

提高航空发动机可靠性的途径

张连祥

(中国航空工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要:航空发动机可靠性问题的特征之一是综合性和多重性。为提高航空发动机寿命及可靠性,降低故障率,应在设计过程中确保较高的固有可靠性,并在加工制造过程中保证其质量和可靠性;同时,应通过大量部件试验及整机试车验证其可靠性。在使用及维护过程中,保持其可靠性。

关键词:航空发动机 可靠性 故障

Talking about the Way to Increase Aeroengine Reliability

Zhang Lianxiang

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

Abstract: One of features about aeroengine reliability is its comprehension and versatility. To increase aeroengine life and reliability, higher inherent reliability should be ensured at the design stage. The reliability can be verified by component and full-scale engine test in developing stage. Strict quality control must be kept in manufacture stage. Careful maintenance and inspection should be carried out in operating and maintaining.

Key words: aeroengine; reliability; defect

1 引言

在现代技术进步密切相关的最迫切的问题当中,质量问题占据着主导地位。在解决这些问题时,可靠性本身起着重要的作用。可靠性最终应保证产品在使用条件下的质量。

高可靠性要求是对现代工业包括对航空发动机本身提出的最主要的要求。高可靠性的意义对航空发动机来说是明显的,因为可靠性在很大程度上决定航空产品的使用安全性。由于发动机结构极为复杂,尤其是在不断提高推重比及提高主要循环参数——工作介质的温度和压力及使用先进的控制技术情况下,解决航空发动机的可靠性保证问题非常困难,因为必须在复杂的情况下获得具有具体使命产品的确定的可靠性水平,即在无论怎样复杂的飞行条件下,它的动力装置和系统绝对不允许降低飞行安全性。

2 航空发动机可靠性问题的特征

航空发动机可靠性问题的特征之一是综合性和多重性。例如,根本不可能仅仅通过成功的发动机结构设计或者依赖发动机生产厂的高水平工艺就确保发动机的高可靠性。为了获得高可靠性的发动机,必须同时满足一系列的条件。因此,有必要跟踪统计并仔细研究造成发动机可靠性降低及产生故障的各种因素。

影响正在研制及投入使用的发动机可靠性及耐久性的主要因素可归纳为下述几个方面:

(1) 不完善的设计,其中包括表征发动机工作过程的热力气动参数的选取。显然,不成功的结构设计可能是各种各样故障产生的原因。实际上,几乎所有的发动机在经历一定的调试及使用时间之后,都要经过或多或少的结构修改,以提高其可靠性、耐久性和维护性。

收稿日期:2001-05-31

作者简介:张连祥,研究员,1944年出生,1966年毕业于哈尔滨工业大学,从事航空发动机结构强度、振动、寿命及可靠性研究工作,曾获部级科技成果奖3项。

(2) 不成功的工艺和加工过程的不稳定性。许多零件损坏的原因往往是在零件的表面层存在过大的残余应力、表面烧伤和由最终工序不完善造成的缺陷。此外,尚有许多故障是与零件尺寸公差的存在有关,例如叶片的疲劳破坏和折断就是如此。

(3) 所采用的材料性能质量低及没有足够的稳定性。这是指在发动机结构中采用的所有材料,包括金属材料和非金属材料。不少断裂故障往往与制造承载零件的合金机械性能的分散度有关。在使用过程中,经常遇到合金中因含有杂质而引起构件早期疲劳断裂;橡胶和其他密封材料很快丧失所要求的特性,可能引起密封性的破坏、造成泄漏等;有时,使用低质量的燃油和滑油也可能限制发动机零件或整机的寿命。

(4) 外购件缺陷。用于发动机的很多成品附件是由其他工业部门制造厂提供。其中一些附件(如轴承)在发动机运行过程中起着重要的作用,其性能若偏离技术条件可能导致严重的后果。众所周知的轴承保持架断裂情况,可以使发动机转子或滑油泵卡住,并出现较大的故障。同样,发动机燃油调节系统、点火系统、加力控制系统、附件传动系统、滑油系统、电气系统等等的可靠性在很大程度上都取决于诸多附件制造厂提供的产品的可靠性。

(5) 违反了发动机使用和维护规程。发动机的很多故障是由不正确的使用引起的。例如,不遵守使用说明书的若干规定、无根据地超出限值及采用不合理的条件;维护工作的质量较低,有时在维护中出现粗心错误。一般说来,不能将复杂技术系统的有效性看成是与使用和维护的人员无关的。保证系统的高可靠性与提出的硬件要求有关,这些不仅与技术装备有关,同时也应对工作人员的技术水平和心理状态提出相应的要求。

3 提高可靠性的途径

3.1 设计过程确保具有高的固有可靠性

在设计过程中,应充分考虑发动机的使用条件及合理地选择工作能力储备。充分地考虑所有使用条件,包括工作参数、外部作用力、循环状态和循环次数、各种工作状态时间分配及工作环境等。这就要求在设计系统的计算中,要最大限度地排除在发动机正常使用中可能发生的意外情况。

设计发动机时,构筑它的主要性能,同时应允许获得在其使用时具有的较高的可靠性和寿命水平。

这些性能取决于它的主要零、组件的结构,承载零件所选定的强度水平,所用材料的性能及表征发动机主要部件工作过程的参数值。因此,考虑发动机预计的使用条件及正确地选择工作能力储备,则是在设计过程中保证航空发动机固有可靠性的最重要的条件。这两个问题是相互联系的。工作能力储备代表正常使用时作用于发动机及其部件载荷最大可能提高的程度,它是极限值,或临界值,因为继续提高作用力,会导致发动机丧失工作能力。

工作能力储备数值应保证发动机正常的功能(在所有给定的使用条件下,在其部件性能、作用于其上的载荷可能分散的情况下)。因此,任何工作能力储备(无论强度储备,还是气动稳定性储备、起动装置功率储备等)过大均会导致所不希望的质量过重和尺寸过大。为了选择最佳的工作能力储备值(即储备在不过分剩余情况下,保证要求的产品的强度和可靠性),应对与储备有关的各种影响因素进行各方面分析。这里存在两个主要问题。首先,所计算的发动机在什么条件下使用,即在正常的使用条件下,它能承受什么样的载荷时能够满意地工作;第二,多大的储备值应是在超出正常使用时要求的数值(在计算时,不考虑发动机性能、作用载荷的分散度及计算方法的不准确性等)。所以,在设计过程中,应该保证发动机在最佳质量及尺寸时的性能。于是,问题归结为优化设计问题,即在众多可能的方案中,选择最好的结构,满足各种限制性要求。只有在计算机和计算技术飞跃发展的今天,才使其变为现实。

合理地选择工作能力储备,包括压气机的气动稳定性储备(考虑加减速过渡状态)、零件的强度储备(按概率设计方法)及在选择发动机部件表征工作过程参数情况下保证工作能力储备。其工作过程参数主要包括燃烧室的工作压力特性、涡轮前温度、起动功率等。这些都是设计时确保航空发动机具有高的固有可靠性的前提。

3.2 借助零、部件试验及整机试车检验可靠性

20世纪60年代至70年代期间,美国空军出现了大量与安全性、可靠性和耐久性有关的结构问题。科学咨询委员会建议,根据经验教训制定美国军用标准发动机结构完整性大纲(MIL—STD—1783)。经验教训之一是,对于飞行安全性而言,假设零件中无结构缺陷是不现实的和危险的。该大纲就是为了减少军用发动机耐久性及可靠性问题的数量而编制

的。大纲中对诸如高循环疲劳、低循环疲劳、超转、破裂、压力等试验都有明确规定。同时,发动机可靠性除结构可靠性之外,还应包括性能可靠性和系统可靠性,应进行压气机进口畸变试验、主燃烧室及加力燃烧室点火试验、附件机匣承载能力试验、轴承承载能力试验、控制系统和外部附件试验等。零部件试验应在发动机整机调试之前进行。它允许既快速又经济地考核研制中的发动机及暴露存在的问题,以便尽早改进设计方案。当在零部件试验中得到所需要的结构、性能和系统可靠性时,最终仍需在发动机整机上进一步考核。

研制航空发动机最重要的阶段之一是整机试车,通常称为调试。它是对发动机设计、加工制造和装配质量的最综合的检验。同时,也是对结构、性能、材料、强度、系统、部件及总体性能匹配等是否满足要求的最终考核。在调试过程中主要解决两个问题。首先,检验在设计计算时所选择的参数值是否达到及所做的假设是否正确。换句话说,调试工作的第一项任务是证明发动机的试验样机与其数学模型(热力学、动力学等)是等同的,必要时可能带来结构上的变化,为保证在方案阶段得到良好的发动机性能和特性奠定基础。第二项任务是揭示不令人满意的结构和工艺决策的薄弱部位,并寻求解决办法。

从保证发动机可靠性观点出发,调试的主要任务是检查设计时的工作能力储备是否充足。某些类型的承载能力储备常常不能在设计时规定,因为对这些储备自身的要求仅在调试时才能揭示。例如,叶片振动应力水平只有通过发动机叶片上粘贴应变计才能最终确定。因此,降低振动应力的手段(例如结构阻尼)常常仅根据调试的结果引入到结构中。发动机整机振动大小只有通过整机试车才能最终确定。调试的结果总是伴随或多或少的在研发动机原始结构的变化而变化。英国航空工业专家的数据显示,在研航空发动机在调试期间,每个零件的图纸平均变化5次。因为在调试过程中也希望检验工艺决策,以便由加工制造试验样机阶段最终顺利地过渡到批生产阶段。

任何航空发动机的调试过程都可以分为三个阶段进行。第一调试阶段是检查并试验新发动机的结构工作能力,使其不存在进一步调试的不可能性。第二调试阶段则是得到要求的特性和发动机的使用性能。最终,当已经得到发动机的主要数据时,第三调试阶段是得到对发动机使用初期足够的可靠性和

耐久性水平。第一和第三调试阶段的目的是保证发动机的可靠性。而在完成所要求性能的调试过程中,也要解决许多可靠性问题,诸如保证必须的气动稳定性储备、在各种使用条件下的可靠起动等。

实质上,调试过程的有效性主要取决于试验条件与使用条件的接近程度。试验时,为了再现预测的使用中的负载条件,很多调试试验在模拟使用条件下进行。例如,在高空台上进行调试,以模拟飞行高度和马赫数下的进气压力和温度。然而,在地面调试时模拟所有外部使用条件是相当困难的。因而某些调试试验是在外部使用条件下即试飞中进行。为了提高发动机的可靠性,需进行模拟环境条件下的专项试验,包括湿度、霉菌、腐蚀性大气、结冰试验及吞咽能力(鸟、外物、冰、砂石和灰尘、大气中的液态水、武器排气、水蒸气等)试验、轴承断油和抗电磁干扰试验。

必须清醒地认识到发动机调试过程是一个不断暴露故障及排除故障的过程。只有暴露故障,才有可能排除故障,从而促使可靠性较快地增长,确保飞行安全性。俄罗斯某涡轮风扇发动机的统计数据表明,按常规试车程序进行规定寿命期的长期试车,每次长期试车过程中可暴露10~25个新故障。发动机在第2次长期试车过程中,又可以暴露10~25个新故障。而按等效加速试车程序进行试车,可以多暴露20%新故障。通过对某发动机故障排除时间的统计分析得知,66%的故障在不超过一年的时间内排除。还有许多部件(如压气机、涡轮、加力燃烧室及喷管、传动系统等)的故障(约占19%)需在1~2年内排除。也就是说,在两年的时间内,有85%的故障可以得到排除。表1示出了某发动机调试过程中暴露和排除故障的统计情况。

3.3 在加工制造过程保证可靠性

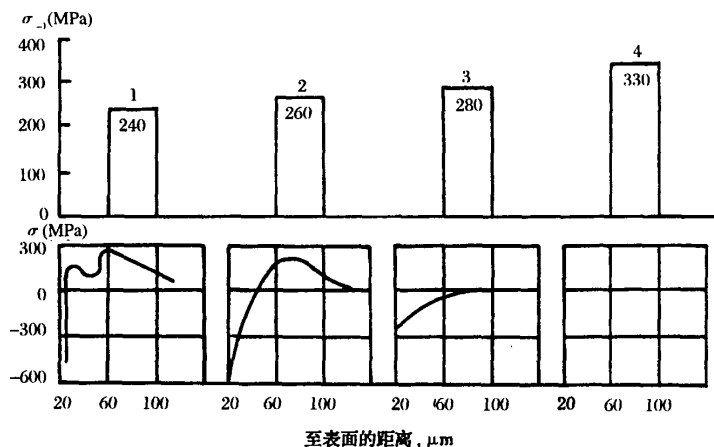
尽管有高水平的结构设计、良好的试验验证结果,如果在加工制造方面不能保证其较高的可靠性,则不能保证发动机使用时的可靠性。

据不完全统计,由于加工制造及工艺方面原因,不同类型机械在使用中的故障平均占35%,甚至高达40%~85%。就航空发动机而言,加工制造原因引起的故障约占30%。

生产制造过程中,保证发动机的可靠性主要体现在两个方面,首先,完善工艺过程,使加工制造的零件具有高的疲劳强度和寿命,尤其考虑对强度性能具有重大影响的零件表面层的最佳质量;其次,提

表1 某发动机调试过程中暴露和排除故障的统计

故 障	调 试 年 份							
	1	2	3	4	5	6	7	8
已暴露的	66	180	304	404	503	575	611	662
已排除的	24	99	196	313	426	521	560	581
未排除的	42	81	106	91	77	54	51	81
未排除的(%)	64	46	35	22	15	9	8	12



1—用磨损的刀具铣削加工和手工抛光；2—磨削并用圆毛毡抛光；
3—抛光后紧接着退火；4—电化学和电抛光后

图1 3M17 合金的疲劳极限和残余应力分布

高零件加工制造过程中各环节的精度和稳定性,其中包括质量检查方法和工艺稳定性的控制。

完善工艺过程与提高航空发动机强度性能密切相关。发动机零件的大部分故障与高负载结构零件的断裂有关。尤其是轴流式压气机和涡轮叶片的断裂,在许多情况下由它的加工制造特点所决定。因此,必须研究大量的工艺缺陷(例如铸造疏松、锻造折叠及烧伤等)。对于某些零件破坏来说,材料或零件疲劳强度不足起着决定性的作用。而对于涡轮叶片,热循环寿命不足则起着重要的作用。在很大程度上,这些性能取决于零件加工制造的工艺性。表面层的质量(物理-化学性能,微观几何形状,残余应力)是在表面加工过程中形成的。表面层理解为零件材料周边不大的一个区域,该区域内材料的物理-化学性能不同于零件的其他区域,该区域深度为百分之几毫米至半毫米,但对零件性能有着重要的影响。所有切削工艺过程都影响表面层质量。在不同工序的影响下,这些表面层质量在变化。如图1所示,由3M17合金制造的试样,经电化学加工

和电抛光后,与用磨损的刀具铣削加工和手工抛光相比,其表面残余应力明显降低,疲劳极限提高37%。

航空发动机制造过程的精度和稳定性对可靠性的表现是有多种影响的。如调节系统元件加工精度不够导致达不到或丧失其功能,甚至不同叶片不大的频率分散度(由于几何尺寸和形状的不稳定性)可能引起其中一个叶片的共振;轮盘毛坯材料机械性能的不稳定性引起不可容忍的强度储备降低。组成压气机流道部分零件的形状和尺寸偏差,导致降低气动稳定性储备。图2示出了某空心冷却涡轮工作叶片进气边温度变化与其壁厚名义尺寸偏差的关系。从图中可以看出,对于壁厚为1mm的空心冷却涡轮工作叶片,进气边壁厚变化 $\pm 0.2\text{mm}$,其温度几乎变化 50°C ,对其强度和寿命有着显著影响。显然,为提高发动机的可靠性,必须确保零件的加工精度和生产工艺的稳定性。

3.4 在使用维护过程中保持可靠性

使用过程的许多故障是由发动机使用或操作人

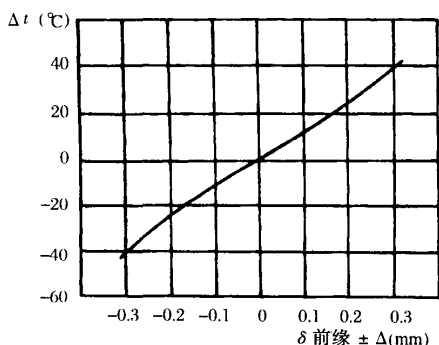


图2 空心冷却涡轮工作叶片进气边温度变化与其壁厚名义尺寸偏差的关系

员违反发动机使用和维护操作规程造成的。对于一种具体型号的发动机来讲,规定了许多使用规程和限制值。对于限制值,诸如起动、转速、涡轮最高排气温度、整机振动值、滑油压力和温度、滑油消耗量、燃油流量最大值和最小值、飞机引气和飞机附件功率分出载荷等,是必须遵守的。否则,会发生故障或降低发动机的可靠性和安全性。

在遵循发动机所确定的使用规定的前提下,维护和修理是保证其使用过程中可靠性的基本要素。一般情况下,把维护作为将发动机调整到工作能力状态的手段。修理同样也被认为是维护的一种形式,且是较大规模的维护形式。

发动机作为可恢复性产品,要求周期性地维护。所有维护方式可以分为计划的和非计划的。首要的预防形式的维护,旨在保持发动机处于保证可靠性要求的状态,而在许多情况下,例如在飞行时则要求安全。其次,对于发动机功能的恢复,这是与其故障和失效有关的,从可恢复的发动机维护过程的一般特性来说,不必分成可恢复性工作还是预防性工作。其目的是共同的,即保持发动机的工作能力状态。

发动机维护和修理的主要工作内容包括:

(1) 正常工作发动机的调整性维护,即充填燃油料、调整(例如周围环境温度变化时自动起动等)、检查某些系统的功能是否正确(例如检查推油门杆的加速时间)和其他类似的工作;

(2) 检查发动机结构件和系统的状态,以便查清故障和不正确性,其中包括以前发生和后来排除的故障和不正确性;

(3) 预防性更换某些零件和附件,以便防止磨损故障;

(4) 对因故障失效的发动机,恢复其工作能力;

(5) 根据生产和使用经验,将其拟定的改进措施引入到发动机中去。

一系列机械设备(包括航空发动机)的使用经验表明,早期规定的按固定的间隔时间进行零件更换和修理存在某些不足,在经济上也不是一种适宜的办法。在这样的维护系统中,预防性的维护措施与具体使用条件下的发动机的实际状态无关,导致无效的消耗。另一方面,也不能排除预防性修理期间出现故障。在该维护系统情况下,按固定的时间间隔更换零件不可能充分利用许多结构件的个体寿命,而与其寿命的实际消耗无关。最终,在预防性的维护和修理以后,不可避免地发生意外的故障。固定式维护系统存在的不足导致引入比较完善的技术维护系统,即按维护对象的状态进行维护(视情维护),它允许在保证其要求可靠性水平情况下,最大可能地利用零、部件的个体寿命。视情维护系统的本质归结为,更换发动机上的附件和零件及修理工作等不是按规定的的时间间隔进行,而是在必要情况下,结合具体台份发动机及其零件的技术状态进行维护。视情维护方法以经常性地检查发动机为基础。要实现视情维护,首先,在单元体结构上可以进行局部拆卸,更换和监视时,易于接近其零、部件;其次,发动机的主要零件允许用各种无损检测方法进行广泛的监测;第三,在发动机使用过程中,可以足够方便地监测许多重要使用参数的变化。

发动机的状态监控方法应保证在早期发展阶段能够发现故障和不正确性。其任务为:(1)获得每台发动机的确切信息,以便制定有依据的决策,继续使用或返厂或监视使用;(2)预测和报警故障的发展,以便在降低发动机自身功能和降低恢复修理成本前提下,最大可能地减少故障数量;(3)故障的定位和识别故障原因与征候,以求得寻找和排除故障的最小工作量;(4)研究出与计划维护(监控、更换和修理等)有关的解决方案。

航空发动机的使用经验表明,借助不多的发动机状态监控手段可以较早地发现其故障和设计、加工或装配的不正确性。目前常用的几种监控手段具有重大的诊断价值,即滑油或金属屑检测器、整机振动、压力脉动、组成流路部分零件表面完整性的目视和其他方法检查;发动机气动热力参数的记录和处理分析。上述几种手段有时单独采用,有时综合采用。

参考文献(略)