

航空发动机限寿件批准寿命适航验证方法研究

王大伟, 孙 丹, 王 伟, 邹田春

(中国民航大学 天津市民用航空器适航与维修重点实验室, 天津 300300)

摘 要: 以传统的安全寿命法为基础,研究了航空发动机限寿件批准寿命适航验证流程和审定要素.以限寿件适航要求和咨询通告符合性方法为指导,借鉴航空发动机通用规范对关键件的定寿管理方法,从计算分析验证和试验验证给出限寿件批准寿命适航符合性验证的流程和方法.以典型的民用航空发动机为例研究了限寿件的判定准则.从限寿件结构危险点的判定方法、载荷谱的处理和应力分析给出了限寿件批准寿命计算分析验证的关键技术;从试验条件、试验温度方案、试验应力系数和散度系数的获取给出了限寿件批准寿命试验验证的关键技术.为航空发动机限寿件批准寿命适航审定提供指导方法,也为中国民用航空局编制航空发动机限寿件适航咨询通告提供参考依据.

关 键 词: 航空发动机; 限寿件; 安全寿命; 批准寿命; 适航验证

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Study on methods of airworthiness verification for approved life of aero-engine limited-life parts

WANG Da-wei, SUN Dan, WANG Wei, ZOU Tian-chun

(Tianjin Key Laboratory for Airworthiness and Maintenance of Civil Aircraft,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Based on the traditional safe life method, studies on verification process and certification factors of airworthiness of approved life for aero-engine life-limited parts were conducted. Airworthiness requirements and compliance of advisory circular for life-limited parts were taken as a guide, and management methods of life-limited part life determination in the general specification for aero-engine were used as a reference. The process and methods of the airworthiness compliance verification were given by calculation analysis and experimental verification. The criterion of life-limited parts was studied using typical civil aero-engines. The key technologies of the calculation and analysis verification for approved life of life-limited parts were given from the criterion, the processing of load spectrum and stress analysis of their structural dangerous points. The key technologies of the experimental verification were given by obtaining the experimental conditions, scheme of experimental temperature, experimental overstress factor and scatter factor. A method of guidance is provided for the airworthiness certification of approved life for aero-engine life-limited parts. The proposed methods provide an important reference for Civil Aviation Administration of China to draw up airworthiness advisory circular of aero-engine life-limited parts.

Key words: aero-engine; life-limited parts; safe life; approved life; airworthiness verification

航空发动机(下文简称发动机)限寿件批准寿命是指由中国民用航空局批准的零件强制更换的寿命. 发动机适航标准 CCAR 33.70 条款要求必须通过中国民用航空局批准的程序, 指定使用限制中发动机每个限寿件的最大允许飞行循环数. 同时给出了限寿件的定义和范围. 为了保证限寿件的完整性, 要求制定工程计划、制造计划和使用管理计划. 必须在持续适航文件的适航限制条款中公布发动机限寿件明细和批准寿命.

目前我国大涵道比涡扇发动机正在准备适航取证, 而限寿件的合格审定是整机取证的重要环节. 发动机限寿件几乎都是转子部件和部分低压单元体框架结构件, 是保证发动机安全、可靠运行的关键部件. 需要在发动机的概念设计阶段通过初步安全性分析确定限寿件, 在后续的设计和验证中表明限寿件符合适航规章的要求, 即确定发动机限寿件的低循环疲劳寿命, 使零部件在达到能够引起危害性发动机影响的事件之前退出服役. 欧美发达国家对发动机限寿件已有明确而具体的适航要求, 并经过长期的实践积累和技术研究, 建立了针对限寿件的完善的适航符合性技术体系.

国内外目前普遍采用安全寿命法控制发动机限寿件的使用^[1-3]. 本文根据发动机限寿件的适航要求^[4-9], 对比分析国内外发动机适航标准和通用规范对限寿件的定寿管理方法, 分析批准寿命与安全寿命的关系, 研究了发动机限寿件安全寿命适航验证流程和方法, 从限寿件的判定准则、限寿件应力分析方法和安全寿命预测方法等方面进行凝练, 凝练出限寿件安全寿命适航验证的关键技术. 本研究为我国大涵道比涡扇发动机适航审定工作提供技术支撑, 为中国民用航空局编制发动机限寿件适航指南和咨询通告提供参考.

1 国内外现状

发动机限寿件是能够引起危险性发动机影响的重要零件, 其失效会引起灾难性的飞行事故. 如1989年的苏城空难和1996年的潘城空难, FAA(美国航空联邦管理局)对发动机限寿件高度重视. 2007年9月4日FAA发布Amendment No. 33-22号修正案增加了FAR 33.70条款, 对发动机限寿件提出了工程计划、制造计划、使用管理计划3点要求, 必须对限寿件寿命能力、制造过程和维修限制进行控制.

针对FAR 33.70条款, 2009年7月31日, FAA发布了咨询通告AC 33.70-1, 对条款提出

了建议的符合性方法. 提出了确定典型发动机旋转件安全寿命的方法. 任何发动机转子零件, 其破坏危及飞机安全, 都应规定寿命极限. 2009年8月28日, FAA发布AC 33.70-2高能涡轮转子孔的损伤容限. 损伤容限评定作为传统安全寿命法的补充, 不影响用传统安全寿命法确定的关键件寿命, 只是利用损伤容限评定使传统安全寿命法确定的关键件安全寿命更加安全. 从美国和欧洲的适航性标准看, 这是目前世界各国的普遍做法.

EASA(European Aviation Safety Agency)对发动机关键件(engine critical parts)同样给予极大关注. 在2003年第1版CS-E中对关键件提出了适航要求. 在CS-E 515 AMC中提供了3项计划的符合性方法. 目前, EASA与FAA对限寿件的适航要求和符合性方法保持高度一致. FAA和EASA详细规定了关键件定寿和延寿、加工制造和使用管理方面的要求和方法, 是半个多世纪发动机关键件定寿方法的总结, 是建立关键件设计、试验、加工制造和使用管理体系的依据. RR, GE和PW公司均照此办理, 并积累了半个多世纪的使用经验和安全记录.

英国军用航空涡轮发动机通用规范Def Stan 00-970-11部是最新的英国军用航空涡轮发动机通用规范, 提出的关键件定寿方法是目前国内普遍认可的方法. 在第2.13节(design target life)对发动机设计目标寿命提出了要求. 在附录A中给出了旋转和非旋转关键件的定寿流程. 详述了4种基本批准的安全寿命法, 包括传统的安全寿命法、数据库法、损伤容限法、因故退役法. 同时对制定寿命管理计划(LMP)提出了建议的方法. 提出使用抽样检验或使用抽样进行试验器试验、使用监视系统跟踪使用中的寿命、进行技术寿命审查(TLR)的寿命管理方法.

英国民航适航性要求BCAR-C篇的正文和附录包括了英国民航管理局(CAA)所认可的全部要求和政策性材料(相当于美国FAR 33部的咨询通报AC). 包括试验条件、试验实施方法和合格标准等. 附录对正文要求作进一步说明并具体化, 以及为达到正文要求建议采用的验证方法. 不足之处是将内容基本相同的飞机用和旋翼机用涡轮发动机均分章规定, 使许多内容重复, 篇幅特别冗长. BCAR-C篇已被世界上除美国之外的其他主要国家(如法国)和组织(如欧盟)采纳, 作为统一的基本法规或蓝本. 并在世界民航发动机领域内与美国FAR 33部适航性水平等价, 且早在

1971 年就达成相互认可协议的另一个权威适航性标准. 对我国民航发动机适航性标准的制定, 也更具参考价值.

我国发动机适航标准 CCAR 33 部直接翻译 FAR 33 部. 发动机通用规范 GJB 241A-2010^[10]源自美军标 MIL-E-5007E. 军用发动机关键件的寿命管理相对成熟, 如太行、秦岭发动机关键件的管理方法. 民用大涵道比发动机正在研制, 还没有故障、失效的教训, 技术水平还远不能满足适航规章的要求, 适航审定经验和方法还远不完备. 尚未建立适航法规和修订的完整技术支撑体系. 要突破适航审定部门面临的技术困境, 必须研究适航规章的深层次机理, 全面加强发动机适航技术研究工作.

2 批准寿命适航验证流程

2.1 限寿件的判定

AC 33. 70-1 中规定, 发动机限寿件是一次性

破坏可能导致危险性发动机影响的发动机转子和主要静子结构件. 这里的一次性破坏是指不是其他零件或系统先前破坏导致的零件破坏. 危险性发动机影响是指 FAR 33. 75 条款中列出的 7 个顶事件中的一种. 限寿件的判定方法是安全性分析, 定义发动机失效对飞机的影响, 给出限寿件的判定依据. 旋转件例如盘、轴、衬套、榫等, 主要静子结构件例如压气机机匣、燃烧室、涡轮机匣等. 如果部件是由多个零件组成, 而且是不可分割的一个整体, 那么, 如果部件中任何一个零件被视为发动机限寿件, 则整个部件被视为一个发动机限寿件.

适航条款 FAR 33. 70 和 CS-E 515 都对限寿件提出了工程、制造、使用管理 3 项计划. 3 项计划的内容完全相同, 因此, 可以认为 FAA 提出的限寿件和 EASA 提出了关键件是一样的. 表 1 列出了典型发动机限寿件清单.

表 1 典型发动机限寿件
Table 1 Life-limited part of typical engine

发动机型号	限寿件总数/个	限寿件清单
CFM56	19	风扇: 风扇盘、增压器转子、风扇轴 压气机: 前轴、1~2 级转子、3 级盘、4~9 级转子、压气机后封严盘 涡轮: 高压涡轮轴、封严盘、盘和后轴、1, 2, 3, 4 级盘、LP 涡轮轴、LP 涡轮短轴和锥形支承
		压气机: 低压压气机榫、盘鼓转子、2~4 级盘; 高压前榫, 5 级盘、盘鼓转子(6~12 级)、6~12 级盘、盘鼓转子、13~15 级盘、15 级榫、HPC 驱动轴、进口空气封严、扩压器空气封严 涡轮: 涡轮轴、涡轮前榫、涡轮中后榫、HPT 1 级空气封严、HPT 2 级空气封严、HPT 2 级叶片挡板、LPT 3 级盘、LPT4 级盘、后涡轮 5 级榫、LPT6 级盘、LPT3 级空气封严、LPT4 级空气封严、LPT5 级空气封严
PW4052	40	风扇: 1 级风扇盘、短轴 压气机: 1~12 级盘、后轴、后旋转封严 涡轮: 1 级涡轮榫、HP1 级涡轮空气封严、HP2 级涡轮空气封严、HP2 级涡轮榫、HP2 级涡轮叶片挡板、3, 4, 5, 6, 7 级涡轮盘、3, 4, 5 级涡轮空气封严、6 级涡轮内空气封严、6 级涡轮空气封严、7 级涡轮空气封严和 LP 涡轮轴
V2500	24	

通过对限寿件清单整理可以看出, 发动机限寿件基本都是转子件. 通常盘类零件的破坏不可能被机匣包容, 破坏后可能危及飞机安全, 均被定义为限寿件. 有些风扇大叶片, 断裂飞出后不可能被机匣包容, 在没有其他安全措施的情况下, 也应定义为限寿件. 但也不排除某些静子件定义为限寿件. 例如承受压力载荷的机匣, 可能产生爆炸失

效, 造成危险性发动机影响, 这种情况下, 承力机匣应该定义为限寿件.

2.2 典型旋转件批准寿命制定流程

限寿件批准寿命通过制定工程计划进行控制. 工程计划由一套综合寿命评定方法和技术组成, 包括飞行剖面选择、发动机性能分析、发动机热传导分析、瞬态温度估算、应力分析、寿命评估、

损伤容限评定等关键技术环节。

传统的安全寿命法是基于具有代表性的零件进行疲劳循环试验确定的预定安全寿命。采用安全性分析方法确定发动机限寿件。调查典型飞行剖面,制定飞行载荷谱和环境谱,然后形成标准载荷谱。获取材料和实验室数据,获取限寿件材料在不同温度下的应力应变寿命曲线。对限寿件的关键点进行应力分析,包括热分析。根据材料特性和

承受的载荷环境进行寿命评估。进行限寿件全尺寸疲劳试验,需要准确地模拟环境条件和边界条件。最后根据试验寿命确定关键点的安全寿命。

一个用于确定发动机旋转件(如涡轮盘)安全寿命的典型方法,如图 1 所示。静子件安全寿命制定流程与旋转件基本一致,AC 33.70-1 中列出了静子件与旋转件确定安全寿命内容的对比。

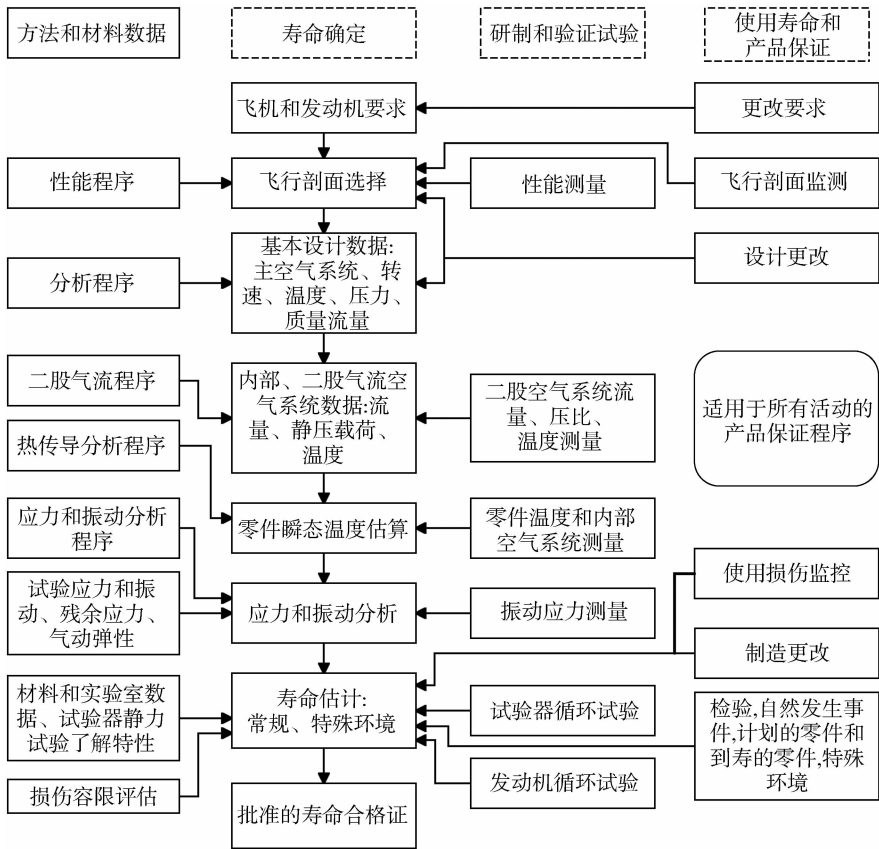


图 1 确定安全寿命限制值的典型方法

Fig. 1 Representative process to establish safe life limits

3 批准寿命验证方法

3.1 结构关键点的确定

关键点指限寿件上有可能发生低循环疲劳破坏、并导致危险性发动机影响的高应力区^[11]。限寿件各部位的应力飞行剖面不同,应力幅值和应力分布不同,温度和温度梯度也不同。在旋转试验器上用离心应力模拟轮盘在发动机上的工作应力,在一般情况下,不可能同时模拟整个轮盘的应力,只能针对各关键点进行试验。轮盘一般有 3 个可能的关键点:中心孔或盘心、偏心孔和轮缘。如果起始于限寿件某部位的失效,不可能导致危险

性发动机影响,则该部位不应定为关键点,也不必确定该部位的安全寿命。该部位失效可以报废零件,也可以针对该部位失效给出零件的经济寿命,经济寿命通常根据零件的使用寿命-失效率统计结果确定。如轮缘榫槽,除受离心力和温度作用外,还受叶片振动的影响,但是应该注意,无论该部位的安全寿命或经济寿命长短,都必须确定可能导致危险性发动机影响的关键点的安全寿命,以确保限寿件不发生导致危险性发动机影响的失效。又如整体式叶片盘,叶片破坏只是轻微发动机影响,整体式叶片盘的安全寿命与叶片寿命无关,无论叶片寿命长短,适航性标准都要求给出破坏可能造成危险性发动机影响的盘的安全寿命。如

果由于叶片先于轮盘破坏,影响轮盘疲劳试验的进行,则应该设计不带叶片或不带完整叶片的轮盘试验件,以使用传统的安全寿命法确定整体式叶片盘的安全寿命。

3.2 计算分析验证

发动机限寿件进行疲劳验证试验,首先必须找出限寿件可能的关键部位和它的标准循环。

3.2.1 确定应力飞行剖面

应力飞行剖面指一个飞行科目关键部位的应力-时间历程。发动机型号规范应包括按照下述方法推导出的发动机工作剖面。

1) 应确定典型飞机任务的发动机工作剖面。该剖面应包括:用时间函数表示的功率或推力、进口压力和温度、进气畸变、主要和次要的油门移动、加速和减速速率、功率和空气提取要求和燃油温度。

2) 发动机工作剖面的数据,应取自用户提供的推荐任务的分析结果。适用时,辅助资料(如次要的油门移动)应根据执行类似任务的现有飞机所得的数据估算确定。

民用发动机飞行科目比较单一,一般每个关键部位有一个简化的应力飞行剖面。

3.2.2 确定应力标准循环

应力标准循环是从发动机起动到停车,由一次飞行引起的应力和温度的完整循环。标准循环是一种零到最大再回到零的应力循环,其对应的载荷称作标准循环载荷,它是用作寿命计算的基准的应力循环。例如零到最大转速或最大扭矩,然后再回到零的循环。通常标准循环将包含发动机正常工作中遇到的最严重的应力-温度组合。标准循环是用作疲劳寿命计算和试验的基准单位。

为了确定安全寿命,对关键件的一个关键部位,标准循环只能是一种,而且是正常工作中最不利条件下的最大应力状态。发动机在实际使用过程中有很多低于最大应力的次循环,次循环可以换算成标准循环,这样作的好处是:既有应力储备又有寿命储备,确保安全。而且飞行任务和任务混频变了,不影响试验批准的安全寿命。同时也只有用一种标准循环作试验,才能给出散度系数确定安全寿命。所以英军标 Def Stan 00-970-11 明确定义标准循环,并且不准许用低于标准循环的载荷作循环试验给定安全寿命。国军标和美军标中实际上也都有这种规定。有人认为,根据疲劳寿命曲线(S-N 曲线),用较低的应力循环作标准循

环,试验的循环次数多些,结果也是一样的。从学术上看,这种观点并没有错误。但是从工程上看,应该认为这种做法是错误的。按照英军标 Def Stan 00-970-11 或英国民航适航性要求 BCAR-C 的规定,在处理安全寿命这种低数量级概率问题时,绝对的证明是不可能的,其可靠性必须依靠工程判断和以前的经验并配以稳妥的设计和试验准则。

3.2.3 应力分析

在发动机条件下,应力分析的对象常常是影响限寿件应力的整个转子。目前世界各大发动机公司都在研究非线性有限元方法,以求出关键部位更准确的应力。但是,这并非适航性标准对应力分析技术的要求。应该指出,用传统的安全寿命法为关键件定寿,在一般情况下与采用的应力分析技术的关系不大。但是必须按适航性标准要求,确保用于发动机条件下零件的应力分析技术,与用于疲劳试验条件下的应力分析技术相同(AC 33.70-1)。如果用线弹性应力分析技术,则应该确保疲劳试验条件代表发动机工作条件。传统安全寿命法的关键是通过零件的疲劳试验为关键件定寿,因此确定合理的试验条件是关键。确定试验条件需要关键部位的应力,考虑材料非线性准确确定关键部位的应力比较困难。要求用相同的应力分析技术计算发动机条件和试验器条件下关键部位的应力,相当于通过与发动机载荷条件(转速和温度)产生的应力对比,确定试验器的载荷条件(转速)。用对比的方法确定试验器的载荷条件,有效地避免了计算的关键部位的应力不准确带来的误差。

通常发动机条件下的应力分析结果作为确定试验方案的依据。应力分析给出的关键部位的简化应力飞行剖面(应力峰-谷值),将用于确定换算率。

3.3 试验验证

3.3.1 试验件条件

试验器试验是确定安全寿命的基础。限寿件疲劳试验应该是随机抽取的,并且是能够代表批生产标准的零件。如果满足以下条件,就认为零件的试验是有代表性的:

1) 试验件的材料与批生产标准零件相同或相当;

2) 试验件结构和关键部位的局部几何形状与发动机零件相同或相当,应力、应力梯度和温度

的组合至少像发动机工作条件一样苛刻；

3) 试验件的表面状况,与批生产标准零件相同或相当.

3.3.2 试验温度

一般地说,温度对零件疲劳寿命的影响有两个方面:一是引起材料力学性能下降,导致零件疲劳寿命减小;二是不均匀的温度分布在零件中产生热应力与机械应力一起随发动机的使用循环而变化,造成零件的疲劳破坏.轮盘的径向温度梯度是影响轮盘疲劳寿命的重要因素,通常要用很大的人力、物力进行温度计算和温度测量.特别是过渡态的温度梯度,常常会影响到标准循环是否正确,从而导致试验批准的安全寿命过高和使用不安全,或者过低而造成不必要的浪费.在试验器上进行的轮盘疲劳试验中,温度梯度引起的热应力是与机械应力一起用转速的循环变化来模拟的.因此在轮盘的试验器疲劳试验中不应该对轮盘施加温度梯度,而只应该按关键部位的温度施加均匀温度,否则温度梯度引起的应力不随转速变化,又增大了零件的平均应力,将导致无法根据试验结果确定安全寿命.即使施加的是均匀温度场,有时由于各种因素的限制,长时间运行后,轮缘温度仍会略高于轮心温度.试验时应注意这种情况的存在,并测出存在的温度梯度和修正对安全寿命的影响.

沿主轴轴向的温度梯度引起的温度应力很小,通常都忽略不计.对燃烧室外机匣由于温度分布不均匀引起的热应力通常也是忽略不计的.

考虑温度引起的材料力学性能下降,除了在高温条件下作试验,另一种方法是在室温条件下试验,同时用温度修正系数加大试验载荷.由于加温会给试验带来很多麻烦,同时温度也有较大的误差,所以,尽可能采用温度修正系数加大试验载荷,在室温条件下做试验.

3.3.3 试验应力系数

为了能在一个试验件上试验多个关键部位和减少试验时间,试验可以就关键部位在有限超应力试验系数 α (亦称应力系数 α)的情况下进行.关键部位超应力的程度,在修正温度后,不应导致整体和局部应力或应变状态失去代表性.疲劳试验的上限转速由选择合适的应力系数 α 确定^[12].

$$\alpha = \frac{S_r}{S_0} \tag{1}$$

式中 S_r 为试验器循环的应力幅; S_0 为标准循环

的应力幅.

对中心孔部位的试验,RR 公司常取 $\alpha = 1.10 \sim 1.15$,这与 RR 公司轮盘设计的应力标准有关.有时也按中心孔应力等于 $\sigma_{0.1}$ 确定疲劳试验的上限转速.取 $\alpha = 1.10 \sim 1.15$ 进行疲劳试验,不只是为了节省试验时间,也为应力留安全储备.国内轮盘疲劳试验习惯取 $\alpha = 1.0$ 或稍大于 1.0.

应力系数取决于零件所用的材料和设计的几何形状.对新材料和非常规设计,申请人应通过适当的证据来证明选择的系数是正确的.然而,除非有强有力的反面证据,否则,对于单件试验件的试验,民用航空局通常不会认可小于 1.3 的应力系数.

3.4 批准寿命验证

3.4.1 裂纹萌生寿命的判定

裂纹萌生的疲劳破坏标准为产生一条工程裂纹,工程裂纹定义为一条长约 0.76 mm 的裂纹.如果疲劳试验是由于破裂或完全破坏结束的,则裂纹萌生寿命可以用裂纹扩展寿命计算或断口表面观测确定,最简单的方法是用最后一次检验无裂纹的循环数作为裂纹萌生点.如果试验是以产生长裂纹结束的,则裂纹萌生寿命也常用 2/3 功能失效寿命代替,即用产生长裂纹寿命的 2/3 作为裂纹萌生寿命.对现有轮盘材料(包括粉末冶金材料)该标准偏于安全,并使所有零件有相同的安全裕度.在疲劳试验实际操作时,应具体分析裂纹扩展的后果确定裂纹萌生寿命.

3.4.2 关键点的安全寿命

试验批准的安全寿命是指根据实际发动机零件的疲劳试验结果,考虑应力散度系数和/或寿命散度系数后批准的关键部位的安全寿命.安全寿命 F_r 的计算公式为^[12]:

$$F_r = \frac{N \alpha^{5.28}}{Y} \tag{2}$$

式中 F_r 为关键点的安全寿命; N 为试验循环数; Y 为寿命散度系数,与试验结果的数量有关.

试验循环数 N 优先推荐用出现一条长裂纹的循环数乘以 2/3 确定.通常假设长裂纹就是功能失效.用功能失效寿命确定的关键部位安全寿命称为不可延长寿命.如果试验后检验关键部位没有发现裂纹,可假设在下一个循环时出现裂纹确定 N .由这种试验结果给出的是可延长的寿命.但是,仅当 F_r 小于等于 2/3 的功能失效寿命时,才能被认可.

疲劳试验结果的分散度大是疲劳寿命的特点. 因为这种试验不可能做很多, 所以要借助各种统计方法, 根据有限的试验结果, 考虑疲劳分散度给出安全循环寿命. 疲劳分散度通常用应力散度系数或寿命散度系数, 或综合两者来考虑. 寿命散度系数 Y 指的是试验完成的循环数与试验批准的安全寿命循环数之比, 与试验件的数量有关, 如图 2 所示. 寿命散度系数 Y 国外有多年使用经验^[12-16], Def Stan00-970-11 的附录 A 和 BCAR-C 的 C3-2 章附录 2 都给出了寿命散度系数的获取方法.

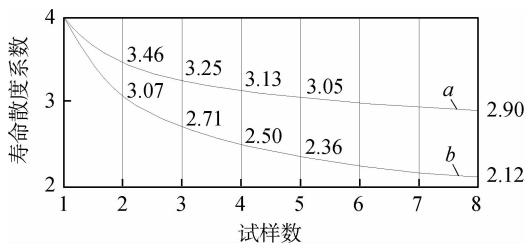


图 2 寿命散度系数 Y
Fig. 2 Scatter factor Y

图 2 中曲线 a 的系数用于试验结果的对数平均值, 曲线 b 的系数用于发生疲劳破坏的寿命最短的试验结果.

3.4.3 预定安全寿命和批准寿命

安全寿命是限寿件结构危险点的裂纹萌生寿命. 预定安全寿命和批准寿命都是对整个关键零件而言, 不再是对关键点. 预定安全寿命只是根据试验结果确定. 因为在试验中不可能完全模拟实际使用条件, 如使用中存在的振动、腐蚀、蠕变等, 所以还需要经过实际使用的验证. 批准寿命是局方批准强制更换的限寿件的寿命. 如果限寿件有多个结构危险点, 则需要对每个危险点进行安全寿命评估. 结构最薄弱环节的安全寿命是制定批准寿命的基础.

民用发动机限寿件的寿命单位是发动机飞行循环, 试验批准的关键点的寿命单位是标准循环. 首先将标准循环寿命换算成发动机飞行循环寿命, 其中最短者就是限寿件的预定安全寿命, 预定安全寿命的一部分可以作为限寿件的批准寿命.

预定安全寿命^[12]:

$$P = \frac{F_r}{K} \tag{3}$$

式中 P 为限寿件预定安全寿命; K 为飞行循环换算率, 即每个发动机飞行循环消耗的标准循环数.

批准寿命^[12]:

$$S = P \times \lambda \tag{4}$$

式中 S 为限寿件批准寿命; λ 为寿命系数, 通常取 1/3 到 1/2, 一般适航当局不会接受大于 1/2 的系数.

上述预定安全寿命和批准寿命是根据疲劳试验结果确定的. 英国民航适航性要求 BCAR-C3-2 章附录 2 还给出, 不做疲劳试验给出预定安全寿命的条件, “如果零件应力的预定安全循环寿命超过 50 000 个循环, 则局方可以接受预定安全循环寿命的理论估计值, 条件是: ①材料数据与相同材料且类似结构的其他零件的试验结果相关; ②应力是试验测量值, 或者用验证过的方法计算的应力与测量值满意地一致.”

这里的理论估计值不是指一般意义上纯理论计算的寿命, 而是指根据大量试验结果得到的、适用于一定材料的零件的 $S-N$ 曲线, 用计算的应力得到的寿命.

4 结 论

通过本文研究, 得出以下结论:

1) 欧美发达国家对发动机限寿件已有明确而具体的适航要求, 并经过长期的实践积累和技术研究, 建立了针对限寿件的完善的适航符合性技术体系. 我国面临大涵道比涡扇发动机适航取证, 开展限寿件适航符合性方法研究是当前迫切需要.

2) 限寿件批准寿命适航验证是整机取证的关键关节和技术难点. 本文研究结果给出了限寿件批准寿命适航验证的流程、方法和判定准则. 分别给出了限寿件批准寿命计算分析验证和试验验证的关键要素. 为我国大涵道比涡扇发动机适航取证提供技术支持.

3) 限寿件安全寿命的确定与延长是与发动机使用联系在一起的长期过程, 目前我国缺少这方面的技术储备. 依据 CS-E 515 和 FAR 33.70 适航要求, 参考 CS-E 515AMC, AC 33.70-1, AC 33.70-2 建议的符合性方法, 同时参照 Def Stan 00-970-11 附录 A 等标准的具体方法, 建立发动机限寿件的寿命设计体系, 开展限寿件的适航审定工作, 是目前可行的方法.

参考文献:

[1] 王大伟, 苗学闯, 洪杰. 某发动机涡轮叶片使用寿命可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 903-907.

WANG Dawei, MIAO Xuewen, HONG Jie. Reliability life-time analysis of the turbine blade of turbofan engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 903-907. (in Chinese)

[2] 杨俊, 李承彬, 谢寿生. 涡轮盘多轴低循环疲劳寿命预测及试验验证[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2220-2226.

YANG Jun, LI Chengbin, XIE Shousheng. Multiaxial low cycle fatigue prediction and test verification for turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2220-2226. (in Chinese)

[3] 牟园伟, 陆山. 轮盘低周疲劳概率寿命预估模型[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 288-292.

MU Yuanwei, LU Shan. Low cycle fatigue probabilistic life prediction models for fan disk[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 288-292. (in Chinese)

[4] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. CFR14 Part 33 airworthiness standards Aircraft engines[S]. Washington DC: FAA, 2013: 34-35.

[5] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-1 Guidance material for aircraft engine life-limited parts; requirements [S]. Washington DC: FAA AC 33. 70-1, 2009.

[6] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-2 Damage tolerance of hole features in high-energy turbine engine rotors[S]. Washington DC: FAA, AC 33. 70-2, 2009.

[7] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 14-1 Damage tolerance for high energy turbine engine rotors[S]. Washington DC: FAA, AC 33. 14-1, 2001.

[8] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 75-1A Guidance material for 14CFR 33. 75, safety analysis[S]. Washington DC: AC 33. 75-1A, 2007.

[9] European Aviation Safety Agency. CS-E certification specification for engine[S]. Koeln DC: European Aviation Safety Agency, 2010: 15-16.

[10] 中国人民解放军总装备部. GJB241A-2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2010: 23-28.

[11] 中国航空工业总公司. HB/Z281-95 航空发动机故障模式、影响及危害性分析指南[S]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 21-25.

[12] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-970 Design and airworthiness requirements for service aircraft; Part 11 engines[S]. London: UK Ministry of Defence, 2006: A1-23.

[13] US Department of Defense. JSSG 2007B Joint service specification guide engines, aircraft, turbine [S]. Washington DC: US Department of Defense, 2008: 252-253.

[14] US Department of Defense. JSGS 87231A Joint services guide specification, engines, aircraft, turbine[S]. Washington DC: US Department of Defense, 1995: 308-309.

[15] US Department of Defense. MIL-E-5007E Engines aircraft turbojet and turbofan general specification[S]. Washington DC: US Department of Defense, 1983: 124-126.

[16] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783B Engine structural integrity program[S]. Washington DC: US Department of Defense, 2004: 134-135.