

民用飞机复合材料舱门优化设计

王璐璐* 杨炎通 凌宇

(中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110013)

摘要:

复合材料因其具有比刚度大、比强度高、可设计性强等特点而被广泛应用到民用飞机结构上。针对宽体复合材料舱门设计方案,建立有限元模型进行初步分析,然后以刚度设计要求和强度设计要求为约束条件,对复合材料舱门结构的铺层比例进行了优化,达到了复合材料舱门的减重目的。优化后复合材料舱门的重量降低了 10% 以上,并且满足所有刚度和强度设计要求。本文所做研究为复合材料气密舱门减重提供了一种有效的方法,并且为类似结构的设计提出了参考建议,在工程上具有一定的指导意义。

关键词: 复合材料舱门;减重;优化设计

中图分类号: V223+.9; V257

文献标识码: A

OSID:



0 引言

民用飞机舱门除用作货物和旅客行李的装载通道外,同时还保持座舱压力,保证气密、水密。飞机舱门如果在正常使用过程中失效,轻则导致减少飞机的派遣,重则导致机毁人亡。由于舱门故障导致的飞行事故屡见不鲜,2007 年 6 月 13 日,“梅萨航空”(Mesa Airlines)的一架 CRJ 客机从洛杉矶飞抵凤凰城。由于主客舱舱门机构元件损坏造成卡滞,导致舱门无法打开。2008 年 8 月 26 日,一架波音 737 客机从比什凯克飞往伊朗德黑兰梅赫拉巴德国际机场,由于舱门未完全关闭发生偶然打开造成了机舱失压,飞机在吉尔吉斯斯坦境内坠毁,导致 65 人遇难^[1]。

国内外对于舱门的设计从选材到结构发生了很大的变化,由最初的金属结构发展为金属加复合材料结构,甚至完全是复合材料结构^[2]。复合材料与常规金属材料相比具有优良的力学性能,复合材料具有重量轻、比强度高、比刚度大、耐疲劳性、耐腐蚀等诸多优点,在重量相当的情形下复合材料承载

能力和刚度更大^[3]。复合材料的应用除了具有减重效益以外,还会使飞机结构的其它性能得到提升^[4]。

复合材料具有可设计性,可以根据结构构型和载荷条件,将复合材料按照设计需求进行铺设,来提高复合材料的各种功能特性,达到使用最少材料就能满足设计要求的目的,最有效地发挥材料的作用^[5]。本文针对宽体复合材料舱门设计方案,利用有限元软件优化模块,以刚度设计要求和强度设计要求为约束条件,对复合材料舱门结构的铺层比例进行了优化,达到了复合材料舱门的减重目的。对比优化前后的重量及应变位移结果,设计方案在满足约束条件的前提下显著降低了结构重量。最后对优化模型进行了试验验证,并给出了类似结构的设计建议。

1 复合材料舱门结构简介

本文要分析的复合材料舱门为半堵塞式舱门,位于中后机身气密区内,不参与传递机身载荷,但需要满足气密要求,因此需要有足够的刚度和强度以保证承受增压载荷时不发生严重变形或破坏。该舱

* 通信作者. E-mail: wang.lulu@sacc.com.cn

引用格式: 王璐璐,杨炎通,凌宇. 民用飞机复合材料舱门优化设计[J]. 民用飞机设计与研究,2019(4):102-106. WANG L L, YANG Y T, LING Y. Optimized design of a composite door for civil airplane[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4):102-106(in Chinese).

门主要由蒙皮、横梁、框、边框、边梁、连接角片、挡块及密封件等组成,挡块成对地布置在横梁两侧。舱门结构如图1所示。

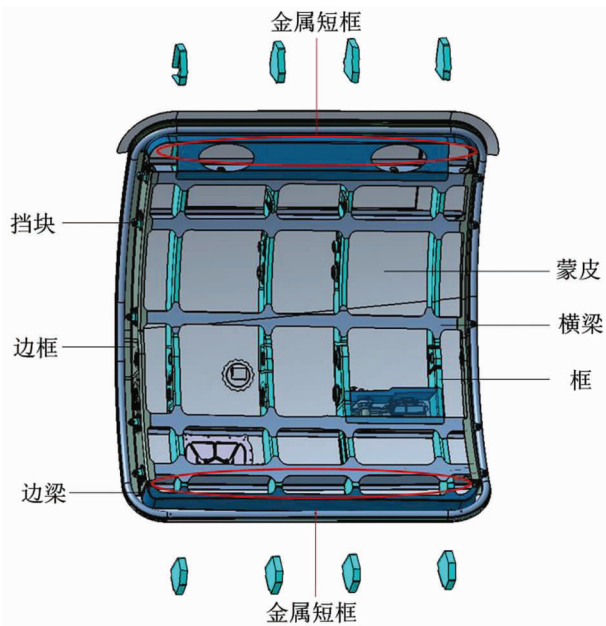


图1 复合材料舱门结构图

其中,舱门最上方和最下方两排短框采用7050-T7451金属材料,横梁、蒙皮和其余框均采用复合材料CP309。两种材料的材料性能分别见表1、表2,各复合材料结构件铺层见表3。

表1 7050-T7451 材料性能表

材料	弹性模量 /MPa	泊松比	密度 / $(t \cdot mm^{-3})$	拉伸极限强度 /MPa
7050-T7451	72 345	0.33	2.77e-9	468 Mpa

表2 CP309 材料性能表

材料	拉伸模量 /MPa	压缩模量 /MPa	剪切模量 /MPa	泊松比	密度 / $(t \cdot mm^{-3})$
CP309	15 000	8 500	4 200	0.35	1.5e-9

表3 复合材料各部件铺层顺序

名称	顺序
蒙皮	[45/0/90/-45/0/-45/45]s
横梁	[45/-45/0/45/90/-45]s
上边梁	[45/-45/90/0/45/0/-45/0]s
下边梁	[45/-45/0/45/-45/90]s
框	[45/-45/0/45/-45/90/-45/45/0/-45/45]s
内蒙皮	[45/-45/0/90/45/0/0/-45/90]s
蒙皮上部	[45/-45/0/90/45/0/-45/90]s

2 结构分析

建立复合材料舱门的有限元模型,蒙皮和框、梁腹板均采用 SHELL 单元模拟,框、梁缘条均采用 ROD 单元模拟。挡块采用 RBE2 单元模拟,复合材料舱门有限元模型的约束加在 RBE2 单元的主动点上。在蒙皮内表面施加增压载荷,载荷大小为 0.084 8 MPa。复合材料舱门有限元模型如图2所示。

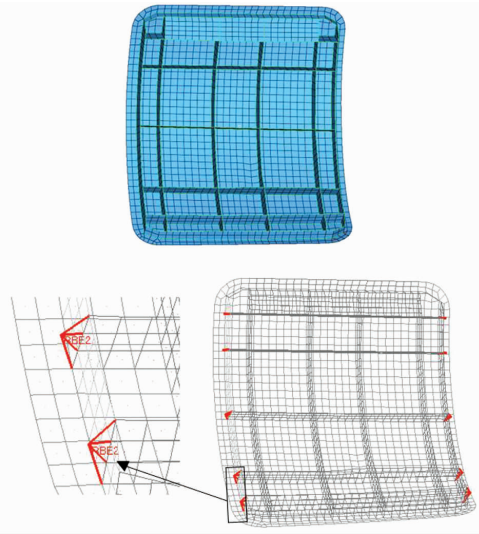


图2 复合材料舱门有限元模型

通过对复合材料舱门的有限元模型计算可知,在增压载荷下复合材料舱门的最大位移为 6.9 mm,最大主应变为 $2\ 105\ \mu\epsilon$,最小主应变为 $-2\ 762\ \mu\epsilon$,最大剪应变为 $3\ 954\ \mu\epsilon$,如图3所示。该舱门复合材料层合板许用值是拉伸应变为 $4\ 500\ \mu\epsilon$,压缩应

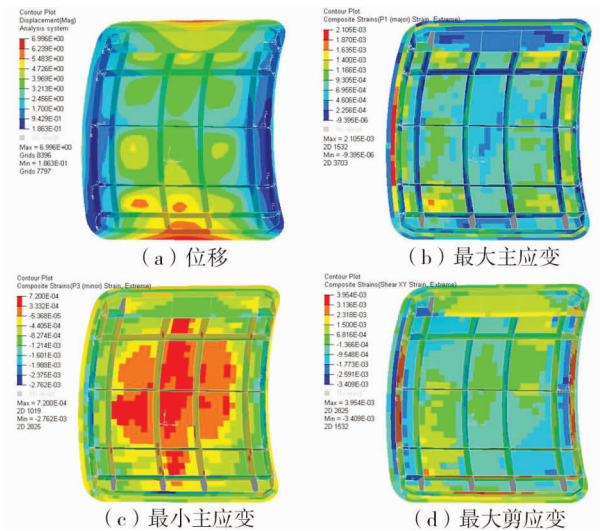


图3 复合材料舱门位移及应变云图

变为 $3\ 300\ \mu\varepsilon$, 剪切应变为 $6\ 000\ \mu\varepsilon$, 刚度设计要求为最大位移小于 $3.5\ \text{mm}$ 。可以看出, 优化前的舱门满足强度设计要求, 但是不满足刚度设计要求。

3 复合材料舱门结构优化

3.1 优化方法

结构优化设计就是对于已知的给定参数, 求出满足全部约束条件并使目标函数取最小值的设计变量的解。优化模型可表述为:

Minimize:

$$f(X) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (1)$$

Subject to:

$$g_i(X) \leq 0 \quad i = 1, \dots, m$$

$$h_j(X) \leq 0 \quad j = 1, \dots, p$$

$$X_k^l \leq X_k \leq X_k^u \quad k = 1, \dots, q$$

其中, $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 是设计变量, 如产品的结构尺寸等; $f(X)$ 是设计目标, 如各种力学性能或者重量; $g(X)$ 和 $h(X)$ 是需要进行约束的设计响应, 如对产品工作时的变形和应力水平进行约束^[6]。

对复合材料舱门进行优化, 首先通过有限元法分析相应问题, 然后判断问题是否收敛, 如果不收敛则构造近似模型并求解近似优化问题, 最后更新设计变量, 返回第一步, 优化流程如图 4 所示。当连续

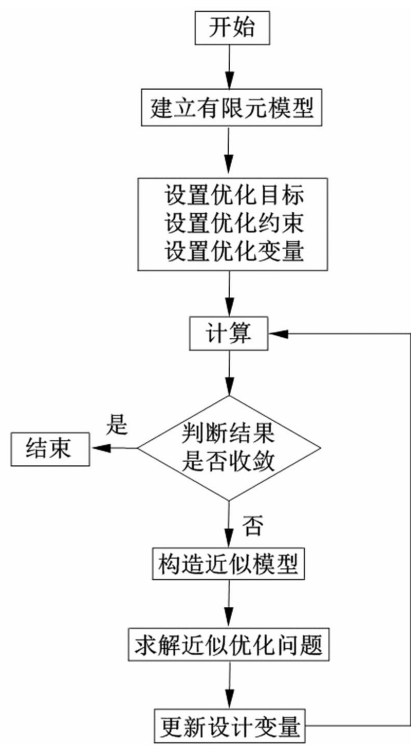


图 4 优化流程图

两次迭代的目标值相差 0.5% 时, 认为优化求解收敛。在搜索最优解时, 采用“多起点优化”方法, 即从多个起点开始执行优化, 这种方法极大地扩展了在设计空间中的搜索范围, 从而有效地增大了找到全局最优解的机会。

3.2 优化设计

本文根据实际制造条件和复合材料舱门的结构确定优化方案, 并利用有限元软件优化平台, 对复合材料舱门进行优化。由于复合材料舱门的初始结构布局是确定的, 所以不考虑通过优化框梁间距、加筋截面形状等来降低结构重量。本文只选取复合材料结构的铺层百分比作为设计变量, 对复合材料舱门进行减重优化。

本文所分析的舱门位于中后机身气密区内, 需要保证气密、水密, 在承受增压载荷时不允许发生严重变形或破坏, 所以在优化设计时必须附加一定的刚度和强度条件。此外, 层合板的单层材料不允许发生失效, 本文采用 HILL 破坏准则^[7]来判断纤维和基体是否失效。

1) 设计变量: 按照设计需求, 选取舱门蒙皮、框、横梁的铺层百分比作为设计变量。

2) 约束条件: 复合材料舱门的约束条件有强度约束与刚度约束。

(1) 强度约束: 复合材料蒙皮、框、梁的应变不允许超过应变许用值; 复合材料结构单层材料不允许发生失效; 金属短框的应力不允许超过应力许用值。

(2) 刚度约束: 复合材料舱门在承受增压载荷时最大位移不超过位移许用值。

3) 设计目标: 复合材料舱门结构质量最轻。

4 结果分析

经图 4 所示的流程进行计算、分析以及优化后, 得到了最优解, 优化后舱门的最大位移为 $3.44\ \text{mm}$, 最大主应变为 $3\ 022\ \mu\varepsilon$, 最小主应变为 $-3\ 575\ \mu\varepsilon$, 最大剪应变为 $5\ 830\ \mu\varepsilon$ 。对比优化后与优化前的计算结果, 可以看出, 复合材料舱门在优化后最大位移有所下降, 虽然应变有所增加, 但仍在许用范围内。最大应变和最大位移均更加接近许用值, 说明优化后的复合材料舱门是更加合理的。优化后的结构满足所有刚度设计条件和强度设计条件, 优化后的计算结果如图 5 所示。

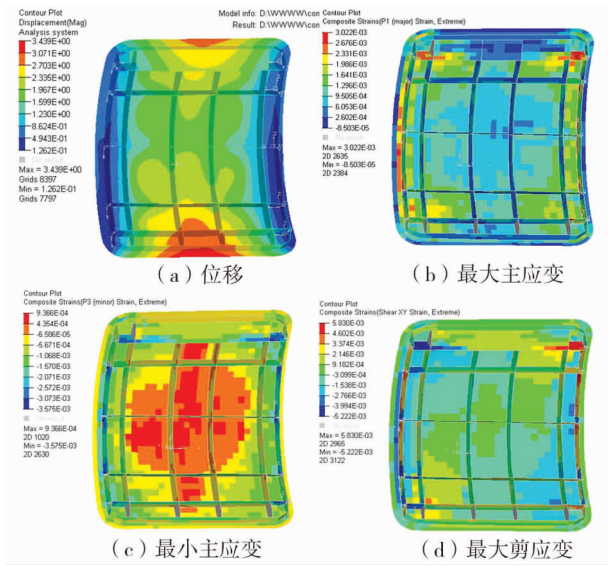


图5 复合材料舱门位移及应变云图

复合材料舱门的初始质量为 27.1 kg,优化后复合材料舱门质量为 24.2 kg,与优化前相比质量降低了 10.7%。优化后的结构满足所有刚度设计条件和强度设计条件,且重量明显减轻。优化以后,复合材料舱门的厚度明显降低,优化前后厚度对比见图 6。

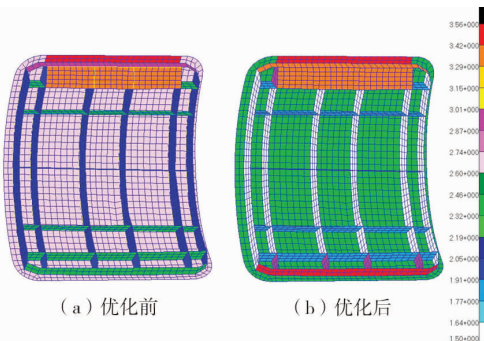


图6 优化前后厚度对比图

优化后与优化前相比复合材料结构的铺层比例发生了明显变化,铺层比例对比见表 4。可以看出,蒙皮上部 90°铺层比例几乎增加一倍,说明设计该结构时应多布置 90°铺层,以保证舱门垂向位移不至于过大,满足刚度要求。内蒙皮优化后 0°铺层比例增加一倍,表明内蒙皮与蒙皮上部卸载有所不同,内蒙皮主要承受轴向载荷,设计该结构时应多布置 0°铺层。梁和框的 0°铺层比例有所增加,90°铺层比例有所下降,说明梁和框结构承受轴向载荷和剪切载荷比较多。对比横梁以及上下边梁优化前后的比例可以看出,对于本构型来说,梁的铺层比例设计在 0° > ±45° > 90° 范围里是比较合理的。

表 4 复合材料舱门铺层比例优化前后对比

结构名称	优化前后	铺层比例/%			
		0°	90°	45°	-45°
蒙皮	优化前	29	13	29	29
	优化后	28	30	21	21
蒙皮上部	优化前	25	25	25	25
	优化后	19	43	19	19
内蒙皮	优化前	34	22	22	22
	优化后	78	10	6	6
横梁	优化前	17	17	33	33
	优化后	31	5	32	32
上边梁	优化前	37	13	25	25
	优化后	35	15	25	25
下边梁	优化前	17	17	33	33
	优化后	30	14	28	28
框	优化前	18	10	36	36
	优化后	60	5	17	17

5 优化模型结果与试验结果对比

对优化完成的舱门进行增压载荷试验,增压载荷大小为 0.042 4 MPa。整理增压载荷工况的试验位移结果,得到蒙皮最大位移为 1.52 mm。对优化模型进行相同增压载荷工况的计算,提取相应位置的位移结果,得到蒙皮位移为 1.71 mm,优化结果与试验结果误差为 12.5%。

整理试验结果,在舱门蒙皮、横梁、边框上分别选取一个典型位置,读取试验应变。提取相应位置的优化模型的应变,将优化结果与试验结果做对比。优化值、试验值以及误差具体见表 5,蒙皮、横梁、边框的应变的优化结果与试验结果误差分别为 8.5%、11.5%、14.8%。

表 5 应变结果对比

名称	蒙皮	横梁	边框
优化值/με	1 648	1 563	902
试验值/με	1 519	1 402	786
误差/%	8.5	11.5	14.8

从以上分析可以看出,优化模型结果与试验结果误差均在 15% 以内。可以说明,本文提供的复合材料舱门的优化方法的分析结果与试验结果对比误

差较小,该优化方法是有效可行的。

6 结论

本文针对宽体复合材料舱门设计方案,利用有限元软件进行了数值仿真,随后选取复合材料结构铺层比例作为设计变量,以刚度、强度设计要求为约束条件,以重量最轻为目标函数,进行复合材料舱门的优化设计。在搜索最优解时采用“多起点优化”方法,有效地增大了找到全局最优解的机会。获得最优解之后,进行了优化前后铺层比例的对比。最后把优化模型结果与试验结果进行了对比验证。可以得出以下结论:

1)优化后复合材料舱门的重量降低了 10.7%,优化后的结构满足所有刚度、强度等设计要求。并且优化模型分析结果与试验结果吻合较好。说明本文方法可以有效地降低结构重量,充分地发挥舱门各个部件的承载能力,可以为其它类似结构的减重设计提供有力的参考。

2)复合材料的铺层比例等因素会影响结构性能,对复合材料的铺层比例进行设计,可以使得结构的构型设计更加合理,可以在提高力学性能的同时降低结构重量。设计类似结构时应该提高蒙皮上部、下部 90°铺层比例。内蒙皮、梁框应当提高 0°铺层比例,对于本舱门构型,梁的合理铺层比例设计是

在 $0^\circ > \pm 45^\circ > 90^\circ$ 范围内。

参考文献:

- [1] 姜翰林. 民用飞机舱门事故统计分析[J]. 科技向导, 2013(12):144.
- [2] 高波,赵彬,甘建,等. 飞机复合材料起落架舱门优化设计[J]. 航空计算技术,2014,44(1):52-55.
- [3] 徐子澎,王志瑾. 复合材料起落架舱门结构优化设计[J]. 机械制造与自动化,2013,42(6):28-30.
- [4] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.
- [5] 李宇峰,贺高. 基于 HyperSizer 的复合材料舱门结构渐进式优化设计[J]. 航空工程进展,2016,7(2):230-234.
- [6] 李翰洋,董国华,袁国青. 竞赛机翼结构的优化设计与验证[J]. 玻璃钢/复合材料,2016(1):45-50.
- [7] 沈观林,胡更开. 复合材料力学[M]. 北京:清华大学出版社,2006.

作者简介

王璐璐 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机强度分析。
E-mail: wang.lulu@sacc.com.cn

杨炎通 男,学士,助理工程师。主要研究方向:飞机结构设计。E-mail: yang.yantong@sacc.com.cn

凌宇 男,学士,助理工程师。主要研究方向:材料成型过程计算机模拟与仿真。E-mail: yu.ling@brilliance-auto.com

Optimized design of a composite door for civil airplane

WANG Lulu* YANG Yantong LING Yu

(AVIC Shenyang Aircraft Civil Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110013, China)

Abstract: Composite materials are widely used in civil aircraft structures because of their higher stiffness, strength and designability. Based on the design of the composite door for the wide-body aircraft, the finite element model was established, and the lay-up ratio of the composite door was optimized, which the design requirements of the stiffness and the strength are assigned as the constraints and the minimum weight is the target. The weight of the composite door is reduced by more than 10% and meets the design requirements of stiffness and strength. The research in this paper provides an effective method for weight reduction of composite air-tight doors, and provides suggestions for similar structure design.

Keywords: composite door; weight reduction; optimized design

* Corresponding author. E-mail: wang.lulu@sacc.com.cn