

文章编号:1674-8190(2014)03-369-08

复合材料登机舱门结构的设计研究

王秋宇,陈普会

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京 210016)

摘要: 登机舱门作为飞机的重要运动部件,目前主要采用金属材料,具有很大的减重潜力。为了研究复合材料用于登机舱门结构设计的可行性及其关键问题,按照适航规章及复合材料结构设计要求,在国内首次开展复合材料登机舱门结构的设计与分析;首先采用有限元模型对三种舱门结构方案在设计载荷下的应变情况进行分析,优选设计构型方案;在此基础上,采用整体-局部单钉模型方法对优选的构型方案进行强度分析。结果表明:复合材料用于登机舱门结构设计是可行的。研究结果可为复合材料登机舱门结构的工程化设计提供一定参考。

关键词: 登机舱门;堵塞式;结构设计;复合材料;失效分析

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

Structure Design and Analysis of Composite Boarding Door

Wang Qiuyu, Chen Puhui

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The boarding door is an important moving part of aircraft and often made of metal, so it is of great potential for weight saving. The purpose of this article is to analyze the feasibility of using composite material in the structure design of boarding door. According to the CCAR and design criteria for composite structure, a research on structure design and analysis of composite boarding door is carried out. The best one of three design options is chosen based on stress and strain analysis using FEM. Then the structural strength is analyzed by using the method of global-local single-bolt mode. The research reveals that using the composite materials in structure design of boarding door is feasible. The research results can provide a reference for the engineering design of composite board door structure.

Key words: boarding door; plug-type; structure design; composite; failure analysis

0 引言

登机舱门是机身上重要且特殊的运动部件,承受很大的压差载荷,必须满足刚度、强度、疲劳、气密、可靠性等设计指标,在此基础上,要求舱门尽可能减重。复合材料的低成本整体化设计与制造技术为登机舱门的减重设计提供了一种非常有效的

途径,而且复合材料结构具有优良的抗疲劳特性、维护性好、全寿命周期成本低等优点。因此,相比于金属舱门,复合材料舱门具有明显的经济优势。

目前,国外已有关于复合材料舱门结构设计的研究,并获得实际应用,如 B787 的货舱舱门、A350XWB 的登机舱门等。资料显示,A350XWB 的登机舱门比金属舱门减重约 30%^[1-3]。国内有关复合材料舱门的研究较少^[4-5],特别是对于复合材料登机舱门的研究未见报道。

本文开展复合材料登机舱门结构的设计与分析,对复合材料登机舱门进行总体结构设计分析、

收稿日期:2014-02-18; 修回日期:2014-03-05

通信作者:王秋宇,782523280@qq.com

结构布局方案分析、结构设计细节分析等。通过设计研究,对复合材料登机舱门结构设计方法和结构设计中的关键设计要求、连接分析方法、应用复合材料的优势等关键问题进行初步探索,为复合材料舱门的工程化应用奠定基础。

1 设计要求

根据开口和承载方式不同,舱门可分为堵塞式和非堵塞式两种。堵塞式舱门从里面关闭以保证密封增压舱的安全,几乎所有运输机的乘客入口舱

门均为堵塞式,本文设计分析的舱门为堵塞式舱门。

根据 CCAR25.807,选择舱门下沿在地板水平面内的 I 型舱门^[6]。堵塞式舱门设计载荷的确定参见文献[7-8],设计要求包括最大运行压力、负压差、随机舱门载荷、最大调剂阀门压力、地面突风和操作载荷、紧急情况把手载荷、紧急情况载荷以及结构破损安全要求等。机身舱门所有结构设计载荷如表 1 所示,最大调剂阀门压力、地面突风和操作载荷由于被最大运行压力覆盖,故未列出。

表 1 机身增压舱门设计要求

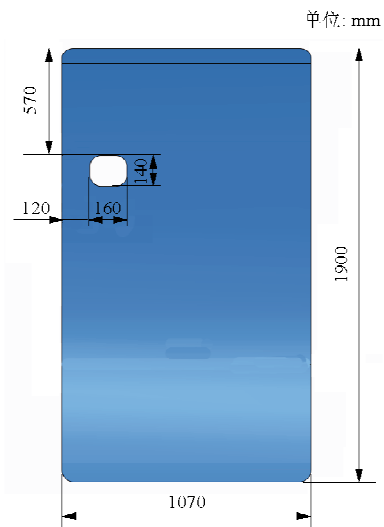
Table 1 Design requirements of pressure retaining door

设计要求	部 件	限制载荷	安全系数	极限载荷	备 注
最大运行压力	受拉元件	0.63 kgf/cm ²	2.5	1.58 kgf/cm ²	—
负压差	舱门结构	-0.070 kgf/cm ²	1.5	-0.105 kgf/cm ²	—
随机舱门载荷	处于任意位置的舱门结构	—	—	135.9 kgf 68.0 kgf	向下作用的载荷 任意方向载荷
紧急情况把手载荷	舱门结构,门把手,作动系统	—	—	204.0 kgf 113.4 kgf	—
紧急情况载荷(仅开门)	舱门结构,门把手,作动系统	—	—	1 134.0 kgf 181.4 kgf	插销滚动载荷,旅客引起的内部载荷
破损安全内压加气动载荷	受拉元件	0.66 kgf/cm ²	1.5	0.99 kgf/cm ²	单个元件失效时舱门结构

2 舱门总体布局方案

2.1 舱门的基本尺寸和主要结构

舱门开启方式为旋转开启式,舱门设计时所考虑的机身截面形状为双圆构型,机身外圆半径为 1 671 mm。舱门的基本尺寸如图 1 所示:舱门宽 1 070 mm,跨度 1 900 mm,在机身上的总弧度为 69.29°。为便于舱门开启与关闭,舱门顶部和底部沿环向分别设置一个跨度为 3.5°的铰链门。舱门手柄机构区域的环向跨度为 13.79°,距离底部 29.5°;轴向位置位于舱门中部,宽度为 360 mm。手柄机构所在位置将舱门分为上下两部分,舱门上部布置一个舷窗,其在外蒙皮处开口大小为 160 mm(轴向)×140 mm(环向),开口距离蒙皮边缘约 120 mm,距离舱门顶部约 570 mm。



(a) 舱门及舷窗尺寸

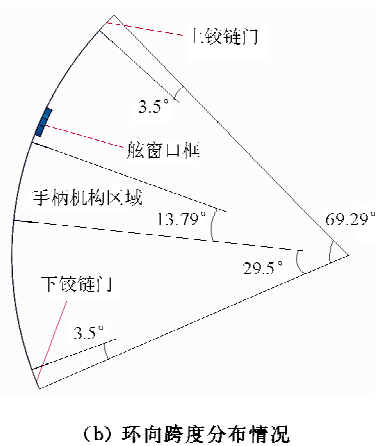


图 1 舱门的基本尺寸

Fig. 1 Basic size of the door

舱门主要结构包括整体边框、纵梁、隔板以及接头。初步设计时,由于舱门机构、舷窗等元件的限制,边框、隔板、两根纵梁的位置已经确定,如图 2 所示。舱门隔板被纵梁打断,而接头通过连接角片与纵梁连接,因此隔板和接头的数量由纵梁布置方案决定。

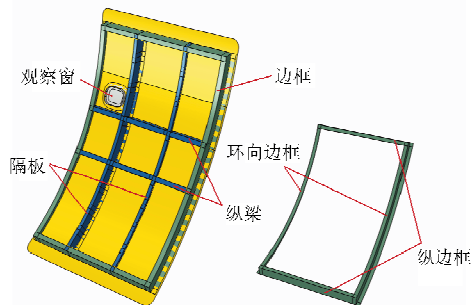


图 2 舱门结构布局示意图

Fig. 2 Structure and layout schematic diagram of the door

2.2 舱门的细节设计

舱门环向元件的截面形式选用“Z”型横剖面,通过沉头螺栓与舱门蒙皮连接;环向边框的缘条宽度为 35 mm,隔板的缘条宽度为 25 mm,隔板长度由纵梁间距确定。舱门纵向边框和纵梁长均为 980 mm,截面形式为“C”型,腹板高度 90 mm,缘条宽度 35 mm。纵梁通过角片与环向边框相连,舱门中部的隔板通过“L”型角片与边框连接。

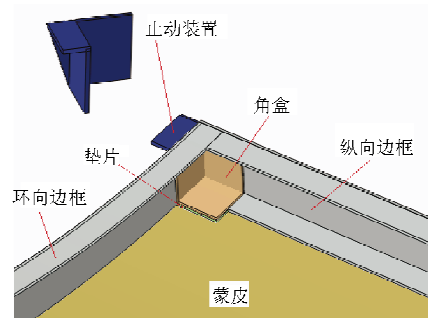
考虑制造工艺水平,在进行舱门结构的连接设计时仍以机械连接为主。舱门各元件间采用螺栓连接,连接详细信息如表 2 所示。舱门连接细节如

图 3 所示。

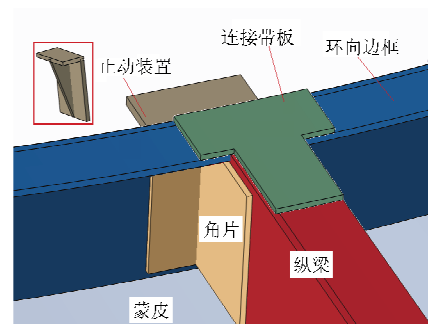
表 2 舱门机械连接详细信息

Table 2 Details of door mechanical connection

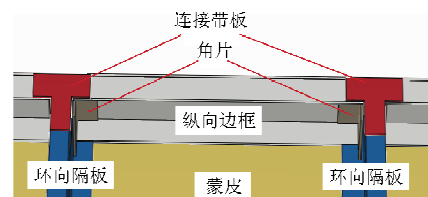
位置	螺栓型号	直径/mm	头型
边框缘条/蒙皮			
纵梁缘条/蒙皮	HST11-6	4.8	沉头
隔板缘条/蒙皮			
舷窗口框/蒙皮			
边框/纵梁腹板	HST10-6	4.8	
纵梁/隔板腹板			
边框/纵梁缘条	IIST10-5	4.1	平头
纵梁/隔板缘条			
接头/环向边框	HST10-8	6.3	



(a) 纵向边框与接头连接细节(未示螺栓)



(b) 纵梁、环向边框与接头连接细节(未示螺栓)



(c) 隔板与纵向边框连接细节(未示螺栓)

图 3 舱门的连接细节

Fig. 3 Details of door splices

舱门结构中复合材料部分均采用 IMS/X850 单向带,其基本性能参数如表 3 所示。复合材料的拉伸设计应变水平取 $4\ 000\ \mu\epsilon$,压缩设计应变水平取 $3\ 000\ \mu\epsilon$,剪切设计应变水平取 $5\ 000\ \mu\epsilon$ 。

表 3 IMS/X850 的性能参数

Table 3 Mechanical properties of IMS/X850

参数/MPa	数值	参数	数值
X_t	2 678	E_{1t}/GPa	195
X_c	1 610	E_{2t}/GPa	8.6
Y_t	71.8	G_{12}/GPa	4.57
Y_c	223.8	μ_{12}	0.331
S_{12}	135.9		

窗框材料为 2024 铝合金,厚度 5 mm,玻璃采用 DYB-3 有机玻璃, $E=3\ 600\ \text{MPa}$, $\nu=0.4$,拉伸强度为 83 MPa,厚度 12 mm;角片采用钛合金,厚度 3 mm。各元件材料信息及复合材料铺层如表 4 所示。

表 4 舱门元件选材及铺层信息

Table 4 Materials and stacking sequence of components of the door

元件	材料	铺层
蒙皮		$[45/-45/90/0/45/90/-45/0]_s$
蒙皮增厚区		$[45/-45/90/0/45/-45/0/45/90/-45/0]_s$
纵向边框/梁	IMS/X850	$[45/-45/0/90/0/45/0/-45/90/0]_s$
环向边框		$[45/-45/0/90/0/45/0/-45/90/0]_s$
环向隔板		$[45/-45/0/90/0/45/-45/90]_s$
角片/连接带板	钛合金	—
接头	7050 铝合金	—
窗框	2024 铝合金	—
玻璃	DYB-3	—

2.3 舱门与机身连接

舱门蒙皮所受压差载荷通过纵梁和止动装置传递至机身,隔板则将蒙皮上的载荷传递至纵梁,舱门上下铰链门几乎不参与增压舱内压差载荷的传递。登机舱门在机身上的典型状态主要为完全打开和完全关闭。当舱门完全打开时,舱门通过铰链机构与机身加强隔框连接,并且铰链唯一的转动自由度被锁定;当舱门处于完全关闭位置时,止动装置将限制舱门运动。有限元模型中未考虑锁定和铰链机构,因此采用约束接头的方式来模拟舱门的状态。

3 舱门纵梁布局方案分析

在总体布局方案基础上设计三种纵梁数量及布置位置不同的布局方案(舷窗开口补强区视情况变化)。对三种方案进行初步分析,设计要求包括最大运行压力和破损安全设计要求(分为接头破损安全与元件破损安全);然后对结果进行分析得到优选的方案。

各方案纵梁布置数量与位置如表 5 所示,蒙皮增厚区环向位置为其边界距离舱门上边界的跨度。方案三中舷窗两侧纵梁间距加大,因此蒙皮增厚区相应加大。

表 5 不同纵梁布局方案

Table 5 Different design options of beams

方案编号	梁数	隔板数目	上部梁间距	下部梁间距	蒙皮增厚区范围
方案一	7	16	$6.5^\circ, 8^\circ, 8^\circ$	$6^\circ \times 4$	$16.5^\circ \sim 27.4^\circ$
方案二	6	14	$6.5^\circ, 8^\circ, 8^\circ$	$8.67^\circ \times 3$	$16.5^\circ \sim 27.4^\circ$
方案三	5	12	$13^\circ, 9.5^\circ$	$8.67^\circ \times 3$	$14.5^\circ \sim 27.4^\circ$

各方案分析结果如表 6 所示。

表 6 布局方案设计分析结果

Table 6 The results of different design options

方案编号	最大运行压力				
	最大拉伸应变/ 10^{-6}	最大压缩应变/ 10^{-6}	最大剪应变/ 10^{-6}	最大径向位移/mm	接头最大支反力/kN
方案一	1 753	1 314	2 732	3.25	17.78
方案二	2 155	2 234	3 107	3.70	19.16
方案三	3 309	3 165	3 827	4.65	23.18
方案编号	破损安全设计要求				
	最大拉伸应变/ 10^{-6}	最大压缩应变/ 10^{-6}	最大剪应变/ 10^{-6}	最大径向位移/mm	接头最大支反力/kN
方案一	1 618	1 214	1 928	2.31	19.36
方案二	2 280	2 219	2 170	3.07	24.15
方案三	3 220	3 180	2 877	4.81	31.87

从表 6 可以看出:方案三在最大运行压力和破损安全设计要求下的应变水平已经超出设计许用值,淘汰该方案;方案一、方案二均满足两种设计要求,考虑结构重量因素,方案二纵梁数目较少,故选择方案二作为优选的方案进行细节设计分析。

4 结构设计方案的细节分析

在舱门纵梁布局方案分析基础上,按照表 1 中

的设计要求对舱门布局方案二进行细节设计分析,主要包括两部分内容:(1)分析舱门结构是否满足各设计要求并确定结构的关键设计要求;(2)分析舱门中的机械连接是否满足要求并确定结构中连接设计的关键区域。

机械连接分析采用整体-局部单钉模型分析方法:首先采用有限元方法进行总体模型钉载分析,确定钉载分配;然后对各连接区域进行单钉细节模型分析。

4.1 舱门结构的设计验证

计算方案二舱门结构在其他设计要求下的情况,有限元分析结果如表7所示。

表7 各设计要求下方案二计算结果

Table 7 Result of option two under all design conditions

设计要求	舱门状态	设计载荷	最大应变/ 10^{-6}	应变状态
最大运行压力	关闭	1.58 kgf/cm ²	2 234	压缩
负压差	关闭	-0.105 kgf/cm ²	197	压缩
随机舱门载荷	打开	68.0 kgf	1 482	拉伸
		135.9 kgf	1 217	拉伸
	关闭	68.0 kgf	1 454	拉伸
		135.9 kgf	1 216	拉伸
紧急情况把手载荷	关闭	204 kgf	347	拉伸
		113.4 kgf	170	拉伸
紧急情况载荷(仅开门)	打开	1 134 kgf	1 251	拉伸
		181.4 kgf	1 399	拉伸
破损安全	关闭	0.66 kgf/cm ²	2 280	拉伸

从表7可以看出,在各设计要求下,结构应变均能满足要求,但在最大运行压力和结构破损安全设计要求下结构应变水平远高于其他情况,故最大运行压力和结构破损安全设计要求是结构的关键设计要求,连接分析主要针对这两种情况进行。

4.2 舱门连接区的总体有限元模型分析

舱门结构中载荷的传递路径主要为纵梁与边框,因此在分析舱门连接时,主要考虑边框与蒙皮、纵梁、止动装置、上下端隔板之间以及蒙皮与舷窗口框之间的连接,其余连接在分析中未予考虑。适航规章中要求对未经试验验证的连接需考虑接头系数1.15^[9],即安全裕度大于+0.15。

通过分析舱门连接区总体有限元模型,对舱门

紧固件、金属被连接件进行强度分析,确定其是否满足设计要求。总体有限元模型中采用ABAQUS软件提供的Fastener单元模拟螺栓,Fastener单元可以对大尺度、分布规则的钉群进行快速建模与分析^[10-12]。单个Fastener单元反映两个被连接件之间的变形协调关系, N 个被连接件需要 $N-1$ 个Fastener单元模拟。提取每个Fastener单元的拉力、挤压力进行处理后,即可得到螺栓的钉载以及被连接件的受力情况。文中分析的钉载及元件所受载荷均为两种关键设计要求中的最大值。

4.2.1 舱门连接区的紧固件强度分析

机械连接区紧固件的强度分析包括螺栓的拉伸与剪切强度。根据总体模型中Fastener单元计算得到的剪切与拉脱钉载,进行紧固件强度分析,双剪连接的紧固件仅选择最大的剪切力进行分析。紧固件的强度分析结果如表8所示,紧固件的安全裕度大于设计要求的安全裕度。

表8 紧固件强度分析结果

Table 8 Strength analysis result of bolts

螺栓型号	许用载荷/kN		最大钉载/kN		安全裕度	
	拉伸	剪切	拉伸	剪切	拉伸	剪切
HST10-5	8.63	8.82	—	1.98	—	+3.45
IIST10-6	11.12	11.86	—	5.28	—	+1.25
IIST11-6	8.90	11.86	3.32	3.24	1.68	+2.66
HST10-8	19.13	20.58	—	8.73	—	+1.36

4.2.2 舱门金属被连接件强度分析

舱门中金属被连接件主要包括铝合金的止动装置、舷窗口框,钛合金的连接带板、角片和角盒。铝合金挤压屈服强度为724 MPa,钛合金挤压屈服强度为1 178 MPa,金属被连接件的挤压强度分析结果如表9所示,可以看出,金属被连接件的安全裕度均远大于设计要求的安全裕度。

表9 舱门金属被连接件挤压强度分析结果

Table 9 Bearing strength analysis result of metal connectors

危险区域	最大挤压力/kN	钉孔直径/mm	厚度/mm	安全裕度
接头	8.73	6.3	5	+1.61
连接带板	1.98	4.1	3	+6.32
角片	5.28	4.8	3	+2.21
窗框	0.98	4.8	5	+16.73

4.3 舱门连接区的细节模型强度分析

采用单钉细节模型对结构中各连接区域元件进行强度分析,验证其是否满足要求。强度分析主要包括拉脱强度分析和挤压强度分析,根据分析结果确定结构中连接设计的关键区域。

4.3.1 舱门连接区元件拉脱强度分析

元件拉脱强度分析时,采用有限元方法对单钉拉脱过程进行模拟,由于拉脱力为面外载荷,在模拟中采用三维 Hashin 失效准则^[13]判断复合材料的损伤起始。当材料发生损伤后,材料性能将出现退化,根据不同的失效模式对材料刚度进行折减,借鉴文献^[14-16]确定折减方案为:

(1) 纤维失效时,对 E_{11} 、 G_{12} 和 G_{13} 进行折减,拉伸失效时折减系数取 0.07,压缩失效时折减系数取 0.14;

(2) 基体失效时,对 E_{22} 、 G_{12} 和 G_{23} 进行折减,拉伸失效时折减系数取 0.2,压缩失效时折减系数取 0.4;

(3) 拉伸分层时,对 E_{33} 、 G_{13} 和 G_{23} 进行折减,折减系数取 0.2;

(4) 剪切分层时,对 G_{13} 和 G_{23} 进行折减,折减系数取 0.4。

为了验证方法的可行性,采用文献试验数据^[17]进行验证,拉脱强度试验方法采用 ASTM 标准,试件为 108 mm×108 mm 的方形板,板的中心有一个标称直径 6 mm,外孔直径 11 mm 的 100° 沉头孔,试验详细内容参见文献^[17]。

有限元模型中,螺栓采用 C3D8I 单元模拟,层合板采用 C3D8R 单元模拟。分析中对螺栓施加面外位移载荷并约束其余方向的平动自由度,试件则限制正面间隙孔外的面外位移并约束四边平动以防止绕转。

文献^[18]给出的试验中层合板拉脱强度为 39.8 MPa,最大拉脱载荷为 3.44 kN;有限元计算的拉脱强度为 36.2 MPa,最大拉脱载荷为 3.13 kN。表明本文方法预测结果比试验值低约 9.0%,结果较准确且偏保守,方法可行。

舱门结构拉脱失效的关键位置为纵向边框缘条与蒙皮连接处,对此处结构建立单钉模型并进行拉脱强度分析。蒙皮采用未增厚时的铺层,厚度为 3.04 mm。

在舱门结构中蒙皮所受的最大拉脱载荷为 3.32 kN,考虑接头系数,螺栓的拉脱安全裕度应大于+0.15。数值预测的螺栓拉脱的载荷一位移曲线如图 4 所示。

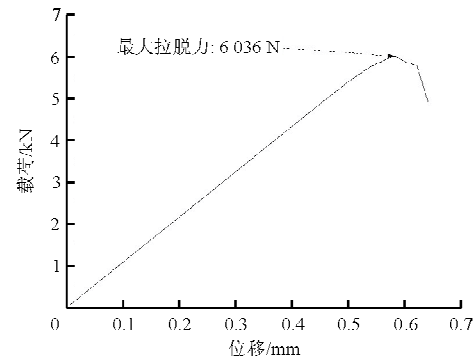


图4 螺栓拉脱的载荷一位移曲线

Fig. 4 Load-displacement curve of bolt was pulled off

从图 4 可以看出,当蒙皮失去承载能力时,螺栓的最大拉脱力可以达到 6.04 kN,其安全裕度为 +0.82,表明结构满足螺栓拉脱强度要求。

单钉模型中蒙皮失去承载能力时,其主要损伤为分层损伤,沉头孔边的分层损伤情况如图 5 所示,可以看出分层在面内的投影近似为椭圆形。

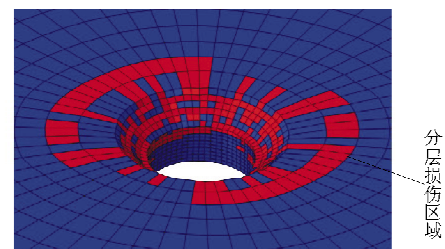


图5 螺栓沉头孔周围的损伤情况

Fig. 5 Damage of the area around countersunk hole

4.3.2 舱门连接区元件间挤压强度分析

采用单钉挤压模型对舱门中所有连接元件间的挤压强度进行分析,根据连接形式不同,模型分为单剪模型和双剪模型。螺栓采用 C3D8I 单元模拟,复合材料层压板采用 SC8RT 单元模拟,采用 Hashin 失效准则判断层合板的失效,有限元模拟方法参考 ASTM D 5961^[18]。

对于复合材料薄板的机械连接,凸头螺栓的连接强度比沉头螺栓的连接强度高约 20%^[19]。为了提高有限元模型的计算效率与精度,在单钉挤压模型中忽略了紧固件的头型影响,即按凸头紧固件进

行强度分析。考虑接头系数,故本文中凸头螺栓挤压安全裕度应大于+0.15,沉头螺栓挤压安全裕度应大于+0.38。

螺栓最大挤压力为舱门连接区总体模型中 Fastener 单元最大横向挤压力与纵向挤压力的合力,舱门连接元件间的挤压强度分析结果如表 10 所示。

表 10 舱门连接区元件间挤压强度分析结果
Table 10 Bearing strength analysis result of components

危险区域	连接形式	挤压力/kN		安全裕度	
		最大值	许用值	设计要求	预测值
边框腹板	双剪	9.88	13.06	1.015	1.032
边框上缘条	单剪	1.76	4.45	+0.15	+1.53
边框下缘条	单剪	3.24	5.12	+0.15	+0.58
纵梁腹板	双剪	8.35	10.99	+0.15	+0.32
纵梁上缘条	单剪	1.98	4.45	1.015	1.125
隔板腹板	双剪	2.16	9.57	+0.15	+3.43
隔板上缘条	单剪	0.78	4.55	+0.15	+4.83
蒙皮	单剪	3.24	5.12	+0.38	+0.58

从表 10 可以看出:所有单钉挤压模型中层合板的损伤均为挤压破坏,层合板在达到最大载荷时,在与螺栓的挤压面上出现较大面积的压缩失效;所有连接元件的挤压强度安全裕度均能满足设计要求,其中安全裕度最低的关键区域为边框腹板和梁腹板,分析时需要重点关注;此外相对于金属被连接件,复合材料的安全裕度虽然较低,但其用于舱门机构设计是可行的。

5 舱门重量分析

对复合材料舱门结构重量进行分析,主要与金属结构舱门重量进行对比。

分析金属舱门结构时,改变舱门中元件的数目及其几何尺寸,使得金属舱门满足各设计要求。此时金属舱门蒙皮厚度 2.5 mm,纵横构件厚度 3.5 mm,纵梁数为 8 根。金属机身结构材料采用铝锂合金 2090-T83。

不含紧固件及金属接头时,复合材料舱门的结构重量为 31.44 kg,金属舱门的总重为 42.03 kg。复合材料舱门相比金属舱门减重约 25.2%。

6 结论

(1) 在最大运行压力和破损安全两种设计要

求下,舱门结构的应变水平最高,是舱门结构设计中的关键设计要求。

(2) 复合材料舱门结构设计中的关键问题为结构的连接设计,采用整体一局部单钉模型分析方法对关键设计要求下结构连接进行分析,分析结果表明复合材料被连接件的安全裕度低于金属被连接件,其中安全裕度最低的位置为边框腹板及梁腹板,最可能出现的破坏形式为挤压破坏,因此在结构强度分析时需要重点关注这两处区域复合材料的挤压强度。

(3) 舱门结构应用复合材料能够满足设计要求,并且能有效降低结构重量。

参考文献

- [1] Jon Ostrower. Taking stock; a 787 update, illustrated edition[EB/OL]. (2007-11-15)[2013-10-26]. http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2007/11/taking_stock_a_787_update_illu/.
- [2] Asd News. First Boeing doors ready for barrel test[EB/OL]. (2006-05-31)[2013-10-26]. <http://www.airshow.com.cn/en/article/yjxx/2006-05-31/9607.html>.
- [3] Jeff Sloan. Integrated, optimized aircraft door[EB/OL]. (2012-05-01)[2013-10-26]. <http://www.composites-world.com/articles/integrated-optimized-aircraft-door>.
- [4] 门坤发,袁胜骏,马效臣,等.复合材料行李舱门设计研究[C]//中国科学技术协会.第十届中国科协年会论文集(三).郑州,2008:1703-1709.
Men Kunfa, Yuan Shengtao, Ma Xiaochen, et al. Composite material luggage port design study[C]//China Association for Science and Technology. Proceedings of the 10th annual meeting of China association for science and technology(3). Zhengzhou, 2008: 1703-1709. (in Chinese)
- [5] 王春净,代云霏.碳纤维复合材料在航空领域的应用[J].机电产品开发与创新,2010(2):14-15.
Wang Chunjing, Dai Yunfei. Application of carbon fiber composite in aerospace[J]. Development & Innovation of Machinery & Electrical Products, 2010(2): 14-15. (in Chinese)
- [6] 中国民用航空局.中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S].北京:中国民用航空局,2011:80-83.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25 Airworthiness standard for transportation category airplane[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011: 80-83. (in Chinese)
- [7] 牛春匀.实用飞机结构工程设计[M].北京:航空工业出版社,2008:482-495.
Niu Chunyun. Airframe structural design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 482-495. (in Chinese)

- [8] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 37-38.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25 Airworthiness standard for transportation category airplane[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011: 37-38. (in Chinese)
- [9] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 61.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25 Airworthiness standard for transportation category airplane[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011: 61. (in Chinese)
- [10] 钱一彬, 钟小丹, 陈普会, 等. 复合材料机身壁板的纵向连接设计与失效分析[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1427-1433.
Qian Yibin, Zhong Xiaodan, Chen Puhui, et al. Longitudinal panel splice design of composite fuselage structure and failure analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8): 1427-1433. (in Chinese)
- [11] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于 ABAQUS 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
Zhuang Zhuo, You Xiaochuan, Liao Jianhui, et al. FEM analysis and application based on ABAQUS[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [12] Hibbit, Karlsson and Sorensen Inc. ABAQUS analysis user's manual[M]. Version 6.10. USA: 2010.
- [13] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-335.
- [14] Okutan B, Karakuzu R. The strength of pinned joints in laminated composites[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(6): 893-905.
- [15] 赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Zhao Meiyang. Failure analysis of composite mechanically fastened joints and study of effects on failure strength[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [16] Xiao Y, Ishikawa T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints(Part 1: experimental investigation)[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7): 1022-1031.
- [17] American Society of Testing Materials. D7332/D7332M-07 Standard test method for measuring the fastener pull-through resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite[S]. USA: ASTM, 2007.
- [18] American Society of Testing Materials. D5961/D5961M-13 Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates[S]. USA: ASTM, 2007.
- [19] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.
Xie Mingjiu. Joints for composites material[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011. (in Chinese)

作者简介:

王秋宇(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机复合材料结构设计与分析。

陈普会(1964—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:复合材料结构设计。

(编辑:马文静)