

文章编号: 1000-8055(2008)12-2153-09

叶片外物损伤容限设计的本质特点及 设计准则的发展

胡绪腾, 宋迎东

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过对风扇/压气机叶片外物损伤及其失效特点的深入分析, 认为叶片外物损伤容限设计的本质是考虑外物损伤影响的叶片振动应力设计. 通过对国内外发动机设计规范和标准的分析和回顾, 将外物损伤容限设计准则的发展分为 3 个阶段: ①50 年代初-60 年代末, 以外物损伤(FOD)的预防和维护为主; ②70 年代初-90 年代末, 等效为应力集中系数 $K_t \leq 3$ 的缺口容限设计; ③2000 年以来, FOD 的概率容限设计. 最后对我国外物损伤容限设计的研究方向提出了建议.

关 键 词: 航空发动机; 风扇; 压气机; 叶片; 外物损伤; 高循环疲劳; 设计准则

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

Essential characteristic of foreign object damage tolerance design for airfoils in aeroengine and development of design criteria

HU Xuteng, SONG Yingdong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Through the analysis of foreign object damage (FOD) and failure characteristic of fan and compressor airfoils, it was concluded that vibratory stress design and control of airfoils according to reduced material allowable due to FOD is the fundamental feature of FOD tolerance design. Then, by the analysis and review of specifications and standards for aeroengine, the development process of FOD tolerance design criteria was divided into three phases. In the first phase (1950s' - 1960s'), FOD related failures were mainly regarded as prevention and maintenance problems. During the second phase (1970s' - 1990s'), FOD tolerance design was equivalent to withstand a notch with a stress concentration factor (K_t) not exceeding 3.0 at the most critical locations of flow path components. Since 2000, a probabilistic design criteria has being in its development phase and has obtained great progress. Finally, some advice was put forward on the research directions of FOD tolerance design technology in China.

Key words: aeroengine; fan; compressor; airfoil; foreign object damage; high cycle fatigue; design criteria

在各种飞机(包括固定翼飞机和旋翼飞机)的
飞行环境中,总是存在沙尘、石块、飞鸟、金属块或

金属碎片、冰块等各种各样的物体.当飞机起飞、
降落和低空飞行时,由于其进气气流产生的巨大

收稿日期: 2007-11-25; 修订日期: 2008-04-18

作者简介: 胡绪腾(1980-),男,江苏沛县人,博士生,主要从事航空发动机结构强度与寿命预测.

吸引力,上述物体很容易被吸入发动机气流通道的,打在发动机前端的风扇/压气机叶片或其他部位,给发动机的性能或结构带来不利甚至十分严重的影响和后果.其中一类由小的石块、金属物体或者大的沙粒等“硬物”(Hard body)对发动机流路部件(主要是风扇和前几级压气机叶片)造成的冲击损伤,在国内外的发动机设计规范、标准和手册(如 MIL-E-5007D^[1], JSGS-87231A^[2], JSSG-2007A^[3], MIL-STD-1783^[4], MIL-HDBK-1783B w/CHANGE 2^[5], GJB241-87^[6]等)中,均被称为“外物损伤”(Foreign object damage, 以下简称 FOD).

可以说自喷气式发动机(特别是轴流式喷气式发动机)投入使用以来,人们就认识到 FOD 问题给发动机和飞机飞行安全及其维护所带来的危害^[7].严重的 FOD 事件,叶片可能被直接打断,或被打伤后因承载能力严重下降,叶片在很短的时间内即发生断裂失效.脱落的叶片碎片可能会继续打在其他叶片或发动机机匣上,由此造成一连串的打伤甚至叶片非包容事故,并最终酿成严重的等级飞行事故.对于不太严重的 FOD 事件,如图 1 所示的小缺口,只有毫米尺度,虽然短时间内不会造成严重故障或事故,但如果在外场检查到这类 FOD 问题时不进行处理,或者检查时没有及时发现(特别是对于压气机后几级难以检查到的叶片),FOD 缺口可能会在疲劳载荷作用下发生裂纹萌生和扩展,最终导致叶片的断裂失效,最终也可能会酿成严重的飞行事故.为了防止 FOD 事件引发严重故障或事故,在每次飞机起飞前和降落后,发动机维护人员都需要对发动机进行 FOD 检查^[8],从而给发动机的外场维护和检查带来大量的维修工时和维修成本,并严重影响发动机的战备完好性.

为了解决 FOD 问题,人们提出了很多的 FOD 预防措施.如早在 1948 年,就有人提出在发动机进口设置防护罩以减少外物损伤的措施^[9].但这一措施并没有起到有效防止 FOD 事件发生的作用^[7].除此之外,人们想到了许多外物清除措施,如飞机跑道的外物清扫和检查,地勤人员维修工具的检查与控制等等.1982 年美国军方还发布了 FOD 预防军用标准 MIL-STD-980^[10],以加强美国军用飞机的 FOD 预防措施.

随着 FOD 预防措施的不断完善和加强,的确防止了很多 FOD 事件及可能由其引发的飞行事故的发生,特别是大大减少了严重 FOD 事件的发

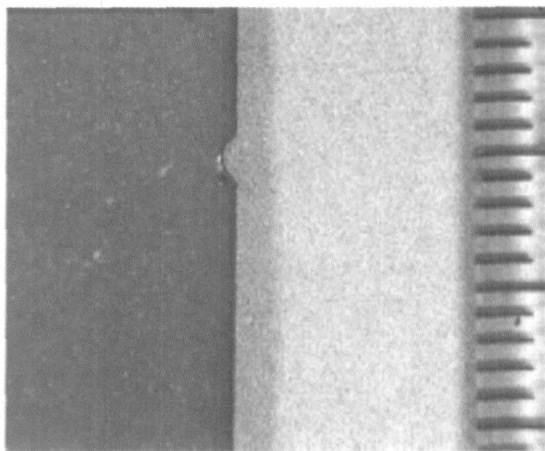


图 1 只有毫米尺度的 FOD 缺口

Fig. 1 Foreign object damage in millimeter scale

生.但是对于体积较小的外物,如图 2 所示的小砂砾或金属颗粒,由它们造成的 FOD 事件总是难以避免和控制^[11].而由 FOD 事件引发的飞行事故也一直没有停止过.以发动机技术领先的美国为例,据美国空军飞行安全杂志报道^[12],美国空军从 1996 年至 2001 年 6 年间,仅由 FOD 事件引发

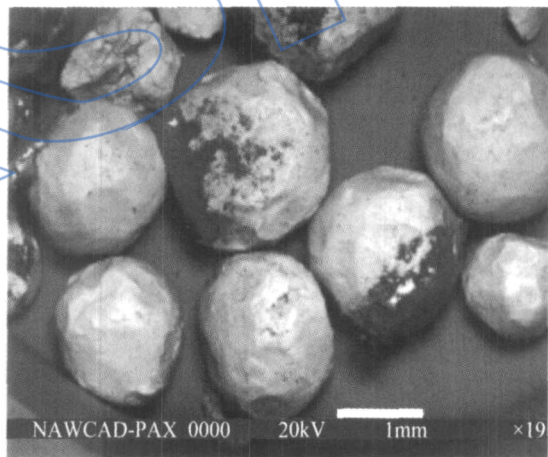


图 2 只有毫米尺度的外物颗粒

Fig. 2 Foreign object debris in millimeter scale

的 B 等飞行事故就有 100 多起,且逐年增多,2001 年的事故次数竟比 1996 年增加了近 700% (具体数据见图 3).更严重的是 2001 年还发生了 2 起 FOD 事件引发的 A 等飞行事故.同样 2006 年该杂志用头 2 期的版面对 2005 年美国空军发生的各类飞行事故进行了回顾,其中由 FOD 事件引起的各种飞机不同等级的飞行事故达数十起,仅 F-15 战斗机 2005 年发生的 15 起 B 等飞行事故中就有 5 起是由 FOD 引发的^[13].尽管上述 FOD 引发的事故中,不乏维护人员疏忽大意、管理不严等人为因素导致的事例,但有一点是肯定

的,要完全杜绝 FOD 事件,从目前来看几乎是不可能的。

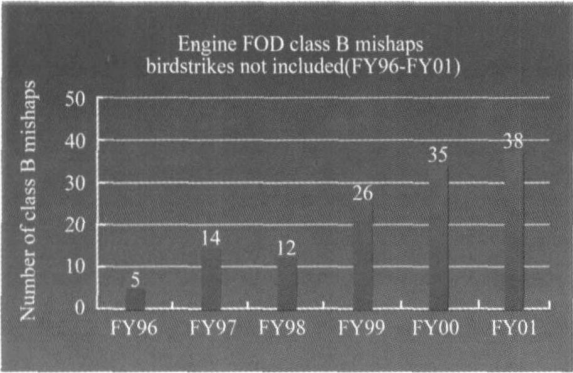


图 3 1996 至 2001 年 FOD 引起的美国空军 B 级飞行事故统计结果

Fig. 3 Engine FOD class B mishaps in USAF during 1996 and 2000

虽然 FOD 事件无法避免,但尽可能地减少甚至杜绝 FOD 事件引发的飞行事故、减少 FOD 故障的维修次数、降低维护成本、提高发动机的战备完好性却始终是发动机设计和研究人员的奋斗目标。对于风扇/压气机叶片,在设计时就考虑到其服役后会遭遇 FOD 事件,而将 FOD 导致叶片失效的各种因素作为约束条件考虑在其结构设计中,即叶片的 FOD 容限设计,逐渐成为风扇/压气机叶片的重要设计准则。本文就主要对风扇/压气机叶片 FOD 容限设计的本质特点和 FOD 容限设计准则的发展进行分析和综述,以期对我国航空发动机 FOD 容限设计技术和设计准则的研究和发展提供有价值的参考作用。

1 FOD 容限设计的本质特点

对于比较严重的 FOD 事件,由其引发的飞行事故比较突然或时间很短,从叶片本身的设计上来避免这类飞行事故的发生是不太可能的,因此必须通过 FOD 预防措施来加以避免。并且这类事件的肇事外物一般由于体积较大、容易辨认和发现,只要预防得力,基本可以避免。因此,风扇/压气机叶片的 FOD 容限设计主要针对的是损伤程度“不太严重”的 FOD 对其疲劳寿命的影响。叶片设计时,如果能够保证所设计的叶片在遭遇损伤程度“不太严重”的 FOD 事件后,在规定的期限(如发动机的设计使用寿命或检查周期)内,不会发生低循环疲劳(Low cycle fatigue,以下简称 LCF)失效或高循环疲劳失效(High cycle fatigue,以下简称 HCF)失效,那么就可以说叶片的

FOD 容限设计达到了其设计目标。而这取决于 FOD 对叶片 LCF 寿命或 HCF 寿命的影响程度和规律。

发动机工作时,风扇/压气机转子叶片(主要是叶片根部和榫头部位)承受着飞机反复起落(或发动机的反复启动/停车)产生的 LCF 载荷作用,存在着 LCF 失效的危险。但随着发动机设计技术的改进和发展(如更精确的有限元分析技术,更准确的寿命预测技术和损伤容限设计),特别是新材料、新结构概念的应用(如高强度钛合金、整体叶盘等),加上 LCF 载荷发生的频次较慢,容易控制和监测。所以,LCF 失效并不是导致风扇/压气机转子叶片产生故障和事故的主要因素。另外,对外场实际 FOD 事件的统计结果表明,FOD 多发生于转子叶片的上半部^[14-15],即 FOD 事件的多发部位并不承受严重的 LCF 载荷。而对于静子叶片,不承受离心载荷,由气体力引起的 LCF 载荷也不是很严重。因此,FOD 对风扇/压气机叶片 LCF 寿命的影响不是促使 FOD 引发叶片失效的主导因素,也就不是叶片 FOD 容限设计所考虑的主要内容。

相比之下,风扇/压气机叶片的 HCF 失效问题却变得越来越突出。当然,这一方面与航空发动机发展过程中 LCF 问题首先得到重视并获得广泛研究有关^[16]。LCF 失效故障的减少,必然导致 HCF 失效故障相对比例的增加。但更本质的原因是风扇/压气机叶片 HCF 失效现象本身的复杂性和难以控制性。

首先,风扇/压气机叶片 HCF 载荷的复杂性和难以控制,直接导致叶片 HCF 失效现象的复杂性和难以控制。由于发动机气动性能的需要,风扇/压气机叶片形体非常单薄,而振动激励因素十分众多且有许多来历不明,各种阻尼机制及其变化规律也十分复杂,难以摸清,导致叶片经常处于高频振动状态,甚至发生共振。再加上发动机设计技术水平的限制,要准确预测和监控叶片在发动机各种工况下的振动载荷历程非常困难。HCF 载荷的这一特点,使得风扇/压气机叶片的 HCF 寿命预测几乎不太可能,也因此导致叶片的 HCF 设计准则与 LCF 设计准则在设计思想上存在相当大的差异。例如上世纪 70 年代,美国 P&W 公司提出的 LCF 设计准则为:“提供足够的低循环疲劳寿命”,而对 HCF 则要求“防止高频(循环)疲劳”^[17]。这种设计准则上的差异正反映出一个重要事实:LCF 载荷相对容易预测和监控,而

HCF 载荷则难以预测和监控. 在这种设计准则的指导下, 风扇/压气机叶片的 HCF 设计, 一般只要求其 HCF 寿命在发动机寿命期(或检查周期)内不低于某规定的寿命指标. 由于叶片振动的复杂性和高频特性, HCF 寿命指标所规定的循环数一般较长. 例如对于钛合金叶片, 早期的 MIL-E-5007D(1973) 和 MIL-STD-1783(1984) 规定为不小于 3×10^7 循环, 而后来的 JSGS-87231A(1995) 和 MIL-HDBK-1783A^[18] (1999) 更将这一指标规定为不小于 10^9 循环. 但 HCF 寿命指标没有绝对意义, 而只是要使这么多的循环数相对于发动机寿命期(或检查周期)来说是足够长的, 以保证叶片在发动机寿命期(或检查周期)内不会提前发生 HCF 失效, 这样就能保证叶片和发动机的安全. 由于难以对叶片的 HCF 寿命进行预测和监测, 为了使所设计的叶片达到上述寿命指标, 只能通过控制叶片在发动机所有工况下的最大振动应力水平不超过某一规定值来实现^[19], 而且最大振动应力水平控制地越低越好(当然是在满足其他设计约束的前提下). 因此, HCF 设计追求的是尽可能地降低叶片在发动机所有工况下的最大振动应力水平. 而 LCF 设计追求的是尽可能地提高构件的 LCF 寿命. 但 HCF 载荷的复杂性并没有因为变换了 HCF 设计的思想, 而使 HCF 失效故障的预防变得更容易些. 相反, 如何有效地控制风扇/压气机叶片在发动机所有工况下的最大振动应力水平, 多年来一直都是发动机设计和研究人员为之兴奋而又非常苦恼的重大课题和难题.

其次, 叶片的 HCF 设计目标是有效控制其最大振动应力水平不超过某许用值. 显然, 这一许用值与叶片材料在 HCF 寿命指标下的疲劳强度或疲劳极限有关. 但在发动机制造和服役过程中, 风扇/压气机叶片总难免会引入的各种各样损伤, 特别是其处于发动机的最前端, 更容易受到外界环境和服役损伤的影响. 可能引入的损伤有制造缺陷、表面划伤、LCF 损伤、微动磨损(Fretting)、FOD、环境腐蚀等. 上述各种损伤的存在不仅会导致叶片及其材料 HCF 强度或极限的下降, 而且损伤形态和程度的分散性和不确定性又给叶片 HCF 强度带来很大的分散性和不确定性. 这进一步增大了叶片 HCF 失效的可能. 尽管, 制造和服役损伤也会造成 LCF 寿命的下降和分散, 但 HCF 对损伤的敏感性一般要大于 LCF 对损伤的敏感性. 因此制造和服役过程中, 叶片及其材料 HCF 性能的恶化和分散性也是导致风扇/压气机

叶片 HCF 失效频繁的重要影响因素.

通过上面的简单分析, 我们看到, 无论是载荷特征的复杂性还是材料性能的分散性和不确定性都表明, HCF 失效的预防比 LCF 要困难的多. 所以, HCF 失效是导致风扇/压气机叶片发生故障或事故的突出因素甚至首要因素并不是偶然的, 而是由其自身的复杂性决定的.

因此, 在上述风扇/压气机叶片 HCF 失效的“大环境”下, FOD 只不过是一种促使其在发动机寿命期(或检查周期)内提前发生 HCF 失效的“催化剂”. FOD 事件的发生, 为叶片的 HCF 失效提供了“有利的”裂纹形核和扩展位置, 大大降低了叶片在 HCF 寿命指标下的疲劳强度, 导致叶片设计最大振动应力许用值的下降. 在叶片(特别是 FOD 易发生部位)最大振动应力没有得到有效控制的情况下, FOD 处将会过早发生裂纹的形核与扩展, 使叶片在发动机寿命期(或检查周期)内提前发生 HCF 失效, 而叶片的 HCF 失效又进一步成为更严重故障或事故的“导火索”, 最终导致重大故障或事故的发生.

因此, 在 HCF 失效成为风扇/压气机叶片所面临的主要问题的情况下, FOD 容限设计的实质就是根据外场 FOD 对风扇/压气机叶片 HCF 强度的影响程度和规律, 来限定叶片在发动机各种工况下的最大振动应力设计和控制的指标, 并通过对叶片自身结构(特别是 FOD 易发生部位)的优化设计或采用特殊工艺(如喷丸强化、激光冲击强化、低塑性抛光等^[20])来最大限度地提高叶片的 FOD 容限能力, 最终达到叶片 FOD 容限设计规范 and 准则的要求, 从而在最大程度上减少甚至避免 FOD 事件引发严重故障或事故的可能.

当然, 叶片的 FOD 容限设计并不排除 LCF 载荷的影响. 特别是对于 FOD 发生部位存在较大 LCF 载荷的情况(如 FOD 发生在偏向叶根部位), 由于损伤部位的应力集中效应, 可能会发生 LCF 裂纹起始和扩展, 一旦裂纹扩展至 HCF 裂纹扩展极限之上(即应力强度因子门槛值), 由于 HCF 载荷的高频特性, 裂纹会发生快速扩展, 使叶片在发动机寿命期(或检查周期)内提前发生失效. 因此, 对于 LCF/HCF 载荷综合作用的情况, 必须考虑 LCF 载荷促使的早期裂纹扩展, 而 FOD 容限设计的关键仍然是严格控制叶片的最大振动应力, 只不过这时振动应力的控制指标由材料的 HCF(小)裂纹扩展极限决定^[21]. 对于 HCF 载荷很小而只存在较大的 LCF 载荷的情

况, FOD 的容限设计实际上就是传统的 LCF 损伤容限设计(即 LCF 裂纹扩展寿命设计)。

2 FOD 容限设计规范和准则的发展

正如前文所指出的, 人们很早就认识到 FOD 对发动机和飞机的飞行安全、经济性和战备完好性所产生的影响和危害。但是受相关技术发展水平的限制, 对风扇/压气机叶片进行 FOD 容限设计, 特别是在发动机设计规范和标准中对叶片的 FOD 容限能力提出明确的设计要求, 则是经历了一个从无到有、从简单到复杂的逐渐并继续获得发展和完善的过程。

在国外(这里主要指美、英等国), FOD 容限设计规范的发展主要经历了三个阶段。

第一个阶段(20 世纪 50 年代初– 20 世纪 60 年代末): 以 FOD 的预防和维修为主。这一阶段陆续发布的发动机设计规范主要是美国的 MIL-E-5007A^[22] (1951), MIL-E-5007B^[23] (1959), MIL-E-5007C^[24] (1965) 和 MIL-E-8593^[25] (1954)。

第二个阶段(20 世纪 70 年代初– 20 世纪 90 年代末): 以等效为应力集中系数 $K_t \leq 3$ 的缺口容限设计为代表。相关的发动机设计规范主要有: MIL-E-5007D^[1] (1973), MIL-E-8593A^[26] (1975), MIL-E-8723I^[27] (1985), JSGS-87231A^[2] (1995), JSSG-2007^[28] (1998) 以及英国的 DEF STAN 00-971^[29] (1987)。另外, 还有发动机结构完整性大纲军用标准和手册: MIL-STD-1783^[4] (1984) 和 MIL-HDBK-1783A^[18] (1999)。

第三个阶段(2000 以来): 走向 FOD 的概率容限设计。涉及的发动机设计规范和手册主要是美国新发布的 JSSG-2007A^[3] (2004) 和 MIL-HDBK-1783B w/ Change 2^[5] (2004) 以及正在发展的新版发动机结构完整性大纲军用标准 MIL-STD-1783(还未发布)。

2.1 第一阶段: FOD 的预防和维护

最早提及 FOD 问题的发动机设计规范可能是 MIL-E-5007A (1951), 但只是对进气道的进口防护提出了设计要求。1959 年发布的 MIL-E-5007B 同样只对进口防护提出了要求, 内容与 MIL-E-5007A 相同。1965 年发布的 MIL-E-5007C 对本文所指的硬物 FOD 则没有提出任何设计要求, 但对发动机的吞沙、吞冰和吞鸟能力则第一次单独提出具体设计规范。因此, 可以说在 20 世纪 70 年代之前的发动机设计, 一直都没有从损伤容限设计的角度来考虑由小的硬物所造成

的 FOD 问题。从文献[7]可以对这一时期人们对 FOD 问题的认识有一个更深入的了解。文献[7]的研究指出, FOD 是当时导致压气机失效的最主要因素, 即在所有压气机故障中, 所占的比例最高, 但对解决 FOD 问题却没有更好的办法。由于发动机气动性能的要求, 发动机进口防护罩不能做的更密, 由小的硬物造成的 FOD 就不可避免, 为避免 FOD 引发严重事故, 必须频繁地对压气机叶片进行检查和维修, 并从维修性设计的角度(方便 FOD 的检查)建议对发动机进行改进设计。因此, 可以说 FOD 在当时主要被认为是外场维护问题。

2.2 第二阶段: 等效为应力集中系数 $K_t \leq 3$ 的缺口容限设计

最早对 FOD(即“硬物”冲击损伤)提出设计要求的发动机设计规范是 1973 年发布的 MIL-E-5007D, 具体内容为: “3.2.5.6.2 Foreign Object Damage (FOD). The engine shall operate for two inspection periods or the number of hours specified in the engine specification after ingestion of foreign objects which produce damage with a minimum stress concentration factor (K_t) of 3 to fan and compressor blades and stators.” MIL-E-5007D 对上述内容的具体含义并没有解释(至少规范文件中没有)。不过从规范内容的字面意思看, MIL-E-5007D 只对不太严重的 FOD ($1 \leq K_t \leq 3$) 作了要求^[30], 要求风扇/压气机叶片在带有 $1 \leq K_t \leq 3$ 的损伤时, 发动机应仍能坚持工作。规范规定的两个检查周期或小时数, 对于应力集中系数大于 3 的损伤, 规范不作要求。可见, 其对 FOD 是用应力集中系数 K_t 来衡量的, 但如何衡量 FOD 部位的应力集中系数, 是损伤部位的实际 K_t , 还是仅从几何形貌和尺寸计算 K_t , 规范没有任何说明。另外, MIL-E-5007D 对 HCF 的设计要求只规定了具体 HCF 寿命指标, 没有提及考虑 FOD 的影响。与 MIL-E-5007D 处于同一时期而针对涡轴/涡桨发动机的 MIL-E-8593A 对 FOD 和 HCF 的设计要求, 与 MIL-E-5007D 完全相同。

1984 年出台的具有规范性质的 MIL-STD-1783 对 FOD 的容限设计要求与 MIL-E-5007D 基本相同, 但有了一些变化。首先, 在要求对象上, MIL-STD-1783 并没有针对风扇/压气机叶片, 还包括其他部件的 FOD 容限设计要求。MIL-STD-1783 将要求对象区分为耐久性关键件和断裂关键件。因此针对设计对象的不同, 对 FOD 的衡量

分别采用不同的方法. 对耐久性关键件(不可检), 仍然采用 K_t 来衡量, 不过在表述上多了一个“等效于”(Equivalent to), 也就是说将 FOD/DOD 的损伤程度等效于 $K_t \leq 3$ (的缺口). 对断裂关键件(可检), 要求 FOD/DOD 损伤程度等效为表面长度 ≤ 0.030 inch (0.762 mm) 的裂纹. 其次, 对发动机安全工作时间的要求有所变化, 只要求发动机能坚持工作一个场站检查周期. MIL-E-5007D 规定两个检查周期, 应该是从检查时存在漏检的可能出发来要求的. 同样, MIL-STD-1783 对 HCF 和 LCF 的设计要求中, 也没有提到考虑 FOD 的影响.

1987 年, 英国国防部发布了英国的飞机燃气涡轮发动机通用规范 DEF STAN 00-971. 该规范对 FOD 的容限设计要求基本上采用了 MIL-E-5007D 的方法, 但对风扇和压气机叶片的要求区别对待. DEF STAN 00-971 考虑了风扇更易遭受 FOD 的事实, 要求其转子和静子叶片能够承受 K_t 不超过 3 的损伤, 而压气机转子和静子叶片只要求能够承受 K_t 不超过 2 的损伤. 对安全工作时间规定为一个检查周期.

在这一阶段中, 以 JSGS-87231A 对 FOD 设计规范的解释和说明相对最为详细: “The two inspection interval requirement should agree with maintenance inspection and repair cycles requirements. The stress concentration factor of 3 is similar to a notch in the fan/compressor blade or stator caused by impact damage from a small object. Typical foreign objects to be considered are nuts, bolts, rivets, rocks, aircraft parts, shell casings, and tools. Therefore, structures subject to this type of damage must be capable of operating to the next subsequent depot interval to avoid immediate teardown when damage is detected and determined to be within acceptable limits.”

从 JSGS-87231A 中有关 FOD 设计要求的解释中, 可以得到如下结论:

1) FOD 容限设计准则的制定, 与经济性问题密切相关. 在外场检查时, 当发现 FOD 并根据判废标准确定其损伤程度在允许范围(指免修)之内, 为避免对发动机马上进行拆卸维修, 要求存在损伤等效为 $K_t \leq 3$ 的 FOD 的叶片能坚持工作到下一个场站检查期.

2) 应力集中系数 K_t 为 3 的损伤类似于由小

的外物造成的缺口. 因此, 对于损伤程度大于应力集中系数 K_t 为 3 的缺口时, 叶片必须更换. 不过如何衡量外场 FOD 的损伤程度是否大于应力集中系数 K_t 为 3 的缺口是一个问题, 也是制定判废标准的关键.

另外, JSGS-87231A 对 HCF 的设计要求考虑了 FOD 对材料 HCF 强度的影响, 以 40% 的无缺口材料 HCF 许用应力或 $K_t = 3$ 缺口的最小 HCF 强度来限制叶片的最大振动应力.

因此, 从 1973 年至 1999 年的近 30 年中, 可以说风扇/压气机叶片的 FOD 容限设计均将叶片对 FOD 的容限能力等效为对“ $K_t \leq 3$ ”缺口的容限能力, 并以材料的缺口 HCF 性能来限制叶片的最大振动应力. 这一设计准则的确使叶片有了一定的 FOD 容限能力, 并且准则的简单和易操作性也方便了工程设计, 但由于缺乏对真实 FOD 及其对叶片 HCF 强度的影响规律的研究, 真实 FOD 缺口与 $K_t \leq 3$ 的加工缺口到底是什么关系, 并不十分清楚. 因此, 外场 FOD 判废标准的建立具有很大的经验成分^[31], 且只以缺口深度来衡量^[8]. 由于 FOD 判废标准缺乏科学依据且经验成分居多, 一般会偏于保守, 但并不代表是安全的. 因为 FOD 损伤特征的复杂性, 仅缺口深度不能完全反映叶片 HCF 强度的下降程度^[8], 所以仅以缺口深度(或其他几何特征参数)来判别 FOD 的损伤程度, 并以此来判定 FOD 是免修还是更换, 难免会出现判别失误, 导致实际损伤程度严重的叶片继续放飞, 最终可能导致严重故障或事故. 另一方面, 偏于保守的判废标准可能会导致更多的发动机拆卸和维修任务, 造成发动机维护成本的升高和战备完好性的下降.

2.3 第三阶段:FOD 的概率容限设计

90 年代初, 美国空军的调查发现, HCF 失效成为美国军用航空发动机的突出问题, 严重影响其安全性、经济性和战备完好性^[32]. 为此, 1994 年底, 美国空军发起了一项由政府(空军、海军、陆军和 NASA)、工业界(GE, P&W, Honeywell 和 R&R 等)和大学共同参与的“国家涡轮发动机高循环疲劳科学与技术计划(National turbine engine high cycle fatigue (HCF) science and technology program)”. 该计划直接支持美国综合高性能涡轮发动机计划(IHPTET), 主要目标包括: 降低 HCF 引起的不可恢复空中停车 50%, 事实上消除 HCF 引起的 A 等飞行事故, 事实上消除 HCF 引起的预防性发动机退出航线, 减少发动机

维修成本 15% 等。FOD 相关的 HCF 失效正是该计划所针对的重要问题之一, 被列为材料损伤容限 (Materials damage tolerance) 领域的重要研究内容。至今, 该计划已开展了 11 年 (2000 年后英国加入该计划), 且相关文献显示该计划还在进行中^[33]。而从已经取得的研究成果来看, 可以说该计划取得了相当大的成功。在 HCF 相关的多个研究领域 (部件表面处理、材料损伤容限、仪器与测试、部件分析、强迫响应预测、被动阻尼等) 均取得了丰富的研究成果, 并不断将研究成果转化到工业界的设计体系中去。另外, 还更新了相应的发动机设计规范、标准和手册, 这可从最新版的发动机结构完整性大纲 MIL-HDBK-1783B w/ CHANGE 2^[5] 的内容上看出。尽管如此, 美国军方仍认为 HCF 问题仍然是一个困难的技术挑战, 将继续在 HCF 相关的多个技术领域开展更深入细致的研究工作。

这一阶段中, 美国军方逐步将其高循环疲劳计划的研究成果引入到发动机设计规范或手册, 相关的 FOD 设计规范和准则主要集中在其不断修改和完善的军用手册 MIL-HDBK-1783 中, 包括 MIL-HDBK-1783B^[34] 和 MIL-HDBK-1783B w/ Change 2^[5]。2004 年 1 月新发布的 JSSG-2007A^[3] 对 FOD 的容限设计则直接要求以 MIL-HDBK-1783 为指导。

与第二阶段的发动机设计规范、标准和手册相比, 2002 年 2 月发布的 MIL-HDBK-1783B 对 FOD 的容限设计要求作了第一次修改, 将“equivalent to a minimum stress concentration factor (K_t) of 3”改为“equivalent to a fatigue notch factor (K_f) of 3”, 相应地将对振动应力水平的限制要求从: “100% of the $K_t = 3$ minimum notched HCF material allowable”改为“100% of the $K_f = 3$ minimum notched HCF material allowable”。“疲劳缺口系数”综合考虑了 FOD 本身对叶片 HCF 强度的影响程度, 因此比原来仅考虑 FOD 缺口几何形貌引起的“应力集中系数”更为合理。但仍为确定性设计准则, 不能真实反映外场 FOD 的强烈随机性特征^[14], 同时对制定外场 FOD 事件的判废标准仍不具直接的借鉴作用。

2004 年 9 月新发布的 MIL-HDBK-1783B 2/Change 2^[5] 则将原来的确定性设计准则修改为新的概率容限设计准则。新准则要求风扇/压气机叶片的设计要根据外场 FOD 损伤特征的概率分布特点, 通过实际叶片的冲击试验和冲击的数值模

拟, 来预测 FOD 的损伤特征, 从而确定损伤叶片的 HCF 许用应力分布, 然后结合叶片在发动机各种工况下的平均应力和振动应力分布, 来评估叶片的失效概率, 并确保其满足规范要求。显然, 这一概率设计准则更符合外场 FOD 事件的随机性特点, 并依据真实的冲击试验和冲击事件的计算模拟来全面评估 FOD 的损伤特征, 更能准确地评估真实 FOD 对叶片 HCF 性能的影响。对叶片的不同部位, 由于其发生 FOD 事件的概率和严重程度并不相同, 因此也就不必用统一的设计指标来限制不同部位的振动应力, 从而给叶片设计提供了更大的设计空间。因此, 根据新准则建立的 FOD 容限设计方法更科学、合理, 更符合 FOD 的外场实际情况。

另外, 英国国防部 2006 年 1 月发布了其新版的发动机设计规范 DEF STAN 00-970 PART 11 ENGINES^[35], 以取代 1987 年版的 DEF STAN 00-971。但 DEF STAN 00-970 PART 11 对 FOD 的容限设计要求与 DEF STAN 00-971 基本一致, 即仍然等效为一定应力集中水平的缺口容限设计。

3 总 结

通过对航空发动机叶片 FOD 容限设计的本质特点和 FOD 容限设计规范发展的分析, 可以得到如下结论和启示:

1) 由于 HCF 失效越来越成为风扇/压气机叶片失效和故障的主要原因, 叶片的 FOD 容限设计实质上是在考虑了 FOD 对叶片 HCF 强度或裂纹扩展极限的影响之后的叶片最大振动应力设计与控制, 这与传统的 LCF 损伤容限设计所追求的考虑损伤或裂纹存在时的裂纹扩展寿命设计是不同的。或者说, HCF 损伤容限设计是通过控制叶片的最大振动应力来防止裂纹的萌生和 (或) 扩展, 而 LCF 损伤容限设计则是通过假定或确定初始损伤或裂纹尺寸来预测 LCF 裂纹扩展寿命。

2) 航空发动机设计规范和标准中有关 FOD 容限设计的要求经历了从 FOD 的预防和维护为主, 到等效为对一定应力集中系数的缺口的容限设计, 再到目前正在发展的更为科学、合理的 FOD 的概率容限设计。

3) FOD 概率容限设计准则的提出和发展, 基于真实 FOD 对叶片 HCF 强度或裂纹扩展极限的影响, 符合外场 FOD 事件的强烈随机性特征。另一方面, 为发展这一准则所产生的大量真实

FOD 及其对叶片 HCF 强度影响的试验和分析数据,对制定更为科学、合理的外场 FOD 事件的判废标准和维修规范也具有直接的指导作用。

4) 国外 FOD 容限设计规范和准则的发展过程和趋势,对我国航空发动机 FOD 容限设计技术和设计准则的研究和发展具有十分重要的指导和借鉴意义。国内现行的航空发动机设计规范 GJB241-87 和 GJB242-87^[36] 对 FOD 容限设计的要求采用了美国 MIL-E-5007D (1973) 中的要求,即等效为应力集中系数 $K_t \leq 3$ 的缺口容限设计。而长期以来,国内在 FOD 相关技术方面开展的工作较少,且重视不够^[15]。作为 FOD 概率容限设计的基础,国内亟待开展真实 FOD 对叶片 HCF 强度的影响研究。

参考文献:

- [1] US Department of Defense. MIL-E-5007D, Engines, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1973.
- [2] US Department of Defense. JSGS 87231A, Engines, aircraft, turbine[S]. Washington: US Department of Defense, 1995.
- [3] US Department of Defense. JSSG-2007A, Engines, aircraft, turbine[S]. Washington: US Department of Defense, 2004.
- [4] US Department of Defense. MIL-STD-1783 (USAF), Engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington: US Department of Defense, 1984.
- [5] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783B w/CHANGE 2, Engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington: US Department of Defense, 2004.
- [6] 国防科学技术工业委员会. GJB 241-87, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1987.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB 241-87, Engines, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1987. (in Chinese)
- [7] Lewis Laboratory Staff. Factors that affect operational reliability of turbojet engines[R]. Cleveland: NASA Lewis Flight Propulsion Laboratory, NACA RM-E55H02, 1956.
- [8] Martinez C M. Effects of ballistic impact damage on fatigue crack initiation in Ti-6Al-4V simulated engine blades [R]. Dayton: University of Dayton, 2000.
- [9] DeRemer J E. Necessity and use of air inlet protective screens in USAF gas turbine powered aircraft [R]. Wright Patterson AFB: Air Materiel Command, MCREXP-525-403, 1948.
- [10] US Department of Defense. MIL-STD-980, Foreign object damage (FOD) prevention in aerospace products [R]. Washington: US Department of Defense, 1982.
- [11] Birkbeck J C. Effects of FOD on the fatigue crack initiation of ballistically impacted Ti-6Al-4V simulated engine blades[D]. Dayton: University of Dayton, 2002.
- [12] Bradford B, Fehringer T, Greenwood R, et al. FY01 engine related mishap summary[J]. United States Air Force Flying Safety Magazine, 2002, 58(1-2): 42-47.
- [13] US Air Force Staff. 2005 year in review[J]. United States Air Force Flying Safety Magazine, 2006, 62: 1-2.
- [14] Hudak S J, Davidson D L. Appendix 5A characterization of service induced FOD[R]. Wright Patterson: Air Force Research Laboratory, AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2001.
- [15] 康继东, 陈士焯. 钛制压气机叶片受硬物击伤的维修性研究[R]. 南京: 南京航空航天大学, 1996.
- KANG Jidong, CHEN Shixuan. Study on maintainability of FOD in titanium compressor airfoils [R]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)
- [16] Nicholas T, Zuiker J R. On the use of the goodman diagram for high cycle fatigue design[J]. International Journal Fracture, 1996, 80(2-3): 219-235.
- [17] 饶寿期, 徐鹤山, 王正涛, 等. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告) 第三册 叶片[R]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997.
- RAO Shouqi, XU Heshan, WANG Zhengtao, et al. Structural design criteria for aircraft turbojet and turbofan engines, Vol. 3 airfoils [R]. Beijing: Aviation Industries Corporation of China, 1997. (in Chinese)
- [18] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783A, Engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington: US Department of Defense, 1999.
- [19] Arnold S. New techniques to quantify HCF margins demonstrated during accelerated mission testing[C]//Proceedings of the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.
- [20] Shepard M J. Advanced component surface treatments: applications and future trends in US air force service[C]//Proceedings of the 10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference. Dayton: Universal Technology Corporation, 2005.
- [21] Chell G G, Hudak S J Jr. Appendix 5I Development and application of worst case notch (WCN) to FOD [R]. Wright Patterson: Air Force Research Laboratory, AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2001.
- [22] US Department of Defense. MIL-E-5007A, Engines, aircraft, turbojet, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1951.
- [23] US Department of Defense. MIL-E-5007B, Engines, aircraft, turbojet, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1959.
- [24] US Department of Defense. MIL-E-5007C, Engines, air-

- craft, turbojet and turbofan, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1965.
- [25] US Department of Defense. MIL-E 8593, Engines, aircraft, turboprop, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1954.
- [26] US Department of Defense. MIL-E-8593A, Engines, aircraft, turboshaft and turboprop, general specification for[S]. Washington: US Department of Defense, 1975.
- [27] US Department of Defense. MIL-E-87231 (USAF), Engines, aircraft, turbojet and turbofan[S]. Washington: US Department of Defense, 1985.
- [28] US Department of Defense. JSSG 2007, Engines, aircraft, turbine[S]. Washington: US Department of Defense, 1998.
- [29] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-971, General specification for aircraft gas turbine engines[S]. London: UK Ministry of Defence, 1987.
- [30] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 216-2004, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范使用指南[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2004.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB/Z 216 2004, Service guide of general specification for aircraft turbojet and turbofan engines[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2004. (in Chinese)
- [31] Seinturier E. Chapter 4 Method for FOD/HCF interaction evaluation[R]. Neuilly-sur-Seine Cedex: NATO RTO, RTO-TR-AVT-094, 2005.
- [32] Huber N. Plan to control high cycle fatigue in engines [C]// Proceedings of the 1995 USAF structural integrity program conference. Wright Patterson: Air Force Research Laboratory, 1995.
- [33] Thomson D E. 2005 US HCF program overview [C]// Proceedings of the 10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference. Dayton: Universal Technology Corporation, 2005.
- [34] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783B, Engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington: US Department of Defense, 2002.
- [35] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 1, Design and airworthiness requirements for service aircraft, Part 11-Engines[S]. London: UK Ministry of Defence, 2006.
- [36] 国防科学技术工业委员会. GJB 242-87, 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1987.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB 242-87, Engines, aircraft, turboprop and turboshaft, general specification for[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1987. (in Chinese)