

航空发动机实时寿命监视 及数据处理方法研究

北京航空航天大学 何景兰** 洪 杰 李其汉

【摘要】 就寿命监视中的飞行数据实时处理方法进行研究。通过可监测的发动机状态参数的采集、峰谷值检验、无效幅值去除及雨流计数,形成可用于寿命计算的标准循环,应用线性累积损伤理论得到每次飞行后其使用寿命消耗的百分数。

主题词: 寿命 监视 数据处理 雨流计数
分类号: V23

1 载荷和寿命监视系统

军用航空发动机研制中加装机载状态监视系统是规范中要求的必不可少的条件^[1]。状态监视中对使用寿命的实时监视技术十分重要,而使用寿命监视中对飞行实测数据进行实时处理则是实时监视的先决条件。

所谓寿命监视,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,得到其每一次飞行的寿命消耗百分数。寿命监视和数据处理流程图如图 1 所示。

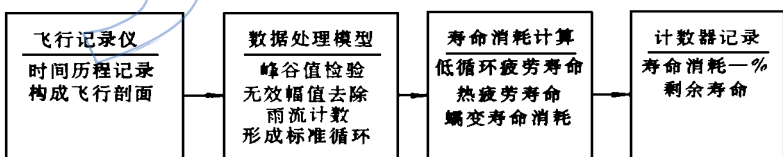


图 1 寿命监视流程图

为了实现对航空发动机的寿命进行实时监视必须研制机载寿命监视系统,一般的机载寿命监视系统由硬件和软件两部分组成,其中硬件部分的监视一般分为两类,第一类是历程记录仪。第二类即某型发动机准备使用的,利用全权限数字式电控制系统设计并实施综合的发动机状态监视,包括寿命监视。机载寿命监视系统的软件部分应能进行实时数据处理和限制寿命零件的寿命消耗计算。数据处理包括实时峰谷值检测、无效幅值去除、循环提取等。因此软件的运行要求快速、准确,同时系统通常设计成模块结构,便于修改和扩展。

机载寿命监视系统要实时地采集数据并能实时地进行处理和计算,得到限制寿命零件的寿命消耗百分数和某些有用的零件使用信息。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:(1)低压转子相对转速;(2)高压转子相对转速;(3)发动机进口温度;(4)低压涡轮后某支板上温度;(5)加力工作信号;(6)飞行高度;(7)飞行速度。通过寿命监视系统的采样、数据处理和计算即可得到某型发动机寿命监视的输出参数:(1)高压转速主循环 LCF1 (停车—最大—停车),(2)高压转速次循环之一 LCF2(慢车—最大—慢车),(3)高压转速次循环之二 LCF3(巡航—中间—巡航),(4)发动机总工作时间,(5)发动机最大状态工作时间,(6)发动机超温工作时间,(7)发动机超转工作时间,(8)蠕变寿命消耗百分数,(9)低循环疲劳寿命消耗百分数,(10)蠕变/低循环疲劳综合寿命消耗百分数(具体计算方法可参考文献[2])。

2 机载寿命监视系统飞行数据实时压缩处理

机载寿命监视系统^[3]要求实时地采集数据并计算发动机的寿命消耗。飞行中,飞行参数以每秒一点的采样速度传送至监视系统,因而监视需要解决的第一个问题是在大量的采样数据中随时留下有效的并剔除无效数据,以保证监视的实时性并有足够的空间容纳多次飞行数据。

某型发动机的机载寿命监视系统主要考虑热端部件的低循环疲劳和蠕变/持久断裂寿命消耗。选定的主要监视对象为高压涡轮盘和高压涡轮工作叶片的关键部位。由机械因素导致的低循环疲劳寿命消耗计算与发动机的转速历程密切相关,因此飞行数据实时压缩处理主要针对转速参数进行。具体过程包括峰谷值检测、无效幅值去除和雨流计数。

峰谷值检测: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无效幅值去除处理。

本文峰谷值检测采用三点法,即三个相邻采样点数值比较来判别峰谷点。首先判断第一个检测点是峰值检测还是谷值检测。变量 XP 为第一个当前有效峰谷点,根据发动机高压转子转速参数 $N2$ 总是从 0.0 开始的特征,程序设计时,先预置为 0.0;变量 BX 为第一个采样点,若 $BX=XP$ 则返回采样,直到 $BX \neq XP$,则根据 BX 的大小,程序运行产生分支,左侧分支为检测第一个峰值点,右侧分支为检测第一个谷值点。检测出来的峰谷点即为当前峰谷点并作为有效峰谷值的候选点存于 TRP 变量中。之后,程序进入边采样、边检测、边进行无效幅值去除处理,最终将有效峰谷值序列地存于 $PV(I)$ 数组中并记录在 t 数据文件中。

无效幅值去除:在工程上,为减少数据量,使机载使用寿命的计算分析和监视成为可能,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。目前采用的无效幅值物理模型很多,可根据所处理的载荷参数性质和循环波型特点来选用。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: $D_{\min}=(PV_{\max}-PV_{\min}) \times \Delta\%$ 。式中: $D_{\min}$ 为次小循环幅值阈值; $PV_{\min}$ 为载荷参数最小值; $PV_{\max}$ 为载荷参数最大值; $\Delta\%$ 为经验给定的百分数。

$PV_{\min}$ 和 $PV_{\max}$ 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;阈值计算好之后,程序设计时可事先定义给 $D_{\min}$ 。

无效幅值去除采用“最短航道法”进行,如图 2 所示。以阈值 $D_{\min}$ 为纵向间距,在每个峰谷点处正下方(或正上方)画出一个边界点,过这些边界点的连线为平行于原载荷历程的折线,它与原载荷历程折线构成一条曲折的“航道”。在此航道内寻求一条通过该航道的最短折线,这条折线可能出现两类折曲拐点:折线在越过峰谷点前后,发生南北方向变化。显著拐点为:如图 2

中的 4, 9, 10 峰谷点;折线在越过峰谷点前后,不发生南北方向变化。非显著拐点为:如图 2 中的 2, 3, 5, 6, 7, 8 峰谷点;这样,除首尾峰谷点外,对于发生非显著拐点处所对应的峰谷点为无效峰谷点,可以去掉;而发生显著拐点处所对应的峰谷点为有效峰谷点,给予保留。

实时雨流计数: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,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[4])。

实时雨流计数模型是在环状雨流计数模型的基础上发展出来的。这种新型雨流计数模型保持了传统雨流计数的原则,适用波型范围较广,其突出的特点是具有实时处理功能。当采样数据输入 3 个以后,即可实现边采样边计数的功能,并且随着计数的同时,抹掉构成循环的峰谷值数据,这样就不需要将所有的采样数据保存在计算机内。实时雨流计数模型的计数过程是按两个阶段进行的。当采样数据输入达到 3 个峰谷点后便开始作循环判,即实行一次循环计数。在一次循环计数中,除比较 3 个峰谷值构成的两个幅值大小外,还要判别 3 个峰谷点中是否包含有非计数指针变量 S 点。在满足幅值比较条件后,还必须不包含 S 点才能作循环计数,否则非计数指针变量 S 后移(加 1),并进行新的采样数据输入再进行计数条件判断;实时二次雨流计数是采用前点后移、幅值比较的办法进行。这里所说的非计数指针变量 S 就是经一次摘除循环后某个剩余峰谷点的序号,参见图 3 可知 S 值为发散收敛波的最大峰值点的序号,即 S 值等于 6。

S 变量预先置为 1,以后随着一次循环计数的进行而后移,直到最大峰或谷点值为止。在一次计数中, S 变量为非计数条件;在二次雨流计数中, S 为后移点的边界。

一次疲劳雨流计数循环判读规则有两条:

(1)幅值比较条件。如图 4 所示,载荷历程中任意 3 个相邻峰谷点必然形成 2 个幅值,其幅值大小为: $X = |E(4) - E(3)|$, $Y = |E(2) - E(3)|$ 。若 $X \geq Y$, $E(2)$, $E(3)$ 才有可能构成循环,还需要进行第 2 个监视计数条件判断。

(2)非计数指针变量 S 条件。 S 为非计数指针变量,其变量值代表某个剩余峰/谷点的序号,构成 2 个变载幅值的 3 个相邻峰谷点中必须不含有 S 点,3 个相邻峰谷点中的前两个峰谷点才能构成循环。如图 4 中 $E(2)$, $E(3)$, $E(4)$ 的三个变载峰谷点,变载幅值 $X > Y$,且不含 S 点,则 $E(2)$, $E(3)$ 构成一个封闭循环,其循环幅值和均值使用下式计算: $A_i = |E(2) - E(3)|$, $U_i = [E(2) + E(3)]/2$ 。

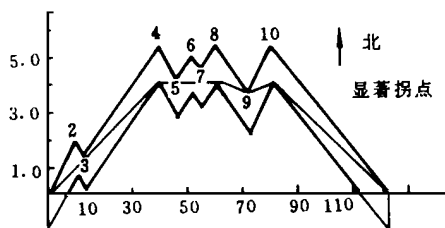


图 2 最短航程法示意图

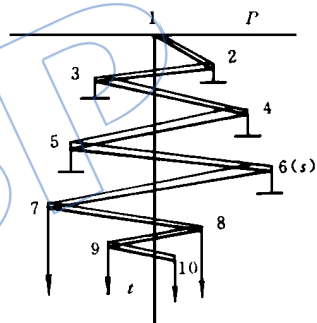


图 3 实时雨流计数处理

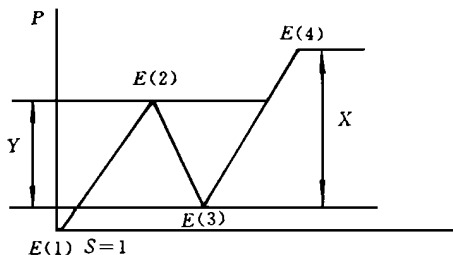


图 4 幅值 X 、 Y 比较判读条件

二次雨流计数是对一次雨流计数后所剩余的发散收敛波型进行计数。首先对发散收敛波型进行封闭处理,再采用前点后移的办法,只通过变载幅值比较即可进行循环摘取,直到后移 S 点为止。

波型封闭处理是最终完成循环计数的必要手段。实时雨流计数监视模型中的波型处理是在二次雨流计数之前在发散收敛波型上完成的。具体处理办法是通过发散收敛波型的首尾4个峰谷点值按6种波型情况进行比较作出的(从略)。

机载监视系统数据实时处理实例:峰谷值检测、无效幅值去除和实时雨流计数程序是用C语言编制的,参阅文献[5]113号剖面为单机对单个轰炸机攻击飞行。该剖面共有2380个采样数据,使用最大相对转速的5%作为无效幅值进行压缩处理,处理后仅剩余了141个有效峰谷点。循环计数后,一次雨流循环计数摘取69个循环,二次雨流计数只有3个有效峰谷点,去除首点后,构成了1个主循环。经与磁带数据校对,有效峰谷点数据正确无误,摘取的70个循环也正确无误说明程序的实用性、有效性(具体数据略)。

3 结 论

本文应用三点法、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,监视零件的低循环疲劳寿命消耗,并可进一步为发动机零件寿命跟踪和管理数据库提供信息。

参 考 文 献

- 1 Guide to Life Usage Monitoring and Parts Management for Aircraft Gas-Turbine Engines. SAE, Issued 2-29-88
- 2 何景兰. 航空发动机热端关键件载荷和使用寿命监视:[学位论文]. 北京航空航天大学, 1995
- 3 沈阳航空发动机研究所, 北京机械结构强度研究中心. 航空发动机载荷剖面数据处理与载荷谱编制系统. 沈阳航空发动机研究所, 1992
- 4 佟德纯. 工程信号处理及应用. 上海: 上海交通大学出版社, 1989
- 5 刘澄. 涡喷七发动机载荷参数飞行剖面图册. 沈阳航空发动机研究所, 1990

(责任编辑 杨再荣)

AEROENGINE LIFE MONITORING AND REAL- TIME DATA PROCESSING

He Jinglan, Hong Jie, Li Qihan

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

Aeroengine load and life monitoring technology play very important role in monitoring and assessing operating conditions, life consumption and remaining life of aeroengine. Aeroengine load can improve the safety and reliability of an engine in high performance operation, and reduce its direct operation cost. The on-board life monitoring system requires the real-time analysis method of flight data processing and life consumption evaluation. Three point method, shortest sail-route method and rain-flow method are used to conduct real-time data condensing processing, including peak valley values inspection, un-effective magnitude value detecting and LCF counting for each flight. The information obtained by the on-board life monitoring system is very useful for life track on the data base of the engine parts.

Key Words Aircraft engines Afterburners Transient process Control problems

PROBABILISTIC FINITE ELEMENT STRESS ANALYSIS FOR CYCLIC SYMMETRIC CONTACT STRUCTURE

Yang Zhiguo and Ying Zeyong

(Zhuzhou Aircraft Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002)

ABSTRACT

The cyclic symmetric contact relation of corresponding node pairs on cyclic symmetric contact surfaces is given and its derivative expression with respect to random variables is deduced. A probabilistic finite element stress analysis technique is developed for the basic segment of the cyclic symmetric contact structure including random material property and load. A structure strength reliability analysis formula is also established with the first-order second moment method proposed by Hasofer and Lind. Finally the structure strength reliability analysis for a centrifugal impeller of an engine is carried out by using the method presented. The results show the effectiveness and practicability of the present method not only for the cyclic symmetric contact structure, but also for other non-cyclic symmetric contact structures.

Key Words Symmetrical bodies Probabilistic methods Finit element analysis
Structural reliability

A STRUCTURE LIFE EVALUATION MODEL AND ITS APPLICATION TO DYNAMIC COMPONENTS OF AIRCRAFT POWERPLANT

Xiong Junjiang, Huang Xinyu, Gao Zhengtong

(5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 10083)

Gan Weimin, Sun Rulin, Sun Shuling

(Chinese Helicopter Research Institute, Jingdezhen 333001)

ABSTRACT

The life of a structure is evaluated with its safe-life design, and its safety is ensured with the damage tolerant design, so the safe-life design and the damage