



直升机结构损伤容限技术研究现状与展望*

Review of Damage Tolerance Technology for Helicopter Structures

云新尧 付裕 熊峻江 / 北京航空航天大学交通科学与工程学院

摘要: 简要概述了直升机结构中的损伤容限问题, 重点阐述了目前工业界直升机损伤容限的设计方法以及学术界对直升机损伤容限设计的一系列前沿性研究, 最后展望了直升机损伤容限设计的未来发展方向。

Abstract: This paper briefly summarizes the damage tolerance problems in helicopter structures design, elaborates industrial design methods and a series of pioneering academic studies toward damage tolerance of helicopters in detail, and predicts the future development trends for damage tolerance design of helicopters.

关键词: 直升机; 损伤容限; 载荷谱; 裂纹

Keywords: helicopter; damage tolerance; load spectrum; crack

0 引言

直升机结构及其飞行特点决定了直升机的许多动部件(如旋翼、尾桨等)常处于非定常气流动场之中。由于动部件的高速转动, 直接导致直升机主要动部件及其相邻结构在高频低幅的振动疲劳载荷环境下工作, 直升机结构疲劳载荷特点决定了其大部分使用寿命为裂纹形成寿命, 而裂纹扩展寿命相对较短, 因此, 难以确定合理的检修周期。以往人们总是根据过去的外场使用经验确定检修间隔, 这些方法有时可能不够合理和精确。此外, 直升机在使用过

程中不可避免地会遭受外界化学、气候和热环境的影响, 其金属材料会产生腐蚀, 非金属材料会发生老化, 从而产生结构的腐蚀/老化损伤。对于经过一定服役年限的老龄直升机, 这种现象尤为严重, 随着服役年限的增加, 这些老化/腐蚀损伤呈现较快的发展趋势, 对飞机的使用安全、出勤率以及经济性均有重大危害。因此, 精确制定检修周期和合理使用维护至关重要。

长期以来, 直升机结构疲劳设计采用安全寿命设计方法。在安全寿命设计中, 所有疲劳关键构件都有具体使用寿

命, 实际使用过程中要求疲劳关键部件在达到使用寿命之前予以修理或更换, 以使发生疲劳破坏的概率降到最低。安全寿命设计方法仅适用于可统计预测的破坏, 而不能定量地描述材料本身可能存在的缺陷。多年的实际经验表明, 安全寿命设计方法在直升机结构设计中存在一定缺陷。首先, 疲劳破坏常由诸如工艺缺陷、维护失误和使用诱发的损伤等意外因素引起, 安全寿命设计方法均未考虑这些因素; 其次, 材料的S-N特性曲线与结构件的真实的疲劳特性不完全一致, 这样就需要对结构件

机工程与应用, 2005, 25: 159-162

[13] 王真星, 但唐仁等, 本体集成的研究[J], 计算机工程, 2007, 1: 4-6

[14] Neal G. Shaw, Ahmad Mian, Sury B. Yadav. A comprehensive agent-based architecture for intelligent information retrieval in a distributed heterogeneous environment[J]. Decision Support Systems, 2002, (32): 401-415.

[15] 史海燕, 毕强. 国外主要信息集成项目介绍与评析, 情报科学, 2004, 7: 839-844

[16] Junbiao WANG, Hu DENG, Jianjun JIANG, etc, EAI-oriented information classification code systems in manufacturing enterprises [J], Frontiers of Mechanical Engineering in China, 2008, 3(1): 81-85.

[17] 蒋建军, 王俊彪, 姜澄宇等, 制造信息资源粒度结构分析与编码技术研究[J], 西北工业大学学报, 2007, 4(2): 245-250]

作者简介

蒋建军, 教授, 博士, 从事数字化制造技术研究。

赋予较大的安全系数,往往会导致预测寿命过于保守,从而降低直升机结构的使用经济性。正是材料冶炼,零件制造和安装,以及结构使用过程中产生的,且在日常维护中未被发现或难以发现的损伤,造成大量直升机在安全使用寿命内不断出现结构破坏的飞行事故,说明采用安全寿命设计并不能完全保证结构安全。

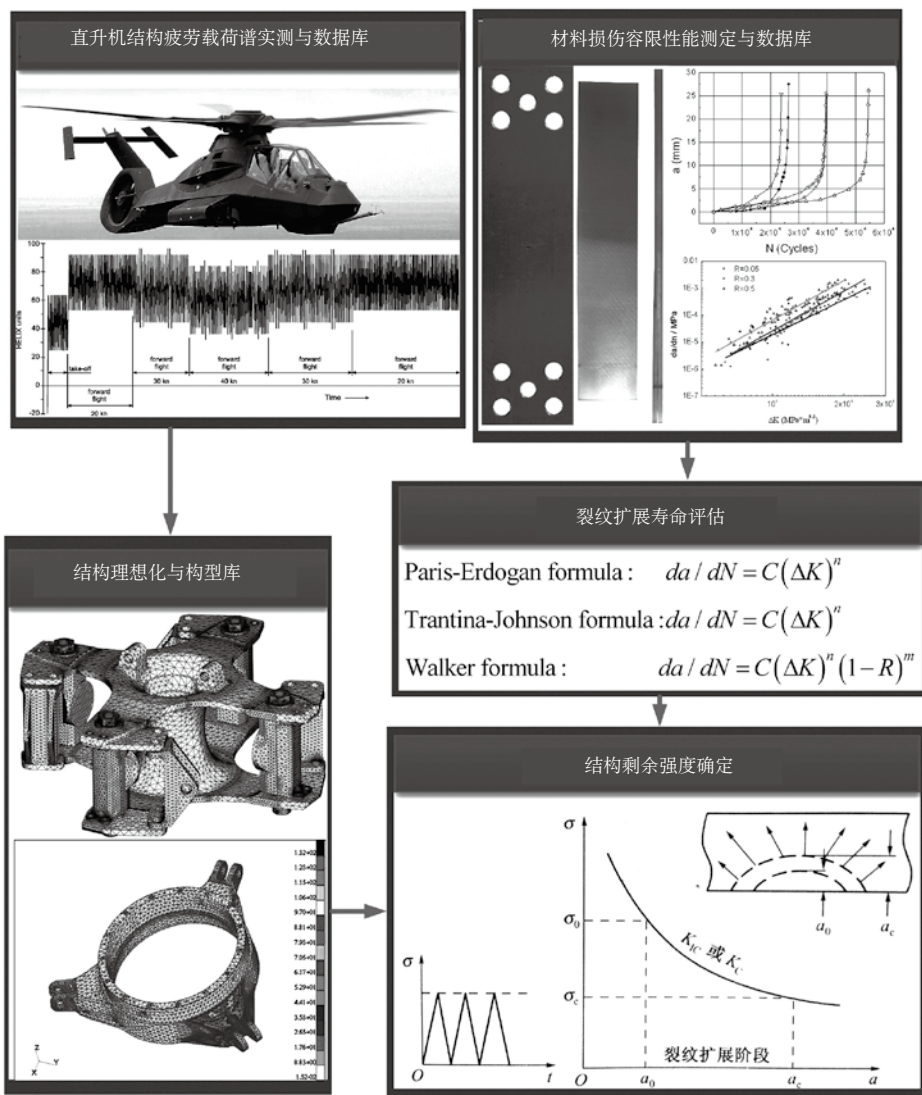
为了克服安全寿命设计在直升机设计中存在的不足,需要采取新设计方法确保直升机本身缺陷或损伤所带来的安全问题。借助于损伤容限设计方法在固定翼飞机的成功使用经验,美国西科斯基公司于1983年开始对HH-53直升机进行损伤容限评估,开创了损伤容限方法应用于直升机的先例。1989年,美国联邦航空局(FAA)颁布联邦航空条例(FAR29.151)要求旋翼机在设计过程中要考虑损伤容限问题,其目的是制定直升机结构的维修检查程序和检查手段,保证直升机在寿命期内飞行使用的安全与可靠。检查等级和检查间隔的确定,主要取决于结构的可检性、检查方法及全尺寸结构试验结果和使用经验等。检查间隔应尽量与直升机的定检周期协调一致,表1给出了典型检查等级及其对应检查间隔。从表1可以看出,通过损伤容限评估,可以监控直升机在使用中所受到的损伤以及这些损伤对结构安全的影响,从而确定合理的检修间隔,以保证直升机在使用寿命内安全可靠。

1 国内外损伤容限技术研究现状

目前,国外先进直升机公司已进入直升机结构损伤容限主动设计与评定阶段,即对安全寿命方法设计

表1 典型的检查等级和检查间隔

检查等级	适用范围	检查方法	检查间隔	备注
飞行中明显可检	飞行员在飞行中能迅速无误地察觉到已发生危及飞行安全的损伤结构	飞行员目视和自身感受	1次飞行	
地面明显可检	地勤人员可以迅速无误地判明损伤结构	地勤人员目视	1次飞行	
环视可检	专门检查人员在一般目视检查中不会漏检损伤结构	专门检查人员对结构外部进行目视检查	10次飞行	不需要拆下接近的壁板窗口
特殊目视可检	专门检查人员在特殊目视检查中不会漏检损伤结构	专门检查人员拆下接近的壁板和窗口对结构内外部进行全面目视检查	1年	允许用镜子和放大镜等简单助视器
场站及基地可检	专门检查人员用无损检查技术才能发觉损伤结构	用超声波、X射线、渗透等无损检查技术,必要时可拆卸设计分离部件	1/4设计使用寿命	
使用中不可检	用上述方法都查不出损伤的结构	-	设计使用寿命	



的部件开展损伤容限寿命评定,并采用损伤容限方法进行新机部件设计;先后建成完整的直升机结构构型库、材料损伤容限性能数据库、结构损伤容限载荷谱与环境谱数据库,并制定了损伤容限设计规范,利用结构损伤容限设计理论和计算机仿真技术,按照用户要求,对指定寿命直升机直接进行结构损伤容限设计。

在工程上,直升机结构损伤容限设计主要包括5个评估步骤,如图1所示:

1) 材料损伤容限性能测定与数据库

基于试验标准,测定金属材料与复合材料断裂韧性、裂纹扩展速率和断裂门槛制、冲击阻力等损伤容限性能,构建用于结构损伤容限设计的材料性能数据库。

2) 直升机结构疲劳载荷谱实测与数据库

结构疲劳载荷谱是直升机结构损伤容限设计的前提条件之一,需要依据飞行谱的典型任务剖面实测各飞行状态下的疲劳载荷,并对实测载荷谱进行编制,构建完整的结构损伤容限设计载荷谱;在编制直升机载荷谱时,如果考虑裂纹迟滞效应,则最大预期的峰值载荷可能偏小,因为在检查间隔内这些峰值载荷可能不会出现。因此,最大期望的载荷水平是检测概率和检查间隔的函数。

3) 结构理想化与构型库

定义初始裂纹几何形状和分析构件的几何形状,裂纹几何形状应作为损伤准则的一部分,应利用模拟裂纹周围应力场的断裂力学模型进行理想化近似,并应假定存在于最危险部位,而最危险部位是根据相似类结构的经验和通用结构的分析确定,最后,构建直升机结构损伤容限设计结构构型库。

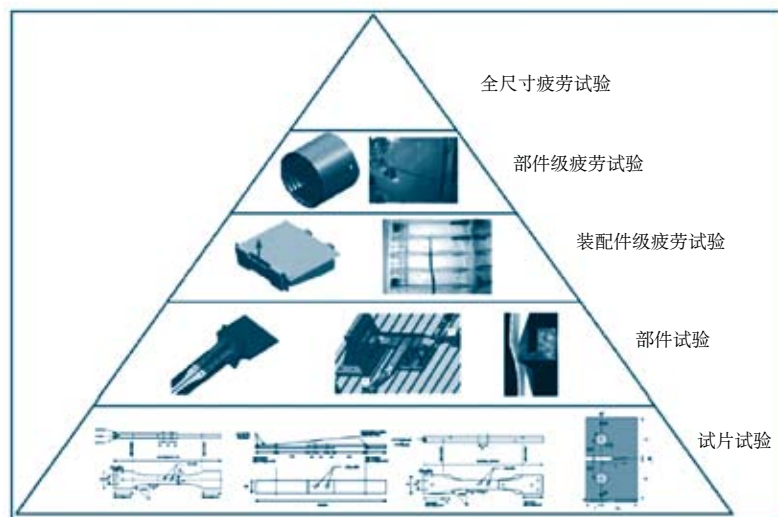


图2 积木式实验

4) 裂纹扩展寿命评估

裂纹扩展评估的基本要素是疲劳载荷谱、材料裂纹扩展性能以及断裂力学裂纹扩展模型。裂纹扩展模型需要根据载荷状况、初始损伤等因素适当选用,工程上大都选用Paris模型。

5) 结构剩余强度确定

损伤容限结构设计的最大使用载荷是根据材料的临界应力强度因子确定,可以确定临界裂纹长度,进而根据临界裂纹尺寸确定疲劳裂纹寿命的上限。如果结构在要求的寿命之前裂纹达到临界裂纹长度,则需要重新选定尺寸或更换材料。

根据FAR相关规定,损伤容限的适航符合性必须采用积木式试验或验证试验的分析进行验证,积木式试验涵盖从最基本的(试片)到最复杂的(全尺寸疲劳试验件)一系列不同类型试验,如图2所示。

1) 试片试验,用于获得材料特性和校准计算方法

- 材料特性试验包括:S-N曲线试验、 da/dN -曲线试验、断裂韧性等。

- 载荷谱截取验证试验

- 裂纹扩展迟滞模型验证试验

2) 组件试验

用于评估特殊几何形状结构的损伤容限特性或加工方法等的影响。

3) 小型装配件试验

用于支持和验证设计概念,具有较好的结构代表性。

4) 部件/全尺寸疲劳试验

为飞机疲劳和裂纹扩展分析以及适航验证提供试验数据支持,演示结构抵抗广布损伤的能力,为维护大纲的制定提供试验依据,修正有限元模型等。

由于结构损伤容限的关键点多,全部通过试验验证在经济上和时间进度上往往不允许,因此,通常采用基于试验验证的分析验证其适航符合性。实际上,不同结构类型的损伤容限特性各不相同,并且由于试验实施和周期等因素的限制,在全尺寸试验机上模拟所有的临界损伤情况是不现实的,因此,必须在一些底层的试验中对分析方法和某些临界情况予以验证。

在学术上,国外学者展开了直升机损伤容限前沿技术研究。Chana^[1]等研究了不同直升机载荷谱处理方法以及不同寿命设计方法对直升机寿命估

* 基金项目:航空科学基金(20095251024)项目资助。



算结果的影响。研究表明,对直升机部件真实载荷谱分别采用峰-谷值法和修正的雨流法不影响直升机的寿命估算结果;采用损伤容限方法估计的直升机部件寿命要远远小于安全寿命法估计结果,损伤容限设计方法往往会给出较为保守的寿命估计。以上研究未考虑直升机载荷谱的复杂性对具体裂纹开裂行为的影响。相对固定翼飞机而言,直升机载荷谱高应力比循环多,且常分散于各欠载间,这就意味着含缺陷直升机零部件在裂纹扩展过程中通常伴随着裂纹闭合效应以及因载荷交互作用而产生的裂纹迟滞效应,损伤容限设计方法在直升机设计上的应用因而变得更加困难。Irving^[2-4]等指出:现有的裂纹扩展模型不能够准确预测直升机载荷谱下的裂纹疲劳扩展行为。首先,不同模型预测值之间分散性很大,且对直升机组件裂纹扩展寿命的预测值偏危险;其次,这些模型也没有正确解释由直升机载荷谱特性带来的载荷交互作用问题。此外,不同学者指出以往用于描绘 $da/dN-\Delta K$ 曲线近门槛值区域的裂纹扩展数据通常不够充足,甚至是错误的,而该区域恰恰对直升机的高周疲劳行为非常重要^[5]。这些问题需要进行更深的研究,因为任何基于损伤容限的设计和维修概念需要可靠的裂纹扩展预测信息。Newman等^[6]研究了不同载荷谱下铝合金直升机桨叶的疲劳裂纹扩展特性。采用改进的条带屈服模型(strip-yield model)解决直升机谱载下的裂纹闭合效应问题,根据该模型分别模拟了CT试样和含初始缺陷桨叶的疲劳裂纹扩展曲线,并与试验值进行了对比。对于CT试样,模型预测寿命较试验值大15%~30%;对于桨叶试样,模型预测值在裂纹增长初始阶段与实测值非常吻合,但总预测寿命较实测值短30%。Tiong

等^[7]考虑了近门槛值区的裂纹扩展,采用有限元方法计算了某直升机组件在不同缺陷长度下的应力集中系数修正值,并根据广义Frost-Dugdale裂纹扩展准则从理论上预测了该组件的裂纹扩展寿命,所得结果与实验测定值较为吻合。

上述学者从裂纹扩展寿命的角度考虑了直升机设计的损伤容限问题。Giglio等^[8]则从止裂设计的角度出发对承受多轴载荷下的某直升机尾桨桨毂进行了损伤容限分析。首先,采用有限元静力计算得到了极限载荷下桨毂各危险截面处的应力分布,并与实验结果进行了对比验证;然后,结合短裂纹门槛值模型得到了各危险截面处的应力强度因子以及对应的门槛值,进而计算了疲劳安全系数。该方法可以用于检验结构初始缺陷在疲劳载荷作用下是否会发生裂纹结核成形以及后续的裂纹扩展,这就省去了直升机在实际使用过程中因其高频载荷而导致的频繁裂纹检测,因此更为简单经济,适合于工程应用。

对于金属结构,人们已建成较为合理的直升机损伤容限设计方法,但对于纤维复合材料结构,其断裂力学仍在发展中,这是因为复合材料由若干组分材料复合而成,其力学性质各向异性,在疲劳或冲击载荷作用下呈现出复杂的破坏模式,包括基体开裂、纤维脱胶、分层以及纤维断裂等,因而很难采用统一的理论模型表征以上各种破坏模式。目前为止,复合材料结构的大部分损伤容限评估主要基于构件和全尺寸疲劳试验基础上的经验做法。以阿古斯特维斯特兰公司的EH101直升机复合材料部件为例^[9],其损伤容限验证过程采用了2套典型载荷谱下的全尺寸疲劳试验。第1套试验依据AC 20-107A的损伤容限要求,对复合材料部件引入了初始缺陷,包括冲击损伤BVID、加工缺陷以及环境老

化因素,疲劳试验中复合材料部件的损伤容限符合性标准为疲劳部件在指定疲劳试验时间内不产生裂纹扩展;第2套试验则加大了复合材料部件的初始缺陷,对损伤容限性能要求更为苛刻,试验后,对疲劳部件进行静拉伸试验以测定其剩余强度。另一些学者从理论上研究了直升机复合材料材料结构的损伤容限设计技术,如Morozov等^[10]依据断裂力学方法推导了不同长度初始缺陷下铺层复合材料的I型(张开)断裂韧性预测公式,以此为依据研究了冲击物大小对复合材料桨叶的冲击损伤容限的影响,并预测了桨叶发生冲击断裂时的临界裂纹长度。这有助于为后续复合材料桨叶的维修与更换提供参考依据。还有一些学者则发展了复合材料的修补技术,以解决直升机部件受损后的损伤容限问题,如Li等^[11]研究了直升机尾传动轴的复合材料快速修补后损伤容限问题,修补方法采用Hart-Smith^[12]方法,并对其修补效果进行了有限元计算验证。结果表明,采用该修补技术能够在保留足够安全余量的同时,完全恢复受损尾传动轴的静强度性能,且对其自然频率的影响可以忽略不计。此外,Li等还通过静破坏以及疲劳实验测定了修补后尾传动轴的损伤容限,进一步验证了该快速修补技术的有效性。

2 未来研究方向

直升机损伤容限设计技术的发展既是新研直升机设计之所需,又是现役直升机持续适航和延寿之保障,发展适合我国直升机的损伤容限设计技术是新机设计和老机评估的一项刻不容缓的任务。未来,需要在以下几方面开展研究。

1) 直升机结构构型数据库

根据外场和维修中心检测发现的直升机结构的缺陷和损伤类型及尺寸,



收集、整理直升机结构随机损伤的发生—统计数据,建立直升机类型及其结构构型的数据库(包括不同设计载荷工况下的直升机信息、材料类型、结构几何形状、可能损伤的类型、损伤几何形状和损伤统计特性等)。

2) 直升机材料损伤容限性能数据库

研究直升机材料损伤容限性能试验测试技术,测定其损伤容限性能,包括含各类初始缺陷材料S—N曲线、断裂韧性、裂纹扩展速率、断裂门限值、冲击损伤容限性能,观测其损伤失效模式并分析其损伤机理,构建直升机材料损伤容限性能数据库。

3) 直升机损伤容限载荷谱数据库

按照飞行任务剖面 and 载荷状态,测定直升机疲劳载荷谱,并统计分析载荷超越数曲线,并编制直升机结构载荷谱,构建直升机损伤容限载荷谱数据库;研究载荷顺序、高低载等因素对损伤扩展的影响,并按照损伤等效原则,建立损伤当量折算公式,发展直升机损伤容限试验载荷谱简化技术。

4) 直升机结构损伤容限设计方法库

发展针对直升机载荷特点的考虑载荷顺序效应的裂纹扩展评估模型、多轴向剩余强度评估模型及准则、考虑无损检测概率的直升机结构检修周期评估模型、冲击损伤区域强度与刚度退化模型,等等。

5) 直升机结构损伤容限设计软件

开发开放的、可不断完善和扩充的直升机结构损伤容限评估软件平台,为直升机结构损伤容限设计与评定提供技术手段,该软件平台具备如下功能:

- 结构几何形状及其关键部位裂纹类型描述;
- 载荷谱描述;
- 材料的损伤容限特性及其分散性数据库;

- 缺陷和损伤度描述;
- 剩余强度评估;
- 失效概率估计;
- 使用寿命的估计;
- 基于特定统计模型的失效概率计算结果的可靠性估计。

AST

参考文献

- [1] S. H. Chan, U. H. Tiong, C. Bil, G. Clark. Some factors influencing damage tolerance under helicopter spectra [J]. *Procedia Engineering* 2010, 2(1): 1497–1504.
- [2] P. E. Irving, J. Lin, J. W. Bristow. Damage tolerance in helicopters—report on the round robin challenge. Presented at American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, USA; 2003.
- [3] V. Zitounis, P. E. Irving. Fatigue crack acceleration effects during tensile underloads in 7010 and 8090 aluminium alloys [J]. *International Journal of Fatigue* 2007, 29(1): 108–118.
- [4] P. E. Irving, V. Zitounis, R. Buller. Prediction of fatigue crack growth rates for damage tolerant helicopter design—the role of load spectrum and material. Presented at 2003 ICCES conference, Corfu, Greece; 2003.
- [5] R.E. Vaughan, J.H. Chang. Life predictions for high cycle dynamic components using damage tolerance and small threshold cracks. Presented at American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, USA; 2003.
- [6] J.C. Newman, P.E. Irving, J. Lin, D.D. LE. Crack growth predictions in a complex helicopter component under spectrum loading [J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2006, 29 (11): 949–958.

[7] U.H. Tiong, R. Jones, L. Molent. Damage tolerance analysis of a helicopter component [J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(6): 1046–1053.

[8] M. Giglio, S. Beretta, U. Mariani, G. Ratti. Defect tolerance assessment of a helicopter component subjected to multiaxial load [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2010, 77(13): 2479–2490.

[9] U. Mariani, L. Candiani. AGUSTA Experience on damage tolerance evaluation of helicopter components. Presented at RTO specialists meeting, Corfu, Greece, 21–22 April, 1999.

[10] E.V. Morozov, S.A. Syllantiev, E.G. Evseev. Impact damage tolerance of laminated composite helicopter blades [J]. *Composite Structures*, 2003, 62(3–4): 367–371.

[11] H.C.H. Li, J. Wang, A. Baker. Rapid composite bonded repair for helicopter tail drive shafts [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43(3): 1579–1585.

[12] L.J. Hart-Smith. Adhesive-bonded double lap joints. Langley Research Center, NASA CR-112235, Hampton, Virginia, 1973.

作者简介

云新尧,博士研究生,主要研究方向:飞机复合材料结构损伤容限设计。

付裕,博士研究生,主要研究方向:飞机结构腐蚀疲劳。

熊峻江,博士、教授、博士生导师,教育部交通运输类专业教学指导委员会委员、中国金属学会力学测试专业委员会副主任委员、中国力学学会MTS材料试验专业委员会委员,长期从事飞机结构适航性研究。