

波音与空客在典型铰链损伤容限设计的差异性研究



刘莹飞,冯成慧,王乾平,李云鹏

航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

摘要:飞机舵面铰链结构在飞行姿态控制和可靠性方面有重要作用,但在其损伤容限设计方面缺乏系统性的指导。运输类飞机适航规章 25.571 条款中对损伤容限设计所做出的顶层要求,是现代民用飞机结构设计必须遵循的规范。本文介绍了波音和空客不同的技术途径典型铰链机构,分析了缓慢裂纹扩展结构和多传力破损安全结构的技术特点。研究结果表明,多传力路径的破损安全结构能显著降低铰链单点失效概率,同时提出从翼面高度和气动载荷方面进行典型铰链的损伤容限设计。

关键词:铰链; 损伤容限; 波音; 空客; 差异

中图分类号:V267

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.007

飞机襟翼、副翼铰链机构是连接飞机机翼盒段与舵面的主要承力和运动机构,其主要作用是连接襟翼、副翼本体和机翼盒段,并实现襟翼、副翼与机翼盒段的相对运动。典型铰链机构的设计是一项独特而复杂的工作^[1],且必须符合运输类飞机适航规章 25.571 条款^[2]的相关要求。

美国联邦航空局(FAA)通过修正案 25-86,将联邦航空条例 25.571 条款(结构的损伤容限与疲劳评定)与欧洲航空安全局(EASA)发布的联合航空条例的适航要求进行了协调统一,使 FAA 与 EASA 在条款层面基本一致^[3]。因此,波音和空客飞机典型铰链的设计遵循的顶层条款是一致的,都是遵循损伤容限的理念。国内孙洁琼等^[4]对多个典型机型后机身与垂尾的连接结构方案进行了研究,发现波音采用平面对接形式,空客则以顺航向耳片式连接为主,但都遵循破损安全的结构设计理念。徐伟峰^[5]提出增大销轴过盈量及提高摩擦因数的方法来提高铰链结构的可靠性。蔡永明^[6]建立了一种基于当量应力损伤的耐久性分析方法用于耐久性设计及经济寿命预测。任斯远^[7]将扩展有限元与晶体塑性有限元相结合,对 LMD-TC18 钛合金的静力及疲劳裂纹扩展路径进行了模拟。周彬^[8]则考虑了结构件的防转、防松以及轴承和衬套的选择对破损安全多传力结构的

影响。周颜^[9]考虑动态冲击载荷对结构疲劳寿命的影响。鲁冯杰^[10]总结了一套民用飞机机身框对接头损伤容限分析的方法。

损伤容限设计是飞机活动面必须考虑的设计原则,但目前国内尚缺乏对飞机活动面铰链在损伤容限结构设计方面的指导原则。本文从损伤容限设计角度介绍波音和空客飞机典型铰链结构的情况,并对比分析两种路线的优缺点,用以指导典型铰链结构的设计。

1 运输类飞机适航规章结构的损伤容限评定

运输类飞机适航规章 25.571 条款总则规定:对强度、细节设计和制造的评定,必须表明飞机在整个使用寿命期间将避免由疲劳、腐蚀、制造缺陷或意外损伤引起的灾难性破坏。对可能引起灾难性破坏的每一结构部分(如机翼、尾翼、操纵面及其系统,机身、发动机架、起落架以及上述各部分有关的主要连接),除本条(c)规定的情况以外,必须按本条(b)和(e)的规定进行这一评定。

损伤容限设计原则的提出否定了这种仅依靠设计来保障安全的设计原则,强调要通过检查来保障飞机结构的安全性,并没有否定破损安全结构,而是在飞机结构设计中继

收稿日期: 2023-03-31; 退修日期: 2023-05-15; 录用日期: 2023-06-10

引用格式: Liu Yingfei, Feng Chenghui, Wang Qianping, et al. Analysis on the difference between Boeing and Airbus in the damage tolerance of typical hinges[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(07): 51-56. 刘莹飞, 冯成慧, 王乾平, 等. 波音与空客在典型铰链损伤容限设计的差异性研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(07): 51-56.

继续沿用破损安全结构^[11]。损伤容限设计技术的总目标是保证含有裂纹的结构在规定的未修使用期内,其承载能力不小于在这个期间可能遭受到的最大载荷,从而使机体不会由于裂纹存在而发生灾难性破坏,保证机体安全。损伤容限设计的结构可以分为两大类:一类是缓慢裂纹扩展结构,另一类是破损安全结构。缓慢裂纹扩展结构包括缓慢裂纹扩展不可检结构和缓慢裂纹扩展可检结构,破损安全结构则包括破损安全多途径传力结构和破损安全止裂结构^[12]。这种含破损安全的损伤容限设计思想构筑了飞机损伤容限设计体系,同时可以通过损伤容限设计来回应安全性要求,这是现代飞机结构完整性设计的理论体系的重要组成部分^[13]。

2 波音系列飞机襟翼、副翼铰链损伤容限结构

波音系列飞机襟翼和副翼铰链机构设计理念是一致的,典型铰链损伤容限的基本原则均采用缓慢裂纹扩展可检结构。缓慢裂纹扩展可检结构要保证结构在检查间隔内剩余强度满足要求,安全是靠裂纹的缓慢扩展和缩短检查间隔来保证的。

2.1 襟翼

襟翼一般是静定结构。襟翼最薄弱的连接是铰链机构,因为每一个翼面正常情况下仅有两个铰链机构。增升装置结构失效基本发生在低速飞行时,因为增升装置展开,载荷的力臂变大,操纵载荷也随之增大。在低速操纵模式中,为了排除结构失效,铰链机构必须按照破损安全原则设计。

波音 767、777 和 787 均采用铰链机构控制襟翼运动,且铰链机构采用缓慢裂纹扩展可检结构。波音 767 后缘襟翼连杆机构可以描述为一个“铰接小梁,4 连杆机构”^[14]。波音 777 外襟翼和内主襟翼支撑机构为倒置/垂直的 4 连杆机构,这种布置决定了连杆比较长,操纵力矩很大。波音 777 设置有一块襟副翼,该襟副翼在两端布置有两个铰链,均为操纵和悬挂复合接头,操纵点位于襟副翼前缘前部,悬挂点位于襟副翼下部,铰链接头在悬挂部位两侧安装有金属薄板,增加了接头的强度。

波音 787 采用下沉铰链襟翼。机构复杂度大幅度降低,基本可靠性大幅度提高。波音 787 铰链机构如图 1 所示。波音 787 内外襟翼各布置两个驱动装置,通过旋转作动器的运动实现襟翼的收放运动。内外襟翼分别布置两套铰链式支臂摇臂、两套辅助滑轨支撑,辅助滑轨支撑限制襟翼两端的变形;在外襟翼两套铰链式支臂摇臂之间布置了

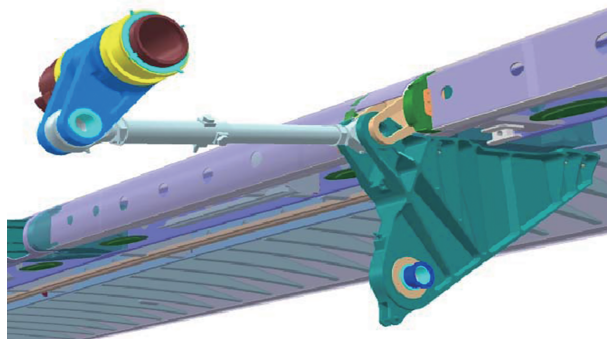


图1 波音787襟翼下沉铰链

Fig.1 Sinking hinge of Boeing 787's flap

一个变形控制约束点。

2.2 副翼

波音副翼铰链结构采用缓慢裂纹扩展可检结构。波音 777 飞机副翼为双点操纵 7 点悬挂形式,另外布置了两个平衡摇臂,以防止作动器失效下副翼颤振。副翼中部均匀分布三个悬挂接头,承载整块副翼的大部分载荷,中部三个悬挂接头之间布置两个操纵接头;副翼内侧布置单个悬挂接头起支撑作用;副翼外侧零星布置三个悬挂接头,用以承载副翼外侧部分载荷;副翼内侧和中部、中部和外侧之间布置两个平衡摇臂。波音 777 飞机副翼铰链布置图如图 2 所示。

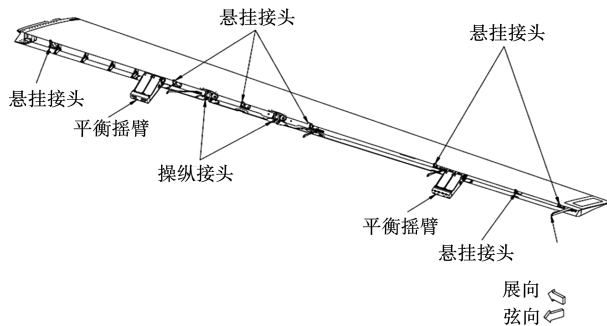


图2 波音777飞机副翼铰链布置图

Fig.2 Hinge of Boeing 777's aileron

波音 787 飞机副翼为双点操纵 5 点悬挂形式,较均匀地分布在副翼前缘,以剪切形式与前梁连接,如图 3 所示。两个操纵接头布置于前缘结构中部,材料为钛合金;5 个悬挂接头分散布置于前缘,其由铝合金材料制成。

波音 777 和 787 出于破损安全考虑,将副翼舵面的驱动布置为双路驱动,为使操纵载荷均衡,将操纵点布置于压心两侧,同时便于控制翼面的变形。副翼翼面高度较高,操纵与悬挂采用共面布置,保证结构传力直接和简洁。为控制

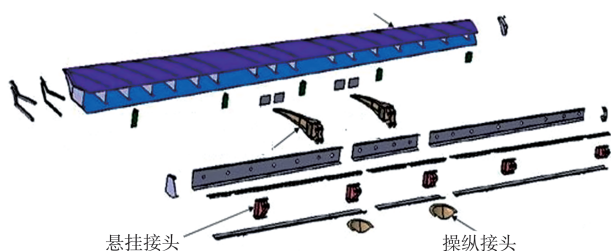


图3 波音787飞机副翼结构图

Fig.3 Structure of Boeing 787's aileron

舵面整体的变形协调,使舵面有较好的受力特性,悬挂点沿展向均匀分布于前缘。该结构布置形式能确保单点失效后,舵面姿态基本无变化,但会导致相邻铰链点载荷增高,单点失效的风险会上升。

2.3 缓慢裂纹扩展可检结构

波音系列飞机一般以缓慢裂纹扩展可检结构损伤容限原理来指导铰链结构的设计,其思想是利用结构的可检性提高剩余强度。波音主要通过以下几个方面的措施来实现损伤容限结构设计:(1)选择裂纹扩展速率低、断裂韧度高的材料,减缓材料裂纹扩展速率;(2)铰链布置位置分布均匀,整块舵面的载荷会较均匀地分布在铰链点位置,避免出现载荷集中分布在同一个接头,形成应力集中,进而造成铰链结构的破坏;(3)通过缩短检查间隔延长寿命。然而这种结构却存在一定的缺陷,只有依靠检修才能保证安全,这就增加了人员工作负担和检修成本。

3 空客系列飞机襟翼、副翼铰链损伤容限结构

空客系列飞机襟翼、副翼结构设计特点一脉相承,典型铰链损伤容限的基本原则采用破损安全多途径传力结构。只有当结构满足如下条件时,才真正符合破损安全多途径传力结构要求:(1)在主传力途径失效前,要求结构能够承担在最小未修使用期限内可能遭遇的最大载荷;(2)在主传力途径失效时,残存结构必须有能力承受引起传力途径失效的载荷,再加上有断裂元件转嫁过来的载荷并考虑动载效应增量;(3)必须有足够强的紧固件以保证将失效结构上的载荷传递到残存结构上。

破损安全按铰链位置布置方式分为多点破损安全和单点破损安全。

(1) 多点破损安全

舵面有多个(三个及以上)悬挂(或铰链)点,其中任意一个悬挂点发生断裂后,剩下的几个悬挂(铰链)点还能承受“67%的极限载荷+重复检查间隔”。空客飞机副翼多采

用此种设计理念。

(2) 单点破损安全

舵面有两个悬挂(或铰链)点,每个悬挂(或铰链)点都有两套传力路线,铰链设计两套传力路线的单元包括单耳、双耳、销轴,以及摇臂与舵面的连接、支臂与机翼的连接,其中一套传力路线的任何一个单元发生断裂后,第二套传力路线还能承受67%的极限载荷。空客飞机襟翼一般采用此种设计理念。

3.1 襟翼

空客襟翼铰链机构普遍采用单点破损安全结构。A350后缘采用下沉式自适应铰链襟翼。在襟翼下偏时,扰流板可下偏到一个最有利的位罝,减小了缝道间隙,减轻了机翼后缘上表面的气流分离,在保证缝道参数的情况下,使襟翼可以偏转更大的角度,从而改善单缝襟翼的气动性能,同时降低了噪声,减轻了结构重量。A380襟翼大拉杆采用钛-铝-钛三层结构,如图4所示。在螺栓铰链处通过带凸肩的关节轴承将三层结构夹紧,在其他地方通过一排钉将三层结构连接在一起。A380钛-铝-钛三层结构中,铝板夹在两层钛板中间作为第一传力路线,当铝板发生断裂(疲劳或腐蚀)时,两侧的钛板作为第二传力路线承载。该方案的优点是两侧的钛板为对称结构,不会引起偏载,缺点是铝板夹在两层钛板中间,且铝板作为第一传力路线,有裂纹时不会被检查到。

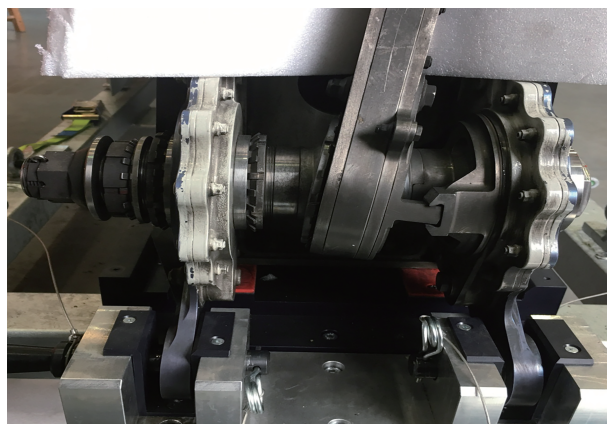


图4 A380襟翼“钛-铝-钛”混杂冗余度耳片

Fig.4 “Ti-Al-Ti” mixed redundance lugs of A380's flap

A350、A380襟翼下沉铰链机构均采用了两套传力路线,铰链机构中的单耳采用“铝-钛-铝”三层结构,铰链机构中双耳的每个单耳均采用“铝-钛”两层结构,连接单耳和双耳的采用“空心销-螺栓”两套结构。这种防断裂冗余度设计能有效地降低断裂故障概率,实质性地提高下沉铰链机构

的任务可靠性,从而满足CCAR-25.571条款的要求。

复合耳片的材料厚度比是单点破损安全结构的设计难点,目前国内尚缺乏有效的结构设计理论。空客依据破损安全设计理念,参考材料的弹性模量,形成了一套成熟的混杂余度耳片设计方法。冯蕴雯^[15]同样基于变形协调设计原则,确定了“铝-钛-铝”厚度比例为0.8:1:0.8的单耳设计方案。

3.2 副翼

与襟翼铰链破损安全结构设计思路不同,空客副翼铰链机构普遍采用多点破损安全结构。A340、A350XWB等飞机将副翼设计成多点破损安全结构,采用“3+2”形式,内侧三个铰链中间布置两个操纵,这三个铰链允许其中一个损伤后,其余两个可以承受结构限制载荷。外侧两个铰链点位置接近,允许其中一个发生破坏后,另一个可以承受结构限制载荷。A380飞机副翼同样采用“3+2”形式,只是形式略有不同,三个悬挂接头与两个操纵接头组成接头组合体,布置于副翼内端,另外两个辅助悬挂接头布置于翼尖端,如图5所示。

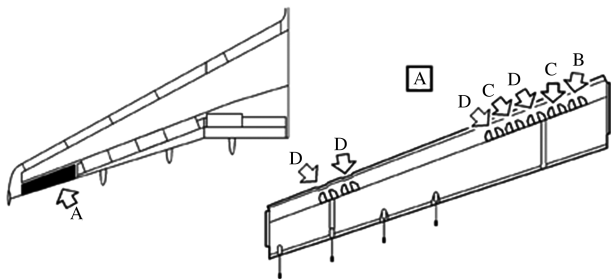


图5 A380副翼

Fig.5 Aileron of A380

空客 A340、A350 和 A380 副翼靠近翼尖,副翼舱空间有限,作动器只能布置在靠近翼根一侧,操纵接头也只能随其位置;同时翼面高度受限,操纵和悬挂接头不能共面,只能选择多操纵悬挂耦合接头的结构形式。这种结构形式保证铰链单点失效后,舵面姿态和传力路径不发生明显变化。然而,由于铰链位置分散,舵面变形不易控制,势必付出一定的重量(质量)代价。

3.3 空客的破损安全结构

空客系列飞机铰链结构以破损安全损伤容限原理为指导,要求当主传力途径失效前残存结构仍能够承担最小未修使用期限内可能遭遇的最大载荷。空客典型铰链的破损安全结构有以下几个特点:(1)设置多个传力路径,单点破损安全结构的铰链采用不同的金属材料组成多层结构,而

多点破损安全结构的铰链则为同种金属材料的整体耦合接头形式,均能保证在主传力路径失效后仍存有相似的承力结构以保证飞机舵面的正常功能;(2)铰链布置位置受翼面高度影响一般分布在舵面内外两侧,对舵面的整体布置影响较小,但铰链受力比较集中,舵面容易出现扭转变形。

4 差异性分析

通过前文介绍,容易发现波音和空客两个系列在民用飞机典型铰链损伤容限设计中采用的顶层原则相同,但是技术路径泾渭分明:波音系列飞机选择单传力缓慢裂纹扩展结构,空客系列飞机选择破损安全结构。

波音系列飞机襟翼、副翼铰链机构均采用单传力缓慢裂纹扩展可检结构,具体为“2+N”铰链形式,即两个操纵接头和多个悬挂接头,较均匀地分布于襟翼、副翼。这种结构的优点是:(1)结构简单;(2)重量轻;(3)舵面变形容易控制。缺点是:(1)其中一个铰链发生断裂后,结构构型会发生较大变化;(2)安全性可以满足要求,但是没有破损安全结构高。设计难点在于:(1)对材料的性能指标要求很严格,要选择裂纹扩展速率慢、断裂韧度高的材料;(2)对结构的设计水平要求高,要合理控制结构的应力水平;(3)要求裂纹可检。

空客系列飞机虽然襟翼、副翼铰链机构均采用破损安全结构,但襟翼和副翼铰链结构却有一定区别。襟翼铰链机构采用单点破损安全结构,襟翼布置两个铰链点,单个铰链机构的双耳(采用钛-铝两层结构)、单耳(采用铝-钛-铝三层结构)、螺栓(空心销+实心小螺栓)均为两套传力路线,其中一套传力路线失效后,还有一套传力路线可以承载。副翼铰链机构设计成多点破损安全结构,采用“3+2”两组铰链的形式,三个悬挂接头与两个操纵接头组成接头组合体,布置于副翼内端,距离很近,另外两个辅助悬挂接头布置于翼尖端,距离很近,铰链允许其中一个断裂后,其余几个可以承受结构限制载荷,由于铰链距离近,几乎不会引起结构构型发生较大变化。这种结构的优点是:(1)单个铰链失效后,不会引起结构构型发生较大的变化;(2)安全性更高。缺点是:(1)由于两组铰链跨度较大,舵面的变形不易控制,舵面会付出一定的重量代价;(2)破损安全设计会导致铰链付出一定的重量代价。设计难点在于:(1)对于钛-铝、铝-钛-铝耳片双传力路线的不同材料厚度比例设计,钛-铝复合结构异电位腐蚀防护设计;(2)第一传力路径、第二传力路径分析、验证,设计过程相对复杂;(3)要求裂纹可检。

通过以上分析可以从不同视角对活动面的铰链机构进行设计。

(1)空客襟翼铰链机构均是多传力路径,单点能承受更大的载荷,失效概率低。舵面铰链接头耳片可采用多层金属结构,能明显提高铰链的可靠性。

(2)当活动面远离翼尖或承受较大气动载荷时,应选择波音飞机襟、副翼铰链布置形式,操纵接头采用单点破损安全结构,不仅能提高安全性,而且能减轻飞机结构的重量。而当活动面靠近翼尖或承受较小的气动载荷时,则采用空客副翼的多点破损安全结构更具优势,这种结构能在有限空间内保证安全性;铰链单点失效后,舵面姿态和传力路径不发生明显变化。

(3)铰链接头沿翼面展向布置,其数量与间距视结构强度和刚度要求而定。铰链接头的相对位置视翼面高度而定,高度足够时,一般将操纵接头与悬挂接头布置于同一个平面内,从而减少偏心弯矩的影响;高度受限时,以压心位置为中心,将铰链接头分布于压心两侧,平衡翼面的刚度。

5 结束语

波音和空客飞机在典型铰链损伤容限设计方面遵循两种不同的设计理念,造成这种差异的主要原因是受限于翼面高度和气动载荷大小,具体体现在铰链的结构形式和铰链点布置上。本文提出采用正向设计的方法,根据翼面高度和气动载荷选择铰链结构形式和铰链的空间布置形式。本文能为国内飞机典型铰链在损伤容限方面的设计提供一定支持。

AST

参考文献

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
Niu Chunyun. Practical aircraft structural engineering design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 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]. 中国民用航空局, 2010.
Civil Aviation Administration of China. Part 25 of the civil aviation regulations of China: Airworthiness standards for transport aircraft[S]. Civil Aviation Administration of China, 2010. (in Chinese)
- [3] 毛可毅. 欧美损伤容限与疲劳评定适航符合性方法差异分析[J]. 航空标准化与质量, 2016(2): 43-45.
Mao Keyi. Analysis of differences in airworthiness compliance methods for damage tolerance and fatigue assessment in Europe and the United States[J]. Aviation Standardization and Quality, 2016 (2): 43-45. (in Chinese)
- [4] 孙洁琼, 张宝柱, 尤宏良. 民用飞机后机身与垂尾连接结构研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017 (1): 32-37.
Sun Jieqiong, Zhang Baozhu, You Hongliang. Research on the connection structure between rear fuselage and vertical tail of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2017 (1): 32-37. (in Chinese)
- [5] 徐伟峰. 缝翼滑轨冲点成形关键工艺参数的数值研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(6): 61-65.
Xu Weifeng. Numerical study on key process parameters of punch point forming of suture slide rail[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(6): 61-65. (in Chinese)
- [6] 蔡永明. 基于当量应力损伤的飞机结构耐久性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(3): 65-70.
Cai Yongming. Research on durability analysis method of aircraft structure based on equivalent stress damage [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(3): 65-70. (in Chinese)
- [7] 任斯远. 增材制造钛合金的裂纹扩展行为的晶体塑性有限元分析[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 81-86.
Ren Siyuan. Crystal plastic finite element analysis of crack propagation behavior of additive titanium alloy[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 81-86. (in Chinese)
- [8] 周彬. 枢轴式后缘襟翼驱动连杆结构设计要点[J]. 航空制造技术, 2015 (10): 83-89.
Zhou Bin. Key points of pivot type trailing edge flap drive connecting rod structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(10): 83-89. (in Chinese)
- [9] 周颜. 飞机作动器耳片疲劳断裂失效分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(6): 79-85.
Zhou Yan. Fatigue failure analysis of aircraft actuator lugs [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(6): 79-85. (in Chinese)
- [10] 鲁冯杰. 民用飞机机身框对接头损伤容限分析方法[J]. 科学视界, 2014 (13): 89-91.
Lu Fengjie. Analysis method of damage tolerance of civil aircraft fuselage frame on pull joint[J]. Scientific Horizons, 2014 (13): 89-91. (in Chinese)

- [11] 沈培良. 破损安全结构在损伤容限设计原则下的应用[J]. 科学技术与工程, 2012, 31(12): 8339-8343.
Shen Peiliang. Application of damage safety structure under damage tolerance design principle[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 31(12): 8339-8343. (in Chinese)
- [12] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第10册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
Editor-in-Chief of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual (vol. 10) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [13] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限手册: 损伤容限设计与分析(下册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
Zheng Xiaoling. Handbook of durability and damage tolerance of civil aircraft structures: Design and analysis of damage tolerance (Part II) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [14] 冯成慧, 王斌团. 大型民机增升装置的发展[J]. 飞机工程, 2009(2): 71-74.
Feng Chenghui, Wang Bintuan. The development of large civil aircraft lifting device[J]. Aircraft Engineering, 2009(2): 71-74. (in Chinese)
- [15] 冯蕴雯, 张家乐, 薛小锋, 等. 铝钛复合耳片结构设计及可靠性分析[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 1-8.
Feng Yunwen, Zhang Jiale, Xue Xiaofeng, et al. Structure design and reliability analysis of Al-Ti lugs[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 1-8. (in Chinese)

Analysis on the Difference between Boeing and Airbus in the Damage Tolerance of Typical Hinges

Liu Yingfei, Feng Chenghui, Wang Qianping, Li Yunpeng

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: The aircraft rudder hinge structure plays a pivotal role in flight attitude control and reliability, and there is a lack of systematic guidance on its damage tolerance design. According to CCAR 25.571, the top-level requirements for damage tolerance design are conducted, and it is necessary for modern civil aircraft structure to follow the norms. It introduces the typical hinge mechanisms from Boeing and Airbus with different technical pathways, and analyzes the technical characteristics of slow crack propagation structure and multi-force damage safety structure. Through the research, it is concluded that the damage safety structure of the multi-path load transfer can significantly reduce the probability of single-point failure of the hinge, and the damage tolerance design of the typical hinge is proposed from the aspects of rudder height and aerodynamic load.

Key Words: hinge; damage tolerance; Boeing; Airbus; difference