

直升机动部件寿命管理的损伤容限方法

柳文林^{1,2}, 穆志韬², 段成美²

(1. 海军航空工程学院研究生1队, 山东烟台 264001;

2. 海军航空工程学院青岛分院, 山东青岛 266041)

[摘要] 讨论了直升机动部件寿命管理中的安全寿命法和损伤容限法, 以及基于安全寿命法的裂纹容限法和基于损伤容限法的缺陷容限法; 重点介绍了安全寿命法的两大缺点和损伤容限法中要解决的三方面问题; 比较了损伤容限法应用于直升机动部件与应用于固定翼飞机的不同点; 回顾了国内外损伤容限法的发展历史和研究现状; 介绍了损伤容限寿命管理方法的主要工作; 展望了亟待解决的一些问题。

[关键词] 直升机; 损伤容限; 寿命管理; 无损检测

[中图分类号] V275+.1 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2005)02-0076-05

1 引言

早在15世纪, Leonardo da Vinci就在讨论飞行物理学和“飞行器”设计中提到了损伤容限的思想。简单说来, 损伤容限就是以断裂力学为理论基础, 以无损检测技术和断裂韧度的测量技术为手段, 以有初始缺陷或裂纹的零部件剩余寿命估算为中心, 以断裂控制为保证, 确保零构件在服役期内能够安全使用的一种疲劳设计方法^[1]。

据统计, 直升机的事故率明显高于固定翼飞机, 军用直升机事故率是民用直升机事故率的2倍^[2]。1981—1984年间, 世界范围的统计资料显示, 涡轮喷气客机、涡轮螺旋桨客机和双发直升机的灾难事故比例大约为3:8:20。在飞机结构完整性大纲中, 飞机结构的安全性在很大程度上依靠损伤容限准则。在过去的20多年里, 国内外已成功地把损伤容限方法应用于固定翼飞机, 从而提高了部件的安全性和可靠性。与固定翼飞机不同, 直升机动部件长期处于高频低幅振动疲劳载荷环境, 其寿命的大部分消耗在裂纹形成上, 且从裂纹形成至断裂的时间相对较短, 因此, 限制了损伤容限方法在直升机上的应用, 并且其应用与固定翼飞机有三

点不同^[3]: a. 容许裂纹尺寸更小; b. 小范围内载荷变化更大; c. 载荷形式为高频低幅。目前, 把损伤容限方法用于直升机动部件的寿命管理主要有2种方式: a. 对于用安全寿命方法设计的部件开展损伤容限寿命评定; b. 采用损伤容限方法进行新机部件的设计。

2 国内外研究现状

2.1 国外的研究状况

20世纪60年代末, 依照安全寿命设计的多种美国空军飞机(如F-111, F-5, F-4等)出现了断裂事故, 这些事故发生时的寿命比疲劳试验验证的寿命大大提前了, 事故后的调查结论是结构中存在初始缺陷, 这表明按无初始缺陷设计和定寿的安全寿命准则并不能确保飞机的安全。大量事故调查和研究表明, 50%以上的疲劳失效是由制造过程中产生的缺陷和使用中的意外损伤(腐蚀和外来物损伤)所致, 这促使美国空军从70年代开始, 放弃了安全寿命准则, 而转向损伤容限/耐久性准则上来。1972年美国空军把损伤容限准则以军用标准MIL-STD-1530形式加以规范。在此之前, 美国多种军机已经采用了该准则进行新机设计和老

机评定。70年代中期 F100 发动机装备部队后故障频频, 致使 1979 年 F100 发动机曾短缺 90~100 台, 1980 年亦有 90 架 F-15, F-16 战斗机无发动机可装。因此美国空军开展了 F100 发动机的损伤容限评估, 取得了显著的经济和军事效益。发动机受载情况与直升机有很多相同之处, 都要承受高频振动载荷。损伤容限方法在发动机上应用的成功, 推动了其在直升机上的应用。1983 年美国 Sikorsky 公司开始对 HH-53 直升机进行损伤容限评估, 至此, 损伤容限方法开始真正应用于直升机。目前国外已把损伤容限方法应用于直升机的新机设计和老机评估。

2.2 国内的研究状况

在我国, 《军用飞机结构完整性大纲》(GJB775.1-89) 和 《军用飞机损伤容限要求》(GJB776-89) 的制定和实施, 标志着我国军用飞机开始步入损伤容限/耐久性寿命管理的新阶段。国内在一些直升机动部件的寿命管理中采用了损伤容限与安全寿命相结合的评估方法^[4,5]: 按照安全寿命原则确定其使用寿命, 采用损伤容限原则确定其检修周期, 通过两者结合, 确定结构在一定检修周期内的使用寿命, 并保证在该使用寿命期内结构发生破坏的概率极小(一般为 $P=10^{-6}$)。通过这种方法, 在确保安全的情况下, 充分发挥了结构的寿命潜力。国内把损伤容限方法用于直升机动部件设计尚未见报道。

3 直升机动部件寿命管理方法

直升机动部件寿命管理通常采用安全寿命法(应力寿命法)和损伤容限法, 以及基于安全寿命法的裂纹容限法与基于损伤容限法的缺陷容限法^[4~7]。

1) 安全寿命法 安全寿命法要求在给定的使用寿命期内结件破坏概率极小。通常依据常幅载荷下全尺寸疲劳试验确定结构件的三参数 S-N 曲线, 根据结构件的疲劳载荷谱运用 Miner 理论进行寿命评估。若结构件可检性好, 建议进行周期性目视检查, 但不是必须的。

2) 裂纹容限法 以安全寿命法为基础, 建立三种条件下结构件的 S-N 曲线(标准结构件、含几乎不可检损伤结构件、含明显可检损伤结构件), 根据结构件的疲劳载荷谱运用 Miner 理论得出三种情况下的使用寿命。在裂纹容限法寿命管理

中, 周期性的检查是必须的, 检查周期由含明显可检损伤结构件的使用寿命决定。

3) 损伤容限法 与安全寿命法不同, 考虑到裂纹扩展寿命, 允许直升机结构件存在缺陷和其他损伤, 但要把这些缺陷和损伤限制在一定的范围内, 并保证这些缺陷在下次检出之前不会扩展到直升机出现灾难性事故的程度, 主要依靠剩余强度来保证安全。这就要求结构件的初始损伤在使用寿命期内不会扩展到断裂的临界尺寸, 即结构件的剩余强度随着裂纹扩展量的增加而降低, 但在降低到不可接受的水平以前, 应能发现损伤。采用损伤容限法寿命管理必须对结构件进行周期性检查, 一旦发现裂纹立即更换。在结构件使用到安全寿命时, 通过增加损伤检查以达到经济寿命。

4) 缺陷容限法 融合了裂纹容限法和损伤容限法, 假设缺陷具有裂纹的传播形式, 把初始制造缺陷和腐蚀、外来物损伤等用当量初始缺陷尺寸(EIFS)来定量描述。用标准结构的 EIFS 预测结构件的耐久性寿命, 用含损伤结构的 EIFS 给出检查周期。

1980 年美国军方提出一个假想的寿命估算课题, 并邀请几家大的直升机公司针对此假想课题进行寿命估算。同年在美国直升机学会中西部专家会议上, 有 7 家公司公布了它们的计算结果。令人震惊的是这些结果大相径庭, 寿命估算结果从 9 h 到 2 594 h 不等, 基于安全寿命法寿命管理的可靠性受到质疑。这种寿命管理方法存在两大缺点^[2]: 一是忽略了制造和加工过程中的缺陷, 以及使用中腐蚀和一些意外损伤, 同时还可能导致选材错误, 选材时片面强调材料的高强度, 而忽略断裂韧性和损伤容限特性, 这种材料往往具有环境敏感性, 容易发生应力腐蚀开裂和腐蚀疲劳; 二是主要通过采用保守载荷和大幅度缩减 S-N 曲线强度, 来保证高可靠性, 结果, 限制了寿命潜力的发挥, 造成了经济上的巨大浪费; 另外, 部件的失效大多是由于制造中的缺陷、维护不当、腐蚀以及过载造成的。美国飞行安全基金会做过统计: 1988—1992 年在涡轴式直升机事故研究中, 严重飞行事故中的 10.6% 是由于没有适当维护。因此安全寿命法不能很好地保证安全性。随着服役年限的增加, 直升机的“老龄化”问题较为突出。从长远来看, 要科学地进行中、后寿命期的寿命管理, 主要还是要靠基于损伤容限的寿命管理方法。为此要解决以下问

题：**a.** 安全寿命和损伤容限的关系；**b.** 建立基于损伤容限概念的部件更换时间或检查周期；**c.** 建立健全直升机结构损伤容限设计、维护准则。

4 损伤容限寿命管理的主要工作

在直升机动部件寿命管理中运用损伤容限的方法，主要工作包括4个方面：

1) 任务谱和载荷谱的确定 任务谱代表直升机使用的最佳估计，包含两方面内容：一是采用飞行状态及各状态所占的时间比例表示的使用飞行谱；二是采用典型任务科目组成的任务剖面。载荷谱作为直升机及其结构件的应力环境，是结构件应力分析、零部件寿命试验和寿命评估的依据。

2) 应力分析和危险部位的确定 通过结构件应力分析和实际使用经验，确定裂纹起始部位。通常采用有限元方法进行分析，其中边界条件的确定是个关键。同时，在进行飞行载荷实测时，不可能在每一个部位都贴上应变片，必须依靠应力分析来确定危险部位。

3) 无损检测能力评估^[8] 无损检测是直升机维修质量的基本保障之一，是外场维护的重要手段。以损伤容限评估为中心的现役直升机寿命管理，主要依靠内、外场的周期性无损检测，来发现有故障或存在故障隐患的结构件。因此，无损检测十分重要。评估的对象是翻修厂和外场维护部门。评估的目标，一是在现行工艺规程下，各个危险部位的可检裂纹或损伤尺度；二是实验评估现行检测方法和工艺的可靠性。利用无损检测技术检测出最小裂纹尺寸。如何尽早准确发现直升机结构的损伤部位及缺陷尺寸大小、形状，是实施损伤容限寿命管理的关键技术之一。

4) 裂纹扩展分析 由于不可能采用全尺寸疲劳试验对结构件进行裂纹扩展寿命试验，一般通过计算得到裂纹扩展寿命。计算中存在许多不确定因素，尤其是对紧固件连接形式。

• 初始裂纹尺寸。是指开始计算寿命时的最大原始裂纹尺寸，可以用无损探伤方法测出。零构件中的缺陷种类很多，形状各异，有表面的，有深埋于内部的；有单个的，也有密集的。直升机动部件的裂纹一般是表面裂纹和角裂纹。进行寿命估算时，须对它们进行当量化处理，转化为规则化裂纹。应重点分析最大应力区的缺陷，一般假定裂纹面垂直于最大拉应力方向。裂纹形状应假定为使其

应力强度因子值在整个裂纹扩展阶段为最大。初始裂纹尺寸的大小，与探伤技术的发展及探伤人员的技术水平有关。在有条件进行破坏试验或从零构件缺陷处取样时，一般采用对疲劳断口进行金相或电镜分析，并使用概率统计方法确定初始裂纹尺寸。一般认为，若0.5~1.25 mm的裂纹能够被可靠地检测出，则在直升机动部件的寿命管理中就可以运用损伤容限方法。美空军一般假定固定翼飞机机身和机翼的初始角裂纹尺寸为1.27 mm，直升机动部件初始裂纹尺寸定为0.4 mm。

• 临界裂纹尺寸。是指在给定的受力情况下，不发生断裂所容许的最大裂纹尺寸。在工程应用中，临界裂纹尺寸是根据结构的受力情况和使用安全确定的，不同的结构和使用情况有不同的计算公式。对于直升机动部件，通常剩余强度载荷取飞行使用中承受最大载荷的1.2倍。需要指出，在临界裂纹尺寸不可检的情况下，必须采用安全寿命方法以确保安全。

• 裂纹扩展模型。用于直升机动部件裂纹扩展分析的模型很多。文献[9]中推荐用Paris公式进行裂纹的扩展分析计算：

$$da/dN = C(\Delta K)^m。$$

Paris公式仅适用于一定的应力比 R ，在不同的应力比下， C 和 m 值可能有所不同。考虑到平均应力的影响，Forman提出了以下的修正式：

$$da/dN = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K}。$$

另外还有一些其他的模型，像Elber模型，Wheeler模型，Walker模型等。这些模型都不是通用的，只是能够更好地符合某种假设条件。文献[4, 5]对直升机动部件的裂纹扩展分析采用了带存活率的Forman模型，该模型考虑了近门槛低速扩展区和接近临界裂纹强度因子时的快速扩展区。不论哪种模型，应力强度因子和材料断裂力学参数的确定都是必不可少的。应力强度因子的确定是裂纹扩展分析的前提，主要借助于固定翼飞机的成功经验获得。材料断裂力学性能可从相应的材料手册查得，或通过紧凑拉伸试件常幅载荷试验获得。

5 亟待解决的问题与发展方向

1) 载荷谱的编制 载荷谱对直升机动部件寿命的影响是非常显著的。国内在对某型直升机的定寿中发现，当载荷变化5%时，寿命变化在三个数

量级以上, Sikorsky 公司在对 HH-53 直升机进行损伤容限评估时得出了相同的结论^[2]。在直升机寿命评定中, 用于编制疲劳载荷谱的空测数据仅仅是直升机使用寿命中的一小部分。直升机在执行飞行任务中, 有不少动部件是承受多项载荷的, 现有的编谱方法主要是针对疲劳危险部位单轴应力状态(或单向载荷)进行的, 并做了适当的修正。为了更真实地反映动部件的空间受载情况, 采用矢量分析法把多向载荷归并为若干组共线矢量, 进而运用已有的单向载荷成套编谱方法, 将各组共线矢量折算成三维载荷谱, 是今后直升机寿命管理发展的主要研究方向。

2) 使用情况监视 直升机使用状态多变, 环境腐蚀及外来物损伤等不可避免。在直升机的使用过程中, 需对直升机动部件进行必要的使用情况监视, 以修正直升机动部件的飞行谱、疲劳载荷谱和安全使用寿命。现代电子信息技术在直升机上应用的一个重大成果, 是直升机状态与使用监视系统(HUMS)。当直升机关键动部件(旋翼、尾桨、传动系统)遭受意外损伤或发生故障时, HUMS能及时为空勤人员提供有关的损伤信息, 最大限度地减少整机损伤。美国已在 S-92 直升机上运用了这种系统^[2]。

3) 短裂纹效应 短裂纹的疲劳裂纹扩展速率表达式与长裂纹不同, 因此, 在精确计算疲劳裂纹扩展寿命时, 要考虑“短裂纹效应”。但目前短裂纹的裂纹扩展试验数据还很少, 在工程中还难以实际应用。

4) 裂纹扩展门槛值 裂纹扩展门槛值受材料成分和热处理的影响很大, 同时对应力比和试验条件有很强的敏感性。美国 ASTM 和 GB6398-86 通过线性拟合计算方法确定裂纹扩展门槛值, 试验时近门槛区数据点少, 拟合的门槛值不稳定, 分散性大; 若要获得较多的近门槛区数据点, 则试验周期很长。现有的裂纹扩展门槛值试验方法需要进一步改进, 或者利用一些新的理论计算方法来确定裂纹扩展门槛值。

5) 材料裂纹扩展分析 裂纹扩展模型中材料属性参数分析是必不可少的。通过常幅载荷试验, 得到的钢和钛合金试件材料属性参数与损伤容限手册吻合较好, 而铝合金试件试验数据吻合较差。对铝合金试件的裂纹扩展分析需做进一步的试验研究^[2]。复合材料在直升机上的应用越来越广泛, 虽然采用复合材料的动部件寿命大大提高, 有的甚至给出无限寿命, 但是由于使用中的意外损伤和环

境腐蚀, 复合材料部件的寿命也可能迅速降低。由于复合材料的非均匀性和各向异性, 其损伤表征远比金属更为复杂。类似于裂纹长度这样的单参数损伤表征在金属中是合理的, 而在复合材料中却是不科学的。目前, 复合材料的损伤容限评估主要是建立在全尺寸疲劳试验基础上的经验作法。

6 结语

在直升机动部件寿命管理中运用损伤容限方法, 既是新研制直升机合格签证的必要手段, 又是现役直升机安全持续适航或延寿的重要保障。各国直升机制造厂家、使用方都在致力于这方面的研究与应用。发展适合我国的直升机动部件损伤容限寿命管理方法, 把损伤容限技术更好地应用于新机设计和老机评估, 是一项刻不容缓的任务。

参考文献

- [1] 赵少沛. 损伤容限设计方法和设计数据 [J]. 机械设计, 2000, (5): 4~7
- [2] Everett R A, Elber W. Damage tolerance issues as related to metallic rotorcraft dynamic components [A]. Presented at the NATO/RTO Spring Symposium on Aging Systems: Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft [C], Corfu, Greece April 21-22, 1999
- [3] Jim Lua. Probabilistic design of damage tolerant rotorcraft components [R]. AIAA-2002-1473, 2002
- [4] 金平, 陈跃良, 段成美. 直升机动部件定寿技术研究 [J]. 航空学报, 2002, 23(3): 255~258
- [5] 曾玖海, 曾本银, 史斯佃. 直升机动部件安全寿命和破损安全相结合定寿技术 [J]. 直升机技术, 2003, (3): 15~20
- [6] Forth S C, Evertt R A, Newman J A. A novel approach to rotorcraft damage tolerance [A]. 6th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference [C], Sept 16-19, 2002
- [7] 穆志韬, 华燃, 段成美. 高周疲劳载荷环境下直升机动部件的损伤容限分析 [J]. 机械强度, 2002, 24(1): 113~115
- [8] 赵福星. 以耐久性和损伤容限为中心的现役发动机寿命控制方法 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 305~308
- [9] 孙之钊. 直升机强度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1990

Damage Tolerance Approach in Life Management of Helicopter Dynamic Components

Liu Wenlin^{1,2}, Mu Zhitao², Duan Chengmei²

(1. *Postgraduate team of Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai, Shandong 264001, China*;
2. *Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao, Shandong 266041, China*)

[Abstract] Several life management methods of helicopter dynamic components were discussed, such as safe-life method, flaw-tolerance method, damage-tolerance method and fault-tolerance method. The origin and the current status about damage-tolerance method in life management both at home and abroad were presented. In comparison with the fixed wing aircraft, three main aspects, which can make the damage tolerance approach very difficult to apply in practice to every helicopter dynamic components, were discussed. Several key technical settlements when damage tolerance method was put in practice in life management of helicopter dynamic components were expounded emphatically. Finally, future needs for research were highlighted.

[Key words] helicopter; damage tolerance; life management; nondestructive inspection

(上接第 68 页)

- | | |
|---|--|
| <p>[3] Morris, Andros. A model for the calculation of hold-up in turbulent solid-liquid flow [J]. <i>Journal of Pipelines</i>, Amsterdam, 1984, (4): 177~183</p> <p>[4] 佐藤 博. スラリ-輸送工学 [M]. 東京: 技術書院, 昭和 63 年 9 月. 103~147</p> <p>[5] 于 布. 水力学 [M]. 广州: 华南理工大学出版社, 2001. 108~135</p> <p>[6] 鮎川恭三. 浮游状態での固体粒子群の水平管水力輸送 [C]. 日本機械學會論文集 (第二部), 1972, 38 (315). 2863~2872</p> | <p>[7] 倪晋仁, 王光谦, 张红武. 固液两相流基本理论及其最新应用 [M]. 北京: 科学出版社, 1991. 108~127</p> <p>[8] 胡春宏, 倪晋仁. 矩形明槽中断面紊流的流速分布 [J]. <i>水利水运科学研究</i>, 1988, (5): 23~30</p> <p>[9] 倪晋仁. 关于悬沙浓度与浑水流速垂线分布规律的研究 [D]. 北京: 清华大学硕士学位论文, 1985. 34~45</p> |
|---|--|

Research on Water Velocity in Filling up Section of Horizontal Pipe

Wang Dongmei¹, Zhang Shilin²

(1. *School of Resource and Environment, Liaoning University of Technology, Fuxin, Liaoning 123000, China*; 2. *School of Civil and Hydraulic Engineering, Dalian University of Technology, Dalian, Liaoning 116024, China*)

[Abstract] The article divides the whole section into two sections. One is arcuate section. The other is seepage section. Water velocity distribution in circular section of pipe has been studied for a long time, and advanced theories were achieved. Based on fore theory and some tentatives, theory about distribution of water velocity in pipe of arcuate section is researched. Research of seepage section is based on seeping theory. Many experiments proved that the theory and program of this article are correct.

[Key words] arcuate section; filling up bed; water velocity; zero shear point; water-power gradient