

Ω 型加筋壁板连接结构在拉伸载荷下的破坏研究

卢秉贺

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

[摘要] 考察机身收缩段的复合材料 Ω 型加筋壁板前段和后段连接结构在拉伸载荷下的承载能力, 开展了拉伸破坏试验研究。试验件为壁板与框呈 75° 夹角的倾斜结构, 试验考核了加筋壁板、连接框、连接角盒和紧固件的应变水平、试验件的载荷-位移曲线和破坏载荷。试验结果表明, Ω 型加筋壁板前后段连接结构在拉伸载荷下, 角盒和框的连接处的紧固件以及框的转角处最先发生破坏。试验结果可作为飞机机身复合材料结构连接的设计和评定依据。
关键词: Ω 型加筋壁板; 拉伸载荷; 连接

Failure Damage Experiment Research for Connection Structure of Ω Type Stiffened Panels Subjected to Tension Load

LU Binghe

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

[ABSTRACT] In order to gain the load capability of connection structure of composite Ω type stiffened panels in after fuselage, failure experiments for connection structure of Ω stiffened panels subjected to tension load were conducted. The specimen was a sloping structure with the angle of 75° between stiffened panel and the frame. The experiment tested strain of stiffened panel, frame, fitting and fasteners and gained the load-displacement curve and cracking load. The experiment results show that the corner of the frame and the fasteners which connect the fittings and the frames are the prior damage points in tension load. The experiment result is meaningful to connection design for composites structure on fuselage.

Keywords: Ω type stiffened panel; Tension load; Connection

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2017.14.106

在飞机结构设计中, 由蒙皮和长桁组成的加筋壁板是最常见的结构件。加筋壁板有很多结构类型, 常见的有 T 型、I 型、J 型、π 型和 Ω 型^[1-2]。其中, Ω 型加筋壁板的长桁与蒙皮形成一个闭合结构, 具有很高的受压稳定性, 可以承受重载。传统的飞机结构采用金属材料制造加筋壁板, Ω 型加筋壁板的长桁和蒙皮之间形成封闭结构容易积液形成腐蚀, 很少采用这种类型的设计。近年来, 随着耐腐蚀性优良的复合材料的广泛应用, Ω 型加筋壁板有了越来越广阔的使用前景^[3]。

加筋壁板连接是飞机设计中的关键技术, 针对这一问题, 国内外学者进行了诸多的研究^[4-9]。由于 Ω 型加筋壁板在传统飞机设计中应用较少, 关于 Ω 型加筋壁板连接方面的研究分析也较少。本文以复合材料 Ω 型加筋壁板前后段连接结构为研究对象, 用试验的方法考察在拉伸载荷作用下, 前段和后段 Ω 型复合材料加筋壁板、前段和后段连接框、连接角盒、连接紧固件的承载能力。

1 试验件及试验装置

1.1 试验结构件

Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件由前段 Ω 型复合材料加筋壁板、后段 Ω 型复合材料加筋壁板、前段连接框、后段连接框、连接角盒、连接紧固件组成。试验件长 800mm, 宽 400mm, 高度为 260mm。Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件如图 1 所示。

模拟飞机机身收缩段形式, 金属框段与复合材料加

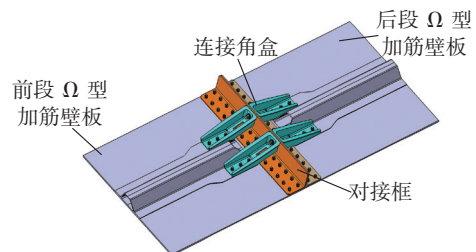


图1 Ω型加筋壁板前后段连接结构试验件

Fig.1 Specimen of composite Ω type stiffened panels

筋壁板呈 75° 的夹角,如图 2 所示。

框和壁板之间用 HST11 系列钛合金抗剪型 100° 沉头高锁螺栓连接,配合使用 HST79 系列抗剪型铝合金高锁螺母;前段框和后段框之间用 6 个 NAS68 系列钛合金长螺纹紧公差六角头螺栓连接,配合使用 MS21042 系列钢六角凸缘自锁螺母^[10]。中间两个螺栓分别连接前后段角盒。试验件前后段对接区域如图 3 所示。

前段和后段 Ω 型加筋壁板的复合材料单向带铺覆而成,复合材料蒙皮的铺层为 $[45/-45/0/45/-45/90]_{2S}$,复合材料长桁的铺层为 $[45/-45/0_2/90/0]_S$,复合材料蒙皮两端加厚区复合材料铺层为 $[(45/-45/0/90)_3/0/45/-45/0/90/0]_S$,复合材料单向带的材料性能如表 1 所示。前段连接框、后段连接框、连接角盒材料采用铝合金材料 7075-T7451。

1.2 试验装置

Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件共计 3 件,共进行 3 组试验。试验在 YGD-500 型电子试验机中进行,电子试验机上下平台分别装有加载接头。为保证加载过程中受力均匀,设计了金属材料的加载夹具。试验件加载端的蒙皮和长桁通过两排螺栓与加载夹具连接,试验件与加载夹具连接处的复合材料蒙皮铺层加厚。加载接头与加载夹具中间有连接夹具,如图 4 所示。整体 Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件装置要与电子试验机上下平台保持垂直,避免引起附加弯曲。加载点

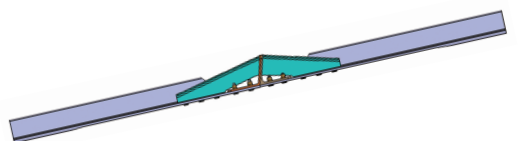


图2 倾斜结构示意图
Fig.2 Sloping structure

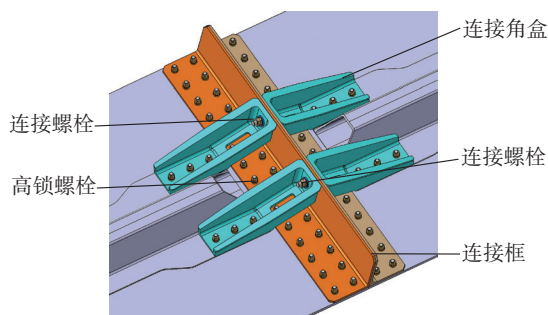


图3 试验件前后段对接区域
Fig.3 Connection region of specimen

要通过 Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件装置的型心,避免引入偏心弯矩^[9,11]。

Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件共布置了 65 个应变片,分别测量前段和后段 Ω 型复合材料加筋壁板、前段和后段连接框、连接角盒的应变水平。

2 试验分析

2.1 试验过程

电子试验机下接头固定,上平台向上运动进行加载,按图 4 所示方向以恒定速率(使试验件在 3~6min 破坏)对试验件施加拉伸载荷,直至试验件破坏。试验过程中记录破坏载荷值、破坏模式、应变及位移,并绘制载荷-位移曲线。试验过程中当施加载荷小于 20kN 时,每间隔 5kN 测量一次应变;当施加载荷大于 20kN 以后,每隔 2kN 测量一次应变。

2.2 试验结果

Ω 型加筋壁板前后段连接结构在拉伸载荷下的破坏试验一共进行了 3 组,每组试验件的破坏载荷和破坏模式见表 2。

以第 2 组试验为例说明试验过程:试验开始后,随着拉伸载荷的增大,试验件承受的载荷逐步增加。当载荷达到 4.5kN 时,试验装置发出响声,观察试验件,未发现任何裂纹。载荷继续增大,在到达 41.7kN 前,能听到零星微弱响声,试验件皆未出现裂纹。当载荷增大

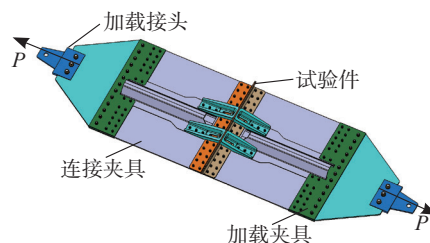


图4 试验件装置示意图
Fig.4 Experiment equipment for specimen

表2 试验件破坏载荷和破坏模式

试验件编号	破坏载荷 /kN	破坏模式描述
1	37.9	一侧角盒连接螺栓断裂,框的转角区断裂
2	41.7	2 个角盒连接螺栓均断裂,框的转角区断裂
3	39.4	2 个角盒连接螺栓均断裂,框的转角区断裂

表1 复合材料单向带性能数据

拉伸模量 E_{11} /GPa	横向拉伸模量 E_{22} /GPa	拉伸强度 X_T /MPa	横向拉伸强度 Y_T /MPa	泊松比 ν_{12}	拉伸极限应变 / $\mu\epsilon$	横向拉伸极限应变 / $\mu\epsilon$
123	9.6	1900MPa	70	0.34	4000	4000

至 41.7kN 时, 试验件前后段连接区域发出很大响声, 同时冒出白色烟雾, 前后段连接框分开。近距离观察看到 2 个角盒的连接螺栓均断裂, 同时框的转角区域发生断裂, 如图 5 所示。

汇总试验数据, 绘制载荷 - 位移曲线, 如图 6 所示。

观测整个 Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件的应变水平, 在 38kN 载荷下, 加筋壁板、连接高锁螺栓的后段框的应变水平较低, 全部低于 $1000\mu\varepsilon$; 螺栓连接的前后段对接处框的应变水平最高, 高于 $3000\mu\varepsilon$; 其他位置应变水平介于 $1000\sim 3000\mu\varepsilon$ 之间。

3 结论

(1) 试验件中破坏的螺栓都是连接角盒的螺栓, 表明中间两个连接角盒的螺栓在传递前后段载荷中起主要作用, 两侧的 4 个螺栓在传递前后段载荷中起次要作用。

(2) 从 Ω 型加筋壁板前后段连接结构试验件的应变水平看出, 载荷通过角盒传递到框上, 角盒改变了载荷的分布, 在传递载荷中起了很大作用。

(3) 试验件的破坏形式都是中间的抗拉螺栓破坏, 并且连接框的转角处断裂, 表明这两处地方是结构最薄

弱环节。如需增加试验件的承载能力, 考虑选用抗拉能力更强的紧固件, 并增大框的转角半径。

参考文献

[1] NIU MICHAEL C Y. 实用飞机结构工程设计[M]. 程小全, 译. 北京: 航空工业出版社, 2008.

NIU MICHAEL C Y. Airframe structural design[M]. CHENG Xiaoquan, trans. Beijing: Aviation Industry Press, 2008.

[2] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.

TAO Meizhen. Modern ariplane structural design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001.

[3] NIU MICHAEL C Y. 实用飞机复合材料材料结构设计与制造[M]. 程小全, 张记奎, 译. 北京: 航空工业出版社, 2010.

NIU MICHAEL C Y. Composite airframe structures[M]. CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui, trans. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

[4] 赵丽滨, 彭雷, 张建宇, 等. 复合材料 π 接头拉伸力学性能的试验和计算研究[J]. 复合材料学报, 2009, 26(2): 181-186.

ZHAO Libin, PENG Lei, ZHANG Jianyu, et al. Experimental and numerical research on mechanics performance of composite π joint under tensile loading[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(2): 181-186.

[5] 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 and failure analysis of composite fuselage structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8): 1427-1433.

[6] PHILIPS H J, SHENOI R A. Damage tolerance of laminated tee joints in FRP structures[J]. Composites Part A, 1998, 29(4): 465-478.

[7] DAMODAR R Ambur, NAVIN Jaunky, MARK W Hilburger. Progressive failure studies of stiffened panels subjected to shear loading[J]. Composite Structures, 2004, 65: 129-142.

[8] IRISARRI F X, LAURIN F, CARRERE N, et al. Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates (part II: failure prediction of an industrial junction)[J]. Composite Structures, 2012, 94(8): 2278-2284.

[9] YI Xiao, TAKASHI Ishikawa. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: experimental investigation)[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7): 1022-1031.

[10] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.

Chinese Aeronautical Establishment. Composite connection manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.

[11] IRISARRI F X, LAURIN F, CARRERE N, et al. Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates (part I: refined finite element modeling of single-fastener joints original research article)[J]. Composite Structures, 2012, 94(8): 2269-2277.

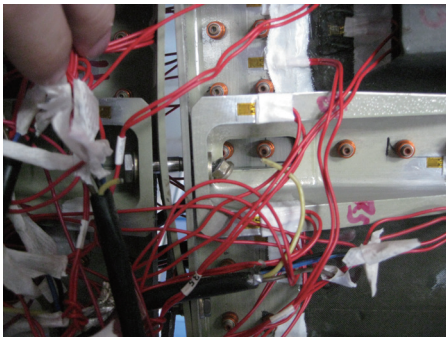


图5 试验件破坏示意图
Fig.5 Specimen failure state

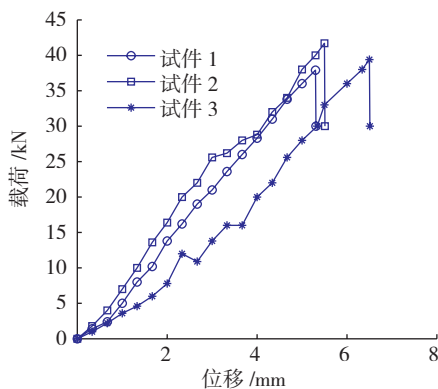


图6 载荷-位移曲线
Fig.6 Load-displacement curve

通讯作者: 卢秉贺, 硕士、高级工程师, 研究方向为结构设计与优化, E-mail: lubinghe@comac.cc.

(责编 冬月 大漠)