

基于持续适航的民用飞机舵机 作动器结构维修检查间隔制定



隋立军¹, 安雨晴², 张妮娜³, 李元元⁴, 张昭⁵

1. 航空工业西安飞行自动控制研究所, 陕西 西安 710076

2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065

3. 中航西飞民用飞机有限责任公司, 陕西 西安 710089

4. 中国民用航空适航审定中心 西安航空器审定中心, 陕西 西安 710065

5. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211

摘要:民用飞机舵机作动器作为复杂的机-电-液耦合设备,其受载情况复杂,结构疲劳损伤行为相比机体结构具有特殊性。要保证作动器结构承载能力,进而确保作动器功能正常,就必须制定合理的结构检查间隔,对作动器结构进行必要的检查。本文从适航规章要求出发,针对民用飞机舵机作动器结构研究了单裂纹及广布疲劳损伤情况下检查间隔的确定方法,提出以疲劳寿命原则及裂纹扩展寿命原则两种方法计算得到门槛值中的较小者作为作动器结构最终的检查门槛值,并分析判定了检查间隔制定工作存在的风险点,提出了检查间隔需要关注的内容。研究表明,单裂纹及广布疲劳损伤情况下检查间隔方法是一种安全、保守的评定方法,特别是针对疲劳行为复杂、无法明显判断裂纹扩展规律的作动器结构,能够为舵机作动器等复杂机-电-液耦合设备的结构检查间隔的制定提供理论和工程指导。

关键词:民用飞机; 作动器; 单裂纹; 广布疲劳损伤; 检查间隔; 持续适航

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.11.013

民用飞机舵机作动器是飞行控制系统的执行装置,是一种典型的机-电-液耦合设备^[1]。作动器作为承受工作载荷的主要结构件,结构的完整性对于飞控系统功能的正常发挥和飞机飞行安全有着重要影响^[2]。

作动器在工作过程中,随着飞机舵面的收放运动承受着周期性动载荷,同时飞行过程中的振动环境也给作动器带来了附加外载^[3]。在周期性交变载荷和振动附加载荷的共同作用下,结构的疲劳问题成为失效的主要根源之一^[3],要保持作动器能够维持正常功能,必须对作动器结构进行必要的检查,以确保作动器的持续适航。对于结构来说,检查的依据是结构的疲劳破坏特征,也就是从裂纹萌生、扩展直至结构断裂丧失承载能力期间的结构疲劳损伤容限特性,电气和液压部分检查的依据与结构不同,主要依据故障模式、故障率和可靠性数据等。目前国内外已有相当多的学者对飞机主结构的疲劳检查间隔等持续适航问题进行了

较深入研究^[4-6],开展了典型结构与部位的金属疲劳与损伤容限分析^[7-19]和全尺寸及部件试验^[20-24]验证工作,开展了复合材料结构的损伤容限评定^[25-26],并总结提出了关于飞机主结构疲劳评定与检查间隔的若干准则与要求^[27-33]。但是对于作动器结构,相比机体常见的增压载荷、阵风载荷、机动载荷等,其承载较为复杂,作动器结构除了承受内部的液压压力脉动载荷外,还需要承受机体传递到作动器结构上的振动载荷,不论液压压力脉动还是振动载荷,均属动载荷范畴,是目前国内外研究的一个难点,相关疲劳分析和试验研究比较少,主要集中在疲劳载荷谱编制^[34]、密封圈^[35]、壳体^[36]及耳片^[3]等典型结构疲劳分析,关注了水平安定面作动器^[37]和多功能扰流板^[38]的疲劳问题,在作动器载荷谱编制、振动疲劳分析和试验验证方面提出了一些具体方法,并在工程实践中进行了初步应用,但鲜有关于作动器结构检查间隔方面的研究工作。

收稿日期: 2024-03-11; 退修日期: 2024-06-13; 录用日期: 2024-08-15

引用格式: Sui Lijun, An Yuqing, Zhang Nina, et al. Establishment of maintenance inspection interval for actuator structure of civil aircraft based on continuous airworthiness[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(11): 104-111. 隋立军, 安雨晴, 张妮娜, 等. 基于持续适航的民用飞机舵机作动器结构维修检查间隔制定[J]. 航空科学技术, 2024, 35(11): 104-111.

本文从适航规章要求出发,参考飞机主结构的疲劳评定要求,结合作动器结构疲劳分析的已有实践,研究了作动器结构单裂纹及广布疲劳损伤情况下检查间隔的确定方法,并分析了存在的风险点,提出了检查间隔需要关注的内容,为作动器产品技术规范的制定、损伤容限评定及检查间隔制定提供参考和指导。

1 作动器结构的疲劳评定与结构检查间隔适航要求

作动器作为多余度、高安全性飞控系统的核心组成部分之一,通常一套舵面控制系统包含了多台作动器以实现余度设计^[39],多个作动器在指令信号的控制下,共同完成预期动作,力矩均衡、互为备份,因此作动器的结构设计必须能够满足结构完整性要求,保证作动器功能正常性。

以控制方向舵和升降舵的作动器为例,其结构一般包括筒体、活塞杆、撑杆、返力杆、耳环、耳轴等。图1是波音777飞机方向舵作动器结构,可以看出除了电磁伺服控制模块外,作动器的主要结构就是筒体和活塞杆,作动器筒体的材料通常为7050铝合金或0Cr17Ni4Cu4Nb不锈钢等材料,静强度极限值较高,对疲劳较为敏感;加之作动器小型化的趋势,结构零件的尺寸一般较小,因此作动器筒体和活塞杆等结构一旦发生疲劳破坏,轻则引起活塞杆运动卡滞、迟滞,重则引发液压能源压力丧失,将直接影响到作动器的功能^[40]。

目前,对于飞机主结构的疲劳问题,美国联邦航空局(FAA)发布的FAR-25部^[41]规章和中国民用航空局(CAAC)发布的中国民用航空规章CCAR-25-R4^[42]中第25.571条(a)(3)款有明确的适航要求,对于多传力路径“破损-安全”结构以及“破损-安全”止裂结构,如果不能证明在剩余结构失效前传力路径的失效、部分失效或者止裂等情况能够在正常维修、检查或飞机的使用过程中被发现且得到修理,则必须在裂纹扩展分析和/或试验的基础上建立其检查门槛值,并假定结构含有一个因制造或使用损伤造成的最大尺寸的初始缺陷。

同时,针对液压系统的疲劳问题,FAR-25部和CCAR-25-R4规章的第25.1435条(a)(4)款要求液压元件设计应能承受各种瞬态交变载荷或循环压力、外部诱导交变载荷或循环压力,确保不会发生疲劳破坏,并且发生疲劳破坏后不影响系统正常功能。第25.1435条(c)款则要求必须通过系统或者子系统/元件的疲劳耐久性试验,来证明或者子系统/元件满足设计要求,确保结构完整性和系统功能正常。

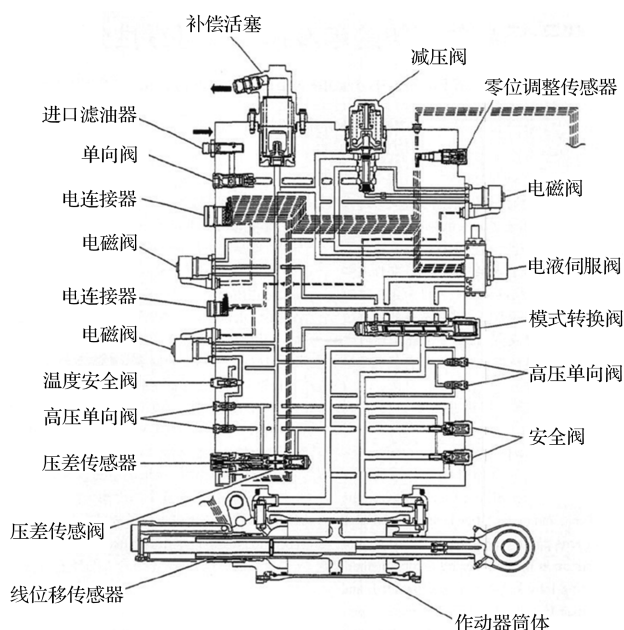


图1 波音777飞机方向舵作动器结构^[40]

Fig.1 Structure of Boeing 777 rudder actuator^[40]

以上适航规章中虽没有直接针对作动器的适航条款要求,但作动器作为多余度飞控系统当中的承力件,本质上就是多传力路径“破损-安全”结构,因此根据25.571条(a)(3)款的适航要求,对于多传力路径“破损-安全”作动器结构,应当基于试验数据支持的裂纹扩展分析或者通过疲劳损伤容限试验建立检查门槛值,并假定结构含有因加工制造或使用维修可能造成的最大尺寸的初始缺陷,该缺陷的尺寸应与检查方式/手段有关;同时结合25.1435条(a)(4)和(c)款,作动器作为液压驱动装置,属于泛指的液压系统范畴,因此,也应依据25.1435条的适航要求,进行充分的疲劳耐久性分析和试验验证,以确保结构完整性和系统功能正常。

2 作动器结构检查间隔制定要求

2.1 单裂纹情况下检查间隔制定要求

2.1.1 基于多传力路径“破损-安全”结构检查间隔制定要求

对于飞控系统,多余度作动器实际上构成了多传力系统,也就意味着当一个作动器丧失功能时,整个系统的功能并未完全丧失,处于“破损-安全”的状态,其他作动器能够承担控制舵面运动的功能,同时操纵载荷也会分配到功能正常的作动器。

作动器结构的检查间隔包括检查门槛(结构首次检查)和重复检查间隔。对由观察、分析和/或试验能够证明在飞机正常维护、检查或使用期间,在作动器剩余结构完全破

坏前,多传力路径“破损-安全”结构破坏是可检、可修的机构,也就是说丧失功能的作动器可以被发现、被更换,因此可以采用以下方法之一建立门槛值:(1)基于疲劳分析和/或疲劳耐久性试验并选择合理的分散系数;(2)基于适当的初始损伤假设下的缓慢裂纹扩展分析和试验。

对多传力路径结构,如果不能表明在飞机正常维护、检查或使用期间,在作动器剩余结构发生破坏前,主传力路径完全破坏、部分破坏或裂纹止裂是可检、可修的,其检查门槛值应当基于疲劳耐久性试验数据支持的裂纹扩展分析或疲劳耐久性试验来确定,并在分析与试验中假设结构中含有一条最大可能尺寸的初始缺陷,该缺陷可以由人工加工制造过程导致,也可以是使用维修过程中产生的。

根据上面的规定,疲劳检查门槛值的确定从计算方法上可分为疲劳寿命原则和裂纹扩展寿命原则两类。按照这两类方法计算疲劳检查门槛值。

(1) 疲劳寿命原则

无裂纹寿命或无可检裂纹的寿命,针对可检裂纹前寿命较长、裂纹扩展寿命较短的结构:门槛值为考虑分散系数情况下的无裂纹寿命或无可检裂纹的寿命。若有疲劳耐久性试验结果,分散系数取5~6;若无相关疲劳耐久性试验结果,分散系数取8。按此原则计算的门槛值为无裂纹或无可检裂纹累积寿命分析结果除以分散系数,按式(1)确定

$$N_f = (T_n - T_i) / f \quad (1)$$

式中, N_f 为按疲劳寿命原则计算的门槛值, T_n 为发现可检裂纹前累积的循环寿命数或结构的无裂纹寿命, T_i 为初始时刻的循环寿命数, f 为分散系数。

(2) 裂纹扩展寿命原则

考虑裂纹扩展过程,针对裂纹萌生寿命较短、裂纹扩展寿命较长的结构:基于从初始时刻到临界裂纹扩展的分析和/或试验结果,分散系数最小取2。按此原则计算的门槛值为从初始时刻到临界裂纹的累积寿命分析结果除以分散系数,按式(2)确定

$$N_p = (T_c - T_i) / f \quad (2)$$

式中, N_p 为按裂纹扩展寿命原则计算的门槛值, T_c 为裂纹达到临界裂纹前累积的循环寿命数, T_i 为初始时刻的循环寿命数, f 为分散系数。

因为上述两种情形都可能存在,因此,结构最终的检查门槛值应为上述两种方法计算得到门槛值中的较小者,且不超过飞机设计服役目标(DSO)的一半,按式(3)确定

$$N_{th} = \min(N_f, N_p) \quad (3)$$

式中, N_{th} 为结构最终的检查门槛值, N_f 为按疲劳寿命原则计

算的门槛值, N_p 为按裂纹扩展寿命原则计算的门槛值。具体如图2所示。

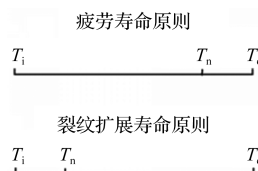


图2 两种不同的检查间隔(单裂纹)

Fig.2 Two different inspection intervals (single crack)

结构重复检查间隔通过裂纹扩展分析,计算从可检裂纹尺寸到临界裂纹尺寸之间的裂纹扩展寿命,并除以相应的分散系数最终获得结构的重复检查间隔,按式(4)确定

$$N_r = (T_c - T_n) / f \quad (4)$$

式中, N_r 为结构的重复检查间隔, T_c 为裂纹达到临界裂纹前累积的循环寿命数, T_n 为发现可检裂纹前累积的循环寿命, f 为分散系数。

具体的分散系数的选取取决于应力谱、边界条件、试样选取、材料分散性、几何考虑因素和环境影响几个方面。参考飞机主结构的疲劳评定,作动器结构重复检查间隔的疲劳分散系数最小可取2。

同时需要注意的是,即使作动器结构裂纹寿命很长,远远大于飞机DSO,也应该基于MSG-3分析,建立足够的检查程序和检查间隔,确保作动器结构能够得到合理的检查。

2.1.2 基于不可检结构的检查间隔制定要求

上述涉及的作动器结构均假设为可检结构,但实际上作动器结构中不可避免存在相当数量的不可检查或不易检查和维修的结构或部位。

通常这类结构的裂纹萌生寿命要长,裂纹扩展速率也要尽量小,以确保在DSO内,且在未检查、未修理的情况下,结构不发生疲劳破坏,或发生疲劳破坏的概率小于规定的指标。

当一路结构裂纹萌生并扩展的同时,其他传力路线的结构上的裂纹也在扩展,但裂纹并不可检。当结构破坏后,引起了载荷的重新分配。检查间隔的制定应基于其他传力路线结构的裂纹扩展特性,依据结构破坏时的其他传力路线结构裂纹尺寸至结构临界裂纹的扩展寿命来制定,分散系数最小取2。

2.2 广布疲劳损伤情况下检查间隔制定要求

尽管飞控系统采用了非相似余度的设计理念来保证系统安全性,但多个作动器功能和结构相似、受力相近、工作环境相同,容易发生多个作动器的相同或类似结构同

时失效,引起多元件疲劳损伤。

含有多元件损伤的作动器结构通常应当基于疲劳耐久性试验、分解检查或相似结构的使用经验所得到的裂纹萌生统计分析建立广布疲劳损伤检查的起始时间点,即检查起始时刻以及用以防止广布疲劳损伤发生而进行维修或更换的时间点,即结构更改时刻。

目前作动器结构的广布疲劳损伤研究不多,可根据 AC120-104^[43]中主结构疲劳评定的经验,定义 50% 的作动器耐久性试验件维持 25.571(b)要求的结构最小剩余强度的试验周期为从初始时刻到临界裂纹的累积寿命,作动器结构检查起始时刻可按式(5)确定

$$N_{is} = (T_c - T_i) / 3 \quad (5)$$

式中, N_{is} 为检查起始时刻, T_c 为裂纹达到临界裂纹前累积的循环寿命数, T_i 为初始时刻的循环寿命数。

作动器结构更改时刻按以下原则确定:

当针对作动器多元件损伤的结构检查是有效时,结构更改时刻按式(6)确定

$$N_{sm} = (T_c - T_i) / 2 \quad (6)$$

式中, N_{sm} 为结构更改时刻, T_c 为裂纹达到临界裂纹前累积的循环寿命数, T_i 为初始时刻的循环寿命数。

当针对多元件损伤的结构检查是无效时,结构更改时刻等于检查起始时刻,意味着检查手段无效,一旦发生结构疲劳损伤,就必须对作动器结构进行修理或更换。上述两种情形如图3所示。

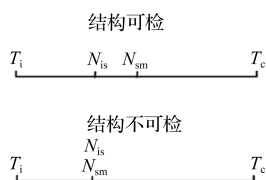


图3 两种不同的检查间隔(广布疲劳损伤)

Fig.3 Two different inspection intervals (widespread fatigue damage)

当针对作动器多元件损伤的结构检查是有效时,从检查起始时刻到结构更改时刻之间需要进行若干次检查,检查间隔取决于可检裂纹尺寸和所采用的检查方法的检出概率。如果检查起始时刻大于飞机的一倍 DSO,则不需要补充维修行动。

3 检查间隔制定的风险点与关注内容

3.1 检查间隔制定工作风险点

检查间隔制定中,存在的风险点主要是可检裂纹的确定、临界裂纹的确定、门槛值的确定。

通常情况下,可检裂纹的尺寸是基于检查手段,因此不同的检查手段对应的可检裂纹不同。此外,还需要考虑隐蔽尺寸。若忽略了可检裂纹的隐蔽尺寸,可能导致结构首次检查门槛值的推迟,会导致偏危险的结论。

临界裂纹的确定应根据结构的剩余强度决定。因作动器体积紧凑,通常结构尺寸较小,结构的剩余强度确定的临界裂纹尺寸往往大于结构尺寸边界,因此,实际的裂纹扩展受限于尺寸边界,一般无法达到剩余强度对应的理论值,若使用剩余强度值的裂纹扩展计算结果,评定结论可能偏危险。

检查门槛值的确定中,风险点主要是可能未综合考虑疲劳寿命原则和裂纹扩展寿命原则,导致制定的门槛值偏危险。

3.2 重点关注内容

根据梳理的检查间隔的确定方法及可能存在的风险点,在间隔制定工作中应重点关注以下内容:(1)可检裂纹的尺寸是否与检查手段一一对应;特别是对应多个部位和多个检查手段的情况;(2)裂纹扩展计算中是否考虑了隐蔽尺寸,如结构遮蔽尺寸、管路区域下尺寸等;(3)裂纹扩展特性计算中是否考虑了结构边界,如自由边等;(4)裂纹扩展计算中是否考虑了多裂纹的影响,如竞争效应;(5)检查门槛值的确定是否综合考虑疲劳寿命原则和裂纹扩展寿命原则,选择较小者作为最终的门槛值。

4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)在民用飞机舵机作动器结构疲劳分析的研究基础之上,从规章要求出发,详细研究了单裂纹及广布疲劳损伤情况下检查间隔的确定方法。

(2)提出应取疲劳寿命原则及裂纹扩展寿命原则两种方法计算得到门槛值中的较小者作为结构最终的检查门槛值,以保证疲劳评定的保守性或可靠性。

(3)提出了检查间隔制定方法与间隔制定重点关注内容,应重点关注可检裂纹的检查手段,裂纹扩展计算中的隐蔽尺寸、结构边界,以及多裂纹竞争效应的影响。未来将结合多元件损伤的具体损伤模式,进一步研究确定广布疲劳损伤多裂纹情形下的裂纹扩展行为和检查间隔制定方法。

AST

参考文献

- [1] 付永领, 庞尧, 刘和松, 等. 非相似余度作动系统设计与工作模式分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 432-

- 437,443.
- Fu Yongling, Pang Yao, Liu Hesong, et al. Design and working mode analysis of dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4):432-437,443.(in Chinese)
- [2] 蒋文涛. 大型飞机水平安定面作动器结构可靠性分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- Jiang Wentao. Structural reliability analysis of horizontal stabilizer actuator for large aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [3] 周颜,秦剑波,张志楠. 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, Qin Jianbo, Zhang Zhinan. Fatigue failure analysis of aircraft actuator lugs[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(6): 79-85. (in Chinese)
- [4] 林建鸿, 王彬文. 飞机疲劳失效适航规章演变历程回顾[J]. 航空科学技术, 2022, 33(6): 39-51.
- Lin Jianhong, Wang Binwen. Evolution history of airworthiness regulations for aircraft structural fatigue designs[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(6): 39-51. (in Chinese)
- [5] 孙侠生,苏少普,孙汉斌,等. 国外航空疲劳研究现状及展望[J]. 航空学报,2021,42(5):40-65.
- Sun Xiasheng, Su Shaopu, Sun Hanbin, et al. Current status and prospect of overseas research on aeronautical fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42(5):40-65.(in Chinese)
- [6] 崔德刚, 鲍蕊, 张睿, 等. 飞机结构疲劳与结构完整性发展综述[J]. 航空学报,2021,42(5):66-87.
- Cui Degang, Bao Rui, Zhang Rui, et al. Development of aircraft structural fatigue and structural integrity: review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42(5):66-87.(in Chinese)
- [7] 苟文选,张芮晨,耿小亮,等. 一种先进的飞机吊挂结构疲劳寿命仿真分析方法[J]. 西北工业大学学报,2017,35(5):905-909.
- Gou Wenxuan, Zhang Ruichen, Geng Xiaoliang, et al. An advanced fatigue life simulation method for aircraft suspension structures[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017,35(5): 905-909. (in Chinese)
- [8] 张今. 民用飞机机身壁板环向对接结构疲劳分析[J]. 中国科技信息,2015(5):21-23.
- Zhang Jin. Fatigue analysis of circular docking structure of civil aircraft fuselage panel[J]. China Science and Technology Information, 2015(5): 21-23. (in Chinese)
- [9] 毛可毅. 飞机蒙皮搭接结构多位置损伤疲劳寿命分析[D]. 天津:中国民航大学,2013.
- Mao Keyi. Multi-position damage fatigue life analysis of aircraft skin lap structure[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2013. (in Chinese)
- [10] 李孟杰,孙有朝. 基于DFR方法的下壁板结构疲劳分析[J]. 航空计算技术,2021,51(2):32-35.
- Li Mengjie, Sun Youchao. Fatigue analysis of typical details for lower panel structure of front fuselage based on DFR method[J]. Aeronautical Computing Technique, 2021,51(2):32-35.(in Chinese)
- [11] 赵鑫,翟城城,李卫平. 民用飞机气密腹板裂纹研究[J]. 民用飞机设计与研究,2021(2):94-99.
- Zhao Xin, Zhai Chengcheng, Li Weiping. Research on cracks in the airtight web of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(2): 94-99. (in Chinese)
- [12] 张帅,李宝珠,刘海涛. 一种耳片连接螺栓的疲劳分析方法[J]. 西安航空学院学报,2021,39(3):19-23,35.
- Zhang Shuai, Li Baozhu, Liu Haitao. A fatigue analysis method for bolt used in lugs connection[J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2021,39(3): 19-23,35. (in Chinese)
- [13] 赵玉龙,赵翔,王峰会,等. 随机载荷作用下机翼副油箱挂架的疲劳寿命分析及优化[J]. 航空制造技术,2016(7):66-68,72.
- Zhao Yulong, Zhao Xiang, Wang Fenghui, et al. Fatigue analysis and detail optimization for wing pylons of auxiliary fuel tanks under random loading[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(7): 66-68,72. (in Chinese)
- [14] 龚思楚,李森,张宪政,等. 某型飞机进气道结构声疲劳分析技术研究[J]. 教练机,2016(2):29-32.
- Gong Sichu, Li Sen, Zhang Xianzheng, et al. Technical study on sonic fatigue analysis of intake structure on certain aircraft [J]. Trainer, 2016(2): 29-32. (in Chinese)
- [15] 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(7):51-56.
- 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(7): 51-56.(in Chinese)
- [16] 顾文标,张伟,邹静,等. 某型直升机导弹挂装疲劳强度分析[J]. 直升机技术,2018(4):8-11,15.
Gu Wenbiao, Zhang Wei, Zou Jing, et al. The fatigue analysis of a missile hanging on helicopter[J]. Helicopter Technique, 2018(4): 8-11,15. (in Chinese)
- [17] 李宝珠,何彧. 机身与起落架连接接头疲劳强度分析方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(1): 69-73.
Li Baozhu, He Yu. The fatigue strength analysis of the joint connecting fuselage and landing gear structure[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(1): 69-73. (in Chinese)
- [18] 钟小宏,鲁胜,裴华平,等. 某型飞机主支柱疲劳试验裂纹分析[J]. 教练机,2018(3):53-56.
Zhong Xiaohong, Lu Sheng, Pei Huaping, et al. Analysis on cracks found in the fatigue test of main A/C strut[J]. Trainer, 2018(3): 53-56. (in Chinese)
- [19] 李静,张显余,付长安,等. 飞机腹鳍根部型材疲劳断裂强度分析[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(1): 142-145.
Li Jing, Zhang Xianyu, Fu Chang'an, et al. Strength analysis of aircraft ventral fins root material in fatigue fracture[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017,38(1): 142-145. (in Chinese)
- [20] 斯而健. 民用飞机结构的全尺寸疲劳试验[J]. 民用飞机设计与研究,2012(1):47-52.
Si Erjian. Full-scale fatigue test of commercial airplane structure[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012(1): 47-52. (in Chinese)
- [21] 雷腾. 民用飞机机身蒙皮对接结构疲劳分析及试验[J]. 西安航空技术高等专科学校学报,2012,30(5):25-28.
Lei Teng. Analysis and test research on civil aircraft skin connection structure fatigue[J]. Journal of Xi'an Aeronautical College, 2012,30(5): 25-28. (in Chinese)
- [22] 隋立军,原磊,李弢,等. 民用飞机机身蒙皮修理的广布疲劳损伤试验研究与有限元分析[J]. 航空工程进展,2015,6(1):59-63.
Sui Lijun, Yuan Lei, Li Tao, et al. Experimental study and finite element analysis of widespread fatigue damage(WFD) for civil aircraft fuselage skin repair[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(1): 59-63. (in Chinese)
- [23] 冀美珊,代月松,刘珺. 飞机静力/疲劳试验技术分析[J]. 科技创新与应用,2019(6):149-150.
Ji Meishan, Dai Yuesong, Liu Jun. Technical analysis of aircraft static/fatigue test[J]. Technology Innovation and Application, 2019(6): 149-150. (in Chinese)
- [24] 卢京明,任瑞,陈全礼. 飞机全机主操纵系统疲劳试验的零组件拆检及分析[J]. 飞机设计, 2018, 38(1): 44-48,52.
Lu Jingming, Ren Rui, Chen Quanli. Disassembly and inspection of parts or components in the whole primary flight control system fatigue test[J]. Aircraft Design, 2018,38(1):44-48,52. (in Chinese)
- [25] 王爱军. 民用飞机复合材料主结构适航符合性研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011(4):24-27,61.
Wang Aijun. Study on certification methodology for primary composite structure of commercial aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(4): 24-27,61. (in Chinese)
- [26] 沈铁军,佟强,马维,等. 复合材料加筋板后屈曲的耐久性与损伤容限特性试验研究[J]. 飞机设计, 2006(2): 24-26, 35.
Shen Tiejun, Tong Qiang, Ma Wei, et al. An experimental investigation of post-buckling durability and damage tolerance of composite stiffened panels[J]. Aircraft Design, 2006(2): 24-26,35. (in Chinese)
- [27] 姚卫星. 飞机结构疲劳寿命分析的一些特殊问题[J]. 南京航空航天大学学报, 2008,40(4): 433-441.
Yao Weixing. Some special subjects of fatigue life prediction on aircraft structures[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008,40(4): 433-441. (in Chinese)
- [28] 祝世兴,崔甲子. 运输类飞机疲劳评定适航条款分析[J]. 航空维修与工程,2009(6):73-75.
Zhu Shixing, Cui Jiazi. Analysis of transport category airplanes fatigue evaluation on airworthiness clauses[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2009(6): 73-75. (in Chinese)
- [29] 朱昊,崔泗鹏. 民用飞机金属结构抽样检查方案确定与优势研究[J]. 飞机设计,2021, 41(1): 61-65.
Zhu Hao, Cui Sipeng. The study on formulate and advantage for sampling inspection program of civil aircraft metal structures[J]. Aircraft Design, 2021,41(1): 61-65. (in Chinese)
- [30] 陈亮. 民航飞机结构疲劳裂纹生长机理及检查方案探讨[J]. 航空维修与工程,2014(5):85-88.
Chen Liang. Research on fatigue crack growth mechanism and inspection program[J]. Aviation Maintenance & Engineering,

- 2014(5): 85-88. (in Chinese)
- [31] 陈水根,张志林,叶彬. 飞机长寿命设计与评定技术研究[J]. 洪都科技,2010(4):75-78.
- Chen Shuigen, Zhang Zhilin, Ye bin. Research on the aircraft long-life design and evaluation technology[J]. Hongdu Science and Technology, 2010(4): 75-78. (in Chinese)
- [32] 宁晋建. 结构连接件疲劳损伤容限全寿命设计方法[J]. 飞机设计,2005(4):11-13.
- Ning Jinjian. A calculation approach to total fatigue life of structural joints[J]. Aircraft Design, 2005(4): 11-13. (in Chinese)
- [33] 万少杰. 直升机机体结构疲劳和损伤容限设计[J]. 直升机技术,2004(4):1-6.
- Wang Shaojie. The fatigue and damage tolerant designs in the helicopter fuselage structure[J]. Helicopter Technique, 2004(4): 1-6. (in Chinese)
- [34] 雷平. 民用飞机平尾水平安定面作动器疲劳载荷谱编制方法研究[J]. 科技信息,2014(15): 70-71.
- Lei Ping. Research on fatigue spectrum of commercial aircraft horizontal stabilizer trim actuator system[J]. Science & Technology Information, 2014(15): 70-71. (in Chinese)
- [35] 刘兵. 某型飞机作动器密封件密封性能分析及疲劳寿命预测[D]. 黑龙江: 哈尔滨工业大学,2011.
- Liu Bing. Seal performance analysis and fatigue life prediction of actuator seals for a certain type of aircraft[D]. Heilongjiang: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [36] 陈勇,马阅军,夏立群,等. 飞机舵机作动器局部应力与疲劳寿命分析[J]. 强度与环境,2014(1):57-64.
- Chen Yong, Ma Yuejun, Xia Liqun, et al. Local stress and fatigue lifetime analysis of aircraft rudder actuator[J]. Structure & Environment Engineering, 2014(1): 57-64. (in Chinese)
- [37] 葛宇静. 水平安定面作动器结构随机振动疲劳分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- Ge Yujing. Random vibration fatigue analysis of horizontal stabilizer actuator structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [38] 陈勇,陈克姣,花韬,等. 考虑固-液耦合效应的飞机多功能扰流板动态特性分析与振动疲劳寿命估算[J]. 飞机设计,2015, 35(4):1-5,13.
- Chen Yong, Chen Kejiao, Hua Tao, et al. Dynamical properties analysis and vibration fatigue life calculation with consideration of solid-fluid coupling effect for multifunctional spoiler in civil airplane[J]. Aircraft Design, 2015,35(4): 1-5,13. (in Chinese)
- [39] 马浩林,付剑,张文森,等. 多电飞机电动水平安定面作动系统体系架构设计及评估[J]. 航空科学技术,2024,35(3):77-86.
- Ma Haolin, Fu Jian, Zhang Wensen, et al. Architecture design and evaluation of electrical trimmable horizontal stabilizer actuation system for more electric aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024,35(3): 77-86.(in Chinese)
- [40] 张宏艳,袁朝辉. 基于模糊故障树的电液作动器可靠性分析[J]. 航空制造技术,2011(11):83-87,95.
- Zhang Hongyan, Yuan Chaohui. Reliability analysis of electro-hydraulic actuator based on fuzzy fault tree[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(11): 83-87,95. (in Chinese)
- [41] Federal Aviation Administration. FAR-25 airworthiness standards: transport category airplanes[S].FAA, 2022.
- [42] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 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, 2011.
- Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Civil aviation regulations of China, Part 25 airworthiness standards for transport aircraft[S]. Civil Aviation Administration of China, 2011.(in Chinese)
- [43] FAA. AC120-104 Establishing and implementing limit of validity to prevent widespread fatigue damage[S]. FAA, 2011.

Establishment of Maintenance Inspection Interval for Actuator Structure of Civil Aircraft Based on Continuous Airworthiness

Sui Lijun¹, An Yuqing², Zhang Nina³, Li Yuanyuan⁴, Zhang Zhao⁵

1. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710076, China

2. AVIC Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

3. AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089 China

4. Xi'an Aircraft Certification Center, Airworthiness Certification Center of CAAC, Xi'an 710065, China

5. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China

Abstract: As a complex mechanical-electrical-hydraulic coupling device, the civil aircraft rudder actuator is subject to complex loading conditions, and the structural fatigue damage behavior is special compared with that of the airframe structure. To ensure the actuator structural loading capacity, and then ensure the normal function of the actuator, it is necessary to establish reasonable structural inspection intervals, and carry out the necessary inspections on the actuator structure. In this paper, based on the requirements of airworthiness regulations, the method of determining inspection intervals under single crack and widespread fatigue damage was studied for the rudder actuator structure of civil aircraft, and it was proposed that the smaller of the threshold values calculated by fatigue life principle and crack propagation life principle can be used as the final inspection threshold of actuator structure of civil aircraft, and it also analyzed and identified the risks of inspection intervals, and proposed the points of concern for the inspection intervals. The conclusion of the analysis shows that the inspection interval method is a safe and conservative assessment method for single crack and widespread fatigue damage, especially for actuator structures with complex fatigue behaviors where the crack extension pattern cannot be obviously judged, and it can provide theoretical and engineering guidance for the establishment of inspection intervals for the structures of complex mechanical-electrical-hydraulic coupling equipment such as rudder actuators.

Key Words: civil aircraft; actuators; single crack; widespread fatigue damage; inspection interval; continuous airworthiness