

# 飞机复合材料结构的概率设计方法

陈普会 肖闪闪

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京,210016)

**摘要:**当前在军用和民用飞机复合材料结构设计方法中,主要设计变量是按确定量来处理的而忽略了它们的随机性,即确定性方法。实际上,飞机结构的安全性要受到很多因素的影响,其中一些主要影响因素具有明显的、不可忽视的随机特性。因此,更先进的设计思想是发展能综合考虑各种主要因素的随机性的结构设计方法,即结构概率分析与设计方法。概率设计方法已经逐渐成熟,并且开始用于复合材料结构设计。本文详细讨论了国外提出的6种主流的概率设计方法,总结了它们的分析流程以及优缺点。本文最后指出了复合材料结构概率设计研究中有待解决的问题,为进一步开展飞机复合材料结构的概率设计方法的研究提供了有益的建议。

**关键词:**概率设计方法;复合材料;损伤容限;符合性验证

**中图分类号:**V214.8      **文献标识码:**A      **文章编号:**1005-2615(2012)05-0683-11

## Probabilistic Design Methodology for Composite Aircraft Structure

Chen Puhui, Xiao Shanshan

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** In current design methodologies for composite aircraft structures, design parameters are considered as deterministic variables while their random are ignored. In fact, many parameters affect aircraft structures safety, and some of them have obvious random features which can not be ignored. Therefore a probabilistic design methodology must be developed with the consideration of main random variables. However, probabilistic design methodologies have been gradually developed and used for composite structure design. Six popular probabilistic design methodologies are discussed in details and their benefits and potential problems are summarized. Finally, the issues to be adressed are recognized in the probabilistic design of composite structures, which provides some helpful suggestions for further study.

**Key words:** probabilistic design methodology; composite; damage tolerance; compliance

现代飞机由于其结构的复杂性以及飞行环境和载荷的随机性,出于安全性和经济性的考虑,飞机结构需要具有耐久性、可靠性高、重量轻和成本低这些要求<sup>[1]</sup>。复合材料的使用能够很好地满足这些要求,因此被广泛地应用于现代飞机结构设计中。但是,复合材料在制造过程中的特点决定了复合材料结构的性能具有很大的分散性,导致了复合材料飞机结构设计变量具有较明显的不确定性。这些设

计变量包括纤维和基体材料的性能、纤维的含量、铺层方向以及铺层厚度等,还包括结构尺寸、边界条件、飞行载荷情况以及飞行环境等。仅由传统的安全系数来考虑结构性能的分散性,极易导致低效的结构设计。因此,需要采用概率设计方法来更合理地确定复合材料结构的可靠性,使结构的安全程度定量化。

本文对目前国际上6种主流的材料结构

的概率设计方法进行了评述,总结了每种方法的分析流程,并对各自的优缺点进行了讨论。

## 1 概率分析方法

图1表示概率分析方法<sup>[2]</sup>,基本步骤如下:

- (1) 预测结构在预期的载荷下可能的失效模式;
- (2) 确定每个失效模式可接受的失效概率;
- (3) 利用已有的分析方法确定在外加载荷情况下结构应力和结构强度;
- (4) 确定随机设计变量对应力和强度的影响(设计变量的统计性质);
- (5) 应用概率分析方法计算结构中确定部位的失效概率(可靠性评估);
- (6) 利用单个部位的失效概率计算结构的失效概率。

概率分析的基本方法:(1)蒙特卡洛(Monte Carlo)模拟;(2)响应面法;(3)概率极限状态法;(4)最大可能点法。

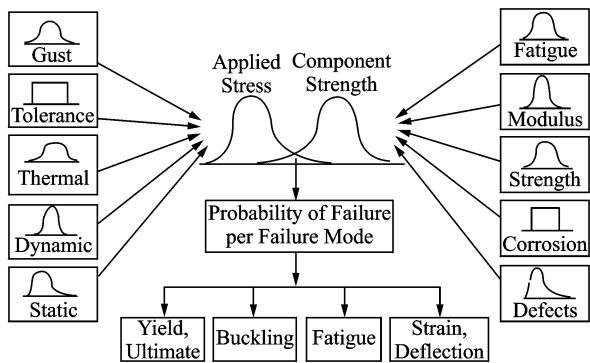


图1 概率分析方法

## 2 IPACS 方法

NASA 刘易斯中心提出的复合材料结构综合概率评估方法(Integrated probabilistic assessment of composite structures, IPACS)<sup>[2-3]</sup>可以有效、精确地确定复合材料结构性能分布特性,评估复合材料结构设计。该方法考虑了复合材料结构设计各个阶段的不确定性,包括组分、铺层、层压板以及结构等,并综合应用了细观和宏观复合材料力学、层压板理论、有限元方法和概率算法等<sup>[4]</sup>。在层压板和结构性能等初始变量不确定的情况下,可以利用蒙特卡洛模拟方法估算概率分布。但是,这种办法效率低并且成本很高。IPACS方法将改进的蒙特卡洛模拟方法和概率极限状态法相结合,并融入了快速概率积分的算法,可以节省大量的计算时间。

### 2.1 计算流程

图2表示IPACS方法的流程<sup>[2-5]</sup>。利用复合材料细观力学计算在铺层和层压板尺度下,初始变量的分布(步骤A和B)。利用层压板理论分析在层压板尺度下的材料性能分布(步骤C)。选择设计变量的初始值,通过有限元分析结构性能(步骤D);步骤E至步骤G,利用结构性能分析层压板(E)、铺层(F)和基体(G)的性能。最后利用快速概率积分的方法确定结构性能和初始变量之间的函数关系,计算结构性能的累积分布函数。

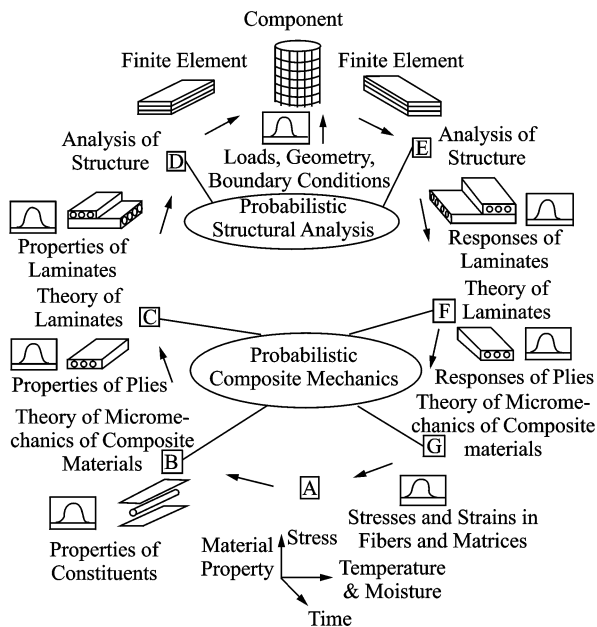


图2 IPACS方法的流程图

### 2.2 存在的问题

IPACS的方法已经发展得比较成熟,能够有效地指导复合材料结构的设计,评估复合材料结构的可靠性。该方法还可以用于评估对复合材料结构性能敏感的设计变量,并计算这些敏感变量对复合材料结构性能的影响。但是IPACS的输入变量没有包括飞机结构在服役过程中可能出现的问题,例如材料的退化和服役期间的可能遭受的损伤。由于复合材料的特点以及检测和维修过程中存在的问题,服役过程中出现的损伤可能会对飞机的结构强度产生很大的影响。

## 3 安全水平方法

安全水平方法的研究始于1998年,由美国NASA兰利研究中心授权研究<sup>[6-7]</sup>。安全水平方法考虑了制造缺陷、服役环境和冲击损伤等多方面因素对复合材料结构的影响,其中重点在于估算损伤

检出概率,优化结构的检测间隔。

### 3.1 计算方法

安全水平(Level of safety, LOS)定义为失效概率(Probability of failure, PF)的余子。失效概率即为结构在受到损伤情况下,损伤尺寸大于临界损伤尺寸,且这个损伤未被检出的概率。安全水平方法<sup>[6]</sup>假设在一次检测中只存在一个损伤,并且这个损伤不会随着时间变化(损伤不扩展假设)。PF是检测情况(损伤是否被检出)和损伤尺寸的联合概率函数。安全水平可表示为

$$LOS = 1 - PF = 1 - P(A \geq a_c, C = 0) \quad (1)$$

$$PF = \int_{a_c}^{\infty} P(a)[1 - P_D(a)]da \quad (2)$$

式中: $A$ 为损伤尺寸随机变量; $a_c$ 表示结构的临界损伤尺寸; $C$ 表示损伤检测的两种情况,0表示损伤未被检出,1表示损伤被检出; $P(a)$ 表示实际发生损伤的概率密度函数; $P_D(a)$ 表示损伤尺寸为 $a$ 时的损伤检出概率,即损伤尺寸为 $a$ 时,损伤被检出的条件概率密度函数。

$P(a)$ 是未知的,可由贝叶斯定理利用已有的概率函数确定,即

$$P(a) = \frac{P_0(a)}{P_D(a)} \bigg/ \int_0^{\infty} \frac{P_0(a)}{P_D(a)} da \quad (3)$$

式中 $P_0(a)$ 表示损伤检出概率密度函数。安全水平可以表示为

$$LOS = 1 - \int_{a_c}^{\infty} \frac{P_0(a)}{P_D(a)} [1 - P_D(a)] da \bigg/ \int_0^{\infty} \frac{P_0(a)}{P_D(a)} da \quad (4)$$

式(4)表示在结构中只存在一个损伤时的安全水平。但是在实际的飞机结构中,会同时出现不同类型的多个损伤。每一种损伤都有各自的检出概率分布,不同类型的损伤在结构中的不同位置又具有不同的安全水平值。假设所有的损伤都是独立的,它们之间的相互影响可以忽略,因此整个结构的安全水平是所有离散的安全水平值的乘积。最终的安全水平为

$$LOS = \prod_{i=1}^{N_L} \prod_{j=1}^{N_{T_i}} (1 - PF_{ij})^{n_{ij}} \quad (5)$$

式中: $N_L$ 表示损伤位置的数目; $N_{T_i}$ 表示在位置 $i$ 处的损伤类型的数目; $n_{ij}$ 表示位置为 $i$ 、损伤类型为 $j$ 的损伤数量的平均值。

### 3.2 计算流程

安全水平方法主要包括两个方面的功能,即评估已有结构的安全水平和基于安全水平的新结构

设计<sup>[7]</sup>。图3为基本的流程图,对已有结构的安全水平的评估过程如下:

- (1)收集已有结构的损伤数据,如损伤尺寸、类型、数量和检测方法等。
- (2)根据统计数据,估计每种类型损伤的检出概率曲线。
- (3)利用步骤(1)和(2)的数据以及结构的损伤尺寸与剩余强度的函数关系,确定现役飞机结构的安全水平。该值可以作为新结构设计所允许的安全水平。

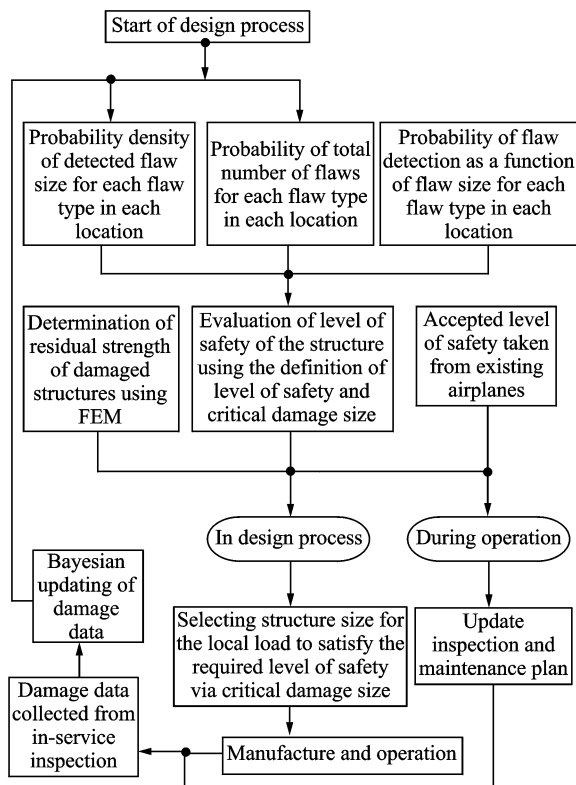


图3 飞机结构的安全水平方法设计流程

利用安全水平方法设计新结构的步骤如下:

- (1)对于新结构,分析确定剩余强度与损伤尺寸和结构尺寸设计参数之间的函数关系。
- (2)根据已有的数据和预计的服役情况,估算损伤的检出概率密度 $P_0(a)$ 和检出概率 $P_D(a)$ 。
- (3)根据步骤(3)和(4)的数据,估算在给定的载荷下,结构尺寸与安全水平之间的函数关系。
- (4)根据结构所允许的安全水平以及结构尺寸与安全水平的函数关系,确定结构的几何尺寸,使得所设计结构的安全水平等于或者大于所允许的安全水平。
- (5)收集结构在服役期间的损伤累积数据。利用贝叶斯统计方法,对前面所估计的概率分布进行

修正,并根据新的概率分布重新估算结构的安全水平。如果新计算出的安全水平小于所允许的安全水平,可以通过减小检测间隔的方法将结构的安全水平提高到设计值。

### 3.3 安全水平方法的优缺点

在安全水平方法中几乎包含了飞机结构设计中的所有参数,适用于所有类型的材料和结构布局。方法区别了损伤的检出概率 $P_0(a)$ 和发生概率 $P(a)$ ,并利用贝叶斯统计方法验证在飞机设计中所预测的损伤,减小结构在服役期间的不确定性。安全水平方法还可用于比较采用不同的结构布局和材料,或是在不同的服役环境下飞机结构的相对安全性<sup>[6-8]</sup>。

安全水平方法的缺点是只确定了在给定的时间、确定位置,单一损伤检测的安全水平,忽略了一些重要的影响因素,包括结构损伤随着时间的累积和增长、损伤位置的影响、不同类型的损伤之间的相互影响以及多个损伤的情况等。另外,该方法不能确定在经验数据有限的情况下,结构安全水平评估的可靠性。

## 4 TsAGI 方法

俄罗斯联邦航空局流体力学研究中心(TsAGI)提出了一种计算复合材料飞机结构可靠度的方法,即复合材料飞机结构的损伤容限的概率设计方法<sup>[2,9]</sup>。该方法的主要目标是在复合材料飞机结构设计的各个阶段,为设计师、工程师和分析人员提供一个自动进行复合材料飞机结构的损伤容限可靠性分析的软件。经验表明,复合材料飞机结构产生灾难性破坏的最主要的原因是在制造过程未被检测出的损伤和服役期间由于意外冲击产生的损伤。这些损伤目视不易发现,因此为了达到高的结构强度,就需要应用损伤容限的原理预测损伤发生后复合材料结构的耐久性。

### 4.1 计算方法

复合材料飞机结构概率损伤容限设计分析方法利用蒙特卡洛数值模拟,结合结构在服役期间的应力状态,并考虑到各种随机载荷情况。在每一个时间间隔,比较结构的应力和材料的强度,如果在 $N$ 次对载荷和剩余强度的模拟过程中发生了 $M$ 次失效,失效概率就定义为

$$\beta = M/N \quad (6)$$

飞机结构存在很多设计载荷情况,为了简化分析,对于特定的结构只考虑一些关键设计载荷。在时间 $t$ 内结构的失效概率为

$$\beta = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - \beta_i) \quad (7)$$

式中, $\beta_i$ 表示在第 $i$ 次载荷下,结构中至少有一个分区发生失效的概率。如果在模拟的过程中,飞机寿命期内没有产生损伤,则元件的强度就没有退化,失效概率为

$$\beta = \int_0^{\infty} f_{l_{\max i}}(x) F_{\beta_i}(x) dx \quad (8)$$

式中: $F_{\beta_i}(x)$ 是在第 $i$ 次载荷下,结构承受载荷能力(强度)的累积分布函数; $f_{l_{\max i}}$ 表示在时间 $t$ 内,最大载荷的概率密度函数。如果 $F_{\beta_i}(x)$ 与时间 $t$ 无关,则 $F_{\beta_i}(x)$ 和 $f_{l_{\max i}}$ 相互独立。如果有多个损伤,则采用蒙特卡洛模拟来确定结构的失效概率。如果没有损伤或只有一个损伤,可应用一种近似方法(失效的条件概率方程)来分析。采用这种方法对 Lear Fan 2100 和 SU-29 的机翼的可靠性进行了分析。

### 4.2 模拟过程

图4表示TsAGI方法的基本模拟过程<sup>[9]</sup>,详细步骤如下:

(1)从初始强度值( $t_0=0$ )开始迭代,将制造缺陷看做是在 $t_0=0$ 时产生的服役损伤,每次迭代开始时随机选取一个初始的结构剩余强度值。

(2)记录结构在服役过程中产生的各种类型的不同数量的损伤,记录损伤产生的时间 $t_1$ 。

(3)如果结构在寿命期内没有制造缺陷和服役损伤,选取结构在设计载荷情况下,寿命期内的最大载荷值和当前的结构温度。根据结构的温度,对结构的剩余强度值进行修正,比较结构的强度和载荷情况。如果载荷大于结构的剩余强度,结构失效就记录为 $M=M+1$ 。

(4)如果产生损伤,结构的剩余强度会降低,计算 $t_1$ 时刻的剩余强度值。

(5)选取在设计载荷情况下,时间间隔 $t_2-t_1$ 内

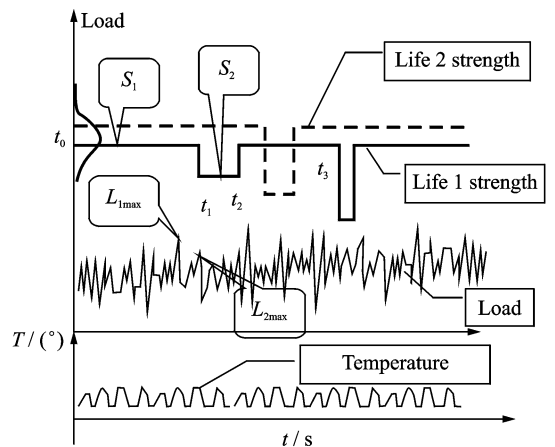


图4 TsAGI方法的基本模拟过程

的最大载荷和当前的结构温度。根据结构的温度,对剩余强度值进行修正,并与当前的结构载荷相比较。如果载荷超过结构的强度,结构失效就记录为  $M=M+1$ 。

(6)在时刻  $t_2$ ,对结构进行检测和维修,结构的强度值恢复到一定的水平。

重复上面的迭代过程,就可以多次模拟结构在寿命期内的载荷和强度情况,计算结构的失效概率。

## 5 NGCAD 方法

诺斯罗普·格鲁曼公司的商用飞机部提出了一种失效概率的计算方法<sup>[10-12]</sup>,该方法结合了蒙特卡洛模拟方法和数值积分方法。通过对结构的典型位置进行详细的概率分析,得到这些位置的失效概率,再结合统计方法计算结构的失效概率。

应用蒙特卡洛模拟计算失效概率时,考虑了突风、环境和缺陷等随机变量的影响,基本方程如下<sup>[10]</sup>

$$PF = \int_{\Omega_s} f(s)G(s)ds \quad (9)$$

式中: $f(s)$ 表示在随机选取的突风强度下,每次飞行的最大工作应力  $\sigma_{max}$  的概率密度函数; $G(s)$ 表示在随机选取的环境和缺陷条件下,结构强度的累积分布函数; $\Omega_s$ 表示应力作用在结构上的范围。应用数值积分方法,计算所有模拟情况下的PF的平均值,作为结构元件或系统失效概率的估计值。

### 5.1 分析过程

图5所示为NGCAD 概率分析方法的流程,包

括设计过程、材料生产、制造过程和服役4个部分。单次模拟的失效概率是最大的工作应力的概率密度函数和材料强度的累积分布函数相乘后的数值积分。通过对所有模拟情况下的失效概率取平均值来估计元件或系统的失效概率。详细的模拟过程如下:

(1)根据飞机设计的使用要求,分析飞机的设计载荷,计算载荷的超越数曲线。然后估算出每次飞行的最大过载  $n_z$  的概率密度函数。将最大过载  $n_z$  的概率密度函数和突风载荷对结构的影响看做叠加的关系。应用过载系数来表示风载对载荷情况的影响。

(2)估算材料许用值,并根据材料许用值确定材料的强度。建立结构的有限元模型,确定在使用载荷下的结构性能。反复进行有限元模拟,直到模拟结果可以满足结构的设计和制造的约束条件。根据有限元分析的结果确定基本参数。

(3)在基本参数选取后,再根据材料许用值  $A$  计算设计限制应力(Design limit stress, DLS),使得最大过载  $n_z$  的值满足设计限制应力情况,如式(10)所示。每次飞行的最大过载  $n_z$  可以通过比例因子转化为  $\sigma_{max}$  的概率密度函数。

$$DLS_K = \frac{A}{1.5(1 + MS_K)} \quad (10)$$

在蒙特卡洛模拟中考虑热应力的影响,根据设计限制应力,计算工作应力的概率密度函数  $f_{J,K}(Y)$  ( $J$ 表示蒙特卡洛模拟的次数, $K$ 表示结构元件)。

(4)在不同的失效模式下,需要足够的测试数据

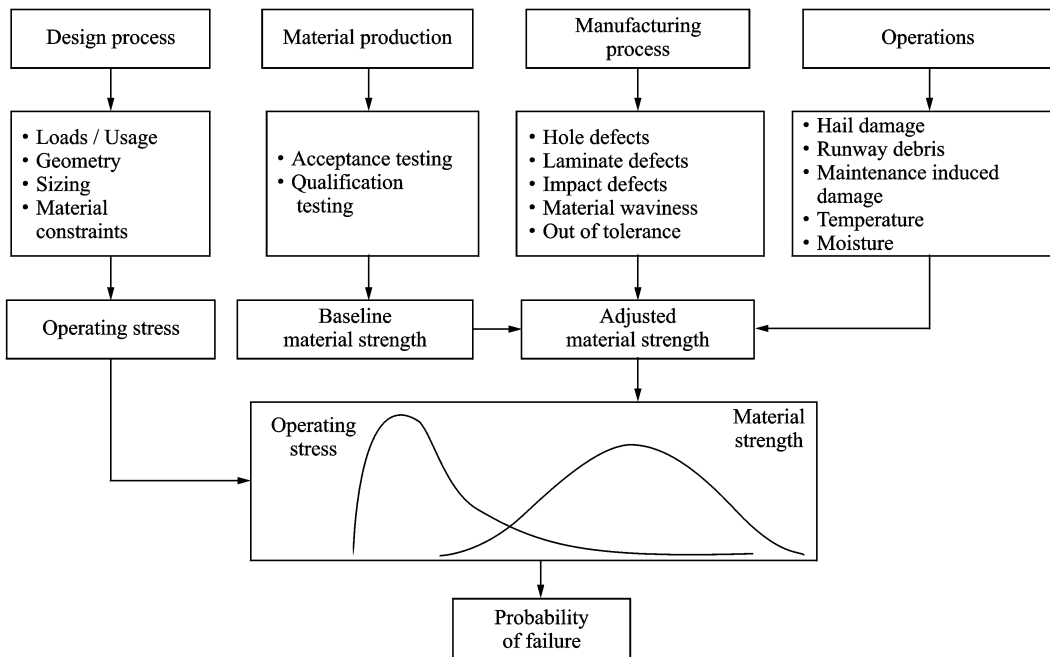


图5 NGCAD 概率设计过程

来确定相关材料性能的统计分布。依据基本参数估算不同失效模式下的材料强度。在确定的失效模式下,选择对材料强度有影响的制造缺陷进行分析。材料强度折减因子需考虑制造缺陷和服役损伤。

(5)温度和吸湿容易导致复合材料力学性能的退化,因此要考虑服役环境的影响。如果最大过载 $n_e$ 发生在所有的温度范围内,则蒙特卡洛模拟就需要计算所有的温度范围内的平均失效概率。

(6)可根据任务剖面图,分析结构每个分区的温度随着时间的分布,采用有限元模拟得到温度应力。根据部件的温度和吸湿情况以及服役寿命,计算出吸湿随着时间的分布。根据吸湿相对时间的分布和温度应力,就可以计算出由于环境引起的强度降低。考虑关键部位的强度分布密度函数、温度和吸湿的影响以及制造和服役因素,计算时计及所有影响因素的强度分布 $g_{J,K}(X)$ 。

(7)根据工作应力概率密度函数和强度分布,建立应力-强度干涉模型,由式(11)计算蒙特卡洛模拟的元件的失效概率 $PF_{J,K}$ 。进行多次蒙特卡洛模拟后,由式(12)估算元件的平均失效概率。

$PF_{J,K}(t_j) =$

$$1 - \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \int_Y^{\infty} g_{J,K}(X) dX \right] f_{J,K}(Y) dY$$

$$J = 1, \dots, N; K = 1, \dots, M \quad (11)$$

$$\overline{PF}_K(t_j) = \frac{\sum_{J=1}^N (PF_{J,K}(t_j))}{N}$$

$$K = 1, \dots, M \quad (12)$$

(8)假设单个元件失效均会导致结构失效,不考虑载荷的再分配。由式(13)可计算出结构的失效概率

$$\overline{PF}(t_j) = 1 - \prod_{K=1}^M [1 - \overline{PF}_K(t_j)] \quad (13)$$

由于结构的温度和湿度是随时间变化的量,并且存在未检测出的损伤,因此单次飞行的失效概率会随着时间变化。

(9)最后得到的结构失效概率是单次飞行的失效概率 $P_{SF}$ ,式(14)给出了结构在整个寿命期内的失效概率 $P_S$

$$P_S = 1 - \prod_{i=1}^K (1 - P_{SF_i}) \quad (14)$$

式中, $K$ 表示设计寿命内的总的飞行次数。

## 5.2 TsAGI 和 NGCAD 方法的比较

TsAGI 方法和 NGCAD 方法的模拟过程很类似,它们的不同之处在于 NGCAD 方法考虑了实际应用中可能出现的情况。NGCAD 方法对 TsAGI

方法进行了一定的简化,它们有着相似的优缺点。优点主要有:

(1)NGCAD 概率设计方法利用了 MONTE 程序来预测复合材料结构的失效概率,与蒙特卡洛模拟的结果符合得很好,并且可用于蒙特卡洛模拟结果不可信的小失效概率区域。

(2)综合利用了概率方法和其他相关的理论预测结构的失效概率。蒙特卡洛方法和数值积分方法相结合能够精确估算小的失效概率。

两个方法的缺点有:

(1)由于飞机结构可接受的失效概率很小,很难确定数据量对最终的失效概率的影响程度,因此结构概率分析方法仅在数据量大的情况下可以得到精确的结果。

(2)没有考虑飞机结构的载荷再分配对失效概率的影响。

相对于 TsAGI 的方法,NGCAD 的方法没有考虑损伤检出概率对结构可靠度的影响。这一简化使得结构的设计和失效概率的评估结果相对保守,会增加结构重量。此外,NGCAD 方法未考虑材料强度、结构载荷和单次飞行估算结果的可靠度等随机变量,并对其中的一些随机变量进行了简化,未考虑所有设计变量对失效概率的影响。从图4的 TsAGI 方法的模拟过程可知,TsAGI 方法对一个寿命期内的失效概率进行多次模拟和分析,而 NGCAD 方法对一个寿命期内的失效概率只进行了一次分析,显然 TsAGI 的方法更加准确,但是计算量庞大,计算耗时。

## 6 累积冲击损伤容限分析方法

Northrop 公司提出了一种计算结构冲击损伤容限可靠度的方法<sup>[13-15]</sup>。该方法考虑了冲击事件的随机性,将冲击能量视为一种随机变量,估计复合材料结构在给定的冲击威胁下的可靠度。

### 6.1 随机变量

该方法中所涉及的主要随机变量如下:

(1)工作应力,即结构在使用载荷作用下各元件中产生的应力;

(2)许用应力,它反映了结构的承载能力,对于遭受冲击的复合材料结构而言,许用应力即为冲击后压缩剩余强度;

(3)冲击威胁,模拟结构在长期使用过程中可能遭受到的各种不同能量水平的随机冲击情况。

### 6.2 计算方法

采用可靠性分析方法估算复合材料结构在给

定的冲击威胁下的可靠度<sup>[16-18]</sup>。影响结构可靠性的主要因素包括:

(1)无损层压板的强度分布。

(2)带损伤层压板的强度分布。该分布包括了损伤尺寸、形状和位置分布以及冲击后剩余强度的分布。

(3)结构在服役期间受到冲击损伤的可能性或冲击威胁的概率。

可靠性分析方法如图6所示。图6(a)表示冲击后剩余强度和冲击能量之间的关系,即在不同的冲击能量下的剩余强度的分布;图6(b)是用双参数的Weibull分布来描述强度的分布,冲击威胁分布也采用Weibull分布来描述;图6(c)表示将冲击后剩余强度和冲击威胁相结合,确定在给定的外载荷情况下的冲击损伤容限的强度可靠度。由于飞机结构所遇到的冲击威胁概率依赖于结构位置和冲击源,根据冲击损伤分析的需要,对飞机的结构进行分区。

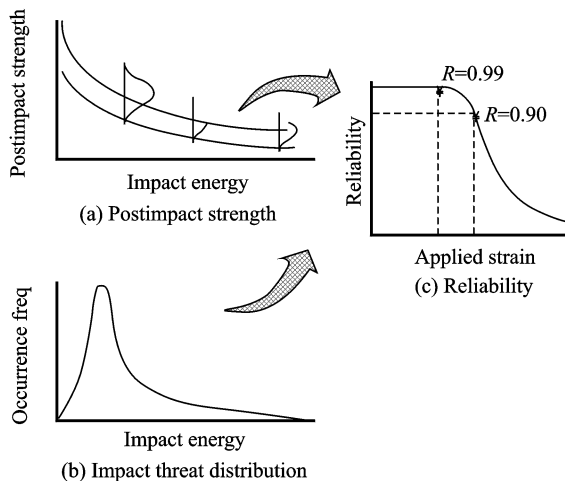


图6 累积冲击损伤容限可靠性评估方法

$p(\epsilon)$ 为给定的外加应变下,结构的存活率。 $p(\epsilon)$ 的值依赖于冲击能量和冲击后剩余强度分布以及各种冲击参数。在给定的冲击威胁下,冲击能量 $E$ 发生的概率定义为 $P(E)$ 。冲击后结构的可靠度为 $p(\epsilon)$ 和 $P(E)$ 在冲击能量范围内的积分,即

$$R(\epsilon) = \int p(\epsilon)P(E)dE \quad (15)$$

### 6.3 小结

对复合材料结构的冲击后剩余强度的分析预测可以分成两个部分,即检测结构损伤和预测剩余强度。在损伤检测的过程中,用数学方法模拟损伤阻抗、冲击历程,预测损伤的类型、尺寸以及损伤扩展。结构内部冲击损伤的分析预测包括复杂的三维

应力分析、多失效模式的失效准则的定义。需要考虑的变量包括冲击速度、质量、形状和力学性能、冲击的角度和位置、被冲击物的力学性能和支持条件。由于复合材料损伤的类型复杂并且受到很多因素的影响,因此很难精确预测损伤。

目前的结构损伤预测和结构失效概率的分析都是基于经验数据,这些数据不适用于新的材料和新的制造工艺。复合材料结构累积冲击损伤容限可靠性设计方法可以分别确定对结构的损伤阻抗、损伤容限以及可靠度敏感的设计变量,分析这些变量共同作用下结构的冲击响应。对原有的损伤容限评估模型进行改进,增加对制造工艺的评估,可减小对经验数据的依赖。

现有的数据对结构的设计变量统计分析和冲击后结构强度分布的分析依然不足。复合材料结构的冲击损伤是结构强度下降的一个重要原因,结构的强度还与其他因素有关,如材料的退化、疲劳损伤等。因此,仅用冲击损伤来考虑结构的强度是不够的,还需要综合考虑其他方面的因素以及这些因素对结构的共同作用来评估结构的可靠度。

## 7 复合材料结构概率符合性验证方法

空客公司提出了复合材料结构静强度/疲劳/损伤容限的概率符合性验证方法<sup>[19]</sup>,该方法已用于结构的符合性验证。其核心内容包括3个方面:

(1)根据所选的损伤检测方法确定结构服役期间的检测间隔;

(2)确定含目视可见损伤(Visible impact damage, VID)的结构所能承受的载荷水平 $K \times LL$  ( $K \times LL$ 指的是限制载荷的倍数);

(3)在载荷水平 $K \times LL$ 进行静力试验,验证在所确定的检测计划下,结构的失效风险是可接受的。

### 7.1 概率符合性方法的原理

概率方法的目的是要证明检测计划能够保证在下列情况下是可接受的(小于足够小的概率值)<sup>[19-21]</sup>:即载荷具有 $K \times LL$ 水平,同时存在漏检的意外冲击损伤使结构强度降低到 $K \times LL$ 载荷水平。对主结构出现灾难性破坏的情况,这一组合的概率水平必须特别小(根据ACJ 25 1309,概率 $\leq 10^{-9}$ /fh, fh表示飞行小时);对非关键零件,可以接受更高的概率水平。除了冰雹冲击以外,认为事件“载荷具有 $K \times LL$ 水平”和事件“漏检的意外冲击损伤使结构强度降低到 $K \times LL$ 载荷水平”的发生是相互独立的,则应证实

$$\text{概率}_{\text{载荷}(K \times LL)} \times \text{概率}_{\text{漏检损伤}(K \times LL)} \leq 10^{-9}/\text{fh} \quad (16)$$

## 7.2 计算过程

令  $P_{\text{at}}$  表示结构在单次飞行(或单位飞行小时)中受到的冲击威胁概率;  $P_{\text{rat}}$  表示结构载荷大于结构损伤后的剩余强度的概率;  $P_{\text{dat}}$  表示结构损伤的检出概率,需要分别统计针对结构的各种检测方法的  $P_{\text{dat}}$  曲线。由式(16),为了保证结构的服役安全性,在结构的检测周期内必须满足

$$P_{\text{rat}} \times P_{\text{at}} \times (1 - P_{\text{dat}}) \leq 10^{-9}/\text{fh} \quad (17)$$

显然,式中  $P_{\text{at}} \times (1 - P_{\text{dat}})$  表示事件“漏检的意外冲击损伤使结构强度降低到  $K \times LL$  载荷水平”发生的概率。具体的计算内容包括以下几个方面:

### (1) 损伤检出概率( $P_{\text{dat}}$ )

对于含 VID 损伤的结构(从目视勉强可见冲击损伤(Barely visible impact damage, BVID)到临界损伤门槛值(Critical damage threshold, CDT),假设地面巡检对 VID 损伤的检出概率为 0,则只考虑两种检测方法,分别是一般目视检测(General visual inspection, GVI)和详细目视检测(Detailed visual inspection, DET)。分别进行数据统计来确定 GVI 和 DET 两种检测方法的检出概率( $P_{\text{dat}}$ )-凹坑深度( $\delta$ )曲线。

### (2) 结构的冲击威胁分布( $P_{\text{at}}$ )

复合材料结构的验证需要确定用于极限载荷的实际可能的冲击能量截止值。保守的假设是设置在 90% 概率时的能量水平(B 基准),也就是说,实际可能的能量截止值是按这样的方式选择的:在飞机寿命结束时,其中不超过 10% 的飞机受到的冲击能量等于或高于这一截止值。对相应于更严重损伤情况、并可能无法符合极限载荷条款的 10%,只需证实其符合规定的安全水平。

### (3) 载荷大于剩余强度的概率( $P_{\text{rat}}$ )

结构的冲击后压缩剩余强度与冲击源、损伤尺寸等多种因素有关。首先确定结构的剩余强度曲线,即剩余强度与损伤面积的函数关系。

在结构的剩余强度曲线确定后,计算结构载荷大于剩余强度的概率  $P_{\text{rat}}$ 。对于民用飞机,计算时主要考虑突风载荷发生的概率:

① 对应于限制载荷的静载荷发生的概率为  $P_{\text{rat}} = P(\epsilon > \epsilon_{\text{LL}}) = 2 \times 10^{-5}/\text{fh}$ ;

② 对应于极限载荷的静载荷发生的概率为  $P_{\text{rat}} = P(\epsilon > \epsilon_{\text{UL}}) = 1 \times 10^{-9}/\text{fh}$ 。

限制载荷和极限载荷之间的静载荷的发生次数的概率用对数线性分布来描述,因此静载荷发生

的概率随载荷均匀变化(对数线性)。假设  $\lg(P_{\text{rat}})$  与剩余强度  $\epsilon_{\text{residual}}$  的线性关系如下:

$$\lg P_{\text{rat}} = \lg[P(\epsilon > \epsilon_{\text{residual}})] = a \times (\epsilon_{\text{residual}}/\epsilon_{\text{LL}}) + b = a \times k + b \quad (18)$$

式中,定义  $k = \epsilon_{\text{residual}}/\epsilon_{\text{LL}}$ ,  $a$  与  $b$  为待定常数。注意,这里的参数  $k$ ,其含义是结构的剩余强度与限制载荷之比。式(18)的意义是结构遇到的超过其剩余强度水平( $\epsilon_{\text{residual}}$ )的外载荷的概率。

### (4) 给定能量水平下结构的失效概率

图 7 给出了在给定的冲击能量下结构失效概率的计算流程:

① 根据冲击威胁的概率曲线,选取冲击能量  $E$ ;

② 根据冲击能量与凹坑深度的函数关系确定给定的冲击能量下结构的凹坑深度  $\delta$ ;

③ 根据所选定的检测方法,确定对应于凹坑深度的损伤检出概率;

④ 根据冲击能量与损伤尺寸之间的函数关系,确定损伤尺寸  $S_d$ ;

⑤ 根据损伤尺寸与剩余强度的函数关系,确定结构的剩余强度;

⑥ 依据结构载荷大于剩余强度的概率曲线,确定载荷大于剩余强度的概率;

⑦ 计算给定冲击能量下结构的失效概率

$$P_{\text{at}}(\epsilon_{\text{residual}}(E)) \times (1 - P_{\text{dat}}(E)) \times \Delta P_{\text{rat}}(E) \quad (19)$$

### (5) 结构的检测间隔

假设结构总的飞行时间是  $N$  个飞行小时,检测间隔为  $m$  个飞行小时,仅考虑第  $j$  个冲击源所导致的失效,则飞机寿命结束前最后 1 h 结构的损伤发生概率为

$$\sum_{i=1}^{N/m} [1 - (1 - \Delta P_{\text{at}})^m] (1 - P_{\text{dat}})^{i-1} \quad (20)$$

结构的失效概率为

$$P_{\text{failure}}^i = \sum_{E=E_1}^{E_2} \left\{ P_{\text{rat}} \times \sum_{i=1}^{N/m} m \times \Delta P_{\text{at}} \times [1 - P_{\text{dat}}]^{i-1} \right\} \quad (21)$$

结构的总的失效概率等于不同冲击源所引起的失效概率的总合。检测间隔必须使得总的失效概率小于或等于规定的失效风险(一般为  $10^{-9}/\text{fh}$ ,也可能针对安全关键件取更低的概率值)。

### (6) 载荷因子 $K$

载荷因子  $K^{[19]}$  定义为由规定的失效概率 ( $10^{-9}/\text{fh}$ ) 所确定的含 VID 结构应能承受的载荷水平(剩余强度要求)与限制载荷之比,而结构应能承受的载荷水平为限制载荷水平到设计极限载荷水平,因此  $K$  的范围为  $1 \leq K \leq 1.5$ 。



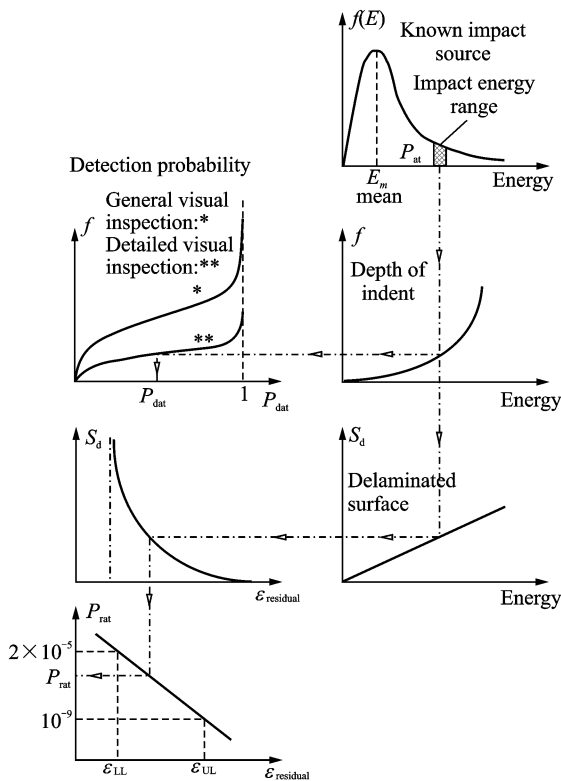


图7 给定冲击能量下结构失效概率的计算流程

在损伤容限验证中,由于对结构引入了VID损伤,则结构中一定存在未被检出的损伤(故意漏检)。那么冲击威胁概率 $P_{at,VID}$ 和损伤未检出概率 $1-P_{dat,VID}$ 都为1。假定结构满足设计要求,即含VID结构的剩余承载能力大于或等于 $K \times LL$ 载荷水平。从概率的角度讲,也就是说该结构的失效概率小于或等于规定的失效概率( $10^{-9}/fh$ )。如果试验成功,则证实了采用所选的检测方法与所确定的检测计划,结构的失效风险是可接受的。假设结构的失效概率评估结果为 $P_{failure}$ ,从概率的观点出发,含VID静力试验验证件的失效概率应满足 $P_{failure,VID} = P_{failure}$ ,则有

$$P_{rat,VID} = P_{failure} \quad (22)$$

即结构遇到超过与剩余强度水平( $\epsilon_{VID}$ )相当的外载荷的概率等于结构的失效概率。

图8给出了K值的具体确定方法。将整个 $P_{rat}-\epsilon_{residual}$ 曲线按因子 $1/\eta$ 进行平移,将 $P_{rat}-\epsilon_{residual}$ 曲线上对应于 $P_{failure}$ 的点A平移到含VID结构的剩余强度对应的位置(即图8点B),以保证式(22)成立。

相当于设计极限载荷水平 $\epsilon_{UL}$ 的实际载荷的发生概率 $P_{rat} = 1 \times 10^{-9}/fh$ ,即 $A'$ 点。找出平移后的曲线上相应的点 $B'$ ,将此点对应的载荷定义为虚构的设计极限载荷,用 $\epsilon_{UL}^{fictive}$ 表示。因此,为了满足 $10^{-9}/$

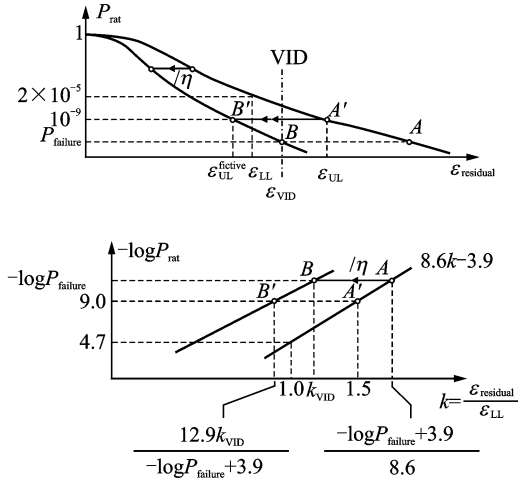


图8 K值的确定方法

fh的失效目标,由平移后的曲线可知,在损伤容限验证时需施加的最大载荷水平不应超过 $\epsilon_{UL}^{fictive}$ 。据此就可以确定载荷因子K,步骤如下:

①由 $P_{rat} = 10^{-8.6k+3.9}$ 及 $P_{rat} = P_{failure}$ 可得A点的 $k_A$ 为

$$k_A = \frac{-\log P_{failure} + 3.9}{8.6}$$

则A点的 $\epsilon_A$ 为

$$\epsilon_A = k_A \times \epsilon_{LL} = \frac{-\log P_{failure} + 3.9}{8.6} \times \epsilon_{LL}$$

又B点的 $\epsilon_B = \epsilon_{VID} = k_{VID} \times \epsilon_{LL}$ ,则 $1/\eta$ 为

$$1/\eta = \epsilon_B/\epsilon_A = \frac{8.6k_{VID}}{-\log P_{failure} + 3.9}$$

② $A'$ 点的 $\epsilon_{UL} = 1.5\epsilon_{LL}$ ,则 $B'$ 点的 $\epsilon_{UL}^{fictive}$ 为

$$\epsilon_{UL}^{fictive} = \frac{1.5\epsilon_{LL} \times 8.6k_{VID}}{-\log P_{failure} + 3.9} = \frac{12.9k_{VID}}{-\log P_{failure} + 3.9} \times \epsilon_{LL}$$

则载荷因子K为

$$K = \frac{\epsilon_{UL}^{fictive}}{\epsilon_{LL}} = \frac{12.9k_{VID}}{-\log P_{failure} + 3.9}$$

### 7.3 与确定性方法的比较

确定性方法的核心思想是在分析与试验的基础上证实:

(1)含有任何不超过与检测计划相关的可检性门槛值损伤(BVID)的结构对于极限设计载荷具有正的裕度;

(2)含有任何大的VID损伤的结构对于限制载荷具有正的裕度。

概率方法的核心思想是通过证实如下情况来保证结构的安全:检查大纲,应使得 $K \times LL$ 的载荷水平的发生与存在使结构强度低于 $K \times LL$ 水平的

漏检意外损伤的组合是可接受的,即该组合必须是极不可能的(其概率小于 $10^{-9}/\text{fh}$ )。

(1)在确定性方法中,对极限载荷(静强度要求)采用了高的能量截止值,而在概率方法中则根据概率损伤容限评定方法的原理,采用了较低的能量水平。Boeing公司所采用的确定性方法,在设置检测间隔时没有考虑损伤的发生概率(冲击威胁),比概率方法保守,结构重量代价高。

(2)在确定性方法中,限制载荷分析时没有给出冲击能量水平的上限,考虑的能量水平直到损伤易检(即最小易检损伤MinRDD)为止;而在概率方法中,则依据冲击威胁概率为 $10^{-9}/\text{fh}$ 来设置限制载荷分析时的冲击能量水平上限。

(3)在确定性方法中,检测间隔是依据定性的分级方法来设定的,它的推导是基于结构的承载能力以及意外损伤和服役环境对结构性能影响的使用经验;而在概率方法中,最大检测间隔则是根据损伤和载荷发生概率导出的。

## 8 结 论

通过对6种主流概率分析方法的讨论,可以发现概率方法具有如下的优点:

(1)能够评估设计风险和结构的可靠度。

(2)能够预测结构设计中的高风险范围。考虑了极端环境情况对结构强度的影响。根据结构的设计变量和有限元分析,确定结构中的危险区域。在结构设计、制造和服役检测中将这些区域作为重点,降低结构的失效概率。

(3)能够确定设计变量对结构可靠度的敏感性。通过概率分析,确定不同的设计变量对结构可靠度的敏感性。将敏感性变量作为结构设计的重点,而忽略对结构设计影响很小的变量,减少设计工作量。

(4)提供了对各种设计方案进行比较的方法,即通过比较不同的结构设计方案的可靠度,指出具有较大差别的部位和设计特征。可以加深对结构性能的理解并改进结构设计。

(5)有助于减少不必要的保守设计。传统的结构设计方法只是考虑了各种设计因素中最极端的情况,包括最极端的温度和吸湿情况、未检测到的最严重的损伤以及采用较低的设计许用值。这种方法会在很大程度上导致结构设计保守,增加结构的重量。

(6)能够确定最优的检测间隔。概率方法使用

了参数分析的方法来确定结构的检测和维修方案。这些参数包括初始缺陷尺寸、载荷谱和损伤检出概率等。

概率设计方法在应用中还存在着许多需要解决的问题:

(1)统计数据。概率方法的应用依赖于经验统计数据,这些数据包括材料性能、飞行载荷以及服役过程中的损伤等。数据量越大,失效概率的计算越精确。但是在工程实际中,能提供的数据是有限的,至今还无法确定数据量的大小对于失效概率结果的影响程度。

(2)计算问题。目前的方法大多是从蒙特卡洛方法发展而来的。蒙特卡洛方法需要对结构进行多次模拟,计算量很大、耗时。虽然目前的方法对蒙特卡洛模拟进行了一定的改进,并结合了其他的计算方法,例如数值积分等,但是结构失效概率的计算耗时还是很多。

(3)概率分布的统计假设问题。利用统计数据估计设计变量的概率分布时,由于小概率事件发生的可能性很低,而统计数据有限,通常运用外推法对数据进行分析,造成变量的概率分布的尾区和实际情况存在着较大的差距。在结构的失效概率很小时,变量分布尾区很小的差异,对最后的结果都会产生很大的影响,甚至不可信。

(4)结构的失效模式。对结构的失效概率的分析首先要识别结构所有的失效模式。由于飞机结构复杂,失效模式是串并联反复运用的复杂网络体系。目前多数的概率分析方法对结构的失效模式只是运用了简单的串联体系,没有考虑到载荷在结构上的再分配。

概率分析方法的应用不仅需要大量的实践知识,还需要统计和概率论的知识作为指导。由于各种方法考虑的侧重点不同,对同一结构的概率评估结果是有差别的,在时间和硬件条件允许的情况下,要尽量保证评估结果的准确性与一致性。

### 参考文献:

- [1] Department of Defense. Composite materials handbook, Volume3: Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis[R]. MIL-HDBK-17-3F, 2002.
- [2] Long M W, Narciso J D. Probability design methodology for composite aircraft structures[R]. DOT/FAA/AR-99/2. Washington DC: Office of Aviation

- Research, 1999.
- [3] Chamis C C, Shiao M C. Integrated probabilistic assessment of composite structures: code development and applications[R]. NASA CP-3178-Vol-1-PT-2, 1993:987-999.
- [4] Christos C C. Probabilistic design of composite structures[R]. NASA/CR-2000-209847, 2007.
- [5] Abumeri G H, Chamis C C. A method for probabilistic coupled thermo-structural evaluation of composites structures[R]. AIAA-2002-1269, 2002.
- [6] Huang C K, Lin K Y. A method for reliability assessment of aircraft structures subject to accidental damage[C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference. Austin, Texas:[s. n.],2005.
- [7] Lin K Y, Du Jiaji, Rust D. Structural design methodology based on concepts of uncertainty[R]. NASA/CR-2000-209847, 2000.
- [8] Lin K Y, Styuart A V. Probabilistic approach to damage tolerance design of aircraft composite structures[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4):1309-1317.
- [9] Ushakov A, Stewart A, Mishulin I, et al. Probabilistic design of damage tolerant composite aircraft structures[R]. DOT/FAA/AR-01/55. Washington DC: Office of Aviation Research, 2002.
- [10] Kan H P. Assessment of probabilistic certification methodology for composite structures[R]. DOT/FAA/AR-00/74. Washington DC: Office of Aviation Research, 2001.
- [11] Michael Shiao. Evaluation of the probabilistic design methodology and computer code for composite structures[R]. DOT/FAA/AR-99/12. Washington DC: Office of Aviation Research, 2001.
- [12] Gary P M, Riskalla M G. Development of probabilistic design methodology for composite structures[R]. DOT/FAA/AR-95/17. Washington DC: Office of Aviation Research, 1997.
- [13] Kan H P. Enhanced reliability prediction methodology for impact damaged composite structures[R]. DOT/FAA/AR-97/79. Washington DC: Office of Aviation Research, 1998.
- [14] Kan H P, Whitehead R S, Kauts E. Damage tolerance certification methodology for composite structures[C]//Proc 8th DOD/NASA/FAA Conference on Fibrous Composite in Structural Design. 1989.
- [15] Kan H P, Cordero R, Whitehead R S. Advanced certification methodology for composite structures[R]. DOT/FAA/AR-96/111. Washington DC: Office of Aviation Research, 1997.
- [16] 白昱. 复合材料层压板在冲击威胁下的可靠性评估[D]. 西安:西北工业大学,1997.
- [17] 马祖康,羊玲. 复合材料层压结构的累积损伤容限可靠性分析方法[J]. 民用飞机设计与研究,1998(3):15-19.
- Ma Zukang, Yang Ling. Cumulative damage tolerance reliability analysis methodology for laminated composite structures[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1998(3):15-19.
- [18] 陈普会,沈真. 复合材料结构累积冲击损伤容限可靠性分析[R]. 623S-200101-34. 西安:中国飞机强度研究所,2001.
- [19] Ciavaldini P. Composite stress manual [M]. Aerospacial, France: Technical Manual MTS 006 Iss B, 1999.
- [20] Tropis A, Thomas M, Bounie J L, et al. Certification of the composite outer wing of the ATR72[J]. Journal of Aerospace Engineering, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G, 1994,209(4):327-339.
- [21] Jean Rouchon. Certification of aircraft composite structures[M]. [S.l.]: EUROSAE, 2007.