

老龄飞机结构广布疲劳损伤研究的关键问题

冯振宇, 杜洪增, 田秀云

(中国民用航空学院 机电学院, 天津 300300)

摘要:老龄飞机的广布疲劳损伤问题已经成为学术界和工业界关注的问题之一。从飞机机身蒙皮连接的细节应力分析、裂纹形成、裂纹扩展、剩余强度等几个方面对广布疲劳损伤进行了研究,并对当前需要研究的问题进行了分析。

关键词:老龄飞机;广布疲劳损伤;多处损伤;可靠性

中图分类号:V267.31

文献标识码:B

0 引言

由于疲劳、腐蚀、磨损和其它潜在损伤因素,老龄飞机结构中存在着广泛的损伤,即广布疲劳损伤(WFD)。多处损伤(MSD)是WFD的形式之一,主要是指在同一结构件的相邻、相似的细节部位上几乎同时产生的大小相近的多条微小裂纹。这些裂纹明显降低结构的剩余强度,而且其裂纹扩展速率要比单个裂纹快很多,最后可能造成灾难性的事故^[1]。

在现代民用运输类飞机结构中,如机身增压舱蒙皮搭接连接处,存在成千上万个铆钉连接。蒙皮搭接接头处的MSD对结构的安全性和可靠性产生不利影响,主要表现在2个方面:一是裂纹产生相互影响,尤其是在裂纹扩展后期会产生强烈的干涉而导致应力强度因子剧增,加速裂纹扩展速率,使裂纹扩展寿命变短;二是裂纹存在相互连通,而且受净截面屈服效应影响,临界裂纹尺寸减小,从而使MSD从初始损伤扩展到临界尺寸的裂纹扩展寿命要比单一裂纹短得多。一旦萌生MSD,结构的损伤容限能力就会降低,破损安全不复存在,这时无论是多途径传力结构还是止裂结构都不能提供足够的结构完整性,不能满足适航条例

25部25.571的损伤容限设计要求。根据美国联邦航空局(FAA)的咨询通告AC91-56B,飞机结构在经济寿命期不能出现广布疲劳损伤。因此,MSD的出现将从根本上改变按现行损伤容限规范对结构进行的孤立裂纹评定程序,并对无损检测技术提出了更高的要求。

1988年4月28日的美国Aloha航空公司发生的空中飞行事故促进了对老龄飞机广布疲劳损伤的重视和研究。随后成立了几个工作小组,如AAWG,从结构应力分析、裂纹形成、裂纹扩展到剩余强度问题等几个方面研究广布疲劳损伤问题,尤其是针对含MSD结构进行了剩余强度试验与分析,并给出了一些重要的判据和准则^[2-4]。

1 应力分析与裂纹萌生

MSD裂纹一般在铆钉孔或铆钉孔附近萌生,研究分析铆钉孔的应力具有重要意义。Eastaugh等人深入研究了机身蒙皮纵向搭接连接的传力和应力场分布。机身增压舱纵向连接主要承担环向拉伸、纵向拉伸和弯曲等疲劳载荷。搭接连接的载荷传递主要靠铆钉连接和板的摩擦,再加上铆钉孔的应力集中、铆钉孔的扩张力、铆接的加紧力和铆钉附加弯矩的影响,形成一种复杂的三维应力

分布场,其中垂直于铆钉孔连线的弯曲应力最大。即使正常服役条件下,铆钉孔局部应力有可能超过材料屈服强度^[5,6]。

目前的计算方法和评估技术没有考虑到搭接板变形开裂以后紧固孔上紧固力的重新分布,没有考虑接触单元计算,没有考虑机舱压力和机身的鼓曲效应。

根据受力分析,这种搭接连接的裂纹应当首先在外层蒙皮第一排铆钉连线处萌生,这样的裂纹也相对容易发现。但根据蒙皮厚度的不同,也有可能在内蒙皮萌生裂纹。一般地,宽体客机蒙皮较厚,易在外蒙皮产生裂纹,而窄体客机蒙皮较薄,容易在内蒙皮的铆钉孔、蒙皮板的结合面等隐蔽部位产生裂纹。典型的裂纹发生在铆钉孔倒角和表面不连续处(螺纹和凹槽等)和磨损面上,根据铆钉孔内外表面的黑色氧化物可以判定磨损疲劳,磨损机理尚不清楚,它可能是产生裂纹的结果,也可能是增加局部应力和早期裂纹扩展的驱动力。在损伤容限分析时所有危险部位都要考虑。MSD裂纹萌生的机理还不是十分清楚,但裂纹源一般是夹杂物、机加工痕迹或者其他微小损伤。改善制孔工艺可以提高结构的初始表面质量,从而提高裂纹形成寿命。环境也是重要因素,潮湿促进点蚀和晶间腐蚀,在潮湿的环境里裂纹更加容易形成,裂纹扩展速度更快。采用密封剂,或者采用防腐剂、油漆、排水、通风等措施,可以把潮气阻隔在结合面以外。另外,疲劳裂纹可能因为结构件覆层的强度较低而萌生^[7]。

NASA 和 NLR 通过大量的全尺寸疲劳试验表明,尽管腐蚀构成结构的损伤,对疲劳裂纹的早期扩展有一定影响,但 MSD 疲劳开裂一般不是由腐蚀引起的,通过拆解老龄飞机结构,也表明 MSD 的萌生与腐蚀没有直接关系^[8]。

文献[9]研究了含有多处损伤的铝合金板的寿命评估问题,对于裂纹形成寿命,可以采用应变寿命方法和 Miner 准则进行预测;利用传统的断裂力学方法,可以计算裂纹扩展寿命,估算寿命与试验结果吻合较好。

Harris 等人经过大量的实验分析,研究了紧固件与孔壁和蒙皮表面的微动摩擦,并利用平面和壳体有限元分析研究了铆钉弯曲、板的接触和

铆钉的夹紧力。摩擦疲劳可以在铆钉与蒙皮接触面上发生,也可能在蒙皮板之间的配合面上萌生。危险部位一般在蒙皮和铆钉的接触面上。提高夹紧力,可以通过板的接触面摩擦传递更多的载荷,从而提高裂纹形成寿命。在应力较低时,可以通过提高摩擦系数降低铆钉的传递载荷,也可以提高疲劳寿命。在中等应力水平时,提高摩擦系数会降低裂纹形成寿命。如果考虑材料的弹塑性特性,以上结果可能不太显著^[10]。

2 裂纹扩展与剩余强度

MSD 的裂纹扩展与连通一直是 AAWG 比较关注的问题之一,AAWG 对机身蒙皮连接进行了广泛的分析和试验研究。主要结论有:1)裂纹在铆钉头下形成,裂纹形状为角裂纹或者半椭圆表面裂纹,刚开始裂纹扩展速度很慢,如果钉传载荷较大时,裂纹扩展速率明显加快。在裂纹扩展到铆钉头以外时,裂纹快速增长;2)裂纹是以裂纹群的形式出现的,然后 2 个相临裂纹连通形成主导裂纹。主导裂纹比其它未连通的裂纹快得多,控制该结构舱的裂纹扩展;3)MSD 临界裂纹的长度与远端裂纹有关,远小于只是单个裂纹时的情况,由检查确定临界裂纹比较困难;4)大部分裂纹沿紧固件连线形成并扩展,但也有一些裂纹因为平面内剪应力的存在斜向发展;5)均匀长度的大面积 MSD 裂纹群,从首次裂纹连通到最终裂纹贯通结构舱所用时间较短,即小范围等长度裂纹群或者非等长裂纹群用的时间较长。

文献[11]基于 Dugdale 塑性区模型和 Swift 提出的连通准则,研究了 MSD 结构疲劳裂纹连通与构件破坏问题,并利用有限元交替方法 FEAT 研究了裂纹的扩展。裂纹的连通包括断裂前韧带的复杂塑性变形和净截面的材料屈服,在韧带屈服之前没有观察到明显的快速断裂,在一定裂纹长度范围内,短裂纹扩展速度更快。

干涉配合形成的残余应力对疲劳裂纹的扩展影响较小,可以忽略。因此,可以采用线弹性应力强度因子的结果分析评估裂纹的扩展。初始裂纹长度可以根据美国空军损伤容限设计规范给出的等效初始裂纹尺寸 EIFS 的概念给出,但 EIFS 的

具体大小和形式必须根据具体的结构形式、铆接工艺和服役环境等因素确定^[12]。

虽然 FAA 和 NASA 已经给出了老龄飞机结构连接件 WFD 评定程序,可通过尽可能模拟真实服役条件的试验和精密的测试,或者利用复杂的三维非线性裂纹扩展模型,建立一定的连通准则,从唯象的角度预测 MSD 裂纹的扩展和最终破坏过程等,但目前还不清楚 MSD 形成和初始扩展的机制^[13]。

Propp^[14]认为,MSD 结构的裂纹扩展和最终破坏与裂纹形成、扩展、屈服应力和断裂韧性等有关,而这些因素或多或少具有一定的分散性,应当用随机变量描述,在此基础上,确立一定的连通准则和破坏准则,利用概率分析方法建立了破坏概率计算模型。在国内,北京航空航天大学的费斌军、刘文珽、张建宇等针对含相互干扰多裂纹结构的损伤容限分析问题,在概率断裂力学基础上,考虑裂纹扩展的分散性,建立了适用于含任意多条裂纹结构可靠性分析的概率损伤容限分析,并给出了工程实用的简化计算模型^[15-17]。

文献[18]研究了腐蚀情况下多处损伤的扩展及可靠性分析。虽然腐蚀对多处损伤的形成没有明显的影响,但对裂纹的初始扩展及其后的扩展有明显作用。

含 MSD 的铝合金板的试验表明,剩余强度与结构设计参数,如紧固孔情况、材料塑性、多处裂纹位置、单个裂纹的扩展等有关。MSD 结构在应力强度因子达到平面应力断裂韧性和平面应变断裂韧性之间、净截面应力达到屈服应力的 30%~90% 时破坏,全尺寸实验指出,MSD 连通成主导裂纹时剩余强度为屈服应力的 15%。与传统的断裂力学方法和净截面屈服失效方法相比,剩余强度有显著的下降^[19]。

文献[20]从实验和数值 2 个方面研究了多处损伤对接板的剩余强度,采用中心受拉裂纹试件研究主次裂纹影响,利用非线性有限元分析方法研究裂纹的形成、扩展、连通以及结构的最终失效等。

文献[21]针对多处损伤 2024 铝合金加筋板的剩余强度问题,提出 2 种连通模型,给出不同加筋

与裂纹情况的韧带破坏应力,研究了单个结构舱含 2 个加筋板之间的主导裂纹和 2 个结构舱面板之间存在加筋下面裂纹时的剩余强度。

3 结语

综上所述,结构中出现 MSD 是飞机进入老龄的信号,此时结构损伤容限能力降低,不能确保破损安全。一旦 MSD 裂纹萌生,特别是当裂纹扩展到铆钉头以外后,裂纹快速增长,剩余强度下降很快。要求以较高的裂纹检出概率(POD)检查出来 0.5~0.75 以上的裂纹在经济上是不合算的,对复杂的飞机机身连接接头进行完全检查几乎是不可能的。虽然过去在 MSD 裂纹的扩展以及结构剩余强度的评定等方面取得了不少的成果,但为充分保证飞机结构的安全性和可靠性,研究 MSD 的萌生机制及其影响因素和抗 MSD 设计与维修方法更有学术价值和工程意义。考虑到 FAA 已经出版了老龄飞机的腐蚀及预防大纲、老龄飞机维修大纲指南、补充结构检查大纲、增压机身边界的修理评估,但还没有出版发行有关广布疲劳损伤的预防、防治方法等方面的东西,这就使得这方面的研究更有重要性和紧迫性。

目前还缺乏对铆接质量的定量研究。现代铆接技术的发展与应用,使得铆接质量相对稳定,为定量研究铆接工艺对飞机结构疲劳寿命的影响提供了可能,通过研究同一材料在不同铆接工艺下的疲劳性能变化和不同材料在同一铆接工艺下的疲劳性能变化,可以为选择铆接材料和工艺提供理论依据。

实验室试验的试件制备除考虑以上因素外,还要考虑实验室试件和实际生产构件的不同,包括制孔质量和铆接质量,以及试验环境和结构使用环境的不同。在实验室中尽可能准确地模拟实际结构服役情况,对研究结构 WFD 的形成、扩展和破坏具有重要意义。

接触面载荷的传递和微动滑移将导致摩擦损伤,这种疲劳破坏表现为多轴疲劳特征。虽然齿轮、钢轨等钢材的摩擦疲劳已经进行了多年研究,但是飞机薄壁结构的摩擦疲劳破坏机制及控制措

施还需要进一步研究。

参考文献:

- [1] Silva L M, Goncalves J P, Oliveira F M F, *et al.* Multiple-site damage in riveted lap-joint; experimental simulation and finite element prediction[J]. *International Journal of Fatigue*, 2000, 22: 319—338.
- [2] Chen C, Wawrzynek P A, Ingrassia A R. Rack growth simulation and residual strength prediction in airplane fuselages[R]. NASA/CR-1999—209115, 1999.
- [3] Chen C, Wawrzynek P A, Ingrassia A R. Residual strength prediction of aircraft fuselages using crack-tip opening angle criterion[J]. *AIAA J*, 2002, 40(3): 566—575.
- [4] Schijve J. Multiple-site damage in aircraft fuselage structures[J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1995, 18(3): 329—344.
- [5] Silva L F M, Goncalves F M F. Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction [J]. *International Journal of Fatigue*, 2000, (22): 319—338.
- [6] Eastaugh G F, Simpson D L. A special uniaxial coupon test specimen for the simulation of multiple site fatigue crack growth and link-up in fuselage skin splices[R]. NASA 96N24261, 1995.
- [7] Eastaugh G F, Straznicki P V, Simpson D L. Multiple site fatigue damage in fuselage skin splices-experimental simulation and theoretical prediction [J]. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 1994, 40(4): 151—157.
- [8] Wanhill R J H, Koolloos M F J. Fatigue and corrosion in aircraft pressure cabin lap splices[J]. *International Journal of Fatigue*, 2001, 23(S1): S337—S347.
- [9] Moukawsher E J. Fatigue life of panels with multiple site damage[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(5): 1003—1013.
- [10] Harris C E, Newman J C Jr, Piascik R, *et al.* Analytical methodology for predicting the onset of widespread fatigue damage in fuselage structure[J]. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(2): 307—317.
- [11] Kuang J H, Chen C K. Use of strip yield approach for multiple-site damage failure scenarios [J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(5): 887—891.
- [12] Park J H, Atluri S N. Fatigue growth of multiple-cracks near a row of fastener-holes in a fuselage lap-joint[J]. *Computational Mechanics*, 1993, 13(3): 189—203.
- [13] Liao M, Xiong Y. Risk analysis of fuselage splices containing multisite damage and corrosion[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 181—187.
- [14] Proppe C. Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages[J]. *Computational Mechanics*, 2003, 30(4): 323—329.
- [15] 费斌军, 童明波, 刘文廷. 含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法[J]. *航空学报*, 1995, 16(2): 137—142.
- [16] 张建军, 费斌军, 赵丽滨. 疲劳多裂纹扩展随机模型[J]. *北京航空航天大学学报*, 2000, 26(4): 396—399.
- [17] 张建军, 费斌军, 赵丽滨. 含多裂纹结构的可靠性分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 1999, 25(2): 188—191.
- [18] Shi P, Mahadevan S. Corrosion fatigue and multiple site damage reliability analysis[J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(6): 457—469.
- [19] Smith B L, Saville P A, Mouak A, *et al.* Strength of 2024-T3 aluminum panels with multiple site damage[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(2): 325—331.
- [20] Galatolo R, Nilsson K F. An experimental and numerical analysis of residual strength butt-joints panels with multiple site damage[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2001, 68(13): 1437—1461.
- [21] Smith B L, Hijazi A L, Haque, A K M, *et al.* Strength of stiffened 2024-T3 aluminum panels with multiple site damage[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(4): 764—768.

(责任编辑: 李 侃)