

# 飞机结构完整性研究现状及发展方向

屈玉池<sup>1,2</sup>, 晁祥林<sup>2</sup>, 陈 琪<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国飞行试验研究院 情报档案中心, 陕西 西安 710089)

**摘 要:** 飞机结构完整性是确保飞机安全寿命的重要条件之一。简要介绍了结构完整性在飞机设计中的发展进程及其作用; 以 F-4C/D 和 F-16 飞机为例, 叙述了结构完整性在飞机结构设计和验证中的应用情况; 最后指出当前我国结构完整性技术的研究现状, 以及下一步的研究重点。

**关 键 词:** 飞机结构完整性; 军用规范; 载荷谱; 损伤容限

**中图分类号:** V215

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1002-0853(2005)03-0009-04

## 引言

飞机结构完整性大纲是从 1957 年 B-47 飞机出现疲劳问题后提出的, 由此对飞机结构完整性的研究逐步形成并得到发展, 在飞机结构分析中的应用于 1970 年前后发生飞跃。1969 年, 一架 F-111 飞机由于机翼关键接头存在漏检裂纹, 仅 100 飞行小时就发生事故; 在此期间, C-5A 疲劳试验样机也过早地产生开裂现象。所以, 1975 年 12 月发布的《MIL-STD-1530A 美国空军结构完整性大纲(ASIP)》增加了结构损伤容限和耐久性分析以及地面试验要求, 提高了对飞机结构完整性要求<sup>[1]</sup>。在以后的十几年中, 结构完整性技术有了进一步的发展, 并形成了《MIL-A-87221 (USAF) 飞机结构通用规范》和《MIL-A-8860B(AS) 飞机强度和刚度系列规范》。这些规范在近十几年来广泛用于飞机结构设计和验证。随着断裂力学、概率断裂力学的发展, 在结构完整性要求的损伤容限、耐久性等分析中又融入了概率统计方法, 使解决随机因素下结构发生破坏问题成为可能, 进一步完善了结构完整性理论和方法。

## 1 飞机结构完整性研究进展

在 1970 年以前的结构完整性大纲中, 结构分析的重点是静强度和“安全寿命”疲劳设计方法。该方法利用了一种假设, 即用疲劳样机代表所有的生产型飞机, 假定部队所用飞机的“安全寿命”为疲劳样

机寿命的四分之一。然而, 正是在关键结构部位存在没有检测出的较大的初始裂纹引发了 F-111 飞机事故。该事故说明, 所采用的安全寿命疲劳设计分析方法存在缺陷, 所做的全部疲劳试验并不能预测出这类飞机结构破坏, 因此, 所应用的 MIL-A-8860 系列飞机强度和刚度规范不能满足飞机结构完整性要求, 迫切需要一种新的满足结构完整性要求的评估飞机安全寿命的分析方法, 由此推动了飞机强度和刚度规范的改进和飞机结构完整性技术的发展。

在 1970~1980 年执行的飞机结构完整性大纲中, 结构安全寿命要求通过损伤容限和耐久性分析体现, 并以规范的形式得以贯彻, 使飞机结构能承受在制造、维修或服役期间所形成的裂纹而正常服役。

美国军用规范 MIL-A-83444 规定了飞机结构的损伤容限要求; MIL-A-008666B 规定了耐久性要求; MIL-A-8867A 规定了地面试验要求。这三部规范反映了当时有关耐久性、损伤容限和地面试验的技术现状, 并与其它结构规范共同构成了 MIL-STD-1530 飞机结构完整性大纲框架。

MIL-STD-1530A 把损伤容限和耐久性要求分开, 损伤容限用破损-安全概念或缓慢裂纹扩展概念设计实现。为了满足耐久性要求, 规定试验中所验证飞机的经济寿命必须大于设计服役寿命。在飞机结构评价中, 损伤容限和耐久性要求还用来决定部队对飞机结构的维修计划, 并提供检查、修理的方法和预期的时间。

近十几年来, 结构完整性技术有了更进一步的

收稿日期: 2005-02-01; 修订日期: 2005-07-05

作者简介: 屈玉池(1961-), 男, 陕西长安人, 研究员, 主要从事航空发动机结构强度与科技情报信息管理研究。

发展。1985 年发布的《MIL-A-87221(USAF)飞机结构通用规范》和 1987 年发布的《MIL-A-8860B(AS)系列飞机强度和刚度规范》是近十几年来用于飞机结构设计和验证的美国军用规范。MIL-A-87221 规范是一部以结构完整性为纲,处处体现结构完整性要求的飞机结构设计和验证规范<sup>[2]</sup>。该规范的详细结构准则和一般参数明确规定:飞机机体结构应具有足够的结构完整性来满足本规范各个单项要求及其可能的组合。该规范的设计和构造参数中,围绕结构完整性要求规定了飞机各种结构件的设计和制造要求。对这些结构件设计、制造的规定都涉及到飞机结构完整性的主要要求,如载荷、破损安全、剩余强度和功能等,并特别强调损伤容限要求。因为这些结构件大部分是飞机机体(机身、机翼、尾翼等)总要求未涉及到的,但又是影响飞机安全性和经济性的构件。按照飞机结构完整性的定义,这些结构件应该作为飞机结构完整性对象加以考虑<sup>[2]</sup>。

总之,MIL-A-87221 作为飞机结构完整性规范,包括了飞机结构强度的内容,但把飞机结构强度作为结构完整性要求的一部分,强调损伤容限和耐久性要求,并将其纳入了飞机结构完整性体系,使结构完整性理论成为飞机结构设计和验证的指南。随着概率断裂力学的发展,在结构完整性要求的损伤容限、耐久性等分析方法中引入了概率统计方法,不但可以解决在确定性因素下发生结构破坏的问题,而且还能解决随机因素下发生结构破坏的概率,进一步完善了结构完整性理论。

目前美国的 F-22 和 JSF 战斗机及俄罗斯的苏-45 战斗机与第三代战斗机作战性能相比有了质的飞跃,其关键技术主要体现在隐身技术、航电技术、推力矢量技术、火/飞/推综合控制等方面,而对飞机结构的要求并不明显。也就是说,随着飞机结构的日益完善,结构完整性要求已经较为成熟。当然,结构完整性要求还在不断提高,有关的新技术和新方法还会不断涌现,如:结构裂纹扩展迟滞研究;新型飞机结构材料(复合材料、隐身材料)的结构完整性;飞机结构的工作环境、热效应问题等。

## 2 飞机结构完整性的应用

20 世纪 70 年代以前,结构完整性理论在飞机结构设计和验证中的应用仅仅体现在静强度和“安全寿命”疲劳设计方面,并没有考虑结构的初始裂纹及其扩展,也没有其它更多的应用,因而不能满足现代飞机结构完整性要求。

### 2.1 20 世纪 80 年代的应用状况

#### 2.1.1 在旧型号飞机上的应用

一些旧型号飞机,如 C-5, F-4C/D, A-7, C-141, T-38 和 T-39 等,在研制阶段没有进行损伤容限和耐久性分析。结构完整性理论针对这些服役飞机的应用主要体现在对结构件的损伤容限和耐久性分析方面;结构设计和验证主要体现在对飞机使用极限(经济极限、检查间隔和安全极限)的评定。反映此类飞机该时期的损伤容限分析和结构耐久性分析的典型例子是对正在服役的 F-4C/D 飞机的损伤容限和耐久性评定。该分析评定分为 7 个子项,其相互关系如图 1 所示。

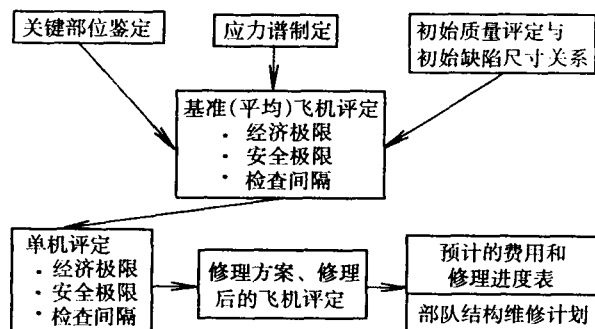


图 1 F-4C/D 飞机损伤容限和寿命评定

在 7 项任务中,关键结构部位鉴别是基础,应力谱制定、飞机使用极限是核心。根据结构类型、危险程度和损坏后果鉴别关键结构部位。如果一个部位破坏可能是灾难性的,或者结构属于裂纹缓慢扩展型或单块式结构或临界裂纹尺寸小,并且不可检,那么这个部位可能是最关键的。

制定关键部位应力谱时,用 VGH 数据、飞行载荷测量数据和全尺寸疲劳试验的应力/应变测量数据把载荷数据转化成应力超越数曲线,再编制应力谱。飞机的使用极限是指以基准飞机为基础的经济极限、检查间隔和安全极限<sup>[3]</sup>。研究发现:当把安全、经济极限计算结果无量纲化后,所有关键部位的分散度很小;同样对试验谱的范围,分散也很小。由此可得出结论:裂纹扩展能够从一个部位换算到另一个部位,而且谱也可进行这种换算。

#### 2.1.2 在新型号飞机上的应用

此后的新型号飞机,如 B-1, A-10 和 F-16 等,是以损伤容限作为选择材料和应力水平的设计依据,在研制阶段就执行了损伤容限和耐久性分析。下面以 F-16 为例,说明结构完整性要求的损伤容限和耐久性分析方法在飞机结构设计和分析中的应用。

F-16 结构完整性设计是根据 MIL-STD-1530 进行的,其主要工作体现在材料选择、关键部件的试

验,以及损伤容限试验和全尺寸疲劳试验。材料选择和应力水平是根据 MIL-STD-1530 的 6 条准则实施的。前 3 条准则是静强度、气动弹性和声学要求,与旧版准则没有原则差别。第 4 条准则是全尺寸疲劳试验在结构达到其经济寿命以前必须验证到至少一个寿命期,与旧版的区别在于抛弃了在寿命试验上使用的分散系数。第 5 条准则是在飞机设计中考虑了相关耐久性要求。这一要求规定,任一“好质量”的孔应能在一个服役寿命期末用一加大尺寸的铰孔进行修理或修改。断裂力学分析认为用该方法可得到令人满意的效果。第 6 条准则与安全性有关,为了满足这条准则,飞机安全结构必须在含有初始“劣质”缺陷的情况下,具有两倍服役寿命的能力,而不发生灾难性破坏。这种安全性要求是在材料选择中增加的一个主要考虑因素,而较早的飞机选材中没有考虑这一因素<sup>[4]</sup>。

安全性要求可通过多种方法满足。首先在全部飞行安全结构中确定断裂关键部位,并进行试验,包括等幅谱下的裂纹扩展率试验和应力腐蚀开裂门槛值确定。接着在简单试样上做一组材料试验。这些试验应在有紧固件的区域和没有紧固件的区域模拟飞-续-飞载荷环境,以提供分析方法的置信度。此外,这些试验还应包括对谱的截断任务组合、载荷排列顺序和应力水平变化的灵敏度。利用上述试验数据制定分析方法,以扩大对各种结构部位的预计能力。

最后,由两种方法验证结构能否满足其安全要求。首先进行损伤容限试验,对飞机的大部件(可能是一架整机)进行试验,并在关键部位引起初始裂纹<sup>[5]</sup>;然后,把这些试验结构与断裂分析联系起来。第二种验证方法是全尺寸疲劳试验,必须分析全尺寸疲劳试验裂纹,以确定裂纹扩展率或结构中的当量初始缺陷是否违反损伤容限要求。

## 2.2 近期的应用状况

1997 年,国际航空组织建议飞机制造商采用现

代损伤容限准则重新检查由常规安全寿命和/或破损-安全原理设计的老龄飞机,以形成结构完整性补充检查文件,规范其关键结构的损伤检查。YS-11 涡轮螺桨运输机结构完整性补充检查文件(SID)的编制是近十几年来结构完整性要求在现代飞机结构设计和寿命分析中取得成果的综合应用<sup>[6]</sup>。

编制 SID 的目的是借助先进的分析和试验手段,建立检查要求,并要求在较早时间检查出老龄飞机关键结构的损伤状况。在制定 SID 时,首先确定适用于 SID 的典型飞行剖面,编制飞机每个关键结构的应力谱,并充分考虑 YS-11 运输机研制数据、机组使用经验和相关国际标准。SID 补充了原有的维修大纲,明确了为保证老龄飞机机体的结构完整性必须对指定的结构件进行检查的要求。

在裂纹形成时间分析中,通过分析比较机组验证寿命,得到裂纹形成时间,再得出确定关键结构部位初始检查时间,即高概率发生疲劳裂纹的时间。同时确定重复检查间隔,机组验证寿命可通过裂纹抽样检查结果的统计分析得出。

根据损伤容限分析(即裂纹扩展、剩余强度、临界裂纹尺寸分析)确定重复检查间隔。在全尺寸结构件上进行裂纹扩展试验,以验证分析结果的准确性。

SID 检查项目评价流程见图 2。根据该流程选出 8 个需要进行 SID 检查的项目。机翼铰点和主起落架蒙皮的初始检查时间由分析结果确定,其它项目的初始检查时间由机队验证寿命确定。制定的重复检查间隔全部符合飞机维修大纲的许用值。对于重要安装接头,选用从飞机外部就可进行的无损检测方法,对于机翼蒙皮和梁缘条选用目视检查法。

YS-11 运输机的结构完整性 SID,完善了原有的维修大纲,明确了老龄飞机关键结构的损伤检查要求,能在比较早的时间定性地检查出老龄飞机关键结构的损伤状况,规范了结构完整性技术在老龄飞机损伤检查中的应用,推动了飞机机体关键结构件损伤检查。

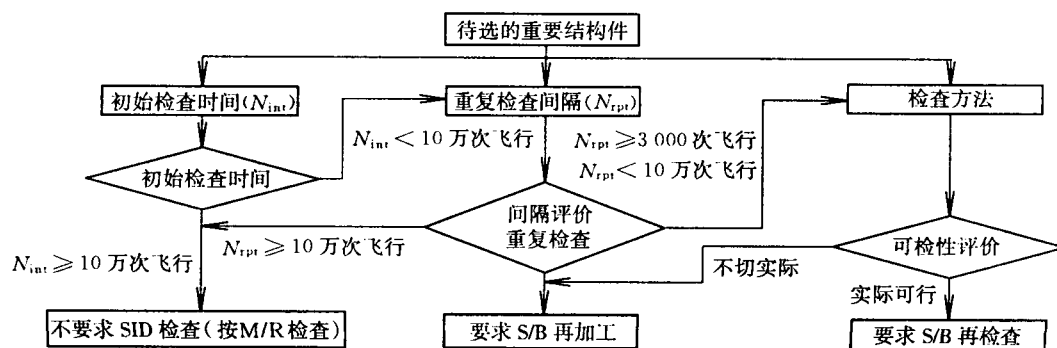


图 2 SID 检查项目评价流程

### 3 国内的研究现状和发展方向

#### 3.1 研究现状

我国军用飞机强度和刚度规范 GJB67.1~13-85 是国防科工委于 1985 年发布实施的。20 世纪 90 年代以后执行的飞机结构设计规范有 1989 年发布的《GJB775.1-89 军用飞机结构完整性大纲——飞机要求》和《GJB776-89 军用飞机损伤容限要求》等。GJB775.1-89 规定了飞机结构完整性的要求,而 GJB776-89 规定了飞行安全结构和其它选定结构的损伤容限要求,是保证飞机结构完整性的一个重要环节。这两部规范与美国的 MIL-A-87221 (USAF) 和 MIL-A-8860B(AS) 规范类似,反映了结构完整性要求在我国飞机结构设计中的应用水平。

十几年来,概率断裂力学、概率损伤容限/耐久性分析技术在我国也有了很大的发展,并形成一些研究方法和试验技术,如飞机结构发生灾难性疲劳破坏概率的控制、用于耐久性分析的疲劳断口 CCD 图像处理技术和裂纹萌生方法研究等。还利用概率断裂力学、概率损伤容限/耐久性分析方法进行飞机结构完整性研究。如 1991 年,曾攀等提出了概率疲劳损伤力学的四参数 Lognomal 模型;之后,王志智等提出新的耐久性和损伤容限分析的两段确定性——随机性裂纹扩展模型;刘文琰等提出了概率损伤容限分析模型;1995 年,费斌军等提出了含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法;1997 年,熊峻江等人的飞机结构疲劳加速谱编制及损伤概率分布,以及利用轰 6 飞机的中值原始实测载荷谱编制的加速试验载荷谱等。

#### 3.2 面临的任务

针对我国军用飞机结构完整性研究和规范编制与实施现状,我国在飞机结构设计和验证中结构完整性技术的研究重点大致可归纳为以下几点:

(1) 以军机 5 000~6 000 飞行小时寿命,民机 50 000~60 000 飞行小时寿命的安全性、经济性、维修性和可靠性为目标,重点进行典型结构细节疲劳破坏概率控制技术和可靠性增长技术研究与应用。

(2) 在已有的“飞机结构抗疲劳断裂设计数据库”的基础上,完善飞机结构强度可靠性设计数据库。在标准谱统计分布特性研究的基础上,编制合理的当量简化谱。应用概率断裂力学和概率损伤容限分析方法对无损检测、断口分析、裂纹检出概率试验和分析方法进行研究,建立我国特有的无损检测方法的裂纹检测概率曲线。

(3) 利用概率断裂力学方法,以“当量初始裂纹”为出发点,进行耐久性分析;利用概率损伤容限分析和概率断裂分析相结合的方法,把疲劳特征和断裂特征联系起来,研究疲劳载荷下小裂纹阶段的结构强度问题,解决结构寿命和结构允许的最大应力、可靠度和破坏危险率等问题。

(4) 加强结构裂纹扩展迟滞问题研究,加强结构灾难性损伤概率的预测和控制研究,控制由漏检的初始缺陷或损伤引发疲劳开裂并扩展而导致的灾难性破坏;加强结构可靠性和失效概率的预测和控制。

(5) 加强飞机新型材料的性能、工作环境、热效应等结构完整性研究。

### 4 结束语

飞机结构完整性研究在飞机结构设计和验证中占有非常重要的地位,国外极为重视其理论方法研究和应用。美国的 MIL-A-87221 是一部充分体现结构完整性要求的飞机结构设计和验证的规范。YS-11 运输机 SID 的编制是近十几年来结构完整性要求在现代飞机结构设计和寿命分析中取得成果的综合应用。我国飞机结构完整性理论方法研究和应用也有了很大的发展,并取得了一些成果。随着我国飞机结构设计不断发展的要求,应加强其理论研究与应用,提高军机使用寿命,确保飞行安全。

#### 参考文献:

- [1] 航空航天工业部飞机强度规范编写办公室. 飞机强度规范参考资料(八)[M]. 1990. 1-31.
- [2] 航空航天工业部飞机强度规范编写办公室. 飞机结构通用规范(MIL-A-87221)[M]. 1987.
- [3] James M M Jr, James J A. FAA MSR/LSR Flight Inspection Fleet Aircraft Structural Integrity Program [R]. ADA-353945, 1997.
- [4] Gibson D H. Evolution of F-16 Loads and Requirements[R]. AGARD-R-815. 1997.
- [5] Chapman R. Dynamic Loading Considerations in Design of Modern Combat Aircraft[R]. AGARD-R-815, 1997.
- [6] Takeji S, Tetsuo U, Kangya K. 关于 YS-11 双发涡轮螺旋桨运输机延续高龄飞机结构完整性的 SID 的编制 [A]. 飞机结构可靠性及其管理译文集(二)[C]. 中国人民解放军空军第一研究所, 1990.

(下转第 20 页)

## Research on the Reaction Control System for Spacecraft Re-Entry Flight

NING Guo-dong, ZHANG Shu-guang, FANG Zhen-ping

(*School of Aeronautical Science and Technology, BUAA, Beijing 100083, China*)

**Abstract:** The operating principle of the Reaction Control System (RCS) for a spacecraft was discussed, and the control model of RCS jets was presented. According to the example of American Space Shuttle, the modes of RCS in closed loop, the system redundancy and compound mode of multi-jets were analyzed. And based on the system operation of RCS, some problems of RCS control and availability of actuators for spacecraft re-entry flight were performed.

**Key words:** reaction control system; flight control; system redundancy; re-entry flight

(编辑: 崔立峰)

=====

(上接第 12 页)

## Current Status and Trends of Aircraft Structural Integrity

QU Yu-chi<sup>1,2</sup>, CHAO Xiang-lin<sup>2</sup>, CHEN Qi<sup>2</sup>

(1. *School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University,*  
*Xi'an 710072, China;*

2. *Information and Archives Center, Chinese Flight Test Establishment,*  
*Xi'an 710089, China*)

**Abstract:** Aircraft structural integrity plays an important part in ensuring safe life for aircraft. This paper sets forth the progress and effect of aircraft structural integrity in their design, and takes F-4C/D with F-16 examples for depicting the application of aircraft structural integrity in design and certification abroad. At last, the current status and trends of aircraft structural integrity in China are set forth.

**Key words:** aircraft structural integrity; military standard; load spectrum; damage tolerance

(编辑: 王育林)