考虑计算精度与计算规模之间的关系.此次需要计算结构的应力值并且模态的阶次较高,为获得较高的计算精度而采用了数量角度较为密集的网格.图 4、图 5 为网格划分后的翼尖有限元模型.

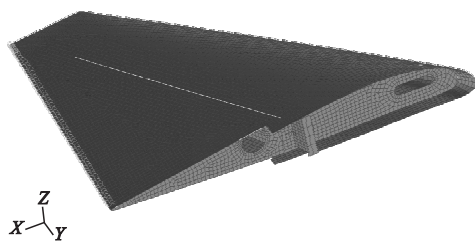


图 4 翼尖有限元模型图

Fig. 4 Finite element model of the wingtip

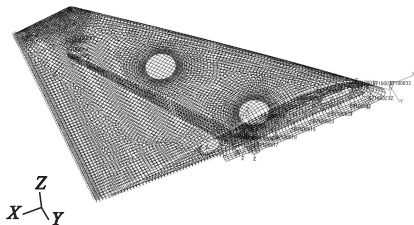


图 5 翼尖有限元模型细节视图

Fig. 5 Detail views of the wingtip finite element model

由于机翼翼尖为异形零件,在网格划分过程中会产生畸形的网格和位移不协调的单元.畸形网格和位移不协调的单元会影响计算精度并导致后期计算中止,所以编辑过程中通过局部重构的方式消除畸形网格得到规则的网格.图 6 为典型的畸形网格形状.经过对模型按上述各方面修改最终得到优化的机翼翼尖结构有限元模型如图 7 所示.

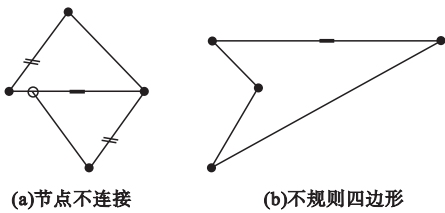


图 6 典型畸形网格形状

Fig. 6 Typical malformed mesh shape

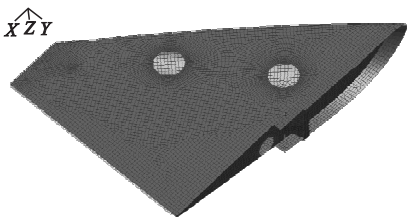


图 7 优化的翼尖有限元模型

Fig. 7 Optimized finite element model of the wingtip

2.3 施加载荷及边界条件

在完成网格划分后对模型施加载荷及边界条件,设计极限荷载系数为 1.5.所有载荷都施加到表 3 中列出的 3 个求和点上,并通过柔性连接单元即插值单元将表 3 中的载荷分布到所有下表面和上表面有限元网格的主节点上,表 3,表 4 为机翼翼尖载荷情况.

表 3 机翼翼尖载荷节点坐标

Table 3 Load node coordinate of the wingtip

节点号	坐标/mm		
	X 方向	Y 方向	Z 方向
1	5 485	-8 870	3 472
2	5 485	-8 515	3 472
3	5 485	-8 160	3 472

表 4 机翼翼尖载荷情况

Table 4 Load situation of the wingtip

节点号	$Q_x/N$	$Q_y/N$	$Q_z/N$	$M_x/(N \cdot mm)$	$M_y/(N \cdot mm)$	$M_z/(N \cdot mm)$
1	-0.06	0	3.5	$6.16 \times 10^{-12}$	$-2.83 \times 10^3$	$-1.05 \times 10^{-13}$
2	-25.12	0	-466.3	51 318	253 668	6 670
3	-4.30	0	-1 810.4	434 186	774 094	12 708

注: $Q_x, Q_y, Q_z$  分别为对应坐标点各向极限应力; $M_x, M_y, M_z$  分别为对应坐标点各向极限弯矩.

图 8 为边界条件及载荷加载应用情况,图 9 为复合材料翼尖下蒙皮铺层材料方向及特性.将施加边界条件及载荷的有限元模型导入 NASTRAN 求解器进行计算,结果显示

有限元模型的最大上弯变形为 66.1 mm,位于机翼末端,如图 10 所示。

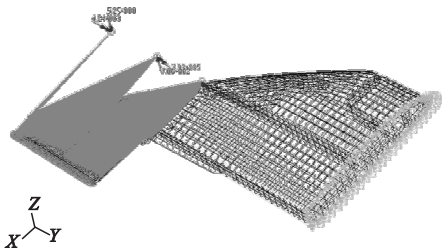


图 8 边界条件及载荷加载应用情况

Fig. 8 Boundary conditions and loading situations

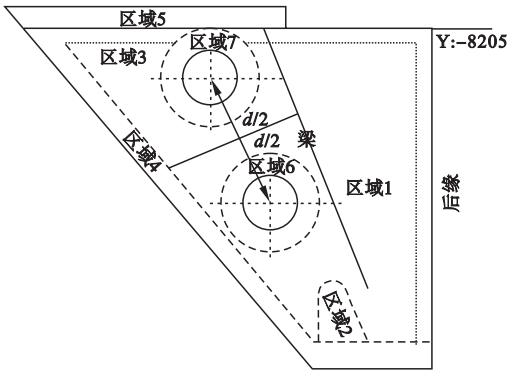


图 11 下蒙皮区域定义

Fig. 11 Under layer regional definition of the skin diaphragm

现在已经存在的各向异性强度准则有很多种<sup>[7-8]</sup>. 其中 Tsai-Wu 失效准则常被应用于复合材料力学研究中. Tsai-Wu 失效准则是美学者蔡为仑和 E. M. 吴与 1971 年提出的张量形式的破坏准则. 根据这一准则, 临界破坏应力应满足的条件为

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j + \cdots = 1, (i, j = 1, 2, \cdots, 6).$$

(1)

式中:  $\sigma_i$  为材料内一点的应力分量;  $F_i$ 、 $F_{ij}$  是表征材料强度性能的一阶、二阶张量, 叫做强度张量, 它们的分量可通过实验确定; 重复下标表示约定求和. 从理论上说, 式(1)取的项数越多, 在反映材料强度性能方面精度越高.

对于单向层板, 式(1)可写为

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_T + F_{11} \sigma_L^2 + F_{22} \sigma_T^2 + F_{66} \tau_{LT}^2 + 2F_{12} \sigma_L \tau_T = 1.$$

(2)

等式左端各项的实际计算值小于 1, 材料不破坏; 大于 1, 材料就会破坏. Tsai-Wu 破坏准则的优点在于, 判别式中包含应力的一次项, 适用于抗拉、抗压性能不同的材料. 虽然二者准则都是基于 Won Misers 准则而得到的, 但是有相关研究表明 Tsai-Wu 准则在处理材料的横向加载时更适合<sup>[9-15]</sup>. 且用在应用上对于拉压强度相差很大的材料, 所以对于拉伸强度相差很大的材料, 在复杂应力条件下还是选用 Tsai-Wu 准则描述比较好<sup>[16-19]</sup>.

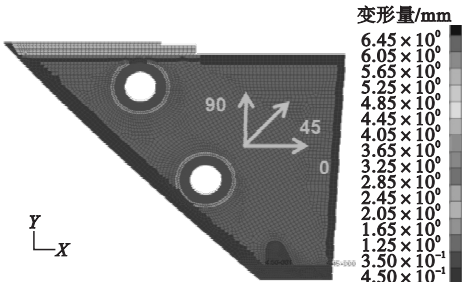


图 9 复合材料翼尖下蒙皮铺层材料方向及特性

Fig. 9 Skin diaphragm under layer material direction and characteristics of composite wingtip

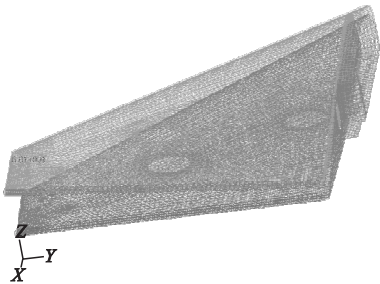


图 10 翼尖最大形变

Fig. 10 Maximum deformation of the wingtip

3 计算结果及分析

3.1 下蒙皮计算结果及分析

下蒙皮由夹层玻璃纤维编织布制成, 以承受机翼上下的弯曲及扭转载荷, 两个维修口盖位于机翼尖端盒的前部, 图 11 和表 4 显示了下蒙皮最终尺寸摘要. 在图 11 中,  $d$  是外侧口盖和内侧口盖中心之间的距离. 如表 5 所示, 第 6 区、第 7 区和根部区域前缘结合的修正系数小于 1, 需要对该区域进行加强.



表 5 下蒙皮计算结果总结

Table 5 Lower shell calculation results of the skin diaphragm

位置	层号	材料编号	方向/(°)	厚度/mm	临界失效模式	极限载荷系数	RF
区域 1	16	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 1	18	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 1	夹芯层	HAT.6	0	6.00	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 1	32	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 2	16	62110	45	0.15	剪切失效	1.5	>> 1.5
区域 2	18	62110	45	0.15	剪切失效	1.5	>> 1.5
区域 2	32	62110	45	0.15	剪切失效	1.5	>> 1.5
区域 3	16	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 3	18	92110	45	0.15	剪切失效	1.5	>> 1.5
区域 3	夹芯层	HAT.6	0	6	剪切失效	1.5	>> 1.5
区域 3	32	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 4	16	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 4	18	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 4	32	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 4	34	92110	0	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 4	36	92110	0	0.15	Tsai-Wu	1.5	>> 1.5
区域 6	16	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	1.13
区域 6	18	92110	45	0.15	剪切失效	1.5	1.70
区域 6	20	92125	45	0.26	剪切失效	1.5	3.04
区域 6	22	92125	45	0.26	剪切失效	1.5	2.54
区域 6	32	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	0.98
区域 7	16	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	0.85
区域 7	18	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	1.07
区域 7	20	92125	45	0.26	Tsai-Wu	1.5	1.28
区域 7	22	92125	45	0.26	Tsai-Wu	1.5	1.16
区域 7	32	92110	45	0.15	Tsai-Wu	1.5	0.73

注:RF 为修正系数.

图 12 为主要失效模式为 Tsai-Wu 失效的有限元模型. 分析表明,载荷通过前翼尖端肋传递到外翼端肋,从梁到后缘的载荷已经降低到很低的水平. 图 12 还显示,下蒙皮口盖边缘超过 Tsai-Wu 的最大失效指数为 1.87,由此得出 Tsai-Wu 失效修正系数为

$$RF_{Tsai-Wu} = \frac{1}{\sqrt{FI_{nastran}}} = \frac{1}{\sqrt{1.87}} = 0.73.$$

(3)

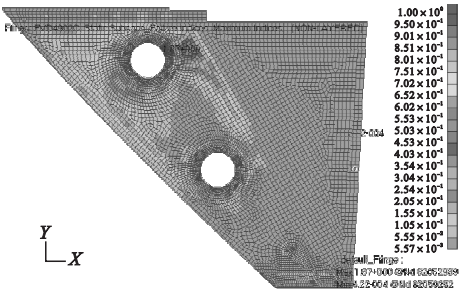


图 12 下蒙皮 Tsai-Wu 最大失效指数

Fig. 12 Lower shell Tsai-Wu maximum failure index of the skin diaphragm

3.2 下蒙皮结构优化

由3.1节计算结果得知,下蒙皮维修口盖边缘临界应变和Tsai-Wu失效准则的修正系数小于1,需要对结构进行加强.图13、图14为关键单元的应力,表6为临界单元应力及力矩.

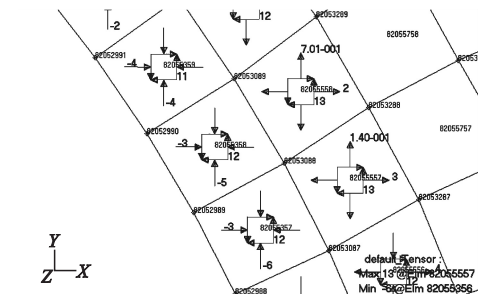


图 13 下蒙皮 Tsai-Wu 失效准则下的单元应力

Fig. 13 Tsai-Wu element stress of the skin diaphragm under layer under failure criterion

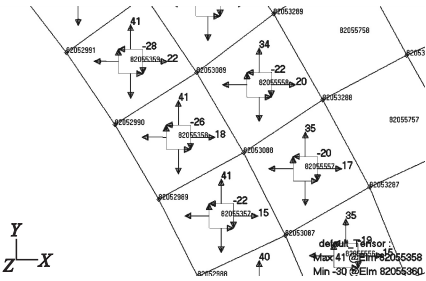


图 14 下蒙皮 Tsai-Wu 失效准则下的单元力矩

Fig. 14 Tsai-Wu unit torque of the skin diaphragm under failure criterion

采用典型层压板算法计算临界单元82055358,表7为计算应力和应变.

通过Tsai-Wu失效修正系数和临界应力修正系数的计算,得出利用Tsai-Wu失效准则计算下蒙皮维修口盖边缘厚度的修正系数:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = FI.$$

(4)

表 6 临界单元应力及力矩

Table 6 Critical stress unit and moment

单元号	$F_x/(N \cdot mm^{-1})$	$F_y/(N \cdot mm^{-1})$	$F_z/(N \cdot mm^{-1})$	$M_x/(N \cdot mm)$	$M_y/(N \cdot mm)$	$M_z/(N \cdot mm)$
82055357	15	41	-22	-3	-6	12
82055358	18	41	-26	-3	-5	12
82055359	22	41	-28	-4	-4	11

注: $F$ 为对应单元应力, $M$ 为对应单元弯矩.

表 7 单元 82055358 应力和应变

Table 7 Stress and strain of element 82055358

层号	材料编号	$e_1/MPa$	$e_2/MPa$	$e_{lt}/MPa$	$\sigma_1/MPa$	$\sigma_t$	$\sigma_{lt}$	$RF_1$	$RF_t$	$RF_{lt}$	$RF_{Tsai-Wu}$
16顶部	92110	0.014 520	-0.000 769	0.000 544	31.5	-13.5	0.7	5.29	10.00	51.57	4.38
16底部	92110	0.000 975	0.000 098	0.001 160	23.0	5.2	1.5	7.88	78.54	24.16	7.96
18顶部	92110	0.000 975	0.000 098	0.001 160	23.0	5.2	1.5	7.88	78.54	24.16	7.96
18底部	92110	0.000 498 1	0.000 965	0.001 777	14.5	24.0	2.3	15.45	7.97	15.78	7.42
20顶部	92110	0.000 498 1	0.000 965	0.001 777	14.5	24.0	2.3	15.45	7.97	15.78	7.42
20底部	92125	-0.000 330	0.002 476	0.002 845	-0.2	56.5	3.8	23.30	3.12	9.85	2.97
22顶部	92125	0.000 354	0.002 491	-0.002 797	-0.7	56.9	-3.7	21.72	3.09	10.02	2.94
22底部	92125	-0.000 551	0.003 363	-0.005 127	-2.6	76.7	-6.8	13.96	2.29	5.47	2.09
24顶部	92110	-0.001 157	0.003 970	0.003 914	-14.9	89.0	5.2	6.64	1.94	7.16	1.75
24底部	92110	-0.001 635	0.004 837	0.004 530	-23.4	107.7	6.0	4.70	1.59	6.19	1.41
32顶部	92110	-0.001 635	0.004 837	0.004 530	-23.4	107.7	6.0	4.70	1.59	6.19	1.41
32底部	92110	-0.002 112	0.005 704	0.005 147	-31.9	126.4	6.8	3.64	1.35	5.45	1.18

注: $RF$ 为修正系数.

此处:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}, \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}, \quad F_{11} = \frac{1}{X_t X_c},$$
$$F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}, \quad F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2}, \quad F_{12} = -1.61 \times 10^{-5},$$
$$X_t = 176 \text{ MPa}, \quad X_c = 176 \text{ MPa}, \quad Y_t = 176 \text{ MPa},$$
$$Y_c = 176 \text{ MPa}, \quad S_{12} = 176 \text{ MPa}.$$

由表 7 得到,82055358 单元临界应力为:

$$\sigma_1 = -31.9 \text{ MPa}, \sigma_2 = 126.4 \text{ MPa},$$
$$\sigma_{12} = 6.8 \text{ MPa}.$$

Tsai-Wu 失效指数:

$$FI_{Tsai-Wu} = \frac{1}{176 \times 176} \times (-31.9)^2 +$$
$$\frac{1}{176 \times 176} \times 126.8^2 + \frac{1}{37^2} \times 6.8^2 + 2 \times (-1.61 \times$$
$$10^{-5}) \times (-31.9 \times 126.8) = 0.716. \quad (5)$$

Tsai-Wu 失效修正系数:

$$RF_{Tsai-Wu} = \frac{1}{\sqrt{FI_{Tsai-Wu}}} = \frac{1}{\sqrt{0.716}} = 1.18. \quad (6)$$

临界应变基于材料的许用值:

$$\text{maximum} \varepsilon_{\text{cut-off}} = \frac{X_t}{E_t}, \quad (7)$$

$$\text{minimum} \varepsilon_{\text{cut-off}} = \frac{X_c}{E_c}, \quad (8)$$

$$\text{Maximum } \gamma_{\text{cut-off}} = \frac{S_{12}}{G_{12}}. \quad (9)$$

此处  $X_t$  为材料的许用拉伸应力;  $X_c$  为材料的许用压缩应力;  $S_{12}$  为材料的平面内许用剪切应力;  $E_t$  为拉伸模量;  $E_c$  为压缩模量;  $G_{12}$  位剪切模量。从 3.1 节可知主要材料方向上的临界应变是:

$$\varepsilon_{\text{cut-off}}^t = \frac{X_t}{E_t} = \frac{176}{22\,896} = 7\,687,$$
$$\varepsilon_{\text{cut-off}}^c = \frac{X_c}{E_c} = \frac{-176}{22\,896} = -7\,687,$$
$$\gamma_{\text{cut-off}}^s = \frac{S_{12}}{G_{12}} = \frac{37}{1\,320} = 28\,030.$$

所得结果为微应变。得出最大临界应力失效准则的修正系数:

$$RF_{\text{cut-offstrain}} = \frac{7\,687}{0.005\,704 \times 10^6} = 1.35.$$

### 3.3 有限元验证计算

用优化的翼尖结构参数更新有限元模型进行分析,结果如图 15、图 16 所示。由新的有限元计算结果得出下蒙皮维修口盖边缘结构应力水平明显降低,满足设计要求。

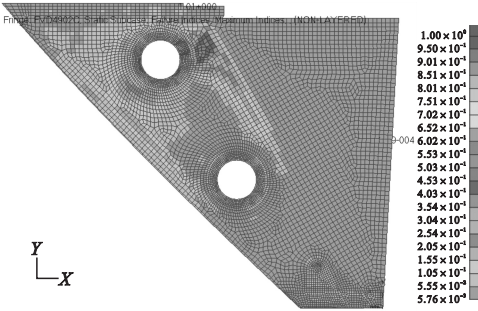


图 15 优化后翼尖下蒙皮 Tsai-Wu 失效指数

Fig. 15 Skin diaphragm under layer Tsai-Wu failure index of optimized rear wingtip

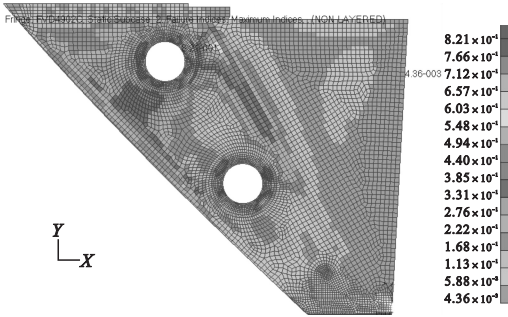


图 16 优化后翼尖下蒙皮临界失效指数

Fig. 16 Skin diaphragm under layer critical failure index of optimized rear wingtip

## 4 结 论

(1)通过有限元建模及优化的过程,得到机翼翼尖结构的有限元模型。通过有限元计算得到在弯曲及扭转载荷作用下翼尖下蒙皮的应力云图,其最高应力区位于下蒙皮维修口盖边缘处,该部位 Tsai-Wu 的最大失效指数为 1.87,该区域结构需要加强。

(2)通过分析计算得出了优化的机翼翼尖结构参数并对翼尖下蒙皮维修口盖边缘结构进行优化,得到新的翼尖下蒙皮 Tsai-Wu 失效指数为 1,翼尖下蒙皮临界失效指数为 0.821,应力水平明显降低满足设计要求的机



翼翼尖下蒙皮结构。

(3)通过有限元计算配以公式计算的方法较为准确地计算出翼尖下蒙皮的结构强度,从而结构进行优化更改提供了指导,并减少了相关的试验,节约了时间及成本。

## 参考文献

- [1] 刘毅,赵晓霞,江宗辉,等.低速飞机加装翼梢小翼的CFD数值计算及风洞试验研究[J].实验流体力学,2015(1):55-59.  
(LIU Yi, ZHAO Xiaoxia, JIANG Zonghui, et al. The computational and experimental investigation on winglets of a low speed aircraft[J]. Journal of experiments in fluid mechanics, 2015(1):55-59.)
- [2] 刘小雷,施卫平,李颂.翼尖小翼减阻特性模拟研究[J].工程与实验,2010,50(1):3-5.  
(LIU Xiaolei, SHI Weiping, LI Song. Study on simulating the drag reduction characteristics of winglet[J]. Engineering & test, 2010, 50(1):3-5.)
- [3] 魏志强,刘非,刘薇.翼尖小翼对尾涡安全间隔的影响研究[J].飞行力学,2014,32(2):101-104.  
(WEI Zhiqiang, LIU Fei, LIU Wei. Research on calculating the effect of winglets on aircraft safety spacing of wake vortex [J]. Flight dynamics, 2014, 32(2):101-104.)
- [4] 兰剑英,郭正涛,马震宇,等.翼梢小翼对无人机动特性影响数值仿真[J].航空计算技术,2017,47(5):50-53.  
(LAN Jianying, GUO Zhengtao, MA Zhenyu, et al. Numerical simulation of winglets influence on aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicle [J]. Aeronautical computing technique, 2017, 47(5):50-53.)
- [5] 翁晨涛,夏露,李丁,等.民用飞机融合式翼梢小翼优化设计[J].空气动力学学报,2013,31(1):56-63.  
(WENG Chentao, XIA Lu, LI Ding, et al. The optimization design of winglet for civil aircraft[J]. Acta aerodynamica sinica, 2013, 31(1):56-63.)
- [6] 成艳娜,刘向阳.某型飞机PMI泡沫夹层结构翼梢小翼成型技术研究[J].粘接,2018,39(4):55-58.  
(CHENG Yanna, LIU Xiangyang. Forming technology of PMI foam sandwich structure winglets for a specific aircraft[J]. Adhesion, 2018, 39(4):55-58.)
- [7] 陈彦达,范振民,周轶,等.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 Yanda, FAN Zhenmin, ZHOU Yi, et al. Design optimization of a composite wingbox based on strength constraint[J]. Civil aircraft design and research, 2020(1):16-23.)
- [8] DO GARCIA-ORTIZ J H, BLANCO-RODR F J, PARRAS G L, et al. Experimental observations of the effects of spanwise blowing on the wingtip vortex evolution at low Reynolds numbers [J]. European journal of mechanics-b/ fluids, 2020, 80:133-145.
- [9] REDDY J N, PANDY A K. A first-ply failure analysis of composite laminates [J]. Computers and structures, 1987, 25(3):371-393.
- [10] ZHANG Mengmeng, RIZZI A. Aerodynamic wing shape optimization based on the computational design framework CEASIOM[J]. Aircraft engineering and aerospace technology, 2017, 89(2):262-273.
- [11] ZHAO Tong, ZHANG Yufei, CHEN Haixin, et al. Supercritical wing design based on airfoil optimization and 2. 75D transformation [J]. Aerospace science and technology, 2016, 56:168-182.
- [12] KONTOGIANNIS S G, MAZARAKOS D E, KOSTOPOULOS V. ATLAS IV wing aerodynamic design: from conceptual approach to detailed optimization [J]. Aerospace science and technology, 2016, 56:135-147.
- [13] KURSAKOV I, KAZHAN E, GEBBINK R. Computational study of wing deformation and sting interference effects with the CAE-AVM test case [J]. Chinese journal of aeronautics, 2018, 31(10):29-36.
- [14] SUN Junlei, WANG Heping, ZHOU Zhou, et al. Numerical analysis of aerodynamic characteristics of the hale diamond joined-wing configuration UAV [J]. Journal of Harbin institute of technology (new series), 2019, 26(6):31-45.
- [15] LI Runze, DENG Kaiwen, ZHANG Yufei, et al. Pressure distribution guided supercritical wing optimization [J]. Chinese journal of aeronautics, 2018, 31(9):1842-1854.
- [16] DYDEK Z T, ANNASWAMY A M, SLOTTINE J J E, et al. Composite adaptive posicast control for a class of LTI plants with known delay [J]. Automatica, 2013, 49(6):1914-1924.
- [17] SAPUTO S, SELLITTO A, RICCIO A, et al. Crashworthiness of a composite wing section: numerical investigation of the bird strike phenomenon by using a coupled Eulerian - Lagrangian approach [J]. Journal of materials engineering and performance, 2019, 28(1):3228-3238.
- [18] XUE Rongrong, YE Zhengyin, YE Kun, et al. Composite material structure optimization design and aeroelastic analysis on forward swept wing [J]. Proceedings of the institution of mechanical engineers, 2018, 233(13):095441001880781.
- [19] MOORS G, KASSAPOGLOU C, SERGIO FRASCINO M, et al. Weight trades in the design of a composite wing box: effect of various design choices [J]. CEAS aeronautical journal, 2019, 10(2):403-417.

(责任编辑:刘春光 英文审校:范丽婷)