

民用飞机垂尾和后机身连接 结构设计与研究

Design and Research on Joint Structure Between Vertical Tail and Rear Fuselage for Civil Aircraft

韩建民 薛蛟 秦超 / Han Jianmin Xue jiao Qin Chao
(中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110013)
(AVIC SAC Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110013, China)

摘要:

民用飞机垂尾是飞机结构的主要受力部段,垂尾和后机身的连接处受力复杂,是飞机设计的难点之一。参考国外成熟机型垂尾和后机身连接方案,分别从重量、制造、装配、损伤容限、维修性等方面详细分析了垂尾和后机身多种连接方案的优缺点,研究并设计出一种改进的垂尾和后机身连接方案。

关键词:垂尾;后机身;连接方案;损伤容限;维修性

中图分类号:V225+.2

文献标识码:A

[Abstract] Vertical tail for civil aircraft is a main load component of aircraft structure. The load conditions of joint structure between vertical tail and rear fuselage are complex, and it's difficult to design. This paper takes several advanced aircraft as example, compared with several schemes of vertical tail and rear fuselage joint structure in weight, manufacture, assembly, damage tolerance and maintenance. Finally, a improved joint structure is designed.

[Key words] vertical tail; rear fuselage; joint structure; damage tolerance; maintenance.

0 引言

受制造、装配、材料等技术的限制,民用飞机通常分成几个部段分别进行设计制造,然后再将各个部段组装到一起。为了保证飞机结构的完整性,各个部段之间还需要设计连接结构进行部段的连接和载荷的传递,而垂尾作为飞机主要的受力面之一,其与后机身的连接处载荷较大,传力复杂,是飞机部段连接设计中的难点。

本文主要参考国际上成熟的飞机型号,分析其垂尾和后机身的连接特点与连接方案的优缺点,设计研究出一种改进的垂尾和后机身连接方案,为国内民用飞机的设计和研究提供参考。

1 垂尾和后机身连接方式

垂尾是飞机用于稳定飞行及转向的装置,常采用全悬臂式结构^[1]。民用飞机垂尾一般有“T”型布

局和常规布局两种,呈后掠式布置,其结构由垂直安定面和方向舵组成。垂尾和后机身的连接部件是垂直安定面,其连接主要体现在垂直安定面的梁和后机身加强框之间的连接。

常见的垂尾和后机身的连接方式有永久性的固定连接、贴合式的接头对接以及耳片连接等方式。永久性固定连接一般不可拆卸,需要采用斜向隔框以适应垂尾插入后机身^[2],其结构如图1(a)所示;贴合式接头对接和耳片连接都是可拆卸的,其连接方式是垂直安定面梁缘条上的连接接头和机身框上相应的接头通过销钉或螺栓相连^[3],其结构如图1(b)所示。

2 载荷分析

常规布局的垂尾主要承受表面气动载荷、惯性载荷和方向舵悬挂支臂传递的集中载荷;“T”型布局的垂尾除承受上述载荷外还要承受与平尾对接

接头传递的集中载荷,这些载荷最终通过垂尾前后梁的根部连接结构传递到机身的加强框。

通过垂尾前后梁根部连接结构传递到机身加强框上的载荷可分为垂直载荷和水平载荷。加强框把垂直载荷以剪流的形式分散传给蒙皮,蒙皮产生反作用剪流,平衡加强框上的外载荷^[4]。水平载荷分为航向载荷和侧向载荷,航向载荷对加强框产生弯矩,侧向载荷对加强框产生扭矩,蒙皮产生反作用剪流,平衡加强框的弯矩和扭矩。

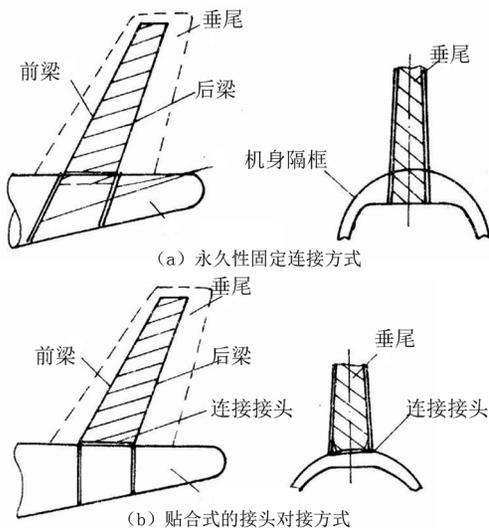


图1 垂尾和后机身连接方式

3 连接结构设计

垂尾和后机身连接结构设计的主要目的是根据垂尾和后机身连接处载荷传递特点,设计一种安全有效的载荷传递结构,将垂尾的载荷均匀地传递到机身上。下文主要介绍国外几种成熟机型的垂尾和后机身连接结构方案,并从重量、制造工艺、装配工艺、损伤容限和安装维修等方面进行综合比较,提出一种改进的垂尾和后机身的连接结构设计。

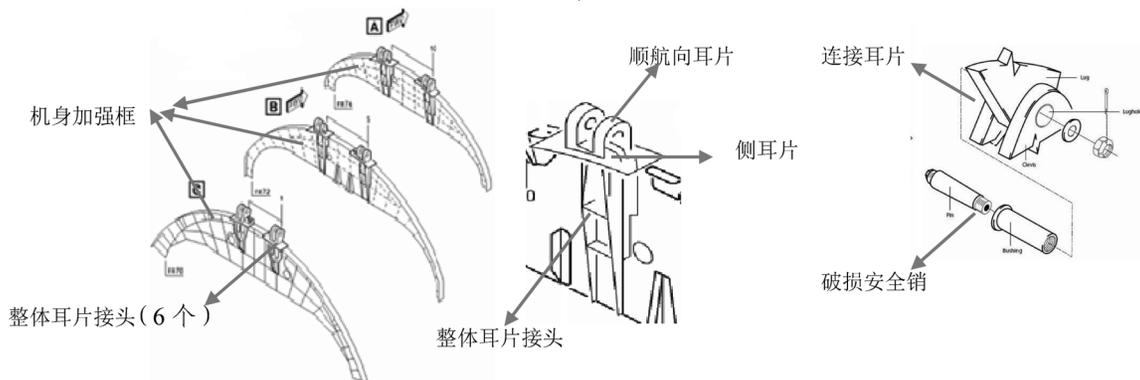


图3 A320飞机垂尾和后机身连接结构

3.1 参考机型的连接结构

3.1.1 MD-82 飞机

MD-82飞机是美国麦道公司生产的支线客机,其垂尾和后机身采用永久性固定连接方式,后机身主结构由壁板、斜框和复合材料尾锥等构成。垂尾前、中、后梁向下延伸,直接与对应斜框固接,连接处零件数量较少,无设计与工艺分离面,整个连接结构传力路径短,其具体连接结构如图2所示。

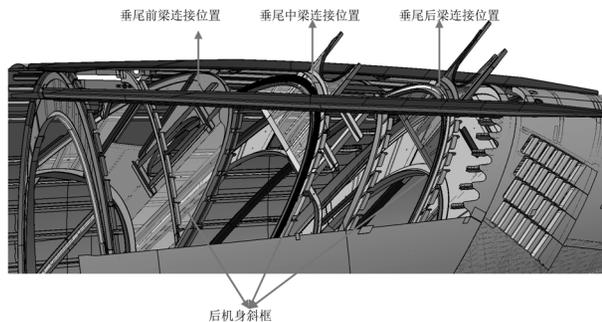


图2 MD-82飞机垂尾和后机身连接结构

3.1.2 A320 飞机

A320飞机是空客公司一款单通道飞机,垂尾和后机身采用的是耳片接头的连接方式,整体耳片接头的底部与后机身的加强框相连接,将连接接头的载荷及弯矩和扭矩传递到机身加强框上,顺航向耳片与垂尾上的耳片接头通过破损安全销相连接,承受垂尾的垂直载荷和航向载荷,整体耳片接头的侧耳片通过连杆与垂尾梁上的相应接头连接,承受垂尾的侧向载荷,其具体的连接结构如图3所示。

3.1.3 ATR72 飞机

ATR72为法国与意大利合资制造的双发螺旋桨支线客机,其垂尾和后机身采用的是贴合式接头对接方式,对接平面属于设计分离面,在机身加强框与其上部的连接带板和钛合金垫片铆接成为一个整体,钛合金垫片上部为对接平面,与垂尾前后梁

的连接接头通过螺栓进行贴合连接。连接螺栓承受拉剪混合应力,将垂尾的载荷传递到加强框上,

钛合金垫片和纵向连接带板与蒙皮连接,传递部分航向力和侧向力,其连接结构如图4所示。

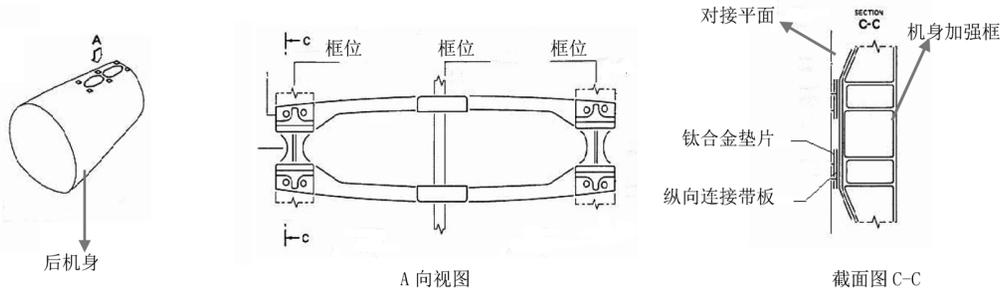


图4 ATR72 垂尾和后机身连接结构

3.2 方案比较分析

在连接结构方案设计阶段,设计人员除了考虑整个连接结构的传力特点外,还需要从重量、制造工艺、装配工艺、损伤容限、维修性等方面对连接结构综合比较分析^[5],再结合相关的设计要求,确定连接结构的最终方案。对上述飞机典型连接结构方案综合比较分析的结论见表1。

表1 垂尾后机身连接方案比较

	永久性固定连接	耳片连接	贴合式接头对接
重量	零件数量少,连接简单,重量轻	接头数量较多,重量较重	连接件数量较多,重量较重
制造工艺	斜框加工困难	侧耳提高了整个接头的加工难度	结合面加工精度高,孔加工精度高,接头螺栓和孔需要紧配合
装配工艺	连接结构简单,装配工时较少,但无设计与工艺分离面,不利于协作生产	耳片接头与垂尾接头为间隙配合,可机身外安装,易装配,装配时间短	通过机身内部装配,装配工时较长,难度大
损伤容限	非损伤容限结构设计	连接耳片的破损安全销受剪应力,损伤容限性能较好,由于侧向耳片传递航向力和侧向力,导致整体接头受力复杂	螺栓受拉剪合力,损伤容限性能较差
维修性	通过机身内侧检测与维修	检测与维修空间开敞	通过机身内侧检测与维修

3.3 方案选择和改进设计

上文介绍的飞机垂尾和后机身的连接方案都属于早期研制的成熟机型的连接方案,而现代先进飞机在进行垂尾和后机身连接结构方案设计时,除了考虑基本的适航条款、研制成本、重量、制造、装配等因素外,还侧重飞机的损伤容限、耐久性、维修

性等方面的设计。几种方案中,虽然耳片连接结构重量较重,但是整个结构可以在机身外装配,容易组装和维修,同时其采用破损安全销的设计使飞机具有非常好的损伤容限特性,通过权衡研究,以A320为代表的耳片式连接方案在几种连接方式中更具有优势。

但由于A320飞机整体耳片接头受载复杂,制造难度较大,是耳片连接方案中最容易发生结构破坏的零件,需要对A320的耳片连接方案进行更改,分别设计不同的耳片接头来传递相应的载荷。侧耳片连接接头布置在两个顺航向耳片接头的中间位置,通过侧向连杆和垂尾相应接头连接。改进的耳片连接结构如图5所示。

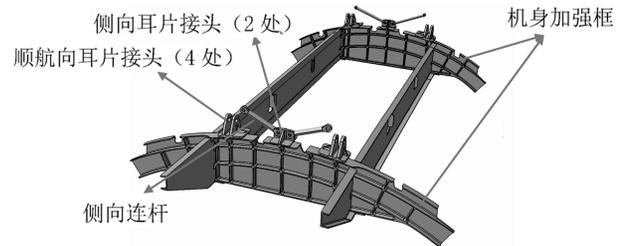


图5 改进的耳片连接结构

通过分析,改进的设计虽然增加了结构重量,但是两类接头单独传力,整个结构的损伤容限特性更好,制造方面可以降低耳片接头的加工难度,在维修装配方面更加方便,其连接方案比整体耳片接头的连接方案更具优势。

4 结论

本文介绍了国外成熟机型常用的垂尾和后机身连接方案,并对其进行了研究分析,结合当今飞机设计的相关要求,在原方案基础上提出了一种新

(下转第98页)

单元;国内民机研制风险数据资源不足,需要结合民机的研制不断补充,从而形成有效的民机研制风险管理体系。后续应结合风险管理体系建立风险管理平台工具,有效地进行民机研制风险管理。

参考文献:

- [1] Shishko, R. et al. . NASA System Engineering Handbook [Z]. NASA SP-6105, 1995.
[2] Hans-Henrich Altfeld. 商用飞机项目—复杂高端产品的研发管理[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.

(上接第 8 页)

证体系的必要性以及国内企业如何建设设计保证体系的思路和方法,给出了设计保证文件体系从手册到程序的基本框架,提出了有关设计保证体系建设的一些建议。后续还要对设计保证体系建设和审查的一些难点问题进一步研究。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定[S]. 中国:中国民用航空局, 2007.
[2] 中国民用航空局. AP-21-AA-2011-03-R4 航空器型号

(上接第 11 页)

的垂尾和后机身连接结构,为国内的民机研发提供相应的技术参考。

参考文献:

- [1] 余春华,尹晓春,田阿利,蒋志伟. 飞机垂尾尾翼的非线性结构设计[J]. 机械设计与制造, 2004, 74(2): 6-10.
[2] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京:航空工业

(上接第 15 页)

- [2] E. B. White and W. S. Saric. Application of Variable Leading-Edge Roughness for Transition Control on Swept Wings [J]. Arizona State University, AIAA 2000-0283.
[3] William S. Saric, Ruben B. Carrillo, Mark S. Reibert. Leading Edge Roughness as A Transition Control Mechanism [J]. AIAA 98-0781.
[4] Zuo Sui-han, Yang Yong, Li Dong. Experiments of Cross-Flow Instability in A Swept-Wing Boundary Layer [J]. ICAS2010, Northwestern Polytechnical Uni-

[3] 何哲. 大型飞机项目风险管理研究[D]. 上海:上海交通大学, 2009.

[4] 黄斌. ARJ 民机项目风险管理研究[D]. 重庆:西南交通大学, 2009.

[5] 丁常宏. 民机项目风险识别方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012, 1:1-2.

[6] Hoffman, H. -E., Schoper, Y. -G. and Fitzsimons, C. J. . Internationales Projektmanagement (Munche: Beck - Wirtschaftsberater im Deutschen Taschenbuch Verlag), 2004.

合格审定程序[S]. 中国:中国民用航空局, 2011.

[3] EASA. EU No 748/2012 Annex I Part 21 Certification of Airplane and related Products, parts and appliances, and of design and production organizations [S]. EU: EASA, 2012.

[4] TCCA. AWM 505, Delegation Of Authority, Subchapter E: Design Approval Organization [S]. Canada: TCCA, 2009.

[5] TCCA. Staff Instruction 505-001, Delegation of Authority Process - Aircraft Certification [S]. Canada: TCCA, 2007.

[6] TCCA. AC 505-002, Airworthiness Control System for a Delegated Organization (Aircraft Certification) [S]. Canada: TCCA, 2008.

出版社, 2008.

[3] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2004.

[4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.

[5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册: 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.

versity.

[5] Ed Obert. Aerodynamic Design of Transport Aircraft [J]. Delft University.

[6] 黄勇, 钱丰学, 于昆龙, 何彬华, 畅利侠, 林学东. 基于柱状粗糙元的边界层人工转捩试验研究[J]. 试验流体力学, 2006, 20(3): 59-62.

[7] 程厚梅. 风洞试验干扰与修正[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.

[8] 恽起麟. 风洞试验数据的误差与修正[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.