

文章编号: 1673-4599(2009)01-0037-07

飞机结构的耐久性与损伤容限设计

王远达¹, 梁永胜², 王宏伟¹

(1. 空军航空大学 航空机械工程系, 吉林 长春 130022)

(2. 空军航空大学 科研部, 吉林 长春 130022)

摘要: 飞机结构设计思想随着航空技术的发展而不断进步, 经历了从静强度、动强度、疲劳强度到断裂强度的变化过程, 耐久性/损伤容限设计是当前飞机结构设计规范的核心方法。本文归纳了飞机结构设计思想的发展历程, 重点讨论了耐久性/损伤容限设计的基本思想、基本理论和基本方法, 有助于深入理解该设计思想的本质。

关键词: 耐久性设计; 损伤容限设计; 飞机结构设计思想

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

Design of Durability and Damage Tolerance for Aircraft Structure

WANG Yuan-da¹, LIANG Yong-sheng², WANG Hong-wei¹

(1. Department of Aeronautical Mechanics Engineering, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

(2. Department of Scientific Research, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Abstract: With the development of aeronautical technologies, aircraft structure design concept has made continues progress, and undergoes an evolutive course from static, dynamic, and fatigue to fracture strength. And then, durability and damage tolerance design become the key method of current aircraft structure design criterion. The paper summarizes the developing history of design concept, emphatically discusses the basic concept, theory and method of the durability and damage tolerance design. These will be useful to understand an essence of the design concept.

Key words: durability design; damage tolerance design; aircraft structure design concept

飞机结构耐久性与损伤容限设计是在结构分析方法迅速发展、断裂力学等理论成熟应用、对飞机结构大量试验和服役经验积累的基础上, 于20世纪70年代中期以设计规范形式确定下来的一种设计方法, 是对传统设计方法的补充和发展, 目前已达到实用阶段, 形成了具有完整体系的设

计工程系统。

1 飞机结构设计思想的发展史

飞机结构设计思想的演变源自飞机的使用实践, 军用机主要取决于飞行和战斗性能、生存能力以及成本等方面的要求, 民用机则强调安全性

和经济性^[1]。

半个多世纪以来,飞机结构设计思想经历了不断完善的发展过程,正朝着满足高机动性、高经济性、高可靠性、高出勤率、长寿命、低维修成本的综合设计技术与分析方法方向发展。

1.1 静强度设计

早在20世纪30年代或更早时候起,飞机设计首先着眼于静强度,即在载荷计算和强度计算中引入一个安全系数,这个方法一直沿用到现在。其设计准则是:

$$P_{sj} = f \cdot P_{sy} \quad (1)$$

$$\sigma_{sj} = f \cdot \sigma_{sy} \leq [\sigma] \quad (2)$$

式中,安全系数 f 在强度规范中规定。静强度设计要求在限制载荷作用下结构不发生有害的永久变形或破坏,结构必须通过地面静强度试验进行验证。

1.2 气动弹性设计

大约自1932年开始,在英国空海军设计要求《AP-970》中已有防颤振要求。第一次世界大战期间出现过 FOKKER D VIII 飞机的机翼发散问题,此后加入了低空大速度和翼型变薄的要求,气动弹性问题变得突出起来。此时要求结构不但要有足够的强度,还要有足够的刚度,以确保设计颤振速度 V_{sj} 。设计准则是:

$$V_{sj} \geq V_{cr} = f_1 \cdot V_0 \quad (3)$$

式中: f_1 为颤振安全系数; V_0 为颤振设计点的飞行速度。结构必须通过模型风洞试验和飞行颤振实验进行验证,这一准则至今仍在沿用。自1975年起又引进了颤振主动控制技术(ACT)。

1.3 疲劳安全寿命设计

在二次世界大战以后的10年中,世界各国的军用机和民用机发生了多起疲劳破坏事故,其中以1954年英国彗星号飞机的灾难性事故为高峰。此后,结构设计除静强度和气动弹性要求外,又特别强调了安全寿命问题。设计准则是:

$$N_{an} = N_{sy} = N_{sh-y}/n_f \quad (4)$$

式中:分散系数 n_f 一般取4。按照式(4)设计来控制疲劳强度和寿命,结构通过全尺寸疲劳试验进行验证。美国空军一直沿用该准则到70年代初期,英、法、德、荷等国至今仍在不同程度地沿用,我国现在也基本采用该准则。

1950年开始飞机寿命的要求有了显著提高,战斗机由1500飞行小时提高到5000~8000飞行小时,运输机由20000飞行小时提高到30000~

60000飞行小时,保证飞机寿命期内的安全问题就更为重要。

疲劳安全寿命设计以结构无裂纹寿命作为设计目标,一旦飞机出现可检裂纹则认为飞机的安全寿命终止。但在20世纪60年代末期和70年代初期,大量飞机结构由于材料初始缺陷、制造缺陷或各种损伤源产生的损伤在服役中扩展而导致破坏^[2],表明安全寿命设计不能确保飞机安全,也不能确保飞机耐久使用。

1.4 安全寿命/破损-安全设计

基于以上原因,美国空军对1971年的军用规范进行了修改,在安全寿命概念基础上,作为过度性措施增加了损伤容限(含破损-安全和安全裂纹扩展)设计和试验的新要求。设计准则是:

(1) 安全寿命要求

$$N_{an} = N_{sy} = N_{sh-y}/n_f \quad (n_f = 4) \quad (5)$$

(2) 破损-安全结构(主结构零件破坏后)要求

$$\eta_{p-an} \geq \eta_{sy} = \eta_{sj} \quad (f = 1.5) \quad (6)$$

(3) 安全裂纹扩展结构要求

$$N_{a0-cr} \geq N_{sy} \quad (7)$$

此时,按式(5)、式(6)和式(7)等准则控制安全寿命、剩余强度和安全裂纹扩展寿命,结构通过全尺寸疲劳试验和损伤容限试验进行验证,欧美民用机设计普遍采用此方法。

破损-安全设计虽克服了安全寿命设计的一部分缺点,但由于未考虑多处损伤和损伤检测,使飞机设计往往要付出质量代价却仍不够有效和可靠地保证安全,频繁的事故使航空业对破损-安全原则失去了信任,如何确保飞机可靠安全飞行又不至于使维修费用昂贵到不可接受,这是促使耐久性与损伤容限设计技术产生和发展的背景。

1.5 耐久性/损伤容限设计

1974年美国空军首次颁布了全新的飞机断裂设计规范(美国空军飞机损伤容限要求 MIL-A-83444)。事实上,在此规范颁布的前后,美国多种军用飞机已经采用了损伤容限的原则和概念^[3],并存在两种情况:

设计新机:采用损伤容限规范设计新机,如A-10, F-15, B-1和F-16(完全按 MIL-A-83444和 MIL-STD-1530的要求)。

评价老机:对已使用的老机进行损伤容限和耐久性评定,如F-4C/D, F-4E, A-7, C-5A,

C-141A, F-111, B-52D, C-141B, T-33, E-3A, F-5E/F, KC-135, SR-71, T-39, F-5A/B, C-130 等。

1975 年以后, 美国空军放弃了安全寿命的设计概念, 改用经济寿命(耐久性)的新概念。同时, 对 MIL 规范进行了修改, 颁布了新版本 MIL-A-008866B, MIL-A-008867B 和 MIL-STD-1530A。设计准则是:

(1) 经济寿命

$$N_{ji} = N_{sy} = N_{sh-y}^n / n \text{ (取 } n = 2 \text{)} \quad (8)$$

(2) 损伤剩余强度;

(3) 损伤增长限制。

此时, 结构通过耐久性试验和损伤容限试验进行验证。

该设计准则在国内外的应用情况不尽相同。美国军用新、老飞机已经普遍采用, 空军更靠前一些。英、法、德等国持谨慎态度, 力求在疲劳安全寿命的基础上吸收损伤容限设计技术。在研究工作方面, 70 年代后期北大西洋公约组织的航空研究与发展咨询小组(AGARD)出版了多部断裂力学设计的研究报告集; 在型号设计中, 德、英、意等国合作研制的狂风战斗机和 A-300B 客机都引入了损伤容限设计技术。

1983 年在第 12 届国际飞机疲劳会议(ICAF)上, 发表了按疲劳和损伤容限统一要求修改英国军用规范的报告。

1978 年以后逐次修订的联邦航空条例 FAR25 部、欧洲联合航空条例 JAR25 部以及中国民用航空规章 CCAR25 部等各国适航条例, 对新研制的和已经运营的民用机提出了必须进行疲劳和损伤容限评定的指令性要求, 从而使耐久性与损伤容限技术成为设计与制造长寿命、高可靠性和低维修成本的民用机的关键技术, 同时又成为民用机适航签证必不可少的重要保障。

1.6 可靠性设计

可靠性设计对提高结构的可靠性和经济性具有方向性的意义, 但对使用情况十分复杂的飞机结构来说, 由于统计分析上的困难, 还很难立即实现。

综上所述, 飞机结构设计思想经历了从静强度、动强度、疲劳强度到断裂强度的不断发展、补充和完善的过程。

2 耐久性/损伤容限设计的基本思想

2.1 耐久性设计

(1) 基本概念

耐久性是指在规定的期限内机体结构抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、脱层、磨损和外来物体损伤的能力。它认为飞机结构在使用前(在制造、加工、装配、运输时)就存在着许多微小的初始缺陷, 结构在载荷/环境谱的作用下, 逐渐形成一定长度和一定数量的裂纹和损伤, 继续扩展下去将造成结构功能损伤或维修费用剧增, 影响飞机的使用, 必须立即修理(经济修理), 这种修理可以进行若干次, 直到满足使用寿命。用公式表示为:

$$N_{ji} \leq \sum_{i=1}^n T_{ei} \quad (9)$$

式中: N_{ji} 为设计使用寿命; n 为修理期(经济修理期)次数; T_{ei} 为第 i 次大修期(寿命)。

(2) 基本准则

$$N_{ji} \leq N_e \quad (10)$$

式中: N_{ji} 为使用寿命; N_e 为耐久性寿命。

2.2 损伤容限设计

(1) 基本概念

承认结构在使用前就带有初始缺陷, 在使用中不可避免地受到外来物的损伤, 但必须把这些缺陷和损伤在未修使用期内的增长控制在一定范围内, 使其不发生不稳定(快速)扩展, 同时结构应符合规定的剩余强度要求, 以满足飞机结构的安全性和可靠性。用公式表示为:

$$\begin{aligned} L_{\max} &< L_{lin} \\ P_{\max} &\leq P_{syu} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: L_{\max} 为可能出现的最大裂纹尺寸; L_{lin} 为对应的临界裂纹尺寸; P_{\max} 为可能承受的最大载荷; P_{syu} 为满足剩余强度要求的许用载荷。

(2) 基本准则

在规定的未经维修的服役周期内或结束时都应有规定的剩余强度水平。对于破损安全结构, 通过实用多路传力或止裂措施, 局部地控制不稳定裂纹扩展。对于裂纹缓慢扩展结构, 其缺陷不允许达到不稳定快速扩展所需要的尺寸。

2.3 耐久性/损伤容限定寿

耐久性定寿是根据断裂力学概念不断地确定修理周期(修理寿命)连续进行定寿, 使总寿命不低于设计使用寿命; 损伤容限则是通过对裂纹从可检裂纹到临界裂纹的扩展来确定检查周期(检查间隔), 使得结构满足规定的剩余强度要求, 保证飞机结构的安全性和可靠性。因此, 耐久性/

损伤容限定寿的基本思想可描述为:飞机结构用耐久性设计定寿,用损伤容限设计保证安全。

耐久性/损伤容限定寿与疲劳/损伤容限定寿相比,相同点都是用损伤容限设计概念保证安全。不同点是,前者是建立在断裂设计概念上的耐久性定寿,后者是建立在疲劳设计概念上的疲劳定寿。可以说耐久性定寿是疲劳性定寿的发展和完善,疲劳定寿是耐久性定寿的基础和原始阶段。

3 耐久性/损伤容限设计的基本理论-断裂力学

由于任何飞机结构都不可避免地存在着类似于裂纹的缺陷,降低了结构的承载能力,甚至使之失效,这些实例用经典的力学(静力学、弹性力学、结构力学和强度计算)或用疲劳 S-N 曲线都无法进行解释。这样就产生了一门研究含裂纹的结构力学行为的新力学学科,即研究裂纹尖端应力场、裂纹起裂准则、裂纹扩展规律以及结构快速断裂特性等的力学分支-断裂力学,它可对上述结构断裂问题进行分析与评定,飞机结构的耐久性/损伤容限设计技术就是在断裂力学理论的背景下产生和发展起来的。下面简要介绍工程断裂力学的基本理论。

3.1 裂纹尖端应力场

图1列出无限大板含中心裂纹,在无穷远处作用均匀应力 σ ,裂纹长度 $2a$ 。

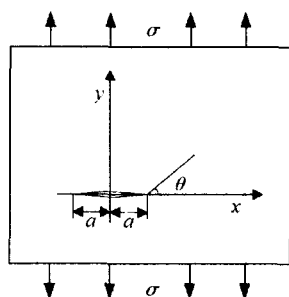


图1 无限大板含中心裂纹

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_y &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \tau_{xy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\end{aligned} \quad (12)$$

式中: K_I 为强度因子

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} \sigma_y, \theta = 0 = \sigma \sqrt{\pi a} \quad (13)$$

由式(12)可见,当 $r \rightarrow 0$ 时,公式出现奇异性,即 $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy} \rightarrow \infty$ 。

3.2 断裂准则

裂纹扩展曲线如图2所示。

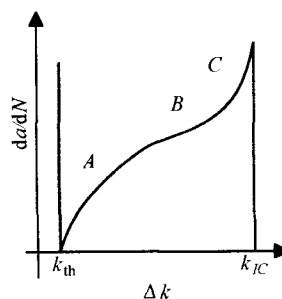


图2 裂纹扩展曲线3个阶段2个阈值

$\Delta k \leq k_{th}$, 裂纹不扩展, 曲线A段;

$\Delta k > k_{th}$, 裂纹扩展, 曲线B段;

$\Delta k \leq k_{IC}$, 裂纹不快速扩展, 曲线B段;

$\Delta k > k_{IC}$, 裂纹快速扩展, 曲线C段;

k_{th} 为裂纹扩展起裂阈值;

k_{IC} 为裂纹快速不稳定扩展阈值, 又称材料的断裂韧度或断裂韧性。

3.3 材料裂纹的扩展公式

(1) Pairs 公式(1961年)

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta k)^n \quad (14)$$

式中: c 和 n 为材料常数, 变程 $\Delta k = k_{max} - k_{min}$ 在不太大和不太小时适用。

(2) Farman 公式(1967年)

$$\frac{da}{dN} = \frac{c_1 (\Delta k)^{n_1}}{(1-R)k_c - \Delta k} \quad (15)$$

式中: c_1, n_1 为材料常数; k_c 为材料断裂韧性。

(3) Walker 公式(1970年)

$$\frac{da}{dN} = \begin{cases} c[(1-R)^{M_1-1} \Delta k]^n, & (0 < R < 1) \\ c[(1-R)^{M_2-1} \Delta k]^n, & (-1 < R \leq 0) \end{cases} \quad (16)$$

式中: c 和 n 为材料常数; M_1 和 M_2 为应力比影响指数。

(4) Closure 公式(1971年)

$$\frac{da}{dN} = \left[c \frac{1 - c_f}{(1-R)(1 - c_{f0})} \Delta k \right]^n \quad (17)$$

式中: $c_f = c_{f-1} + (c_{f0} + c_{f-1})(1+R)^p$, $c_f = \sigma_d / \sigma_{max}$ 。

式中: c_f, c_{f0}, p 为材料常数; σ_d 为闭合应力。

3.4 裂纹扩展寿命计算

由 $\frac{da}{dN} = f(k, a, R)$ 可导出:

$$\frac{dN}{da} = f^{-1}(k, a, R) = \varphi(k, a, R)$$

$$N = \int_{a_0}^{a_1} \varphi(k, a, R) da \quad (18)$$

对 a 进行积分, 便得到由初始裂纹扩展至临界裂纹的寿命。

4 耐久性/损伤容限设计的基本方法

4.1 耐久性设计

飞机结构耐久性设计发展了安全设计思想, 改进了疲劳定寿方法, 考虑了结构的维修性和经济性。由于应用概率断裂力学或小裂纹断裂力学理论, 能够更科学地研究裂纹萌生和相对短裂纹群体的扩展, 从而提高了设计的精确性和可靠性, 使飞机结构设计技术跃升到新的理论高度。

从1986年起, 我国开始对飞机结构耐久性设计技术进行大规模研究, 结合新机研制需要和飞机生产的具体情况, 对耐久性设计技术进行了较深入的分析和大量试验研究。在此基础上, GJB77511-89《军用飞机完整性大纲——飞机要求》中纳入了耐久性设计原则, 还在其附录A中详细地规定了飞机结构耐久性设计和地面试验要求。新研飞机已开始逐步采用耐久性设计原则, 现役飞机定寿也增加了耐久性评定工作。

耐久性设计可以取代安全寿命设计, 并与损伤容限设计相容互补, 是确定飞机使用寿命的基础设计, 为飞机结构在使用寿命期间不出现功能性损伤提供了保证^[4]。

(1) 一般要求

在设计使用载荷和环境谱的作用下, 按耐久性设计的机体结构经济寿命应大于设计使用寿命, 设计目标是使疲劳开裂裂纹或其他结构和材料的退化减到最小, 以便尽可能防止过度的或昂贵的维修以及引起油箱渗漏、操纵效率降低、座舱降压等功能问题。研制方应遵循 GJB6716 要求编制飞-续-飞载荷/环境谱, 完成必要的分析和试验工作, 以便证实符合完整性大纲附录A的要求。经济寿命是通过耐久性试验评估后得到的具有高可靠度的结构可使用寿命, 并考虑了试验的分散性和计算的不确定性。

(2) 耐久性细节设计

包括选择耐久性材料、控制应力水平和应力集中、结构细节耐久性优化设计、选择抗疲劳工艺、选择腐蚀防护和热防护措施、质量控制和管

理等。

(3) 耐久性分析

在设计初级阶段, 所有分析应能表明机体结构符合耐久性设计的一般要求, 并为耐久性试验提供依据。完成试验后, 耐久性分析应解释和评估耐久性试验结果, 以便确定经济寿命和经济修理时间, 以及在服役使用载荷环境发生变化时, 预测经济寿命的变化。

a. 选择飞-续-飞应力/环境谱, 设计和分析必须用试验验证。

b. 关键件选择, 指昂贵的或更换是不经济的, 同时又是影响飞机功能和战备状态的零构件, 主要控制在1 mm(0.3~1.0 mm)以下疲劳裂纹的萌生和扩展。

c. 分析方法分为两类: 一类是基于断裂力学的方法, 如概率断裂力学方法(PFMA)和确定性裂纹扩展法(DCGA); 另一类是基于疲劳的方法, 如裂纹萌生方法(CIA)和改进的裂纹萌生方法(ICIA)。针对腐蚀环境对飞机结构寿命影响的特点, 近年来发展了腐蚀环境下使用的概率断裂力学方法和裂纹萌生法。

(4) 耐久性试验

预测或验证机体结构的薄弱环节和危险部位, 是研制、鉴定飞机结构使用寿命、可靠性和经济维修性的基础, 作为确定经济寿命的依据。应制定并执行完整的耐久性试验大纲, 包括研制试验、全尺寸机体结构耐久性试验, 以保证飞机结构满足寿命和可靠性的要求。

(5) 腐蚀防护和热防护

为在使用寿命期内把腐蚀和热环境对耐久性和维修费用的影响减至最小, 需在初步设计阶段选择防腐蚀与耐热材料和最佳的防护办法。严格控制机体的最后加工, 避免在使用寿命后期出现应力腐蚀开裂和电化腐蚀等严重问题。

(6) 磨损

与活动功能有关的机体结构、可动结构表面、可拆卸的零件、舱门、滑轨等, 必须在服役使用期内有效, 不因磨损而影响功能。应用可计及结构变形效应的模拟试验来确定每个磨损面的磨损程度, 并将相应资料编入维修技术说明书。由于磨损量很难预测, 设计时应充分考虑磨损部位的可达性, 以便能实地进行检测。

(7) 有特殊寿命限制的结构

允许定期修理或更换, 以提高经济效益, 修

理或更换期可低于机体寿命,为机体寿命的某一百分比。

4.2 结构损伤容限设计

由于耐久性设计没有考核结构抗裂纹断裂和抗断裂的能力,必须建立损伤容限及其验证要求,以便为飞行安全结构和其他选定结构规定最低限度的损伤容限能力。

损伤容限设计承认结构中存在一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤,通过分析,对可检结构给出检修周期,对不可检结构给出最大允许初始损伤,以保证结构在给定的使用寿命期限内,不因未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤扩展而发生灾难性的破坏事故^[5]。

(1) 结构分类

裂纹发生和扩展情况的检查是与飞机结构部位的可检查度密切相关的,具有不同可检查度的结构应采取不同的设计概念,并且损伤容限设计要求也按不同结构类型加以规定。因此,应用损伤容限概念进行设计时,必须对结构进行分类。

a. 按可检查度分类,包括飞行明显可检结构、地面明显可检结构、环视可检结构、特殊目视可检结构、翻修级或基地级可检结构、使用中不可检结构。

b. 按结构设计类型分类,包括缓慢裂纹增长结构、破损安全止裂结构、破损安全多传力结构,后两种统称为破损安全结构。

(2) 结构类型选用原则

结构类型的选择与结构的可检程度、表面结构还是内部结构、结构的可更换性、静定结构还是静不定结构、应力水平和所用材料有关,通常按以下原则选择结构类型:

a. 翻修级或基地级不可检结构和使用中不可检结构应设计成缓慢裂纹扩展结构。

b. 飞行明显可检结构、地面明显可检结构、环视可检结构、特殊目视可检结构、翻修级或基地级可检结构原则上设计成破损安全止裂结构或破损安全多传力结构。

c. 表面结构一般为可检结构,可考虑设计成破损安全结构。内部结构一般为不可检结构,应设计成裂纹缓慢扩展结构。

d. 易更换结构容易实现破损安全设计,不易更换结构以采取缓慢裂纹扩展结构为宜。

e. 静定结构是单传力途径结构,必须设计成缓慢裂纹扩展结构,如起落架支柱等。静不定结

构增加了结构的安全度,是实现多传力途径的基础,应当尽可能设计成破损安全多传力途径或破损安全结构。

f. 如果选用的设计类型为缓慢裂纹扩展结构时,应该特别注意应力水平和材料因素的控制。

g. 当破损安全的要求有一部分不能满足,或者进行缓慢裂纹扩展分析不复杂时,可以把多传力途径的结构看作是缓慢裂纹扩展结构。

h. 鉴于有时判断破损安全结构的分析过程比较复杂,因此,常常不管结构是什么形式,都把它看作是缓慢裂纹扩展结构类型。

i. 特殊结构件(如座舱、整体油箱)设计类型的选择应做特殊考虑,不允许采用破损安全设计类型,应采用缓慢裂纹扩展设计。

(3) 选材原则

损伤容限设计要求结构必须有足够长的裂纹扩展周期,以便在裂纹扩展到临界尺寸之前被检测出来,因此在选择结构材料时,除考虑静强度和刚度外,应选择抗疲劳性能良好、裂纹扩展速率较慢的材料。结构受拉部位(机翼下蒙皮、下壁板、机身气密舱)的构件通常采用 LY12(相当于 2024)铝合金,而不宜采用 LC4(相当于 7075)高强度铝合金。

(4) 评估方法

对损伤容限设计结构进行评估,以确定结构损伤的扩展规律和剩余强度特性,提供具有足够安全性所要求的检查水平,制定出合理的检修周期和检查方式。评估步骤依次为:确定评估部位,确定构件初始裂纹长度,确定构件应力谱,确定损伤结构剩余强度,计算裂纹扩展寿命,进行损伤容限试验,制定合理的检修周期和检测方式。

5 耐久性设计与损伤容限设计之间的关系

耐久性与损伤容限设计思想以断裂力学为理论基础,以飞机设计技术为其设计基础,以无损探伤技术为其工程基础,以生产质量控制和使用监控为其实践基础。但必须指出,进行飞机结构设计时,首先要确保飞机结构满足静强度设计和刚度设计要求,然后满足抗疲劳设计要求,使其具有高寿命、高可靠性和低维修费用。

耐久性设计使飞机结构具有良好的经济维修性,确定并提供结构的经济寿命(即裂纹由经济上确定的初始尺寸扩展到某一经济维修尺寸时的扩展期限);损伤容限设计保证飞机结构的安全

性和可靠性,确定安全极限(即裂纹由初始尺寸扩展到临界尺寸的扩展期限)。

设计时通常把结构件分为两大类,一类是损伤容限关键件,即涉及飞行安全的构件,其数量一般在200个左右;另一类是耐久性关键件,即涉及飞机结构经济寿命的构件,不同的经济寿命要求可能涉及的构件数量不同,一般在上千个甚至数千个以上。

耐久性设计与损伤容限设计是相互联系、相互补充的。实践证明,缺乏耐久性的损伤容限结构并不能具有足够的安全性和可靠性,因为在寿命后期,裂纹会普遍发生,说明破损安全原则只适用于有限的寿命期。而腐蚀、擦伤、老化等因素将使各传力路线几乎同步地削弱,破损安全的作用就很有限。因此,保证损伤容限的可靠性要以耐久性为前提。

在当前的结构设计中,通常将耐久性设计和损伤容限设计结合起来,形成耐久性+损伤容限的设计思想,这也是西方国家主要的飞机结构设计思想,从以前的破损安全与安全寿命原则相结合的思想演变而来。其总的目标,一是提高飞机的安全可靠,二是提高飞机的安全寿命。

6 结束语

综上所述,耐久性/损伤容限设计是在总结吸取疲劳设计经验教训的基础上发展起来的。从时间上来看,疲劳设计规范是在上世纪60年代末、70年代初制订的,而耐久性/损伤容限设计是在70年代中后期制订的;从设计技术上看,耐久性/损伤容限设计优于疲劳设计,更具有科学性和实用性。目前世界上最新的飞机设计规范

(JSSG2206(1998.12)美国空海军联合规范),仍将耐久性/损伤容限设计作为飞机结构设计思想的主线,对其要求更加全面、完善,不仅适用于空军飞机,也适用于海军飞机;不仅适用于金属材料结构飞机,也适用于复合材料结构飞机。

经过世界各国30多年的工程实践和航空工业的发展,作为飞机结构完整性核心技术的耐久性/损伤容限设计,代表了设计规范的发展方向,是先进飞机的主要设计思想,其理论、技术和方法还处于不断的丰富和发展过程中。

参 考 文 献

- [1] 傅祥炯,王生楠.飞机结构损伤容限及高生存力设计关键技术研究总结报告[R].西安:西北工业大学飞机结构强度研究所,2001.
- [2] Asden. The control of aircraft structural cracking/fatigue problems, analysis of USAF aircraft structural durability and damage tolerance[R]. Notebook W790820 1-14, 1979.
- [3] 航空航天工业部科学技术研究院译.美国空军损伤容限设计手册[M].西安:西北工业大学出版社,1989.
- [4] 中国航空研究院.军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册(第四册):耐久性设计[M].北京:中国航空研究院,1994.253—263.
- [5] 航空工业部科学技术委员会.飞机结构损伤容限设计指南[M].北京:航空工业部科学技术情报研究所,1985.

作 者 简 介

王远达(1967—),男,黑龙江明水人,博士研究生,副教授,主要研究方向为军用飞机维修级别及关键技术。

梁永胜(1973—),男,辽宁喀左人,讲师,主要研究方向为军事航空理论。

王宏伟(1968—),男,吉林靖宇人,副教授,主要研究方向为航空装备技术保障。