

飞机结构完整性及损伤类型的探究

赵 昆, 王生楠

(西北工业大学航空学院, 西安 710072)

[摘要] 特定区域的结构完整性监管不仅贯穿于飞机的整个服役阶段,同时也为适航性安全提供了保障。文中主要讨论了非裂纹损伤形式与传统裂纹损伤的关键性区别,说明了非裂纹损伤形式对现有的结构完整性设计方法提出的挑战。此种损伤类型不同于目前广泛研究的传统裂纹损伤,易造成预料之外及早期的机组结构破坏,给飞机维护及结构的完整性带来了威胁。最后对现有的结构完整性设计和管理方法提出了参考意见,并对未来可能面临的挑战提出建议,对实施和完善现有的飞机结构完整性管理方法有一定的参考价值。

关键词: 传统裂纹; 结构完整性; 疲劳损伤; 非裂纹损伤(NCD); 预测分析

Strategy of Structural Integrity and Damage Type

ZHAO Kun, WANG Shengnan

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] The monitoring and management of the specified areas integrity not only go through the whole service phases of the fleet, but provide the guarantee for the airworthiness safety. The paper discusses the key differences between these non-crack damage forms and the traditional crack-like defect and explain the challenges which are proposed by the non-crack damage(NCD). This type of damage is different from the traditional crack-liked damage which is always been considered, it can cause the unanticipated, early fleet failure in aircraft structures, so that the damage will bring threat to the maintenance and the structure integrity. In this paper, by using the example of the RAAF fleet which is suffered the unexpected fatigue damage, the author put forward some advices for the existing structural integrity design and management. At the last, some several relevant suggestions are proposed as the answer to the challenges that will face in the future and the paper will provide the references for improving and implementing the management methodology of the aircraft structure integrity.

Keywords: Traditional crack-like; Structure integrity; Fatigue damage; Non-crack damage(NCD); Prognosis

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2016.06.100

对机组结构的定期维护和检查是保证飞机适航性安全的基石。伴随飞机结构设计方法的不断发展,结构的复杂程度也随之增加,飞机结构的完整性、可靠性以及相应的故障诊断及预测应该得到越来越多的重视。目前想要对现有老龄化飞机进行整体的替换,必将会产生高昂的费用,这就造成了越来越多飞机的使用周期超过其在设计阶段制定的初始退役时间,也正是由于这种情况的存在,对机组随后服役阶段的安全性产生了巨大的威胁。为了更好地应对服役期内产生的损伤,在飞机特定结构区域内必须制定和实施相应的预测和监控措施来保证机组的适航性安全,本文对几种形式的非裂纹损伤类型进行了详细介绍,并对今后建立相应的预测及诊断方法提出了一些建议,主要目的在于希望用更宽广

的角度来看待现有的损伤管理体系,并对现有的不足进行增添补充,从而提供更为有效的损伤容限设计能力。

1 非裂纹损伤形式的提出

早在 20 世纪 70 年代初,美国海军和空军便制定了一系列的适航性标准及结构完整性大纲^[1-2]来满足设计阶段对损伤方面的要求。在应用这些标准时,通过对有初始裂纹结构的裂纹扩展分析以及对服役期间结构剩余强度的计算来获取一个相对比较合理的应力水平,从而在设计阶段满足客户对飞行器所要求的服役时长。与此同时作为损伤容限评估内容的一部分,裂纹扩展分析的结果也会对飞机结构检查间隔的制定提供必要的指导。

随着飞机服役周期的不断延长,一些敏感结构将会面临更为严峻的损伤情况。在某些特定区域,简单的裂纹扩展计算分析对于通过程序化检查所发现的一小部分显著损伤已经不适用了,将这种情况称之为非裂纹损伤的萌生。这种情况提醒我们在已发现的损伤形式中需要分析计算的不仅仅是传统疲劳裂纹扩展对结构完整性造成的破坏,而是应该关注那些“非裂纹”形式的损伤(Non-Crack Damage, NCD)所造成的结构破坏。在大多数情况下,这种非裂纹形式的损伤随着服役时长的增加,在某些特定的结构部位有可能演化为疲劳损伤并最终造成灾难性事故。

非裂纹损伤突出表现为以下3类:

(1)在制造和维修过程中产生的结构损伤或缺陷。这类损伤由于疲劳裂痕或腐蚀的作用使得结构剩余强度和刚度发生衰退而最终导致结构的失效。在某些情况下,这些缺点来源于设计缺陷,由于维修和制造阶段对结构的改变,造成真实结构与设计意图产生偏差。

(2)由于腐蚀或其他的环境恶化引起的结构损伤。

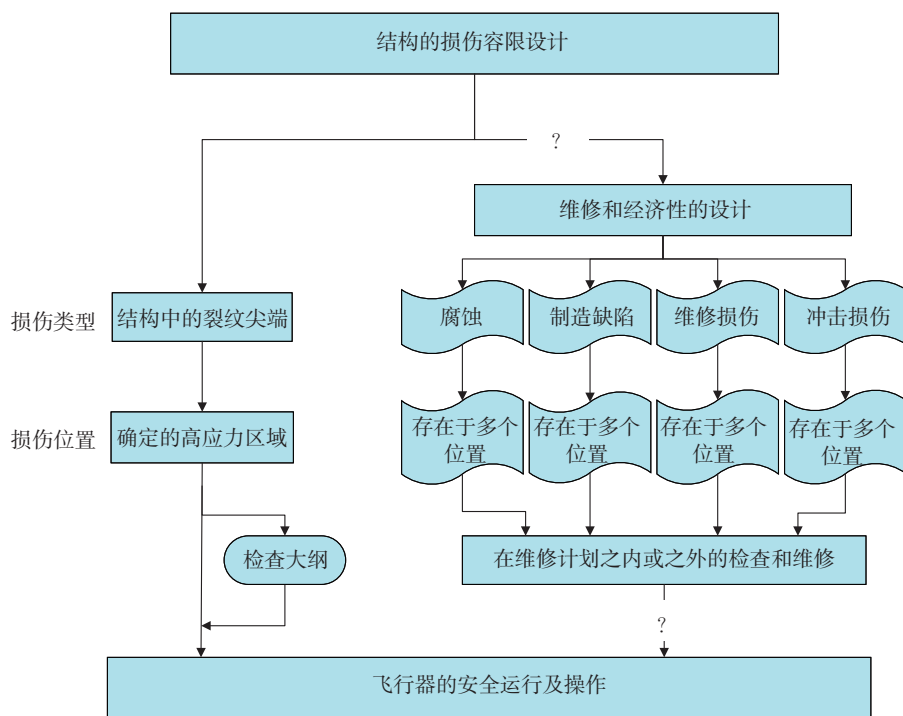
(3)在服役期间外来物冲击造成的损伤,包括在维修过程中物件的冲击损伤。这类损伤在层压复合材料结构中尤为明显。

最重要的是,上述3类非裂纹损伤表现形式广泛存在于大量的机组结构中,对飞机结构的完整性构成了威胁,也是导致高昂修理费用的根本原因。图1通过简单

的流程图描述了本文提及的几种非裂纹损伤以及它们萌生的位置并对其进行了分类。在图1中,左侧流程阐述的是对存在疲劳裂纹的损伤容限结构的处理方法,我们可以看到对于传统裂纹损伤而言,无论是设计阶段还是使用阶段均有完整的疲劳裂纹扩展预测方法和检查大纲相互配合来保证结构的完整性。与此同时,右侧流程则表示另一类导致结构完整性破坏的损伤来源,即非裂纹损伤的几种形式。相对于之前的传统裂纹损伤,非裂纹损伤缺乏相应的预测及诊断方法,而仅仅实施的是对结构的一般性检查和更换。但非裂纹损伤的产生往往分布于多个位置,不仅仅局限于高应力区域,这就有可能存在未检测到的损伤而最终导致结构的失效。因此,把以维修为中心的处理方法系统整合到设计中,相应措施的缺乏成为了最需要解决的问题。为了解决这个问题,我们需要先弄清楚究竟是什么妨碍了这类非裂纹损伤形式融入到现有的结构完整性设计方法中去。

2 非裂纹损伤形式的特征及存在的问题

现有的飞机结构完整性管理方法中对于疲劳寿命的计算主要是针对传统裂纹损伤,集中在确定高应力区域的疲劳裂纹进行扩展计算。图1能够明显地表示出非裂纹损伤与传统裂纹损伤在类型和位置上的区别及其具有的独特特征,而这些特点对于解决问题将有着本质的影响。本节对非疲劳损伤的特点进行分解叙述,来



注:“?”代表了处理措施的缺失。

图1 损伤类型及位置

Fig.1 Damage types and locations

说明非裂纹损伤在预测和诊断方法上面临的挑战。

(1) 高度可变性的损伤位置。

通过对图 1 中现有疲劳裂纹管理方法和非裂纹损伤预测方法的对比,可以看到疲劳裂纹在确定的高应力区域内被检测到以及被处理,而在这些高度详细检查的区域可以采用适合该区域的检查措施并且在必要的情况下采用结构可靠性管理技术(SHM)来监控缺陷。

与此相反,非裂纹损伤的位置却呈现出高度的可变性。制造加工的机械损伤、维修中产生的损伤以及应力腐蚀损伤都不会仅仅出现在高应力区域而是有可能发生在应力相对低的区域。随着服役时长的增加,这些低应力区的非裂纹损伤也会随之增长,可能最终导致材料的破坏而使应力水平达到一个不能接受的范围。

因此,非裂纹损伤位置的变化对确定损伤有可能发生的位置时提出了挑战,必须确定哪些是损伤可能发生的位置,哪些位置是值得注意的,以便于之后采取相应的检查或计算分析。

(2) 损伤结构的高度可变性。

非裂纹损伤不同于传统损伤概念的第二个特征是其损伤本质的多变性。也就是说,对于机组中的每一个非裂纹损伤实例,无论是在结构、可检测性、对飞机的影响方面,它都是独一无二的。加之损伤位置的变化,非裂纹损伤的这两个特征使结构的可靠性检查变得更加困难,这就要求我们在对待非裂纹损伤时必须制定额外、更高的检查级别来确定适当的处置措施。

(3) 损伤在机组中的广布性。

由于具有独特的损伤特征、广泛的萌生位置,通过一般检查来发现损伤以及全尺寸试验分析已经无法满足对非裂纹损伤预测的要求,并且非裂纹损伤的前兆是极其难以确定的,这就对我们现有的结构完整性管理的传统观点带来了挑战。图 2 中采用理想化的正态分布描述了机组的失效概率。从图中可以看出,机组损伤的总体分布虽然为对数正态分布,但这种分布是由许多的子分布构成的,而且这些子分布都分别代表一个独立的潜在失效模型。

图 2 中把机组结构早期发生的失效模式划分为两类:第一类是疲劳裂纹损伤缺陷;另一类是存在于一架或两架机体上的独立损伤,即非裂纹损伤。正是由于非裂纹损伤存在这种独立性,通过随机取样检查及在典型的机身试验件上发现非裂纹损伤的概率是极小的,这就导致了机组结构的完整性在之后的服役期间内有可能遭到破坏而发生灾难性事故。非裂纹损伤发生的初始阶段不同于疲劳裂纹损伤,是不具备可检性的。

(4) 损伤预测能力的有限性。

目前,当在结构中发现预料之外的疲劳裂纹时,用

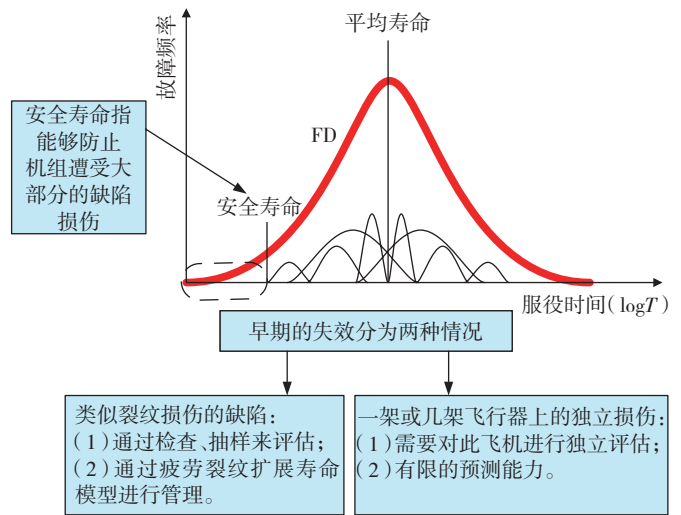


图2 机组故障频率曲线及失效分类

Fig.2 Curve of the fault frequency and failure classification

于评估疲劳裂纹的方法是可以轻易找到的,随之自然而然会有维修解决方案的提出。与此相反,非裂纹损伤的发现可能会面临以下问题:

- 某些非裂纹损伤是在进行常规区域检查时被发现,依据以往的维修经验加以适当的止损措施可以减缓损伤程度,或者在经济性允许的情况下通过对结构单元的替换来消除损伤。这个过程是维修大纲的自然组成部分,一旦能够完美地建立起来就会非常有效。问题是从本质上来看这些止损措施都是被动的,而且维修经验的积累往往是付出了高昂的代价。更为重要的是,如果完全依赖这种被动的、经验性的方法,就意味着必须接受结构检查和替换所带来的高昂的费用,而不是通过对结构设计的优化来使损伤最小化。

- 上述被动的损伤管理对于非裂纹损伤来说是远远不够的,尤其是当非裂纹损伤仅仅发生在一架或两架飞机上时,这么做是非常不明智的。我们不仅不能够确定在机组中到底有没有或者在哪里有类似的损伤出现,而且损伤的严重程度也很难去评估。在这种情况下,损伤未来动态的预测手段的缺乏无疑是致命的。

因此,确定一个更为全面的结构完整性管理模型对两种不同来源的风险进行有效评估成为了目前最待解决的问题,其中,包括热点结构上的疲劳裂纹和非裂纹损伤。基于此,应当对损伤分布的特性及表现形式有更为深入的理解,来提高对损伤的预测能力。

3 非裂纹损伤预测诊断体系的展望

回顾以往,很多事故都是由于对非裂纹损伤的估计不足最终导致结构破坏而发生失效。因此,对于非裂纹损伤建立起一个结构化的、有针对性的预测和诊断方法

体系是很有必要的。想要对因非裂纹损伤引发的潜在结构失效进行管理就要求我们必须将这种损伤形式融入到现有基于结构完整性管理体系的损伤容限评估中,同时建立良好的预测诊断方法。针对目前存在的问题,提出了以下参考思路来完善预测诊断体系。

(1) 确定损伤的本质及范围,包括损伤潜在的结构位置和造成损伤的一系列的境况。

(2) 对于那些有可能形成损伤的不同环境,建立通用的模型,且模型中应当包括一定范围的损伤关键特征。这是因为由于非裂纹损伤的可变性,如果对每一个独立的损伤类型建立相应的模型会使分析过程变得非常复杂。

(3) 确定可能的非裂纹损伤诊断方法,包括开发和实施 SHM/IVHM 手段^[3],有效的 SHM(Structural Health Monitoring) 技术能够为多种类型的损伤提供监控能力。

(4) 开发损伤扩展的预测方法。

(5) 确定临界情况下的损伤预测方法。

(6) 通过对设计、制造和维修过程的重访,利用结构的损伤容限理论来允许非裂纹损伤的存在和萌生。

(7) 通过在发现这些非裂纹损伤形式上积累的大量经验,收集整理了一些信息包括损伤情况的范围以及有需要特殊关注的位置。同时,希望相关经验及时反馈至结构完整性设计阶段,这也是日后需要改善的地方。

(8) 对那些有可能发展成为疲劳裂纹的非裂纹损伤采用等效损伤(Equivalent Damage, ED)的方法^[4-5](图3-4^[6]),且这种等效损伤的方法已经有效地应用在 7050 铝合金点状腐蚀(F/A-18)、高应力钢(F-111)及剥离腐蚀^[7]中,也成功预测了机翼蒙皮的疲劳裕度^[8]。

以上几点建议充分体现了结构完整性管理的重要性。在民用航空中的运输类飞机维修大纲^[9]中包含了相当广泛的应对损伤的方法,并且在实际的维修过程

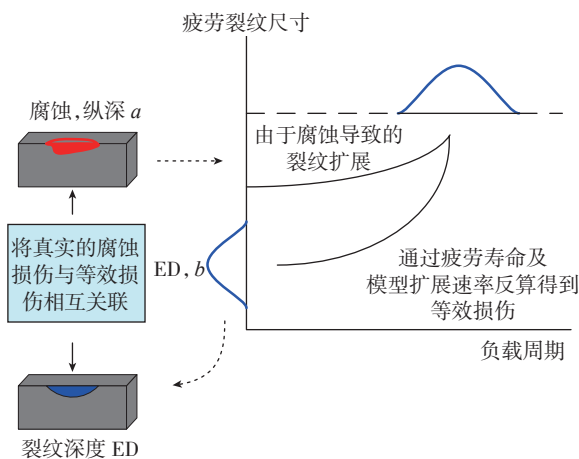


图3 等效损伤在点腐蚀的应用

Fig.3 Application of ED approach in pitting corrosion

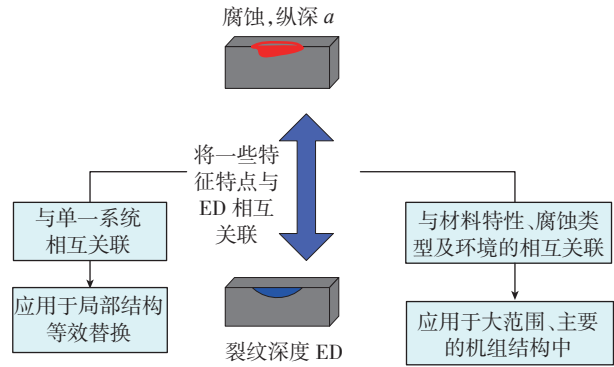


图4 等效损伤与特性关联的重要性

Fig.4 Importance of developing a correlation between the ED approach and characteristic

中,工程人员会采用一些主动性的维修策略来确定某一次维修任务的最小维修要求来满足结构完整性和经济性,但在这些维修策略的现场实施过程中,由于对多种损伤类型形式预测方法的缺失限制了损伤分析的有效性。对于大多数非裂纹损伤形式而言,目前对机组损伤的管理并没有形成一个完整系统的损伤容限思想理论体系,这就导致了依然依赖于“发现、修理”这两个关键环节。随着损伤容限分析方法的应用对飞机结构中发现损伤的分析能力也随之增强^[10],但是目前我们仍缺乏一个经过验证的且更为广义的管理方法,这就要求我们必须尽快建立起一个好的预测诊断体系,并将这个体系完美地融入到现有的结构完整性管理方法中去。

4 结论

在飞机结构完整性管理过程中,作为管理者应当有一个更为广阔的视野而不仅仅是局限于以裂纹损伤为研究重心,这种改变就要求对结构损伤本质有更为宽泛的理解和认识,同时包括在结构完整性初始设计阶段及随后服役期间的管控过程中对非裂纹损伤的考虑。本文主要讨论了非裂纹损伤固有的一些特征对现有的结构完整性管理方法带来了挑战,并且造成了对被动管理方法的持续依赖。这些问题和挑战包括以下几个方面:首先,损伤通常都是出现在高度关注的高应力区域之外;其次,损伤分布的个体性加大了预测和诊断过程的困难程度;最后,损伤分布的广泛性和独特性使得机组管理方法的有效性大大降低。

因此,将非裂纹损伤的研究纳入到现有的结构完整性管理中成为了一个必不可少的过程,这就要求我们在结构的初始设计阶段以及随后服役期间的管理阶段对这类损伤形式足够重视。希望本文能够为今后制定系统的结构完整性管控措施提供一定参考作用。

(下转第 109 页)