航空发动机关键件使用寿命监视系统设计

洪 杰 张大钧 韩继斌
(北京航空航天大学 动力系)

摘 要: 航空发动机寿命监视技术对监视发动机的工作状态、寿命消耗、剩余寿命和保证发动机在高性能水平下安全、可靠地工作有十分重要的作用. 本文所设计的地面监视系统功能包括, 对发动机飞行参数进行筛选并提取出影响低周疲劳寿命的循环数以及计算离心负荷、热负荷作用下的低周疲劳和蠕变寿命消耗, 建立各关键件在低周/蠕变交互作用下的实际寿命消耗的计算模型. 通过发动机使用寿命数据库对各监视零件的剩余寿命加以管理, 为使用和维修提供参考依据.

关 键 词: 寿命; 监视; 蠕变疲劳; 雨流计数
中图分类号: V 231.95
文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2000)01-0045-04

现代高性能飞机装备的航空发动机结构复杂, 工作条件苛刻, 为保证其使用中的安全性、可靠性和经济性, 军用航空发动机的研制中加装机载状态监视系统已成为设计规范中必不可少的条件[1]. 使用寿命监视是状态监视中十分重要的组成部分, 近年来维修思想从定时维修转变为视情维修, 随之要求更加完善的监视系统. 早期的随机循环记数器只能对整个发动机的工作情况加以记录, 但对复杂的发动机各个部件来说由于工作载荷和环境的巨大差异很难对各个限寿关键件的具体使用寿命状况给予预测. 使用寿命消耗监视的基本组成为机载数据采集, 机载处理, 地面数据处理和数据管理. 航空发动机使用寿命监视系统的发展是近十几年来随着可靠性和视情维护等概念的出现而发展起来的. 目前使用的飞行历程记录仪和寿命消耗计数器只是通过对转速和排气温度等参数变化范围的记录来预估低周循环和热循环数, 从而进行使用寿命预测. 这些方法由于很难考虑飞行过程中次循环对低周疲劳的影响和每个具体监视零件整个工作状态下的应力, 温度的情况, 因此在使用中有一定的限制. 本文以某型航空发动机为例对五个限寿关键件的使用寿命进行监视, 在使用寿命计算中考虑 3 个次小循环和蠕变疲劳对寿命消耗的交互影响.

1 寿命监视系统

所谓使用寿命监视, 就是建立一个合适的反映零件所受载荷和零件应力—寿命关系的寿命消耗数学模型, 随着每一次飞行参数测量和处理, 计算构件的寿命消耗, 得到每一次飞行的寿命消耗百分数. 因此系统包括 3 个组成部分, 一是在有限的记录飞行参数中选取对寿命监视有关的进行处理并提取出低循环寿命所需循环数, 二是根据各关键件寿命损耗的主要形式建立计算模型并计算出每次飞行后对应的寿命消耗, 三是建立数据库对整个机群各发动机关键件使用情况进行管理.

1.1 飞行数据压缩和处理

飞行参数以每秒一点的采样速度传送至监控系统并记录, 因而监视需要解决的第 1 个问题是对大量的采样数据进行筛选保留对寿命计算有用数据. 某型发动机寿命监视系统主要考虑热端旋转关键部件的低循环疲劳和蠕变/持久断裂寿命消耗. 对使用寿命消耗起决定性影响的是发动机转速和在各高温环境下的持续工作时间. 而关键件的工作温度只能由发动机进口温度, 压力和排气温度以及系统的调节规律等可测已知参数通过仿真模型计算测得, 因此, 飞行参数压缩处理主要针对转速, 进排气温度等可测参数进行. 数据处理包括峰谷值检测、无效幅值去除和雨流记数[2].

峰谷值检测是数据压缩处理的基本内容之一. 对于一个飞行历程来说, 认为没有变化的或变化很小的载荷历程对构件低循环疲劳损伤很小, 因此数据处理时仅按载荷数据采样顺序记录其峰值和谷值丢掉中间数据. 在检测峰谷值的同时作

收稿日期: 1998-08-25
作者简介: 洪杰(1965-), 男, 北京人, 副教授, 100083, 北京.

无效幅值去除处理. 本文峰谷值检测采用3点法, 即3个相邻采样点数值比较来判别峰谷点. 这种数据压缩的方法具有速度快不占用计算机内存可随着数据的输入同时进行处理, 程序进入边采样、边检测、边进行无效辐值去除处理, 最终将有效峰谷值序列地存于数组中并记录在数据文件中.

在工程上, 为减少数据量往往把对构件疲劳寿命损伤不大的次小循环的峰谷值去掉, 使记录的峰谷值点数大大减少, 这就是无效幅值去除处理. 对于航空发动机转速这种高均值偏态波型, 选用下述变程阈值公式来定义次小循环:

$$D_{\min} = (P_{v\max} - P_{v\min}) \times \Delta\% \qquad (1)$$

式中, $D_{\min}$为次小循环幅值阈值; $P_{v\min}$为载荷参数最小值; $P_{v\max}$为载荷参数最大值; $\Delta\%$为经验给定的百分数. $P_{\min}$, $P_{\max}$值可根据具体参数的实际大小给定, $\Delta\%$值可根据不同参数性质和处理精度要求给定. 无效幅值去除采用"最短航道法"进行.

雨流计数法的主要功能是把经过峰谷值检测、无效幅值去除后的实测载荷历程以载荷循环的形式表示出来. 各种结构材料在变载作用下都会产生疲劳损伤, 局部出现塑性是构件疲劳损伤的必要条件. 雨流计数就是载荷根据材料的应力—应变迟滞回线进行循环计数的, 其成功之处在于它有计算所有循环、确定每一循环的最大和最小应力及应变的能力. 详见文献[2].

最重要的是建立监视系统所得到的发动机参数与关键件各种不同寿命消耗的关系. 以某型发动机为例, 其可监视的与寿命消耗有关的输入参数为: 低压转子相对转速; 高压转子相对转速; 发动机进口温度; 低压涡轮后支板内温度; 加力工作信号; 飞行高度; 飞行速度等7个参数. 对于军用发动机根据设计要求和应力分析结果表明在计算低周疲劳寿命消耗时主循环LCF1(停车—最大—停车), 次循环之一LCF2(慢车—最大—慢车), 次循环之二LCF3(巡航—中间—巡航)等3个循环对其影响较大其他循环可根据具体情况忽略, 本系统中只计及以上3个循环. 随着飞机飞行高度速度的不同发动机所处的工作状态也是时刻变化的, 为准确计算使用寿命的消耗各监视零件瞬时的工作温度和工作时间的推算是十分重要的.

通过系统的数据处理模块输出参数: 高, 低压转子循环数(LCF1, LCF2, LCF3); 各寿命监视关键件在飞行过程中工作温度变化曲线; 发动机总工作时间; 发动机大状态工作时间; 发动机超温工作时间; 发动机超转工作时间.

1.2 使用寿命的确定

使用寿命监视就是根据飞行任务的类型和飞行任务的混频, 从理论上推算发动机寿命消耗率. 对于机械产品来说80%左右的破坏是由疲劳引起的. 对于航空发动机来讲疲劳的种类很多, 根据零件受载荷不同有高周疲劳, 低周疲劳, 热疲劳, 腐蚀疲劳, 蠕变疲劳等. 但对发动机主轴零件而言, 高周疲劳和低周疲劳是一定会出现的问题, 对于高温部件热疲劳和蠕变疲劳的影响在某些状态下会强于疲劳, 其他疲劳一般不加以单独考虑.

1) 低周疲劳寿命消耗计算

低周疲劳是指在较高的载荷作用下每个循环都产生塑性变形, 对部件的损伤较大, 故又称塑性疲劳或应变疲劳. 低循环疲劳寿命的预测方法很多, Mansorr-Coffin定律, Manson的4点法, 通用斜率法10%规律法等[3].

对于航空发动机的部件由于形状复杂在结构上常有局部应力集中区域, 在宏观的名义应力属于弹性范围, 而在很小的局部区域应力会超过屈服极限进入塑性区, 这时将按塑性条件重新分布. 本文应用应力—应变法对最大状态应力进行修正, 修正后的应力仍按线弹性问题处理, 即用应力控制法预测寿命. 这种用应力循环来计算低循环寿命的方法在文献[4]中已有应用实例.

根据航空发动机的使用情况在完成一次飞行任务中如不记空中停车只有一次主循环"停车—最大—停车"循环应力是脉冲循环, 而其余对低周疲劳影响较大的次循环"慢车—最大—慢车","巡航—中间—巡航"其应力循环都是高偏均值循环, 而赖依预计寿命消耗的材料应力—寿命曲线只适用于对称或脉冲循环. 因此, 对次循环的等效转换也是低循环寿命预测中的另一个关键问题.

低循环寿命计算时需将次循环按照修正的Goodman图转换成对称循环. 转换成对称循环表达式为

$$\sigma_{-1a} = \frac{\sigma_{i\max} - \sigma_{i\min}}{2 - K_0 \times (\sigma_{i\max} + \sigma_{i\min})/\sigma_b} \qquad (2)$$

需指出, 对于一些较小次循环, 当峰值应力$\sigma_{i\max} < 0.03\sigma_b$时, 由于对疲劳损伤极小可略而不计.

2) 蠕变寿命消耗计算

蠕变是材料在一定温度下经受持续载荷所产生的变形, 它与温度和加载持续的时间有关. 对于有长巡航飞行剖面的发动机而言蠕变比低周疲劳成为更严格的寿命限制准则. 蠕变寿命的计算步骤为: 对构件进行各状态下的应力、温度场计算和

试验分析确定危险部位; 建立监视点处温度、应力与可监测的参数的函数关系; 获取构件材料的热强综合参数方程; 计算高温下每一状态的蠕变寿命; 将每一状态下蠕变寿命的倒数乘以其持续时间后相加得到蠕变寿命消耗百分数.

3) 热疲劳寿命消耗计算

热疲劳是在材料中由温度梯度和不均匀膨胀的循环变化造成循环热应力和应变所致, 其实质也是低循环疲劳. 要对零件进行精确预测和监测, 就必须准确知道稳态和过渡状态下金属的温度. 本文仅在上面的 3 个主、次循环中考虑热负荷的作用, 即在计算应力同时考虑离心负荷和热负荷的作用, 统一按低循环疲劳进行寿命消耗计算.

4) 高周疲劳寿命消耗计算

对于高周疲劳一般是由于零件的共振, 颤振引起, 在使用寿命监视中很难加以预测, 在某些情况下将其叠加到低周疲劳损伤上考虑.

5) 疲劳/蠕变交互作用

在航空发动机中热端件的寿命消耗主要取决于低循环疲劳、热疲劳、蠕变疲劳载荷的交互作用. 疲劳/蠕变交互作用循环寿命消耗计算方法有损伤法, 应变法, 能量法等. 本文根据 Miner 的线性累积损伤法则推广到疲劳/蠕变交互的损伤中, 虽然二者损伤本质有差别, 但在宏观上也是可以独立计算的. 对上述各种疲劳损伤进行线性叠加, 当寿命消耗之和累积为 1 时构件的寿命即完全消耗. 航空发动机中热端件的总寿命消耗可记为

$$\sum \frac{n_{fi}}{N_{fi}} + \sum \frac{n_{Ti}}{N_{Ti}} + \sum H_i = S$$

$$i = 1, 2, 3 \qquad (3)$$

式中, N_{fi} 是给定离心力载荷下的疲劳寿命; n_{fi} 为相应实际使用掉的循环数; N_{Ti} 是给定热循环载荷下的疲劳寿命; n_{Ti} 为相应实际使用掉的循环数; H_i 为给定状态的蠕变寿命消耗百分数.

1.3 发动机关键件寿命消耗监视

所谓关键件既是限制寿命的关键性零件其故障可影响飞行安全. 在航空发动机中由于旋转件的负荷较大工作环境恶劣损坏后破坏性强, 因此, 转动件是寿命监视的重点.

根据发动机的具体设计要求和寿命监视系统的完善程度, 选择一些关键零件和关键部件实行寿命监视. 一般在每个转子上只监视 1 或 2 个零件, 然后采用对比系数法推算其他重要件的使用寿命. 已经证明, 当零件的使用寿命呈线性变化时这种方法对低循环使用寿命的推算是非常成功的. 本系统正是对高压涡轮盘和叶片、低压涡轮盘和叶片及风扇盘五个关键件进行使用寿命监视, 其他所需零件的使用寿命用对比系数法得到.

确定监视关键件以后, 根据对零件的强度设计计算选定寿命监测点以及其寿命消耗的主要形式. 对于某型发动机高压涡轮工作叶片材料是 Rene125, 空心叶片, 不带冠, 采用冲击气冷却方案, 定向结晶无余量铸造, 叶片与盘采用直齿形式连接. 由于工作环境温度在 1 700 K 叶片表面温度也在 1 000 K 左右材料的蠕变较大, 另外在高速旋转和热气流冲击下高周低周疲劳和热疲劳的消耗也是必须给予考虑的.

对于涡轮工作叶片最高温度约在叶中截面偏上部位, 此处热负荷和蠕变对其寿命影响较大, 而在叶根截面温度较低而离心负荷产生的应力较大. 因此, 需要对叶片上几个关键位置在各个工作状态下的应力量值综合考虑以确定寿命消耗监视部位. 本系统选定为叶中偏下半径为 332 mm 叶背处. 循环计及“零—最大—零”为主循环, 即所谓的标准循环和 2 个次循环的循环数, 次循环分别为“慢车—最大—慢车”和“巡航—中间—巡航”.

同样, 高压涡轮盘和低压涡轮零件也确定各自的监视部位监测蠕变, 低周疲劳和热疲劳的消耗. 由于作用在风扇盘上的离心力载荷较大且工作温度属于冷端件, 故寿命消耗中仅考虑机械负荷所产生的低循环疲劳. 具体计算方法从略.

1.4 零件寿命消耗数据库管理

为了保证每台发动机设计使用期内的结构完整性和降低直接使用成本, 设计准则要求管理限制寿命零件的使用更换情况. 本系统中对监视的零件使用寿命情况建立了数据库进行统一管理. 数据库存储内容包括: 飞机号, 发动机号, 使用日期, 飞行时间, 蠕变寿命消耗, 低循环寿命消耗, 本次飞行寿命消耗等 8 项. 当对新的飞行数据进行寿命消耗计算后系统会自动检查本次飞行数据是否已记录在数据库中, 如是未记录数据则添加到数据库中. 为了方便用户便于了解所管理机群的发动机使用情况和为视情维护提供依据数据库还具有查询功能, 可根据用户要求查询指定飞机或发动机的飞行历史记录, 可提供某发动机在指定时间内使用寿命消耗情况等多功能服务.

2 系统设计及使用

对于发动机使用寿命监视系统主要包括以下几个模块, 见图 1. 图 2 为系统主要界面操作菜

单.

数据输入模块,主要对飞行记录仪所记录的大量数据进行筛选,提取对发动机寿命计算需要的参数和数值.数据处理模块,从筛选的参数中提取计算低循环疲劳所需的主循环和各次循环的循环数以及蠕变计算所需的在各高温状态下工作时间.发动机温度场计算模块,根据发动机气动流场设计规律和飞行记录仪所记录参数计算各寿命监视部位各时刻的工作温度.使用寿命计算模块,对各监视部件根据其本身的寿命失效形式计算各自的寿命损耗率.数据管理模块,对所监视的机群发动机的各关键件寿命进行跟踪.

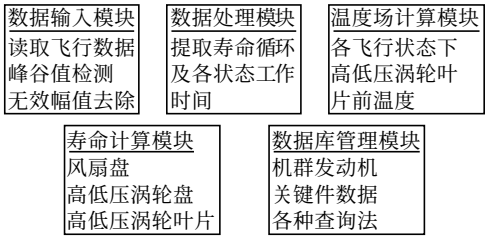


图1 航空发动机寿命监视

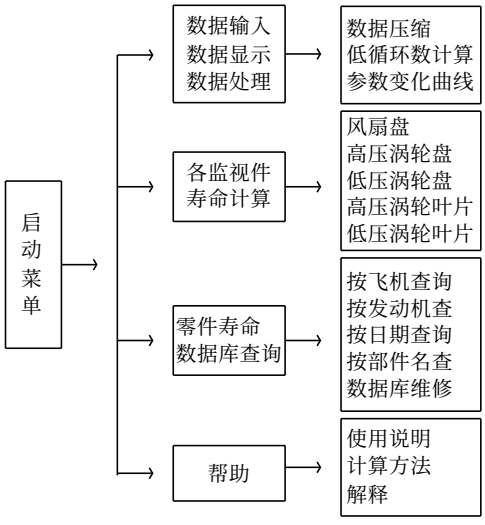


图2 系统主要界面操作菜单

系统在Windows95下使用VB语言和C++语言混合编程,采用全中文菜单并充分利用多媒体功能使系统具有操作方便可视性强的优点.

3 结束语

本文应用3点法、最短航道法和实时雨流计数法实现了对每一次飞行实测数据的实时压缩处理,即峰谷值检测、无效幅值去除和低循环疲劳计数,可得到一次飞行实测数据的有效峰谷值、均值、幅值和低循环疲劳循环记录.在此基础上,即可通过建立零件危险部位的寿命消耗模型,监视寿命限制关键件在主循环和两个主要次循环引起的低周疲劳寿命消耗和蠕变寿命消耗.发动机关键件使用寿命跟踪和管理数据库的建立对发动机的使用安全性和维修的经济性提供可靠的信息.总之,按上述模型用VB和C++语言编制的程序能够满足对航空发动机各关键零件进行寿命监视的要求,但有待于在实践中加以验证和修正.

参考文献

[1] 何景兰.航空发动机热端关键件载荷和使用寿命监视[D].北京:北京航空航天大学动力系,1995.

[2] 佟德纯.工程信号处理及应用[M].上海:上海交通大学出版社,1989.

[3] 宋兆弘.航空发动机寿命研究[M].北京:航空工业出版社,1989.

[4] 王存诚.高效节能发动机文集[M].北京:航空工业出版社,1991.

Design of Life Usage Monitoring System of Aeroengine Critical Part

HONG Jie ZHANG Da-jun HAN Ji-bin

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Jet Propulsion)

Abstract: It takes very important role that aeroengine load and life monitoring technology in monitoring and assessing operating condition, life consumptiom and remaining life of aeroengine. It can improve the safety and reliability, and reduce direct usage cost of engine. In this paper, the life usage monitoring system is including data condensing processing, LCF counting for every flight and Low Cycle Fatigue, Thermal Fatigue, Creep, and any combination of them can be dealt with. The information obtained by life monitoring system is very useful for the database of part management which will be used to track the life usage of the engine parts.

Key words: lifetimes; monitoring; creep fatigue; rainr flow method