飞机起落架疲劳与可靠性技术研究综述*

王旭亮 聂 宏 薛彩军 杨谋存

南京航空航天大学航空宇航学院，南京 210016

摘要 实现长寿命、高可靠性与低成本维修是现代高性能飞机起落架设计的核心问题，本文综述了起落架疲劳与可靠性技术的最新研究成果，包括起落架结构细节耐久性设计、耐久性/损伤容限综合分析、三维疲劳断裂理论和应变疲劳可靠性分析，通过对这些方法的分析比较阐明了起落架疲劳与可靠性设计的最新进展和发展方向。

关键词 起落架 疲劳 可靠性 耐久性 损伤容限

1 引言

我国大飞机项目已经启动，中航二集团科技委副主任崔德刚表示，为保证中国研制的大型飞机具有国际竞争力并达到适航标准，首先要突破十项关键技术，其中与起落架可靠性相关的就有两项，由此可见起落架设计技术在我国大飞机项目中所起到的重要作用。

起落架是飞机安全飞行的关键部件，其受力严重、工作环境恶劣、故障率高。据统计，起落架结构导致的和与起落架有关的事故大约占飞机结构破坏事故 2/3 以上。因此，现代高性能飞机起落架结构的核心问题，不再是静强度和刚度，或着陆与地面滑跑过程中的缓冲与减摆，而是如何实现长寿命、高可靠性与低成本维修[1-3]，这对于民用大型飞机来说尤为重要。传统的疲劳设计方法已经不能满足当前高性能飞机起落架的设计要求。目前，国内外科学工作者对疲劳破坏和可靠性等相关技术的深入研究为实现起落架长寿命、高可靠性与低成本维修的设计目标提供了新的理论基础和发展方向。

2 起落架结构细节耐久性设计

由于起落架是复杂的运动机构，协调关系多，结构方案定形后再修改非常困难，甚至有些部位不可能再修改。所以，起落架结构细节设计技术必须渗透到起落架结构设计的整个过程中。起落架结构细节耐久性设计的一般流程如图 1 所示[4]。

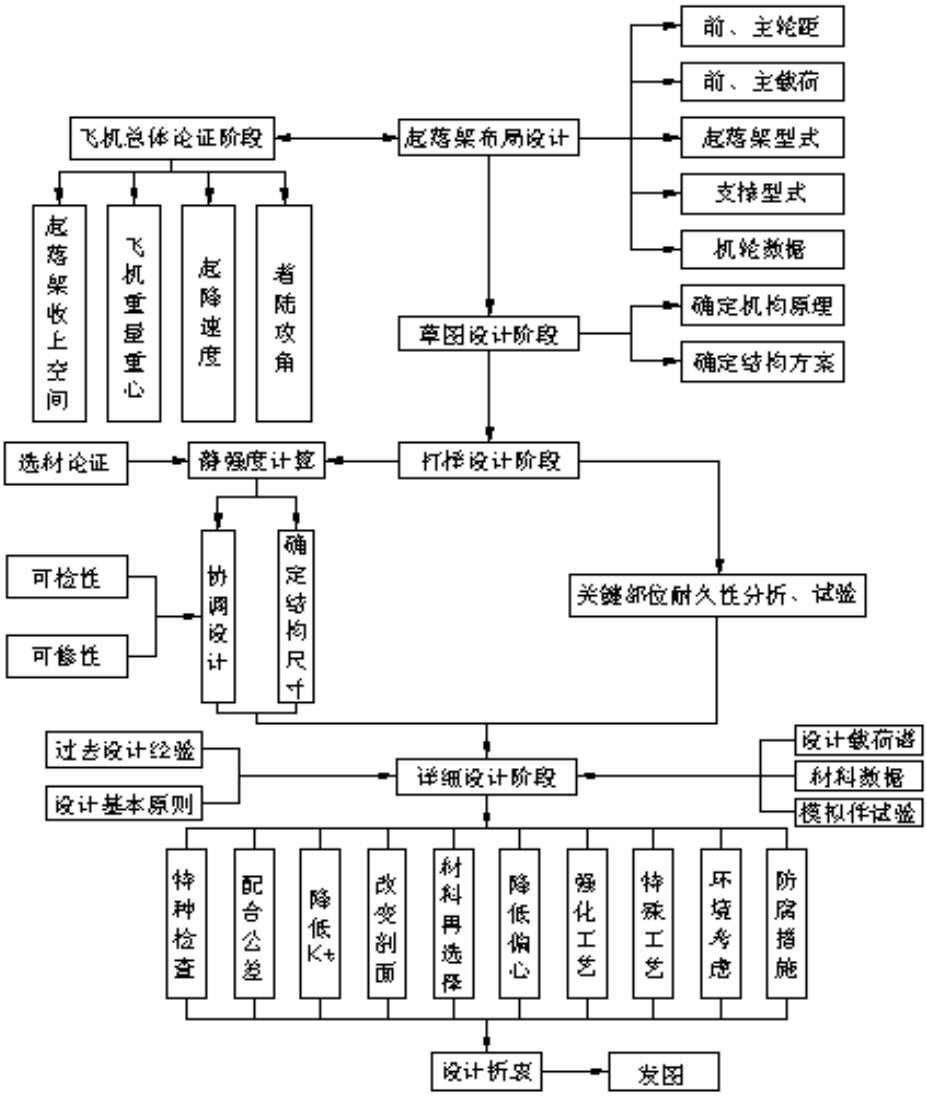
对起落架结构细节的疲劳分析通常使用名义应力法，依据材料 S－N 曲线资料和应力谱来估算寿命。这种方法在起落架结构设计中应用比较多，但存在以下缺点：

（1）估算的寿命往往与试验寿命差距较大。原因有两点：第一，名义应力法是用材料的 S－N 曲线资料去推算结构件的疲劳性能，推算的准确与否完全取决于各种修正是否合理，实际上文献中的修正系数取法也是各有不同，缺乏大量试验数据的支持；第二，应用名义应力法的前提条件是必须具备材料的 S－N 曲线资料，要想获得必须做大量的元件疲劳试验，由于试验条件的限制和材料分散性等的影响，试验结果分散性较大且得出的 S－N 曲线只有 50％的可靠度。

（2）给出的分析寿命没有可靠性指标。通常只把估算寿命简单地除以疲劳分散系数后就作为分析寿

* 基金项目：国家自然科学基金（60472118）资助

命，这样无法确定可靠性指标是多少，即使给出可靠性指标，由于分析的对象是结构件而不是典型元件，也不能将它们的分散性看作是一样的。



注：K_t 为名义应力按净截面面积计算得到的理论应力集中系数

图 1 起落架结构细节耐久性设计流程图

现代起落架设计要求长寿命、高可靠性及低维修费用，通常的名义应力法已不满足要求，故而引入了起落架结构细节耐久性分析方法，简称 LDFR 方法。LDFR 方法是在 DFR 方法的基础上针对起落架结构细节的耐久性分析发展而来的。DFR 即细节疲劳额定值，是一种对零构件疲劳品质的度量，由美国波音公司首创，其定义为：在 95％可靠度和 95％置信度要求下，当应力比为 0.06 时零构件能承受 10^5 次循环的最大应力值。

LDFR 方法具有以下特色[4]：

（1）以疲劳裕度作为疲劳检查的判据类同于静强度校核，易被设计人员接受和掌握，具有简单易行的特点；

（2）此方法在打样阶段就能开始施行，与静强度设计一起进行到结束，进行静强度分析的所有结构也能够同时给出它们的疲劳裕度，所以此方法具有速度快的特点，能与发图同步进行；

（3）此方法具有强有力的检验和指导细节设计的能力，使分析与设计紧密结合实现“设计－分析－

设计”循环，因而提高了工作效率和质量；

（4）将最大疲劳损伤情况当量一级化处理代替超越型载荷谱，增进了对问题本质的认识且又简化了分析工作；

（5）引入了细节疲劳额定强度值的概念，并确定用全尺寸疲劳试验数据确定起落架结构各细节的疲劳额定强度值 LDFR，从而提高了分析的精度；

（6）以 LDFR 值为特征参量导出了解析的标准 S－N 曲线，使分析工作得到简化；

（7）用一张简单的表格给出分析的结果，便于技术管理。

3 耐久性/损伤容限综合分析

结构的耐久性分析是通过对裂纹萌生阶段进行研究来预测结构的经济寿命并确定结构的大修时间，损伤容限分析则主要是通过对裂纹扩展的研究来确定结构的首翻期和检查间隔，保证结构的安全。经过近几十年来的研究，飞机结构基于耐久性设计以确保使用寿命，基于损伤容限设计以确保安全的可靠性设计体系在我国已经基本建立，并且应用于新研飞机的设计和现役飞机寿命的可靠性评定。

结构耐久性和损伤容限这两种基本相互独立的计算和分析方法在应用中必然会导致一些相互矛盾的要求，这种矛盾在新研飞机的设计和评定阶段，尤其是在起落架等飞机关键件的设计上表现得更为突出。对于起落架这样的飞机关键件，通常只采取其中的一种设计方法，即耐久性设计方法或者损伤容限设计方法，没有综合考虑经济性和安全性的要求以及两者之间的内在联系，不能同时对结构进行寿命、安全和检修一体化的综合分析，因而影响了起落架结构的最优化设计，同时也给起落架的寿命评定和维护带来了不便。随着对高性能起落架设计要求的不断提高，采用单一的设计分析方法显然已经不能满足起落架长寿命、高可靠性与低成本维修的设计要求。有鉴于此，有必要发展兼顾经济性与安全性的结构耐久性/损伤容限综合设计和分析方法[5,6]。

国内外建立和发展起来的耐久性和损伤容限分析方法较多，目前常用的耐久性分析方法主要有概率断裂力学方法（PFMA）、裂纹萌生法（CIA）和确定性裂纹增长法（DCCA）。对于损伤容限分析，概率损伤容限分析方法正成为发展的主要方向，目前最常用的有基于断裂可靠性处理的概率损伤容限分析方法以及各种概率损伤分析模型。起落架耐久性/损伤容限综合分析模型由耐久性分析PFMA方法和概率损伤容限分析方法结合而成，它包含了裂纹萌生和扩展的全过程，因此它可以对起落架进行耐久性和损伤容限综合分析。其分析步骤如下[5,6]：

（1）确定综合分析的对象和范围并建立起落架结构细节群的原始疲劳质量；

（2）依据允许的损伤度的要求，采用PFMA方法对结构进行耐久性分析，并预测起落架修理前的经济寿命和总的经济寿命；

（3）依据原始疲劳质量和裂纹萌生阶段的扩展公式，求出起落架修理前时刻的裂纹尺寸分布，并将其作为损伤容限分析中初始裂纹的分布；

（4）使用初始裂纹尺寸为随机变量的概率损伤容限分析模型并采用多裂纹结构的概率损伤容限评定方法对起落架结构进行损伤容限评定，确定起落架的检查周期；

（5）对起落架进行检修一体化的分析，给出合理的检修方案。

起落架的耐久性/损伤容限综合分析是在现有的耐久性分析和损伤容限分析基础上增加了对起落架的重量以及检修一体化的分析。图2是起落架耐久性/损伤容限综合设计与分析方法的流程图。设计与分析过程如下[5,6]：

（1）起落架经过初步设计，当重量符合要求后利用有限元软件对结构进行应力分析，确定综合分析的对象和范围并对结构细节群进行应力划分；

（2）根据载荷谱确定起落架的应力水平；

（3）利用现有的分析方法对起落架进行耐久性分析和损伤容限分析，当不能满足耐久性或损伤容限要求时，则需要改进结构设计，如果寿命和安全的要求都能满足，则对此结构进行重量和检修一体化优化分析；

（4）对起落架进行检修一体化的分析，当无法达到检修一体化的要求时，则需要对起落架进行优化设计，使其尽量满足检修一体化要求；

（5）当满足检修一体化条件后，增加起落架的应力水平并回到步骤3，重新对结构进行上述分析；

（6）随着应力水平的增加，起落架的耐久性和损伤容限能力下降，当有一个不能满足要求时，它的上一级应力水平就是能同时满足耐久性和损伤容限要求的最高应力水平，根据该应力水平可以得到起落架的最轻重量，同时通过对结构设计的不断改进，也得到了起落架的优化设计方案。

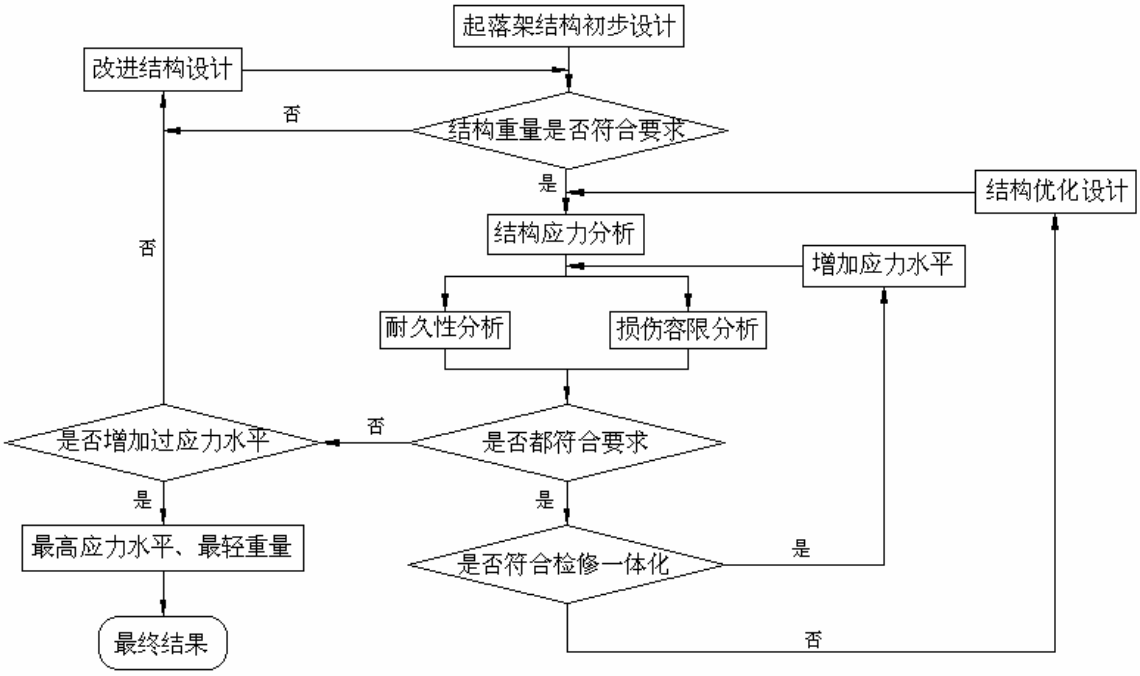


图2 起落架耐久性/损伤容限综合设计与分析流程图

4 三维疲劳断裂理论

在过去的十余年中，国际学术界对疲劳断裂行为的研究主要局限于面内约束或二维问题，对三维问题的研究尚未全面展开。大量的研究结果表明，疲劳裂纹扩展具有强烈的三维效应，而传统的二维疲劳裂纹扩展寿命模型则难以考虑厚度等三维因素的影响，早期的寿命预测模型以及80年代国内外的重要模型评估活动均未计及厚度等三维因素[7,8]。

近几年，许多知名的机构和研究者正在致力于三维疲劳破坏理论的研究。Newman 最早在裂纹扩展分析中引入了一个三维的约束因子，通过合理调整这个约束因子可以改进疲劳裂纹寿命的预测结果，并认为这种三维约束因子的概念和分析方法可以消除裂纹扩展的三维效应。美国 NASA 基于此发展起来的软件 FASTRAN 系列已成为国际上最有影响的寿命分析软件。然而，由于其中至为关

键的约束因子只能经验地给出，长久以来仅限于在研究工作中使用。法国宇航院、澳大利亚和瑞士的国防研究部门提出的寿命分析模型和软件都考虑了厚度等三维效应，但都采用了纯经验的关系式，相互相差甚远。Newman 及其合作者对穿透裂纹端部的应力约束进行了细致的三维弹塑性有限元分析，对认识三维应力约束有重要作用，但不能为寿命分析提供系统的约束理论。近年来，Guo 等在三维约束和裂纹闭合理论方面做了一系列研究，已可以从一根常幅的材料 $da/dN\sim\Delta K$ 曲线得到独立于几何形状、应力比的 $da/dN\sim\Delta K_{eff}$ 曲线。该项工作已被诸多的研究所证实，并且被应用到了飞机谱载下复杂结构的疲劳全寿命分析方面[9~11]。

目前，材料和结构的三维疲劳断裂理论正处于发展阶段，从三维力学描述、材料破坏机理和微裂纹演化规律出发建立疲劳断裂的统一理论，为全寿命预测提供科学依据，为提高疲劳寿命预测能力和可靠性提供更有效的设计理论和方法。如果将三维疲劳破坏理论应用于起落架设计中，必定能够为起落架疲劳和可靠性设计提供新的理论基础和发展方向。

5 应变疲劳可靠性分析

基于连续介质力学的常规结构强度理论，应力为载荷与名义面积之比，与材料内部“质量”无关。应力法至多能够考虑结构几何原因引起的随机性，且不适用于弹塑性情况，而只适用于材料内部“质量”不均匀性很小、循环应力－应变（CSS）响应可以用确定性模型来近似分析的情况。否则，偏于危险。

疲劳失效是材料局部裂纹萌生、扩展的结果。经典断裂力学的研究表明，大多数工程材料，尤其是金属，即使宏观上处于完全弹性状态，裂尖前沿局部区域也有屈服现象。从疲劳损伤演化局部性角度，一般工程材料的疲劳失效实质上是局部循环应变积累的结果。在第七界国际疲劳大会上 Miller 教授特别强调，应变是表征疲劳问题的主要参量之一。应变分析涵盖了弹性（高周）和弹塑性（低周）分析，具有广泛的适用性。因此，2000 年 10 月在澳大利亚 Melbourne 市召开的第七界国际结构失效与塑性大会总结中强调，未来是应用塑性变形知识解决结构失效问题的时代，应变疲劳可靠性分析是结构疲劳断裂失效分析的一种有前途的新方法[12~15]。

应变疲劳可靠性设计分析理论与方法取得了如下新进展[16,17]：

（1）突破了经典极大似然法在参考载荷水平之外单试样的限制和单项幂指数疲劳关系的要求，采用总应变幅的弹塑性应变幅解偶原理，提出了以较少试样获取概率应变疲劳性能数据的广义极大似然疲劳试验法；

（2）试验新发现了随机疲劳应力—应变响应现象，并综合考虑数据分散性规律与样本量对概率评价的影响，引入存活概率和置信度两个概率测度，提出了概率疲劳应力—应变关系模型，并发展了概率疲劳应变—寿命关系新模型，提出了确定模型参数的广义极大似然法；

（3）从随机 σ－ε 关系反映外载的“随机应变载荷”，随机 ε－N 关系揭示材料的“应变强度”角度，提出了“随机应变载荷—强度干涉模型”，可直接完成恒应变幅下的疲劳可靠性分析，与 Kecocioglu 的递推法结合可完成变应变幅/应变谱下的疲劳可靠性分析，从而建立了应变疲劳可靠性分析理论新体系；

（4）根据“有效短裂纹准则”，可以揭示疲劳性能随机演化性的本质原因源于“主导有效短裂纹”萌生区域及裂尖前沿区域微观结构扩展条件的差异性及演化性，随机疲劳裂纹扩展关系、应力/应变—寿命关系和应力—应变关系是三个关联的随机疲劳关系，疲劳损伤是一个由初始混沌状态到独立无关的随机状态、然后到史相关随机状态的物理过程。

应变疲劳可靠性设计分析方法是目前疲劳学科前沿课题之一，国内外许多学者正致力于此方向的研究工作。西南交通大学的赵永翔教授通过实验揭示了循环应力－应变（CCS）响应的分散性，并考虑所有材料常数（循环硬化指数、循环硬化系数、疲劳强度指数、疲劳强度系数、疲劳延性系数和疲劳延性指数）的随机性和相关性，提出了描述随机 CCS 响应与循环应变－寿命关系的统计模型和应变载荷—强度干涉模型，这也为疲劳断裂可靠性分析提供了一种新方法[18]。将应变疲劳可靠性分析方法应用于起落架疲劳和可靠性设计中，是值得进一步研究和探索的重要课题。

6 结论

由于飞机起落架受力严重、工作环境恶劣、故障率高的特点，起落架疲劳破坏机理和可靠性设计一直是国内外的研究热点，目前正当我国大飞机项目启动，起落架疲劳与可靠性技术是其中的关键问题，将一些新的研究成果不断地应用到起落架设计、制造和维护等各个环节，有助于实现起落架长寿命、高可靠性与低成本维修的设计目标。

参考文献

1、Nie Hong. Fatigue life prediction of aircraft landing gears based on multi-body system simulation and the local strain method. Fatigue 2000, Proceedings of the Fourth International Conference of the Engineering Integrity Society, Cambridge, England, April, 2000, 407～414

2、Nie Hong. Fatigue load evaluation of aircraft landing gears based on dynamic analysis in frequency domain. Fatigue 2000, Proceedings of the Fourth International Conference of the Engineering Integrity Society, Cambridge, England, April, 2000, 439～448

3、Nie Hong. Biaxial stress fatigue life prediction by the local strain method [J]. International J. Of Fatigue，1997，19（6）：517～522

4、中国航空科学技术研究院. 飞机起落架结构耐久性设计与分析指南[M]. 西安：中国航空工业总公司《AFFD》系统工程出版社，1995.12

5、陈勃，鲍蕊，张建宇等. 飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型[J]. 航空学报，2004，25（2）：133～136

6、陈勃，鲍蕊，张建宇等. 飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报，2004，30（2）：139～142

7、沈海军，郭万林，李海军. 表面疲劳裂纹扩展的三维效应[J]. 机械强度，2003，25（2）：200～203

8、郭万林，张田忠. 飞机谱载荷下裂纹扩展的三维约束效应[J]. 航空学报，2000，21（4）：294～298

9、郭万林. 复杂环境下的三维疲劳断裂[J]. 航空学报，2002，23（3）：215～220

10、郭万林. 航空结构损伤容限设计中的三维问题[J]. 航空学报，1995，16（2）：215～220

11、Guo W. The Influence of cross-sectional thickness on fatigue crack growth [J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct，1999，15（3）：437～444

12、赵永翔. 应变疲劳可靠性分析的新进展与展望[J]. 机械工程学报，2002，38（S）：131～136

13、赵永翔. 应变疲劳可靠性分析的现状及展望[J]. 机械工程学报，2001，37（11）：1～6

14、Zhao Y X，Wang J N，Gao Q. Random cyclic stress-strain responses of a stainless steel pipe-weld metal I－a statistical investigation[J]. Nucl.Eng.Des.，2000，199：303～314

15、Zhao Y X，Gao Q，Wang J N. Random cyclic stress-strain responses of a stainless steel pipe-weld metal