

航空装备的完整性

AIRCRAFT EQUIPMENT INTEGRITY

空军第一研究所 王立群

First Institute of Air Force Wang Liqun

摘要 简述完整性概念在航空装备上的应用情况,提出了航空装备完整性概念,并简介了航空装备的完整性原理,

关键词 结构完整性,损伤容限设计,航空电子设备设计。

Abstract The term "integrity" has been used as a quality characteristic of main aircraft equipment in the past two decades. It was applied to aircraft structures first, and then to engine structures and avionics. On the basis of this fact, the author is putting forward the term "aircraft equipment integrity". Both USAF's aircraft structural integrity program and engine structural integrity program use durability and damage tolerance design as the integrity technique, while USAF's avionics integrity program (AVIP) uses eight main integrity techniques in design phase, namely: piece parts selection, parts derating, parts burn-in, environmental stress screen, failure prediction analysis, computer aided design, testability and design reviews. These integrity techniques for aircraft structures, engine structures and avionics are briefly described in this paper.

Key words structural integrity, damage tolerance design, engine structure design, avionics design.

一、完整性概念在航空装备上的应用

近20年来完整性这个名词已用作表征航空装备质量特性的术语。首次正式出现于1972年美军标MIL-STD-1530《飞机结构完整性大纲(ASIP),飞机要求》中。该军标采用损伤容限和耐久性设计来保证飞机结构完整性。它并未直接定义飞机结构完整性,只在此词后用括号表明是指飞机和结构强度、刚度、损伤容限和耐久性^[1]。1985年MIL-A-87221《飞机结构总规范》把它定义为强度、刚度、损伤容限、耐久性和功能的综合^[2]。由此看来,它可概括为安全性和耐久性的综合,因为损伤容限是保证安全性的,而强度和刚度是安全性和耐久性的基础。功能是通过完整性来保证的,若看作完整性的一个特性,不一定合适。

ASIP有效保证了飞机的安全和经济使用,已在各国军民飞机上广泛应用。由于其成效显著,完整性概念又推广到了发动机结构和航空电子设备上。

1987年4月12日收到

1984年美军仿照ASIP颁发了MIL-STD-1783《发动机结构完整性大纲(ENSIP)》。该军标定义:ENSIP是发动机结构设计、分析、鉴定、生产和寿命管理的系统性方法,其目的是保证发动机结构的安全性、耐久性、低全寿命费用和高可用性^[3]。ENSIP除用于新发动机的研制外,其原理已用于老发动机的使用改进,如F-100发动机的盘件实行了视情报废,可节约大量的可用寿命^[4]。

1986年美军颁发了MIL-STD-1796《航空电子设备完整性大纲(AVIP)》和MIL-A-87244《航空电子设备完整性大纲要求》。AVIP是用于鉴定和消除航空电子设备完整性低的系统工程方法,其目的是保证费用、进度、性能和完整性之间的恰当平衡;航空电子设备完整性是航空电子设备以最低全寿命费用在规定寿命期内和使用条件下完成其预定功能(性能和可用性)的特性,是可靠性、维修性、制造质量、生产性、耐久性、保障性和可用性这类参数的综合^[5]。应用AVIP可消除电子设备99%的潜在缺陷,把MTBF从原来的50~200h提高到1000~2000h^[6]。

飞机、发动机结构的质量是以完整性大纲保证的,而电子设备的质量原来是以可靠性大纲保证的。AVIP的出现使这两条途径在完整性大纲下统一起来了。鉴于上述可提出航空装备完整性这一概念来适应这种统一的趋势。它可定义为航空装备以最低全寿命费用在设计寿命期内和使用条件下完成其预定效能的特性,主要是安全性、可靠性、耐久性和可用性这4个特性参数的综合。ASIP、ENSIP和AVIP这类大纲可统称为航空装备完整性大纲。

二、飞机结构完整性原理

基本原理是以损伤容限设计保证安全性,以耐久性设计实现经济使用。

1. 应用范围

适用这种设计的结构材料已从金属扩大到了复合材料。MIL-A-87221规定该文件包括损伤容限和耐久性要求,适用于金属和非金属结构。1984年美联邦航空局(FAA)咨询通报AC20-107A《飞机的复合材料结构》和1985年欧洲民航联合组织咨询通报ACJ25-603,都对复合材料结构提出了损伤容限要求。

固定翼军用机的全部结构都已应用这种设计。民航机除起落架正在研究外,其余结构上也已全部应用。1983年FAA1号通告《旋翼的疲劳和损伤容限》规定以损伤容限法作为直升机结构的主要设计法。1984年英民航局报告CAP491《直升机适航性评审》也作了类似规定。

2. 损伤容限设计项目

MIL-A-87221扩大了损伤容限设计项目,除了飞行安全结构外,还包括某些特殊项目,如舱门、跳板、原子武器的支承和悬挂结构,以及某些故障会严重影响任务的项目,如武器和发动机挂架、电子设备吊舱、外部油箱、起落架结构和操纵面等。

3. 初始缺陷尺寸

MIL-A-87221对初始缺陷尺寸作了新规定。耐久性设计时假设:应力集中处的初始缺陷为0.25mm半径角裂纹,其他部位为0.25mm,深0.76mm长的表面裂纹。这些假设都经过

了耐久性试验验证或修改。损伤容限设计中的初始缺陷尺寸应取重要部件可能存在的最大缺陷尺寸。以往在战斗机研制中采用 MIL-A-83444 中规定。在轰炸机研制中按普通的无损检测法的能力确定。

4. 载荷/环境谱的实测和单机跟踪

MIL-A-87221 对载荷/环境谱实测机在机群中的比例 (R) 提出了下列关系式

$$R = \left(\frac{2D}{UCT} - 1 \right) / TP$$

式中, T 为测定时间 (月); P 为飞机每月交付数; U 为每月飞行小时; C 为可靠数据时数对实测飞行时数之比; D 为所需的总数据时数。

一般, T 为 3 ~ 5 年。由于新机的早期科目不能代表整个使用情况, 故 T 不能太短。 R 为 10 ~ 100%。对生产量为 50 架以下的小机群, R 可为 100%; 机群大则 R 可小些, 但不得小于 10%, 以保证可从各部队收集到数据。

对载荷/环境谱实测和单机跟踪所用的仪器, 美空军拟用微机来取代磁带记录器, 以解决数据处理不及时的问题, 并能同时收集处理 ASIP、ENSIP 和 AVIP 所需的数据。只要经济上可行, 单机跟踪也用同样的微机, 不过少记些参数, 降低些采样率。

近年来, 又出现了一类直接记录损伤的单机跟踪仪器, 主要有有机载声发射结构探伤仪和裂纹仪两种。前者已用于美军的 C-5A、KC-135 和澳大利亚的 MB-326 型飞机。后者已在美军 F-4、F-16 飞机上作过试验。它直观、价廉, 很有发展前途。

从载荷或应变数据折算损伤, 一般先算好典型飞行的损伤率 (da/dF), 然后用计算机或图表法作逐次飞行积分, 求出损伤量。这类方法已用于美军 A-10A、T-39 等飞机上。

5. 结构维修大纲

它是损伤容限和耐久性设计的组成部分。波音公司提出初始结构维修大纲只需包括对环境损伤和偶然损伤的检查, 以后在一定数量 (如 30%) 的超过半寿命的领先使用飞机上增做疲劳检查即可, 有问题时再在全机群作检查。至于设计未预计的初始损伤则看作偶然损伤^[7]。

三、发动机结构完整性原理

基本原理和所用的技术与飞机结构的相同, ENSIP 也包括类似 ASIP 所有的五项任务, 具体见表 1。

ENSIP 提出了各类发动机的典型设计寿命: 战斗机为 4000h 飞行/3000N 飞行, 轰炸机为 10000h/2500N, 教练机为 18000h/13500N, 运输机为 30000h/9000N; 并建议: 中等以上功率的时数要少于飞行时数的 20%, 加力时数少于飞行时数的 5%, 加力次数少于各种油门变化次数总和的 50%。

表1 美国空军发动机结构完整性大纲任务

任务 I	任务 II	任务 III	任务 IV	任务 V
设计资料	设计分析和研制试验	部件和核心发动机试验	发动机地面和飞行试验	发动机寿命管理
一、研制计划 1. ENSIP 主计划 2. 损伤容限和耐久性控制计划 3. 材料、工艺特性计划 4. 腐蚀防护和控制计划 5. 检查和诊断计划 二、使用要求 1. 设计使用寿命和设计用法 2. 设计准则	1. 设计工作循环 2. 材料特性 3. 设计研制试验 4. 分析 a. 敏感性 b. 重要部件表 c. 热 d. 强度 e. 包容性 f. 振动/颤振 g. 应力/环境谱 h. 耐久性 i. 损伤容限 j. 蠕变 5. 发动机可检性 6. 制造、工艺和质量管理控制	一、部件试验 1. 强度 2. 振动 3. 耐久性 4. 损伤容限 5. 包容性 二、核心发动机试验 1. 热测定 2. 振动应变和颤振边界测定	一、地面试验 1. 热测定 2. 地面振动应变和颤振边界 3. 转子不平衡振动 4. 强度 5. 阻抗 6. 容差 7. 包容性 8. 吸入 9. 加速任务试验 10. 损伤容限 二、飞行试验 1. 风扇应变测定 2. 短舱温度测定 3. 振动 4. 恶化	1. 修改的分析 2. 发动机结构维修大纲 3. 实际用法测定 4. 单发跟踪 5. 损伤容限和耐久性控制措施

1. 损伤容限设计

主要用于飞行安全部件。其数量每台发动机上约有几十个。如 F-100 双发使用时有 45 个, 单发使用时有 70 个。这里数量上的差异是由于多发中一台的某些故障不会直接危害安全。有时此设计也可用于某些耐久性重要部件。

设计目标是部件不要使用中检查就可达到损伤容限。不可行时再设计必要的基地或工厂级检查, 其周期不短于热件设计寿命, 一般为裂纹扩展期的一半。

初始表面裂纹可定为 0.76mm, 初始角裂纹为 0.38mm × 0.38mm。这些尺寸用荧光渗透检测法能以 90% 的概率 (95% 置信度) 探出。部件修理后的初始裂纹尺寸和探出概率同新件。

2. 耐久性设计

用于飞行安全部件和耐久性重要部件, 目标是发动机和部件的经济寿命超过设计寿命。

冷件的主要故障是低周疲劳裂纹, 故要做低周疲劳分析和试验。试验要做到设计寿命的 1 ~ 2 倍, 以保证冷件寿命等于发动机的设计寿命。

热件的主要故障是低周疲劳、应力断裂和腐蚀, 故要做这几种故障的分析和试验。热件寿命至少为冷件的一半, 最终目标是等于冷件寿命。应力断裂寿命在热件寿命中的比例要小于 50%。

此外还要求钢质冷热件的高周疲劳寿命达到 10^7 次循环, 非钢质的达 3×10^7 次, 高周应力要低于材料强度最小许用值的 40%。消耗件的功能寿命不低于热件寿命, 外场可换者除外。防腐涂层的无修使用期不小于基地或工厂级检查周期。当受到内/外来物打伤而产生相当于应力集中系数为 3 或 0.76mm 初始表面裂纹的损伤后, 发动机应能再工作一个工厂级检查周

期。

3. 材料特性

材料结构性质的设计许用值, 除断裂韧性和裂纹扩展率可用均值外, 其余的要用均值减去 3 倍标准差的值, 使部件的故障概率小于 0.1%。

4. 加速任务试验 (AMT)

AMT 是验证耐久性设计的关键环节。战斗机用发动机 AMT 的加速系数一般大于 2, 轰炸/运输机约为 10。ENSIP 要求作下列 AMT:

(1) 初步试飞决断前, 模拟设计工作循环在一台初步试飞型发动机上试车 2 倍试飞时间, 以保证试飞安全;

(2) 正式试飞决断前, 模拟设计循环在一台全尺寸研制型发动机上试完半个寿命, 初始使用决断前试完一个寿命, 以论证经济寿命要求。可能时应加速 AMT, 如做完半个寿命后, 按低周疲劳试验工作循环继续试验;

(3) 正式使用决断前, 模拟设计循环在一台生产型发动机上试完一个寿命, 以论证经济寿命要求。修改设计时也要在此断点前同样地试完一个寿命;

(4) 正式使用后的规定期内, 模拟实际工作循环在一台生产型发动机上试完 1 ~ 2 个寿命, 以便于按实际使用来确定使用寿命和修改发动机结构维修大纲。

5. 部件寿命管理

包括制订初始结构维修大纲、测定发动机实际用法和单发跟踪 3 项工作。初始结构维修大纲按研制分析和试验结果制定, 需在使用中按实际情况修改。为此要做实际用法的测定。此工作利用飞机结构的载荷/环境谱实测仪器, 收集转速、油门杆角度、进气温度、涡轮温度等, 一般实测 3 年。单发跟踪是记录主要影响部件寿命消耗的参数事件发生次数, 用于计算部件的寿命消耗和确定维修时机。至少要记录: 发动机工作时间、中等以上功率时间、0 - 最大/中等 - 0 的油门变化次数和慢车 - 最大/中等 - 慢车的油门变化数。

ENSIP 还对强度、振动、喘振、噪声、碎片、包容性、机身匹配、维修性等问题提出具体要求。

四、航空电子设备完整性原理

基本原理是在电子设备的研制生产中采用一定的完整性技术以消除其 99% 的潜在缺陷和故障, 保证外场的可靠使用。

AVIP 主要用于具有飞行重要功能 (如飞行操纵) 和任务重要功能的电子设备。它包括 5 项任务: 设计资料、设计、试装、生产和部队管理。其中, 设计阶段的完整性技术是最关键的。所用的具体技术是: 元件选择、降额、老炼、环境应力筛选、故障预计分析、计算机辅助设计、测试性设计和设计评审 8 项。下面就基础性的前 5 项作些说明。

1. 元件选择

这是完整性保证的基础工作。要使设备的 MTBF 达到 2000h, 元件故障率就须低于 0.1%。

元件选择分下列几步：(1) 分析元件的工作环境和应力；(2) 确定其重要度和可靠度；(3) 选用决断。对重要元件要权衡可靠性、寿命、全寿命费用和采购期，并优先考虑选用军用标准件；(4) 作验收试验；(5) 对接收或拒收的元件，都要做故障分析和试验，以确定重要元件的故障机理。

一般选用原则是：可靠性最高的一类用于要求维修停机时间接近于零的重要设备；可靠性高的用于维修难或贵重的设备；可靠性中等的用于较易维修和不太重要的设备；可靠性最低的用于容易维修的、不重要的和民用的设备。

2. 降额

最佳的降额程度就是应力稍再增大，故障率就会大大增高之点。美军的降额分下列3级：(1) I级(最大降额)指应力再降则可靠性增长很微小或在设计上不可行。一般用于故障影响安全或严重影响任务、维修费用的设备；(2) II级指应力再降可靠性增长还迅速，但设计上较困难。一般用于故障会影响任务或维修经济性的设备；(3) III级指应力水平降低，此时的可靠性增长最快且设计上不太困难。一般用于故障不影响任务或维修简易的设备。

3. 老炼

对于元件、组件和设备都应进行。对多数设备或部件来说，以可靠性目标为准和以费效比为准的老炼期相差不大，一般可权衡老炼费和外场故障损失费来确定最佳老炼期。

4. 环境应力筛选

从设备的最低层开始向上逐层做模拟外场条件的加速环境应力筛选，把故障消除在研制中，使设备的维修保障费低于全寿命费用的10%。

一般，热循环和振动筛选的效果最好，前者能筛去75~85%的故障，后者能筛去15~25%，振动法中，随机振动的效果比正弦的好。

在各种航空航天器中，战斗机的环境条件最苛刻，故AVIP强调要模拟战斗机的条件来筛选。美军战斗机一般用20年，飞20000h或20000次。故寿命期内经历的热循环约20000次，每次的热变化率约为100℃/min，随机振动约20000h。作这样的模拟筛选试验，设备成本只增加原来的10~20%。

5. 故障预计分析

各设计阶段都须用此技术来评定故障对设备可靠性的影响。现有的方法可分为3类：故障模式、影响和危险性分析(FMECA)；故障树分析(FTA)和可靠性预计技术。方法的选择取决于设备的特性、资料的积累和研制阶段。最好是几种方法结合使用。表2是保证在设备生产和交付前排除所有缺陷和故障的一种方法组合。

前4项技术是相互有关的，要按进度、费用和其他资源结合应用。

表2 电子设备的可靠性保证法

故障	方法	保 证 方 法	
		初 步 的	证 实
故障影响			
a. 部件		FTA	引入故障
b. 数字模块		FTA, FMECA	引入故障
c. 数字集成电路		FMECA	引入故障
d. 难发现的情况		引入故障	
故障检测		FTA	引入故障
软件功能的执行		软件测试程序	FTA
无单点故障模式		上述有关方法	上述有关方法
设备故障率		可靠性预计程序	FTA定量法

参 考 文 献

- 1 Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements, WIL-STD-1530A(11), 1975.
- 2 Aircraft Structures, General Specification for, MIL-A-87221 (USAF), 1985.
- 3 Engine Structural Integrity Program (ENSIP), MIL-STD-1783 (USAF), 1984
- 4 白勤伟. 航空发动机转子部件的视情维修法. 航空维修, 1984.
- 5 Donald Eldredge et al, Avionics Integrity Program (AVIP)-Volume I, ADA145651, 1984
- 6 Donald Eldredge et al, Avionics Integrity Program (AVIP)-Volume III ADA 145644, 1984
- 7 Hall John et al, Structural Damage Tolerance of Commercial Jet Transports. Part 3-757/767 Structural Inspection Programs, Tech Air, 1984.