

航空发动机飞行载荷 实时雨流计数模型及程序设计

沈阳航空发动机研究所 李永新* 隋海

一、前 言

航空发动机飞行载荷循环计数是数据处理的基本技术。目前,循环计数法很多,但对于构件的低周疲劳载荷循环计数,国内、外几乎全都使用雨流计数法^[1]。这是因为雨流法的循环计数是根据构件材料的应力—应变特性进行的,所得到的载荷循环与材料的应力—应变迟滞回线相一致,而且国外一些试验结果表明:使用雨流计数结果编制的载荷谱所做出的疲劳试验寿命与随机载荷历程做出的疲劳寿命比较接近^[2]。

近年来,国内雨流计数技术与工程应用发展很快,其中实时雨流计数模型是雨流计数法的最新发展。这种实时雨流计数模型具有实时处理功能,适应波型较广。解决了小型机载数处理设备的关键技术。本文讨论的实时雨流计数模型及其模型调试程序已用于某型发动机历程记录仪软件设计中,并作为航空发动机飞行载荷数据处理及编谱程序的模型软件使用。

二、实时雨流计数循环判读规则

1. 有关概念和术语

实时计数概念 小型机载数据采集、处理系统(计算机)内存是有限的,当采样频率高、采样时间长时,往往由于计算机内存不足,限制了计算机的应用。实时雨流计数模型具有实时处理功能,即输入三个采样峰、谷点后,就可实现边采样边循环判读计数,并且随着计数的同时,抹掉构成循环的峰、谷点数据,这样就不需要将所有的采样数据保存在计算机内。

雨流计数的两个阶段 传统雨流计数法判读循环规则对于一次雨流后余下的发散—收敛波型无法实现循环计数(如图 1 所示)。因此,一般将雨流计数过程分为两个阶段进行,即一次雨流计数和二次

雨流计数。所谓二次雨流计数就是对一次雨流计数后余下的发散—收敛波型进行再次雨流循环计数。几年来,雨流法的工程应用就在于寻求在雨流计数规则条件下解决发散—收敛波型

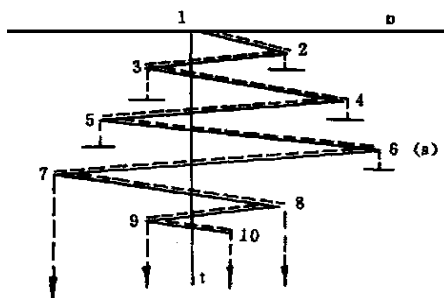


图 1 发散—收敛波与传统雨流法计数规则

的循环计数问题。

非计数指针变量 S 非计数指针变量 S 值是在一次雨流计数过程中标定的某个剩余峰谷点的序号。在一次雨流计数中,它是判定是否构成循环的一个必要条件。在满足幅值比较条件后,三个峰谷点中必需不含有 S 点,才能作为循环摘除。在二次雨流计数中, S 值代表的峰谷点是发散—收敛波的最大峰谷点,也是后移点的边界。

2. 循环判读规则 如上所述,实时雨流计数模型也是把计数分为两个阶段进行,其循环判读规则如下:

一次雨流计数循环判读规则 (1) 幅值 X 、 Y 比较条件。如图 2 所示,载荷历程中任意三个相邻峰谷点 $E(2)$ 、 $E(3)$ 、 $E(4)$ 必然形成两个变载幅值,其大小为 $X = |E(4) - E(3)|$, $Y = |E(2) - E(3)|$ 。若 $X \geq Y$, $E(2)$ 和 $E(3)$ 才有可能构成循环,但是,能否构成循环,还需要进行第二个计数条件判断。(2) 非计数指针变量 S 条件。可能构成循环的两个峰谷点必须不含有 S 点才能构成循环。如图 2 所示,变载幅值 $X > Y$, 且不含 S 点,则 $E(2)$ 和 $E(3)$ 才构成一个封闭循环,其循环幅值、均值使用下式计算: $A_i = |E(2) - E(3)|$, $U_i = [E(2) + E(3)] / 2$ 。

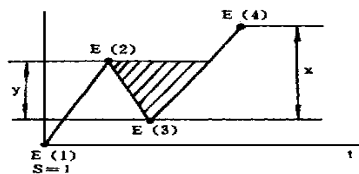


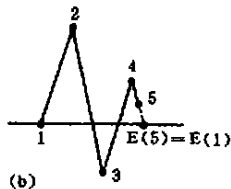
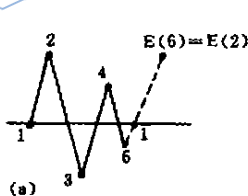
图 2 幅值 X 、 Y 比较判读条件

二次雨流计数循环判读规则 首先对发散—收敛波进行封闭处理,再采用前后点后移通过幅值比较即可进行循环摘除,直到后移完 S 点为止。

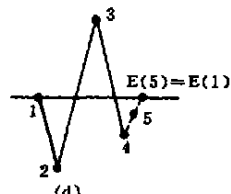
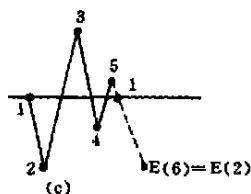
三、波型封闭处理

波型封闭处理是最终完成循环计数的必要手段。其主要内容是对波型的首尾点进行取舍的简化过程。实时雨流计数模型的波型封闭处理采用比较发散—收敛波型首尾四个峰谷点数值大小完成。图 3 示出了六种典型波型进行封闭处理的方法。

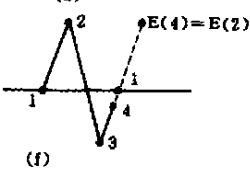
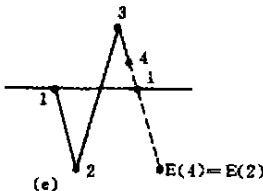
a. 若 $E(2) > E(1)$ 、 $E(N-1) > E(N)$ 且 $E(1) > E(N)$, 此时去掉首点,从第二点开始后移计数;



b. 若 $E(2) > E(1)$ 、 $E(N-1) > E(N)$ 且 $E(1) < E(N)$, 此时去掉尾点,将第一点后移替代尾点;



c. 若 $E(2) < E(1)$ 、 $E(N-1) < E(N)$ 且 $E(1) < E(N)$, 此时去掉首点,从第二点开始后移计数;



d. 若 $E(2) < E(1)$ 、 $E(N-1) < E(N)$ 且 $E(1) > E(N)$, 此时可去掉尾点,将第一点后移代替尾点;

e. 若 $E(2) < E(1)$ 、 $E(N-1) > E(N)$, 此

时发散—收敛波型峰谷点数必定是偶数,可同时去除首尾两点,从第二点开始后移计数;

图 3 波型封闭处理示意图

f. 若 $E(2) > E(1)$ 、 $E(N-1) < E(N)$, 此时发散—收敛波型峰谷点数也必定是偶数, 可同去除首尾两点, 从第二点开始后移计数。

四、程序检测例题

模型调试程序框图^[3], 见图 4。本程序的主要功能是对经伪读数排除和峰谷值检测后的

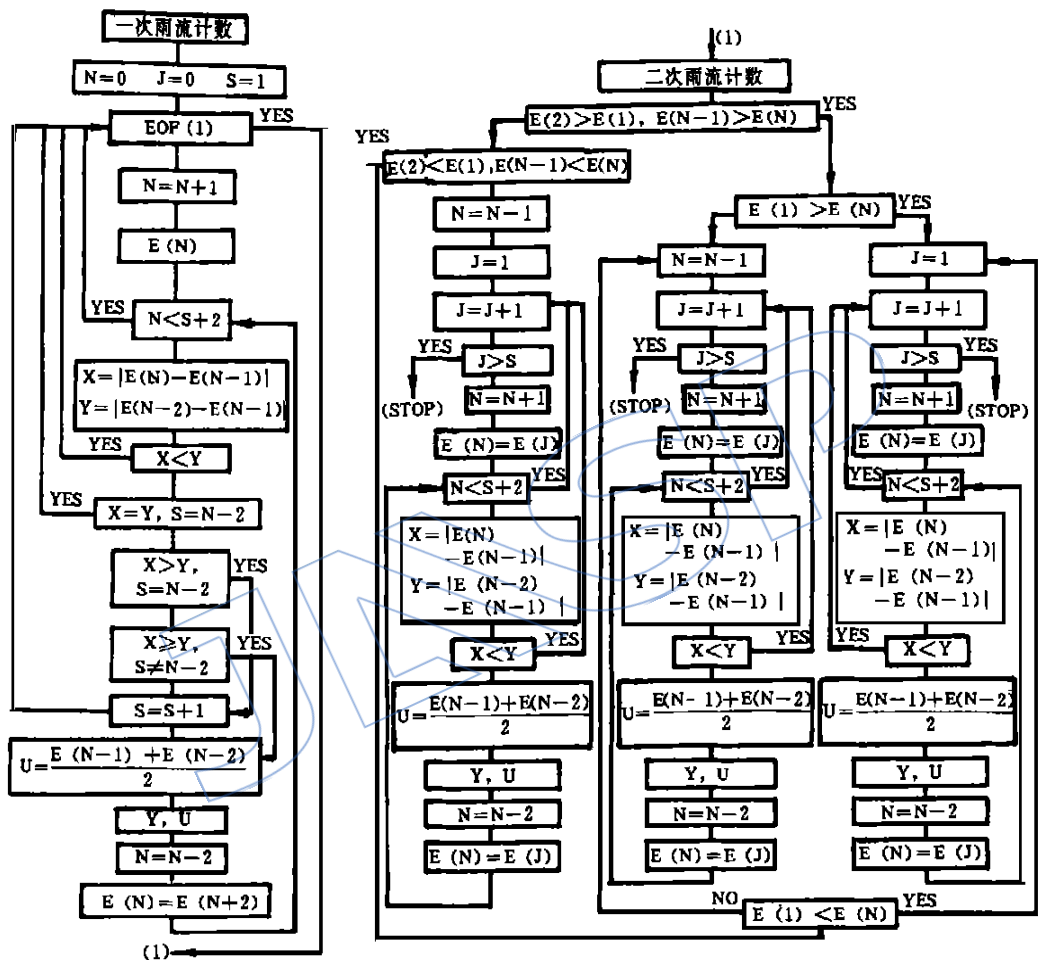


图 4 模型调试程序框图

飞行剖面数据实现实时雨流循环计数。本文仅使用手编载荷剖面数据对程序进行一般的功能检测。首先对手编数据进行人工雨流计数, 把本程序的计算结果同人工雨流计数结果进行比较, 如果两种计数结果一致, 说明了本程序实现了实时雨流计数的处理功能。

1. 高均值偏态波型数据处理 航空发动机转速 (N)、温度 (T_4^*) 等载荷参数都属于高均值偏态波型 (参见图 5), 手编峰谷值如下: 0.0 2.0 1.0 2.0 0.8 4.0 3.0 7.0 5.0 7.5 5.5 7.0 5.7 7.5 4.0 7.0 6.0 6.9 3.8 6.7 3.0 6.0 4.0 7.0 0.0

高均值偏态波型循环手工雨流计数结果见表 1。

本程序循环计数结果见表 2。从上述计数结果可看出, 程序计数结果与表 1 手工雨流计数

结果完全一致。

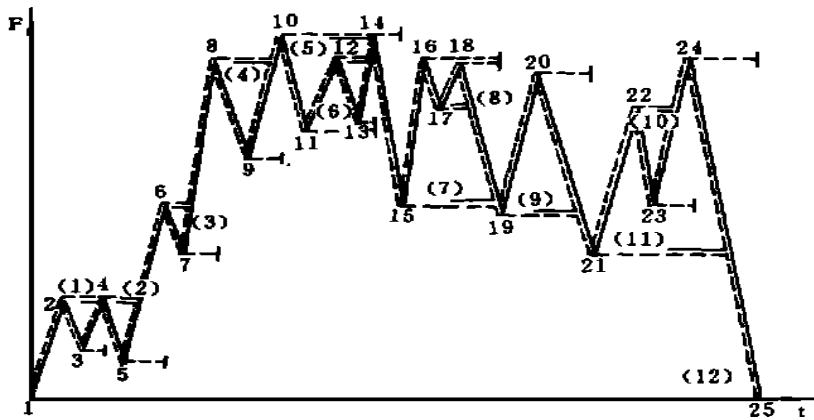


图 5 高均值偏态波型及其手工雨流计数

表 1 高均值偏态波型循环手工雨流计数结果

循环编号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
P_i	2.0	2.0	4.0	7.0	7.5	7.0	7.0	6.9	6.7	6.0	7.0	7.5
V_i	1.0	0.8	3.0	5.0	5.5	5.7	4.0	6.0	3.8	4.0	3.0	0.0
A_i	1.0	1.2	1.0	2.0	2.0	1.3	3.0	0.9	2.9	2.0	4.0	7.5
U_i	1.5	1.4	3.5	6.0	6.5	6.35	5.5	6.45	5.25	5.0	5.0	3.75

表 2 程序循环计数结果

序 号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
P (峰值)	2.0	2.0	4.0	7.0	7.0	7.5	6.9	7.0	6.7	6.0	7.0	7.5
V (谷值)	1.0	0.8	3.0	5.0	5.7	5.5	6.0	4.0	3.8	4.0	3.0	0.0
S_a (幅值)	1.0	1.2	1.0	2.0	1.3	2.0	0.9	3.0	2.9	2.0	4.0	7.5
S_m (均值)	1.5	1.4	3.5	6.0	6.35	6.5	6.45	5.5	5.25	5.0	5.0	3.75

2. 波型封闭处理测试 本节给出 A、B 两组典型手编波型封闭处理测试数据，波型图和手工计数结果见图 6 和表 3。

表 3 雨流计数结果

	A 组				B 组		
循环编号	1	2	3	4	1	2	3
P_i (峰值)	2.0	- 0.2	1.3	2.5	- 0.5	1.5	2.0
V_i (谷值)	1.0	- 1.0	- 0.3	- 1.4	- 1.2	0.7	- 2.0
A_i (幅值)	1.0	0.8	1.6	3.90.7	0.8	4.0	
U_i (均值)	1.5	- 0.6	0.5	0.55	- 0.85	1.1	0.0

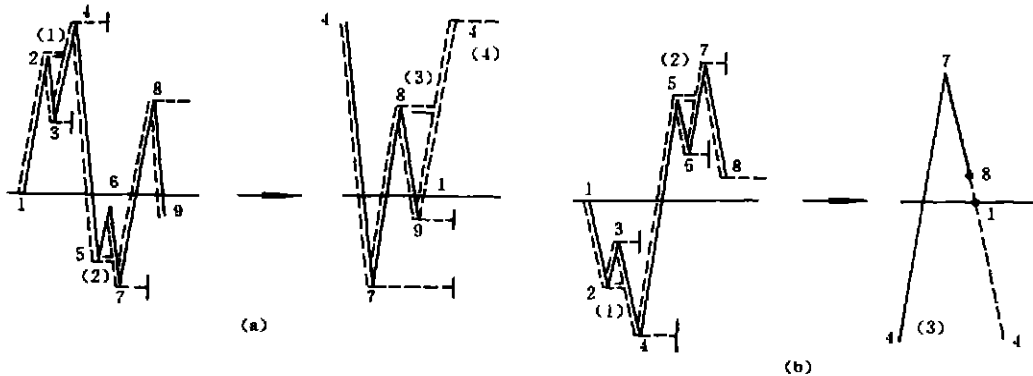


图 6 波型封闭处理手工雨流计数结果

A、B 两组数据程序封闭处理计数列于表 4。
A、B 两组数据程序封闭处理计数结果与表 3 人工封闭处理计数完全一致。

表 4 数据封闭处理结果

序 号	A 组				B 组		
	1	2	3	4	1	2	3
P (峰值)	2.0	- 0.2	1.3	2.5	- 0.5	1.5	2.0
V (谷值)	1.0	- 1.0	- 0.3	- 1.4	- 1.2	0.7	- 2.0
S _a (幅值)	1.0	- 0.8	1.6	3.9	0.7	0.8	4.0
S _m (均值)	1.5	- 0.6	0.5	0.55	- 0.85	1.1	0.0

结论 雨流计数法是目前国内、外循环载荷数据处理中普遍采用的一种计数方法。多年来载荷数据处理实践告诉我们, 航空发动机的各种不同载荷参数具有千变万化的各种波型。实时雨流计数模型注意了各种不同波型的处理要求。从文中几个典型程序检测例题的检测结果看, 实时雨流计数模型不仅适用于常均值对称波型, 而且适用于高均值偏态波型, 而且循环判读规则简单, 程序设计短小, 这不仅解决了小型机载数据处理设计内存不足的关键技术问题, 也为高频采样的实时处理开辟了广阔的前景。

参 考 文 献

[1] Fuchs H. O., Drew V. Nelson, Burke M. A. and Toomay T. L., "Shortcuts in Cumulative Damage Analysis", 1973.
[2] 刘元镞, "循环计数与疲劳损伤", 国外航空技术飞机类, 1978。
[3] "长城 0520C-H BASIC 手册", 1986。

under the same m -ratio and LCF stress, as test temperature rises from room temperature to 150 °C, the complex fatigue life N_{FL} drops by 66% under $m = 10\%$ and $\sigma_{max} = 945 \text{ MPa}$. If the temperature comes up continuously to 300 °C, its fatigue life approaches to zero. In addition, a model of the accumulative damage for complex cyclic fatigue is formulated as follows:

$$1/N_{fL} = 1/N_{fL} + n/N_h.$$

A REAL-TIME RAIN-FLOW METHOD OF CYCLE COUNTING AND ITS PROGRAM DESIGN FOR AEROENGINE SERVICE LOADS

Li Yongxin and Sui Hai

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015*)

ABSTRACT The paper presents briefly a real-time rain-flow method of cycle counting and its program design for the service loads of aeroengines. The concept of real-time counting and its value to engineering application are also discussed. A detailed program flow chart is given which can be used in software programming of small size airborne data processing equipment.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON BLADE CONTAINMENT

Gong Mengxian, Wang Lü Sheng, Cao Fenglan

(*Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500*)

ABSTRACT This paper describes the blade containment tests for six sets of single model blade on a vertical breaking-down tester with excess revolution. The experimental results indicate that the blade body fragment flying off impacts against the model aeroengine case time and again. The incident angle of the blade fragment against the case in the initial impact is smaller than in the later impacts, the case damage of the first impact is smaller than that of the final impact, and the impacts of the blade fragment against the case make the blade fragment crumple. In principle the experimental results of the blade fragment containment and non-containment are consistent with the containment curve of single compressor blade (for use only in case of the blade body) in the Spey MK202 Stressing Standards (EGD-3) and are on the safe side. It is the preliminary conclusion that the containment curve of single compressor blade (for use only in case of the blade body) in EGD-3 can be used to predict the containment of the similar blade.

THE LOW-CYCLE-FATIGUE LIFE PREDICTION OF A MEMBER WITH HOLES

Rao Shouqi and Mao Yingyong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT The stress and strain field and the low-cycle-fatigue life of a structure member with holes are calculated theoretically and investigated experimentally. The calculated results show that it is reliable to calculate the stress and strain field of a member with holes by using the shell-structural elasto-plastic finite element program, which has been designed and developed by the author. The satisfactory results are obtained from LCF life prediction of a member with holes by the advanced local stress and strain method. The calculation and tests show that the stress concentration of the tensile plane member is intensified and the fatigue life reduces drastically when its holes are densified in the direction perpendicular to that of tensile; the stress concentration is mitigated slightly but the fatigue life is also shortened when they are densified in the tensile direction.