

寿命限制件概率失效风险评估材料缺陷数据模型

丁水汀, 潘博超, 李 果, 王子尧
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 从满足适航性要求的角度出发, 探索出一种获取典型钛合金材料缺陷(硬 α 夹杂)分布数据的方法, 即以理论模型模拟钛合金轮盘的加工过程, 利用加工过程中被检出缺陷的分布和无损检测检出率(POD)等相关数据, 获得部件缺陷分布基线。提出满足适航要求的超声 POD 试验和金相切片试验方案, 确定了试件规格数量、缺陷含氮质量分数及分布规律、超声检测方法、金相切片获取缺陷三维尺寸等关键技术, 用以获取 POD 曲线和检出的缺陷等相关数据。利用以上数据通过理论推导和对数线性拟合获得部件缺陷分布超越数曲线。明确了材料缺陷的数据特点和适航要求, 详细分析了模型试验参数的选取原则, 提出了获取 POD 曲线和缺陷分布曲线的方法。该方法为航空发动机轮盘概率失效风险评估提供缺陷数据输入, 以支撑国产发动机的适航取证工作。

关 键 词: 适航要求; 轮盘; 概率失效风险评估; 硬 α 夹杂; 无损检测检出率; 金相切片; 缺陷分布

中图分类号: V231 文献标志码: A

Material defects data model of probabilistic risk assessment on life limited part

DING Shuiting, PAN Bochao, LI Guo, WANG Ziyao
(Aircraft/Engine Integrated System Safety Beijing Key Laboratory,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet the airworthiness requirements, a method for obtaining material defect (hard α inclusions) distribution data of typical titanium alloy was explored. According to the theoretical model of titanium alloy disk manufacturing process, the defect distribution baseline was acquired, using the detected defect distribution and the probability of detection (POD) of nondestructive test in the manufacturing process. The programs of POD test and microsection test, which meet the airworthiness requirements, were proposed. The key test technologies were determined to obtain POD curve and detected defects data, including specimen specifications, nitrogen mass fraction and distribution of hard alpha inclu-

收稿日期:2016-11-15
基金项目:国家自然科学基金(51676009)
作者简介:丁水汀(1967—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机复杂系统安全性与适航技术研究。
通讯作者:李果(1983—),男,副教授、硕士生导师,主要从事航空发动机复杂系统安全性与适航技术研究。

引用格式:丁水汀,潘博超,李果,等.寿命限制件概率失效风险评估材料缺陷数据模型[J].航空动力学报,2018,33(5):1270-1280.
DING Shuiting,PAN Bochao,LI Guo,et al. Material defects data model of probabilistic risk assessment on life limited part [J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(5):1270-1280.

sions, ultrasonic test standard, steps of microsection, etc. Then, the exceedance curve of defect distribution was acquired by the use of theoretical deduction and logarithm linear fitting. The characteristics of material defects and airworthiness requirement were determines, then a method of obtaining POD curve and defect distribution curve was put forward. The method provides inputs for probabilistic risk assessment on aero-engine disk, supporting the airworthiness forensics of aero-engine disk.

Key words: airworthiness requirements; disk; probabilistic risk assessment; hard α inclusions; probability of detection of nondestructive test; microsection; defect distribution

航空发动机轮盘的失效风险评估发展大致可分为三个阶段。其中:①传统的安全寿命管理方法通过限制使用寿命的方法来保障轮盘的安全性,但该方法假设轮盘材料不存在缺陷,难以对缺陷进行描述,不符合轮盘的实际情况。②确定性风险评估修正了材料假设,然而实际加工中零部件的材料和尺寸容差、运行时环境条件和载荷的不确定通常难以得到完整和足够正确的描述,因此确定性风险评估难以准确反映飞行中航空发动机的实际运行状态,导致轮盘安全性分析产生较大偏差。③概率失效风险评估能够定量分析参数随机性及材料缺陷分布对轮盘安全性的影响,克服传统方法的局限性,预测预期的飞行事故率,进而通过控制发动机危害性影响事件率,从根本上提高部件使用寿命期内安全性。所以, Federal Aviation Administration (FAA) 推荐概率失效风险评估在民用航空领域的应用,并取得了极大的成功。

由于概率失效风险评估在发动机轮盘失效分析方面的巨大优势,国外航空工业界积极研究,并已发展了较为成熟的分析软件。如美国西南研究院 (Southwest Research Institutes, SwRI) 联合 Honeywell、Rolls-Royce、P&W 和 GE 公司共同研发的 DARWIN 程序^[1],其主要用于处理高温合金轮盘的失效概率问题,被证明是非常有效的轮盘概率失效风险评估工具。此外, Leverant 等开发了 CARES 程序^[2],用于分析经过热-机载荷的轮盘失效概率。

通常,典型的概率失效风险评估流程如图 1^[3]所示。除评估方法本身的数学模型外,作为概率失效风险评估输入条件的基础数据库构建是核心技术之一,可以分为三类:①边界相关数据,主要是指发动机主流参数、空气系统参数和转速等。②基本材料数据,如材料弹性模量、裂纹扩展参

数、断裂韧度等。③缺陷数据和检查数据,主要由加工和检查时所采用的具体方法和材料本身特性决定。第 1 类和第 2 类数据在航空发动机研制过程中通常有着较为充分的积累,但第 3 类数据则是概率失效风险评估所需的特殊数据要求。尤其是缺陷数据,通常是指材料缺陷而暂不考虑加工缺陷(针对加工缺陷目前仍采用基于确定性的安全寿命方法来保证安全性^[4-5]) 对此,由于我国目前尚未形成系统的概率失效风险评估体系,对材料缺陷数据的累积机制尚属空白;另一方面,民用航空发动机适航规章明确要求“申请人必须进行适当的损伤容限评估,以确定在零件的批准寿命期内,由于材料、制造和使用引起的缺陷导致的潜在失效”,缺陷分布数据的缺失,严重制约着我国

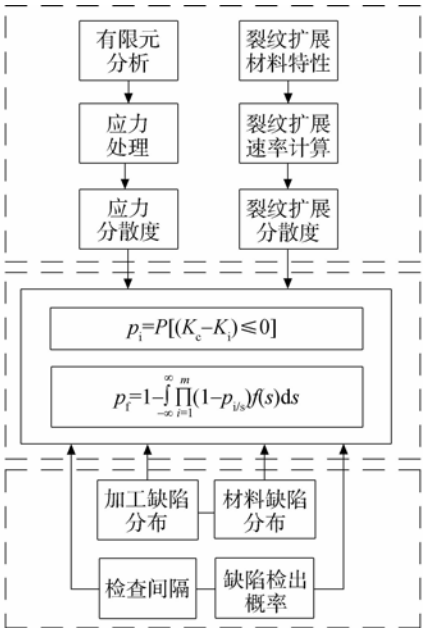


图 1 轮盘材料缺陷概率失效风险评估流程框架^[3]
Fig. 1 Process framework of probabilistic risk assessment on aero-engine disk^[3]

民用航空发动机适航取证工作。因此,本文以典型钛合金材料为对象,梳理 FAA 适航条款及咨询通告 AC 相关资料,参考美国西南研究院 DARWIN 软件数据要求,结合数据特点及我国现阶段工业水平,分析并提出材料缺陷数据的累积机制,以支持我国民用航空发动机概率失效风险评估工作。

1 缺陷分布数据的特点及其在概率失效风险评估中的必要性

1.1 缺陷分布数据的特点

典型的概率失效风险评估流程框架如图 1 所示,其核心思想基于广义应力-强度干涉理论,以应力强度因子为表征量,通过计算材料断裂韧性与应力强度因子的差值获得极限状态函数^[6],如式(1)所示

$$g(\mathbf{X}_i, \mathbf{Y}_i, n) = K_c - K(\mathbf{X}_i, \mathbf{Y}_i, n) < 0 \quad (1)$$

式中 K_c 为材料断裂韧性, K 为部件应力强度因子, g 为极限状态函数,当 $g \leq 0$ 时即认为部件失效。 g 和 K 都是材料缺陷相关随机变量 $\mathbf{X}_i$ 、检查相关随机变量 $\mathbf{Y}_i$ 和循环数 n 的函数。其中, $\mathbf{X}_i$ 包括初始缺陷尺寸 x_1 、部件应力 x_2 和材料属性 x_3 。本文对研究内容相关的 x_1 数据特点进行分析。初始缺陷尺寸 x_1 通常采用图 2 所示的超越曲线描述^[3],图中 c 为缺陷面积。

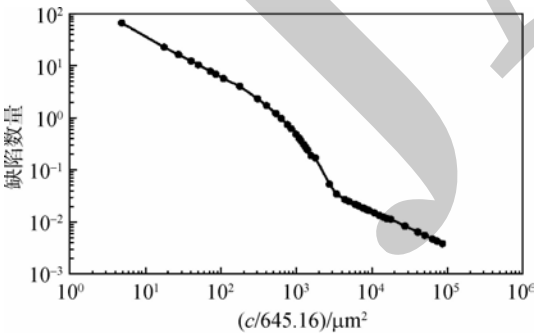


图 2 初始缺陷超越曲线^[3]

Fig. 2 Exceedance curve of initial defects^[3]

为了能够在概率失效风险评估中反映无损检测对部件安全性的影响, Leverant、Millwater 和 Enright 等^[7-9]将检查间隔和检出率(POD, 记为 P)作为极限状态函数 g 中影响应力强度因子 K 的另一个随机变量 $\mathbf{Y}_i$, 在检测方法确定的情况下, 检出率如式(2)所示, 式中 $P(c)$ 表示缺陷面积为 c 时检出缺陷的概率, $f(c)$ 表示缺陷面积的概

率密度函数。

$$P(c) = \int_0^\infty p(c) f(c) dc \quad (2)$$

上文所述,以 $\mathbf{X}_i$ 和 $\mathbf{Y}_i$ 为代表的输入参数的随机性对概率失效风险评估结果影响很大,而概率失效风险评估对描述输入参数随机性的分布函数没有严格的规定,允许采用任何可能的分布函数,应当根据输入参数的特性和足够的试验数据选用尽可能恰当的分布形式,并精确地确定分布的参数^[10],其中,用于确定随机变量分布的试验数据应当按照适航规章要求制定^[6]的部件或整盘试验获得。 Cole、Millwater、Huyse 等^[11-14]进行的研究表明:两参数 Weibull 分布和对数正态分布具有较强的适用性和易用性,是概率失效风险评估中应用最广泛的分布函数。本文研究目的正是在达到适航要求、满足数据特点和符合我国工业水平的前提下,探索获取材料缺陷输入数据的方法。

1.2 缺陷数据在概率失效风险评估中的必要性

据美国统计,1962~1990 年间钛合金冶金缺陷共引发 25 起飞行事故,其中 19 起由钛合金中硬 α 夹杂缺陷导致^[15]。一般而言,钛合金材料中的硬 α 夹杂由 N、O 等与 Ti 的化合物构成,脆性和硬度都非常大,基本没有塑性变形能力,所以硬 α 夹杂区域极易在加工变形过程中被压裂,形成裂纹、空洞等缺陷,进而引起部件失效,严重威胁飞行安全。目前,对于钛及钛合金的铸坯、锻坯和成品,主要采用超声波探伤检查产品有无缺陷,但超声波探伤在检测硬 α 夹杂方面有很大的局限性。因为钛合金中存在 α 相的弹性各向异性和 β 相的高阻尼特性^[16],另外硬 α 夹杂缺陷的密度和钛基体相差不大,晶体与钛基体共格,导致硬 α 夹杂不易被检出,即绝大部分的硬 α 缺陷并没有被检测出来。虽然目前发动机转子用钛合金中硬 α 缺陷的出现概率已低于 $1/10^5 \text{ kg}^{-1}$ ^[17],但是一旦发动机转子部件中含有硬 α 失效缺陷,将造成无法预测的后果。因此,在轮盘的概率失效风险评估中,必须通过有限的检查数据,通过数学和统计学的方法获得钛合金材料内缺陷的分布规律,建立轮盘内部初始缺陷的概率分布,才能得到全寿命期内的轮盘失效概率,所以是轮盘概率失效风险评估方法和目标的必然要求。

2 国外缺陷分布数据的累积方法及国内累积难点

2.1 国外缺陷分布数据的累积方法

作为 FAA 要求的概率失效风险评估工作的一部分,美工业方成立了航空航天工业协会转子完整性委员会(以下简称“工业委员会”),联合各发动机制造商,开展了钛合金部件硬 α 夹杂缺陷分布(即缺陷尺寸及其出现频率)建立方法研究并形成了被 FAA 认可的方法:由于部件中硬 α 夹杂缺陷数据匮乏无法直接建立缺陷分布,工业委员会采用一套理论分析流程^[18],即基于材料加工特性,以理论模型模拟钛合金部件的加工过程,利用加工过程中被检出缺陷的尺寸、无损检测能力以及缺陷检出相关数据,获得部件缺陷分布基线。并根据发动机商业运营经验进行校准得到最终硬 α 夹杂缺陷分布。

2.1.1 积累缺陷和检出数据

为了获得成品部件中缺陷尺寸及出现频率,钛合金质量委员会(Jet Engine Titanium Quality Committee, JETQC)记录了 1990~1992 年间真空电弧熔炼钛合金转子缺陷相关数据如下^[18]。

- 1) 钛合金材料缺陷数据,包括接受检测的材料的总质量、坯料/棒料中无损检测检出的缺陷数量和缺陷三维尺寸(来自金相切片),如图 3 所示。
- 2) 加工过程中的坯料/棒料 POD 数据。
- 3) 毛坯盘无损检测检出缺陷的数量。
- 4) 钛合金转子检出缺陷数据。

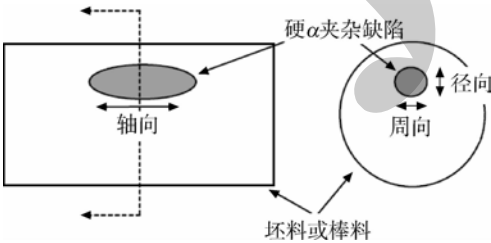


图 3 缺陷三维尺寸
Fig. 3 Three-dimensional size of defects

2.1.2 变形模型的提出

通过汇总以上数据,可以得到图 4^[18]所示缺陷变形量(L_b/D_i)与坯料/棒料伸长量(ϕ_i^2/ϕ_b^2)的关系。

在此基础上,工业委员会发现并提出了变形模型并最终分析得到变形模型的理论公式^[18],其

中, L_b 为坯料/棒料中缺陷的长度, D_i 为铸锭中缺陷的直径, ϕ_i 为铸锭的直径, ϕ_b 为坯料/棒料的直径。

$$L_b = D_i \times \left(\frac{\phi_i^2}{\phi_b^2} \right)^{0.364} \tag{3}$$

2.1.3 建立基于轮盘加工过程的理论分析流程

变形模型的建立,为利用轮盘加工过程模型推导分析后续部件缺陷分布奠定基础。工业委员会提出的理论分析流程核心思想是,针对轮盘的整个加工过程:铸锭→坯料/棒料→锻件(毛坯盘)→成品盘,引入假设:①所有加工工序均不会引入新的缺陷或者破坏原有缺陷,即缺陷数量在加工过程中保持不变;②缺陷形状会随着材料宏观变形而发生改变,参见上述变形模型(式(3))。基于以上两个假设,如果已知铸锭中缺陷分布,就可以按照加工流程顺序推导,最终得到成品盘的缺陷分布。

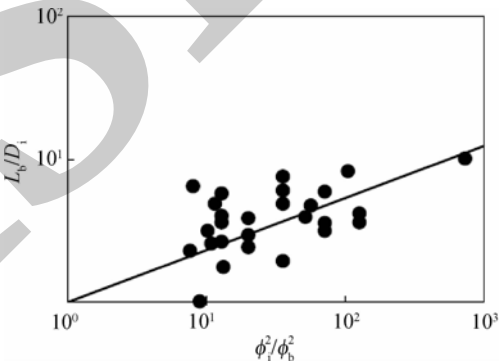


图 4 硬 α 缺陷变形模型示意图^[18]
Fig. 4 Diagram for deformation model of hard alpha defects^[18]

如图 5 所示,钛合金轮盘加工过程起始于铸锭,分别指向坯料/棒料;利用变形模型可以由铸锭缺陷分布推导得到坯料/棒料(图 5 中框架②、③)的缺陷分布;在框架④与框架⑤中,无损检出缺陷将被移除,利用合适的 POD 曲线对坯料/棒料缺陷分布进行筛选,得到无损检测后坯料/棒料缺陷分布;框架 6 为锻件(毛坯盘),假设锻造过程对缺陷形状影响很小,经框架④、⑤检测后坯料/棒料缺陷分布即为锻件缺陷分布;最后,对锻件同样执行无损探伤检测,获得成品盘的缺陷分布。

按照上述加工过程模型制定图 6 所示的缺陷分布基线建立过程,具体分为以下 5 个步骤:

- 1) 由坯料/棒料的缺陷数据及 POD 曲线,反推出铸锭中的缺陷分布基线。

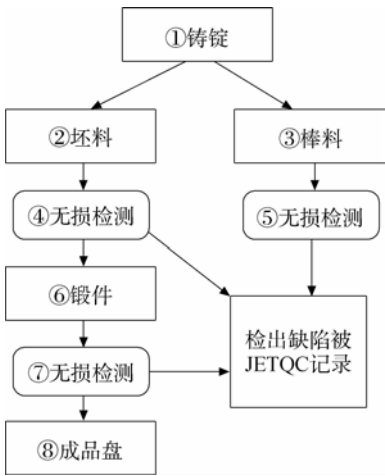


图 5 钛合金轮盘加工过程模型

Fig. 5 Titanium alloys disk manufacturing process model

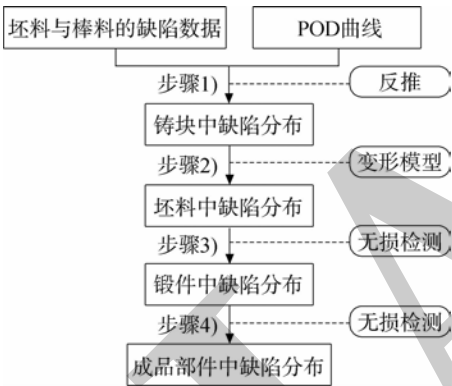


图 6 缺陷分布基线建立过程

Fig. 6 Procedure of defect distributions baseline

2) 利用变形模型,得到坯料/棒料中的缺陷分布。根据核心假设,在材料加工过程中,内部所含缺陷的数量不会发生变化。铸锭加工到坯料/棒料的过程中缺陷尺寸的变化可由式(3)获得,从而得到坯料/棒料中的缺陷分布。变化过程相当于在缺陷分布图上对缺陷分布曲线进行平移。

3) 坯料/棒料中的缺陷分布除去无损检测检出的缺陷,得到毛坯盘的缺陷分布数据。上一步得到了坯料/棒料的缺陷分布,结合坯料/棒料的 POD 曲线,可以推算得到坯料/棒料经过无损检测后被检出缺陷和未检出缺陷。根据假设,锻造过程不影响缺陷形状及尺寸,坯料/棒料中未检出缺陷分布即为毛坯盘中缺陷分布。上述过程相当于用 POD 曲线对检查前的缺陷分布进行筛选,得到检查后的缺陷分布,如图 7^[18] 所示。

4) 利用毛坯盘的 POD 曲线,从毛坯盘的初

始缺陷分布中除去检出缺陷,可以得到成品盘的初始缺陷分布以及缺陷出现概率。该步骤与步骤 3) 类似。用无损检测毛坯盘的 POD 曲线对毛坯盘缺陷分布进行筛选,毛坯盘中未检出缺陷分布即为成品盘缺陷分布。

5) 缺陷分布的校准和微调。由于推导过程中所用 POD 曲线的不确定性,无法得到满足条件的单一分布,分析得到图 8^[18] 所示的缺陷分布的上界和下界(图 8 中纵坐标 e 为每吨材料超越数)。工业委员会建议工业方各成员依据各自钛合金转子生产运营经验数据选择缺陷分布的最终形状,并按照不断积累的 JETQC 数据中缺陷出现频率对缺陷分布进行修正。

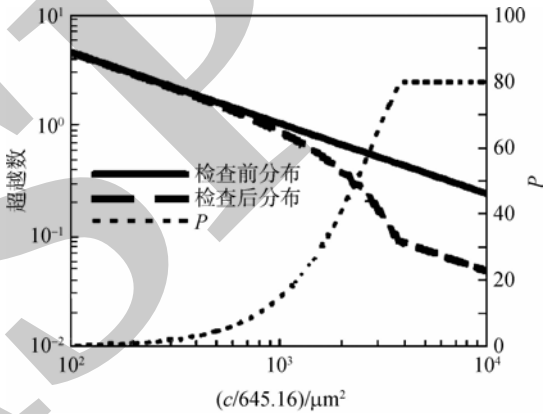


图 7 利用 POD 曲线筛选缺陷分布^[18]

Fig. 7 Filtrate defects distribution by POD curve^[18]

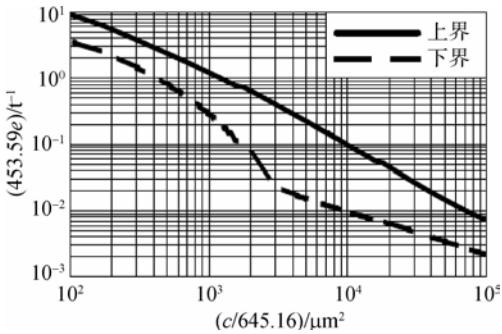


图 8 缺陷分布上下界线^[18]

Fig. 8 Upper and lower boundary of defect distribution^[18]

2.2 国内缺陷分布数据累积难点

从国外统计缺陷数据流程可以看出,其数据累积过程伴随着轮盘的整个加工过程,需要各材料供应厂商统一加工工艺和无损检测方法,在较长的周期内有针对性地积累生产中的缺陷数据。

然而经本文调研发现,当前国内各钛合金材料供应厂商生产设备和技术水平不尽相同,无损检测方法流程相差较大,缺乏统一规范的适航规章要求。特别是国内对缺陷检查和发动机运营相关历史数据积累严重不足,对硬 α 夹杂数据的积累更属空白。获取(硬 α)缺陷数据的方法需要在当前国内工业水平下满足适航要求,这对本文所进行的研究提出了极大的挑战。

3 国内缺陷分布数据累积方法的提出

由于缺陷轮盘加工过程中分步无损检测(图 6 所示步骤 3)和步骤 4)的数据且无法通过试验模拟。因此本文研究对图 5 所示轮盘加工过程抽象简化为“铸锭→坯料/棒料”,只要求获取铸锭中硬 α 夹杂分布基线。采用铸锭缺陷分布基线作为输入进行概率失效风险评估,将得到保守的结果以充分保证安全性。

针对轮盘前期加工过程:铸锭→坯料/棒料,可利用坯料/棒料中检出的缺陷分布(尺寸和数量)和相同无损检测条件下的 POD 曲线,经变形模型反推得到铸锭中硬 α 夹杂的缺陷分布基线(图 6 所示步骤 1))。由于天然硬 α 缺陷出现概率极小,当前可供研究的天然硬 α 缺陷数据点数量不足以支撑缺陷分布曲线。本研究采用在 TC4 铸锭熔炼过程中加入人工硬 α 夹杂再经锻造得到的圆柱型试件进行两个试验:超声检测 POD 曲线的测定试验和检出缺陷分布试验。为节约成本,两个试验共用同一组试件,先进行 POD 曲线的测定,然后再对其中含有人工硬 α 夹杂的试件进行金相切片以获得坯料/棒料的检出缺陷数据,即确定硬 α 夹杂经模拟轮盘加工过程(已简化为铸锭→坯料/棒料)后的三维尺寸。

由于本文试验均采用人工植入缺陷的试件模拟,研究结果并不代表实际生产中真实存在的缺陷数据。本研究旨在探索满足适航要求的材料缺陷(硬 α 夹杂)分布的试验方法和数据累积机制,为在生产中积累缺陷数据提供经验并支撑国产发动机的适航取证工作。

3.1 试件规格的确定

试件基体材料为典型钛合金 TC4,夹杂材料采用 TiN。在铸锭熔炼过程中,将 TiN 切割或研磨成确定尺寸和形状的颗粒放入液态的 TC4 中。TiN 熔点高于 TC4,夹杂边缘仅会有极少量融化,形成夹杂的核心区和扩散区。凝固后的试件

中,TiN 夹杂的位置和深度随机,其尺寸和形状会有很小程度的变化。铸锭经过锻造得到底面直径 $\phi 120\text{ mm}$ 圆柱型试验件。

3.2 试件数量的确定

试件中的夹杂随机分布,为避免夹杂互相干扰,每个试件仅含有一个夹杂,含有夹杂的试件数量等于试验点数量(即在合理置信水平及给定比例下的数据点数量)。当以 $(1-a)$ 作为置信水平,同时子样所包含母体的比例为 P_0 时(P_0 依据工作安全性背景而定,工程上 P_0 取 90%),子样容量 n 可用式(4)进行计算,计算结果见表 1^[19]。

$$n = 1 + \frac{\lg \frac{a}{n - (n-1)P_0}}{\lg P_0} \tag{4}$$

表 1 试件数量计算结果

Table 1 Calculation results of specimen quantity

P_0	n	
	$1-a=90\%$	$1-a=95\%$
0.80	17	21
0.85	24	29
0.90	37	45
0.95	76	93
0.99	387	472

考虑到实际需求和经济性,置信水平拟取值 90%, P_0 取值 90%,共需要 37 个试验点,即需要 37 个含有缺陷的试件。为确保无损检测的独立与客观,试件总数一半左右应不含缺陷^[19],所以再制作 37 个不含缺陷的试件。所有 74 个试验件在外观上应保持一致,试件制备完成后对所有试验件编号。

3.3 缺陷的尺寸分布和最小检测次数的确定

3.3.1 缺陷尺寸范围极值

缺陷尺寸的两个极值与测定 POD 曲线所要覆盖的范围相关。考虑到无损检测的分散性,要求至少覆盖 90% 的 POD 曲线范围^[20],将缺陷尺寸的两个极值定义为 c_{10} 和 c_{90} ,其中 c_P 的角标 P 表示缺陷尺寸 c 对应的检出率。POD 曲线可用 Weibull 分布描述^[19-21]

$$P(c) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{c}{\beta}\right)^\alpha\right] \tag{5}$$

即可得到两个缺陷尺寸极值的表达式

$$c_{10} = \beta(\ln 0.9)^{1/\alpha}; \quad c_{90} = \beta(\ln 0.1)^{1/\alpha} \quad (6)$$

以上表达式中存在未知参数 α 和 β , 需要通过两组含有的试样进行无损检测进而点估计得到^[19]。选取缺陷尺寸 c_1 和 c_2 , 根据经验其检出率点估计设计在 0.4~0.6 和 0.8~0.95 左右, 分别对两个含缺陷的试样进行检测, 次数依照经验确定, 试验结果统计为 $\hat{P}_1$ 和 $\hat{P}_2$, 其中 t_i 为检出缺陷的次数, T_i 为进行检测的次数。

$$\hat{P}_1 = \frac{t_1}{T_1}, \quad \hat{P}_2 = \frac{t_2}{T_2} \quad (7)$$

结合式(5), 得到点估计值 $\hat{\alpha}$ 和 $\hat{\beta}$

$$\begin{cases} \hat{\alpha} = \frac{A_1}{\ln c_1 - \ln \beta} \\ \hat{\beta} = \exp\left(\ln c_1 - \frac{A_1}{A_2 - A_1} \ln \frac{c_2}{c_1}\right) \end{cases} \quad (8)$$

其中

$$\begin{cases} A_1 = \ln \frac{1}{1 - \hat{P}_1} \\ A_2 = \ln \frac{1}{1 - \hat{P}_2} \end{cases}$$

3.3.2 缺陷尺寸的分布规律和最小检测次数

为了能够得到比较合理的缺陷检出率曲线, 本研究采用对数均匀分布作为缺陷尺寸布置方法^[22]。则各缺陷尺寸及相应检出率如式(9)、式(10)所示

$$\begin{aligned} \ln c_i &= \ln c_{10} + \frac{i-1}{n-1}(\ln c_{90} - \ln c_{10}), \\ c_i &= c_{10} \left(\frac{c_{90}}{c_{10}}\right)^{\frac{i-1}{n-1}} \end{aligned} \quad (9)$$

$$P(c_i) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{c_i}{\hat{\beta}}\right)^{\hat{\alpha}}\right] \quad (10)$$

为保证置信度^[23], 第 i 组试件最少检测次数 ω_{imin} 如式(11), 式中 a 取自置信水平 $1-a$; $u_{a/2}$ 查表可得; 精度指标 δ 按照经验取 0.05; $P(c_i)$ 根据式(10)得到。

$$\omega_{imin} = \left(\frac{u_{a/2}}{\delta}\right)^2 P(c_i)[1 - P(c_i)] \quad (11)$$

3.4 缺陷形状和位置的确定

试件中 TiN 夹杂采用圆柱型, 方向随机。为了使圆柱型夹杂的放置方向对超声检测缺陷截面影响最小, 将圆柱的底面直径与高设置为相等。夹杂在试件中位置随机, 但需保证所有夹杂都不在试件边缘超声检测盲区内, 否则试件无效需要重新制作。

3.5 试件硬 α 缺陷 (TiN) 的含氮质量分数的选择

硬 α 夹杂又称富氮型夹杂 (nitrogen-rich inclusion), 以 TiN 为主^[24]。TiN 是非化学计量化合物, 含氮质量分数可以在一定的范围内变化而不引起 TiN 结构的变化。钛合金中自然形成的 TiN 夹杂含氮质量分数范围为 1.6%~6%^[25]。

GE 公司通过试验对不同含氮质量分数 TiN 的本构特性进行了研究^[25], 试验发现: 随着 TiN 试件含氮质量分数的增加, 材料强度变大, 塑性变差; 低含氮质量分数的 TiN 试件塑性强而不发生破裂, 破裂只发生在含氮质量分数大于 4% 的试件中; 当含氮质量分数大于 6% 时, TiN 试样几乎不表现出塑性, 变的硬而脆; 含氮质量分数为 12% 的 TiN 材料具有最大的残余应力^[26]。此外, 敏感性研究已证明材料含氮质量分数的变化是影响裂纹扩展门槛曲线移动最重要的因素, 相同的载荷下 TiN 夹杂的含氮质量分数越高, 其应力强度因子 ΔK 越大, 越有利于裂纹的扩展, 对钛合金基体材料寿命威胁越大。

本文试验 TiN 夹杂采用 12% 的含氮质量分数, 在研究中模拟一种最危险的情况, 得到偏保守的结果, 从而保障安全性。

3.6 试件检测标准和检测等级的选择

为获得置信水平 90%, 子样包含母体比例 90% 的 POD 曲线, 对全部 74 个试件进行液浸超声检测。不少于 5 个检验员单独进行每次检测, 不交流信息; 同一检验员对同一试件的两次检测, 在时间上至少要间隔两天; 由专人记录每个试件的检测数、评定为缺陷的次数、缺陷的位置和投影面积^[27]。此外根据 GJB1538A-2008《航空结构用钛合金棒材规范》要求, 对本试验中 $\phi 120$ mm 圆柱型试件, 要求采用我国超声检测业内现行标准 GJB 1580A-2004《变形金属超声检测方法》AA 检测等级。

3.7 缺陷三维尺寸获取流程的确定

由于在熔炼和锻造过程中试件中的 TiN 夹杂三维尺寸会发生变化, 而仅靠超声检测并不能准确获得夹杂的三维尺寸, 因此需要将试件剖开对夹杂做金相切片以确定夹杂 (含扩散区) 的三维尺寸^[28], 步骤如下:

1) 记录试件中的超声信号, 包括信号的角度、夹杂在试件中的位置。

2) 从试件中切出一个包含夹杂的约 40 mm×

40 mm 立方体样本,对每个面进行标记。

3) 对样本进行超声检测,对样本中的夹杂进行定位并重新标记。

4) 从样本中进一步切出一个包含夹杂的约 25 mm×25 mm 立方体小样本。

5) 金相切片。①垂直于最大信号响应的方向,切大约 2 mm 厚的切片。②宏观检查有无偏析和晶粒的方向。③垂直于超声波进入试样的方向抛光 0.05~0.5 mm,显微观察。④如果切片中没有发现夹杂(或夹杂的扩散区),重复①~③。如果在切片中发现夹杂(或夹杂的扩散区),观察缺陷特征和三维尺寸并记录。⑤在两个正交方向上拍摄缺陷最大尺寸的显微照片。

重复①~⑤,连续进行金相切片,从夹杂的扩散区上界到核区直至切出夹杂扩散区下界为止。

3.8 数据处理方法分析

利用缺陷径向 l_r 、轴向 l_a 、周向 l_c 三维尺寸(图 3 所示),计算坯料中检出缺陷的截面积 c_b

$$c_b = \frac{\pi}{4} \cdot l_a \cdot \sqrt{\frac{l_r^2 + l_c^2}{2}} \tag{12}$$

在试验得到的 POD 曲线上查出 c_b 对应的检出率 $P(c_b)$,如图 9^[18]所示,则超声检测前坯料中截面积为 c_b 的缺陷(包括未检出的)的数量 S_b 为

$$S_b = 1/P(c_b) \tag{13}$$

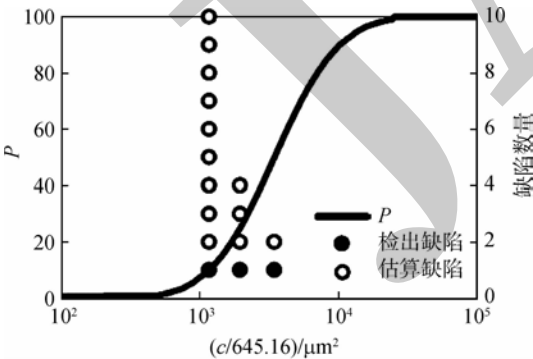


图 9 利用 POD 曲线反推无损检测前缺陷数量^[18]
Fig. 9 Backstepping defects number prior to nondestructive testing by POD curve^[18]

基于加工过程不会改变缺陷数量的假设,坯料或棒料中缺陷数量即为铸锭中缺陷数量。基于缺陷在变形过程中体积保持不变的假设,可以得到对应的铸锭中缺陷的面积 c_i

$$c_i = \frac{\pi}{4} (l_a l_r l_c)^{2/3} \tag{14}$$

至此得到了铸锭中缺陷截面积及其对应的数

量。将得到的数据进行对数线性拟合为式(15),其中 E 为面积 c_i 的缺陷的超越统计数, N 和 k 分别为对数线性曲线的常数和斜率。并得到铸锭缺陷分布基线如图 10^[18]所示。

$$\lg E = N + k \cdot \lg c_i \tag{15}$$

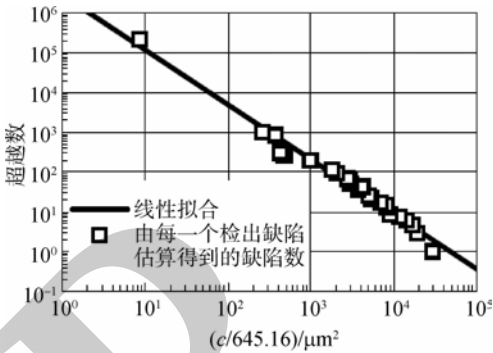


图 10 铸锭缺陷分布的对数线性拟合^[18]
Fig. 10 Logarithm linear fitting of ingot defect distribution^[18]

4 适航要求的满足与等效

4.1 试件尺寸的要求

根据 FAA 适航规章咨询通告^[28]对钛合金材料试验件的要求,圆柱型试验件圆形截面积大于 10 323 mm²,即直径大于 114.7 mm。本试验试件圆形截面直径选取 120 mm,满足适航条款对试件尺寸的要求。

4.2 缺陷形状和位置的要求

缺陷在试件中的位置分布应满足以下三个标准^[25]:①必须在超声可检的位置,即不在超声检测盲区;②必须有最小 2.54 的有效应变;③必须处于广泛分散的位置使得相邻的缺陷不能互相影响。

坯料中硬 α 夹杂最常见的形状是雪茄(圆柱)型^[25]。参考美国西南研究院委托 GE 公司进行的硬 α 夹杂裂纹扩展试验^[25]:人工硬 α 夹杂采用底面直径为 2.54 mm(0.1 inch)、高为 2.54 mm(0.1 inch)的圆柱型 TiN 颗粒,方向随机。

本文试验中每个试件仅放入一个夹杂,相互不影响且有足够应变空间,夹杂位置在试件中随机分布但不在试件边缘超声盲区内,人工夹杂采用底面直径与高相等的圆柱型。满足上述适航要求。

4.3 缺陷含氮质量分数的等效

GE 公司进行的相关试验中^[25]:所有人工放

入试件的 α 相 TiN 夹杂含氮质量分数均选取 12%。此试验及后续研究获得美适航当局认可推荐。本文试验采用相同的含氮质量分数,在适航要求上具有等效性。

4.4 试件检测等级的等效

GE 公司进行的相关试验采用美军标 MIL-STD-2154《锻造金属超声检测方法》^[25],已获得 FAA 适航认证。而本试验采用现行国军标 GJB 1580A-2004。经对比分析发现两者在本文研究范围内等效,满足适航要求。

4.5 金相切片获取缺陷三维尺寸的要求

上文中第 3.7 节所述的金相切片步骤完全采用 FAA 适航规章咨询通告^[28]中的推荐方法,满足适航要求。

5 数据累积方法的局限性及可能的误差来源

5.1 数据累积方法的局限性

POD 曲线测定方面,影响 POD 的有诸多因素,例如缺陷形状方向、埋藏深度等,重复性仅是其中之一。本研究由于成本的限制,试件数量有限,每个尺寸的缺陷仅制作一个试件,缺陷的形状固定为圆柱型,缺陷方向和埋藏位置均不可控,实际上仅考虑了重复性和人工操作对 POD 的影响。此外,将 POD 曲线固化为 Weibull 分布也具有一定的局限性。

检出缺陷分布试验方面,确定缺陷的三维尺寸仍采用传统破坏性的金相切片,工作量较大且属于对试件的一次性消费,具有一定的局限性。当前微焦电子计算机断层扫描(CT)和纳米 CT 可以在不破坏试件的情况下较为准确地确定缺陷的三维尺寸。但本文认为:本项研究要点即为满足适航要求,FAA 适航条款咨询通告^[20]推荐采用金相切片的方法,具有相当的权威性;另一方面,如上文所述,缺陷数据积累需要各材料供应厂商统一加工工艺和无损检测方法,因此更需要采用一种通用性强,技术成熟的方法获取数据。综上两点,本方案仍采用金相切片的方法确定缺陷三维尺寸,但做金相切片前可先采用 CT 方法作为辅助手段获取试样更完整信息。

就缺陷分布基线而言,由于检出缺陷分布试验采用的是 POD 试验中制备的试件,试件中所含硬 α 夹杂尺寸是按照 POD 曲线所需数据点要

求对数均匀分布的,虽然缺陷的形状和尺寸在铸锭加工过程中会发生变化,但经数据处理最终得到的铸锭缺陷分布基线并不能代表实际生产过程中钛合金材料真实存在的初始缺陷分布。

5.2 可能的误差来源

误差可能来源于以下五个方面:

1) 利用轮盘加工过程模型推导后续部件缺陷分布的理论分析流程和变形模型(式(3)和式(14))自身存在局限性,又缺乏实际生产运营数据修正。

2) 对 POD 曲线的 Weibull 分布描述(式 5)中 α 和 β 两个参数进行点估计,缺陷的尺寸和检测次数都依据经验选取,可能会引入一定误差。

3) 与自然形成的硬 α 夹杂相比,试件中人工 TiN 夹杂由于含氮质量分数较高和工艺因素,可能无法与钛合金基体完美熔合,人工夹杂和基体材料边界相对较清晰,造成超声检测检出率偏高,POD 曲线上移。

4) POD 曲线是一条纵坐标(检出率)从 0~1 的曲线,有效的是检出率从 0~1 之间上升的过渡段,由于本研究仅考虑了重复性和人工操作对 POD 的影响,可能导致试验得到的 POD 曲线过渡段内数据点偏少,曲线过渡段上升过快,对 POD 曲线准确性影响较大。

5) 经过铸锭的熔炼和锻造,TiN 夹杂形状可能会变的不规则,测量其三维尺寸计算缺陷的截面积(式(12))时引入误差。

6 结 论

本文从满足适航要求的角度出发,探索出一种获取和积累钛合金材料缺陷(硬 α 夹杂)数据的方法。为航空发动机轮盘概率失效风险评估提供材料缺陷数据输入,以支撑国产发动机的适航取证工作。

对钛合金轮盘前期加工过程抽象简化为:铸锭→坯料/棒料,利用坯料/棒料中已检出的缺陷分布和相同无损检测条件下的 POD 曲线,经过变形模型,反推得到铸锭中硬 α 夹杂的缺陷分布基线。本研究需要开展两个试验,即超声检测 POD 曲线的测定试验和检出缺陷分布试验。对 POD 曲线测定试验,介绍了试件规格数量、内含缺陷含氮质量分数及分布规律、无损检测方法等内容。对于检出缺陷分布试验,详细介绍了金相切片获取缺陷三维尺寸的步骤、处理数据获得铸锭缺陷

分布基线的方法。最后分析了研究方案的局限性和可能的误差来源。

本文明确了材料缺陷的数据特点和适航要求,详细分析了模型试验参数的选取原则,提出了获取 POD 曲线和缺陷分布曲线的方法,为航空发动机轮盘概率失效风险评估提供缺陷数据输入,以支撑国产发动机的适航取证工作。

参考文献:

- [1] SHAH A R, SHIAO M C, NAGPAL V K. Probabilistic evaluation of uncertainties and risk on aerospace components[R]. NASA TM105603, 1992.
- [2] LEVERANT G R, LITTLEFIELD D L, MCCLUNG R C, et al. Probabilistic approach to aircraft turbine rotor material design[R]. ASME Paper 97-GT-22, 1997.
- [3] ENRIGHT M P, MCCLUNG R C, HUYSE L. A probabilistic framework for risk prediction of gas turbine engine components with inherent or induced material anomalies [R]. ASME Paper GT2005-68982, 2005.
- [4] Federal Aviation Administration. Damage tolerance of hole features in high-energy turbine engine rotors: Advisory Circular 33. 70-2 [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2009: 4-6.
- [5] Federal Aviation Administration. Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirements: Advisory Circular 33. 70-1 [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2009: 12-16.
- [6] 丁水汀, 张弓, 蔺夺魁. 航空发动机适航概率风险评估方法研究综述[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1442-1451.
DING Shuiting, ZHANG Gong, YU Duokui. Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1442-1451. (in Chinese)
- [7] LEVERANT G R, LITTLEFIELD D L, MCCLUNG R C, et al. Probabilistic approach to aircraft turbine rotor material design[R]. ASME Paper 97-GT-22, 1997.
- [8] MILLWATER H R, ENRIGHT M P, FITCH S H K. A convergent probabilistic technique for risk assessment of gas turbine disks subject to metallurgical defects [R]. AIAA-2002-1382, 2002.
- [9] ENRIGHT M P, HUYSE L. Methodology for probabilistic life prediction of multiple anomaly materials [J]. AIAA Journal, 2006, 44(4): 787-793.
- [10] KAPPAS J. Review of risk and reliability methods for aircraft gas turbine engines[R]. Melbourne, Australia: DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1306, 2002.
- [11] COLE G K. Practical issues relating to statistical failure analysis of aero gas turbines[J]. Journal of Aerospace Engineering, 1998, 212(3): 167-176.
- [12] MILLWATER H R, WU J, ENRIGHT M P. A probabilistically based damage tolerance analysis computer program for hard alpha defects in titanium rotors[R]. ASME Paper 2000-GT-0421, 2000.
- [13] HUYSE L, ENRIGHT M P. Efficient statistical analysis of failure risk in engine rotor disks using importance sampling techniques[R]. AIAA-2003-1838, 2003.
- [14] HUYSE L, ENRIGHT M P. Efficient conditional failure analysis application to an aircraft engine component [J]. Structure and Infrastructure Engineering, 2006, 2(3/4): 221-230.
- [15] CLARK K R, DILLARD A B, HENDRIX B C, et al. The role of melt related defects in fatigue failures of Ti-6Al-4V [C]//Proceedings of Titanium'92 Science and Technology Conference. Washington DC: The Minerals, Metals and Materials Society, 1993: 2867-2874.
- [16] 蔡建明, 马济民, 郝孟. 钛合金中的硬 α 夹杂及其等离子冷床炉熔炼控制技术[J]. 失效分析与预防, 2007, 2(2): 51-57.
CAI Jianming, MA Jimin, HAO Meng. Titanium alloy hard alpha inclusions and plasma of cooling bed furnace smelting control technology[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(2): 51-57. (in Chinese)
- [17] MITCHELL A. The electron beam melting and refining of titanium alloys [J]. Materials Science and Engineering, 1999, 263(2): 217-223.
- [18] AIAA. The development of anomaly distributions for aircraft engine titanium disk alloys [R]. AIAA 97-1068, 1997.
- [19] 冯振宇, 李振兴. 基于可靠性的裂纹检出概率曲线测定方法[J]. 无损检测, 2010, 32(4): 249-259.
FENG Zhenyu, LI Zhenxing. Method of the crack detection probability curve based on the reliability [J]. Nondestructive testing, 2010, 32(4): 249-259. (in Chinese)
- [20] SONG X, SARKAR P, VERONESI W. Virtual inspection: optimum sample size for POD experiment [J]. Quality Engineering, 2002, 14(4): 623-644.
- [21] HELLER R A, STEVENS G H. Bayesian estimation of crack initiation time from service date [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(11): 794-798.
- [22] SAFIZADEH M S, FORSYTH D S, FAHR A. The effect of flaw size distribution on the estimation of POD [J]. Insight, 2004, 46(6): 355-359.
- [23] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构可靠性分析和设计指南[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
- [24] 沈海军, 王宁, 张戈. 钛及钛合金中硬 α 夹杂及其去除方法 [J]. 上海金属, 2010, 32(2): 38-39.
SHEN Haijun, WANG Ning, ZHANG Ge. Titanium and titanium alloy hard alpha inclusions and their removal methods [J]. Shanghai Metal, 2010, 32(2): 38-39. (in Chinese)

[25] Federal Aviation Administration. Turbine rotor material design[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-00/64, 2000.

[26] Federal Aviation Administration. Turbine rotor material design: Phase II [R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-07/13, 2008.

[27] 林富甲, 黄玉珊. 裂纹检测概率曲线的统计测定[J]. 航空学报, 1982, 3(4): 21-27.

LIN Fujia, HUANG Yushan. The statistical determination of the crack detection probability curve [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1982, 3(4): 21-27. (in Chinese)

[28] Federal Aviation Administration. Manufacturing process of premium quality titanium alloy rotating engine components: Advisory Circular 33.15-1 [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1998: 1-2.

(编辑: 陈 越)