

极值载荷分布模式识别

飞行试验研究院 程德金* 孙正毅

【摘要】 本文通过对飞行试验过载数据预处理以及外场调查,共取得 118 个各种飞行架次过载系数最大值样本,运用正态、威布尔、普哇松、瑞利、冈贝尔等分布数学模式进行计算,取得各种模式概率密度函数和分布函数,并应用模糊数学模式识别方法,计算出各种模式与样本的贴近度,为发动机结构强度计算、可靠性计算提供可靠的过载系数分布规律。

关键词: 分布 识别 极值载荷

1 前 言

在发动机载荷谱的研究中,已经证明军用发动机通用规范以及发动机结构完整性大纲中规定的设计任务是用统计平均值表示的,在进行发动机整机和部件低循环疲劳寿命计算和试验时,应考虑可靠性概率和置信度,用其上限容许值来进行寿命计算和模拟试验。某型发动机载荷谱的编制基本上反映外场低循环疲劳载荷。但从它编制过程来看,并不能完全包含极值载荷,特别当前可靠性计算向纯概率方法发展,对发动机系统工作可靠性、对各重要构件可靠度计算、损坏风险计算,除需要疲劳载荷谱以外,还迫切需要了解极值载荷分布。

2 数据准备

极值载荷数据有两个来源,一是从以往飞行试验保存下来的磁带信息,经过西门子 7780 计算机预处理,取得每个飞行架次 n_i 过载系数最大值。考虑飞行试验项目、科目的局限性,尚不能

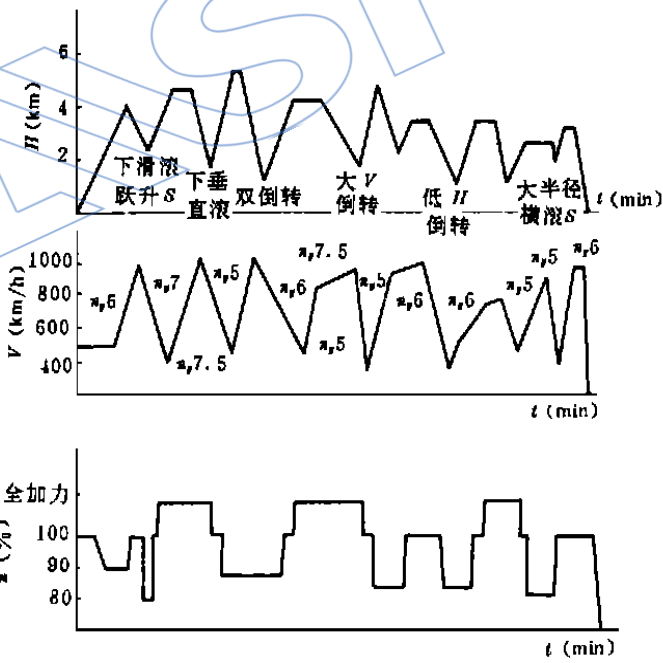


图 1 战斗特技

* 1992 年 11 月收到; 1993 年 4 月收到修改稿。
* * 西安市阎良区航空工业总公司飞行试验研究院一所五室 710089

全面反映外场使用情况,又将外场调研取得的各种飞行练习,各部队飞行员所画飞行任务剖面中的 n_V 最大值也一并收入(见图1),共计118个样本。

3 分布数学模式

3.1 正态分布

概率密度函数为: $f_N = (1/\sqrt{2\pi}\sigma) e^{-(1/2)(x-\mu)/\sigma^2}$ $(-\infty < x < \infty)$

式中 σ 为标准偏差, μ 为数学期望。

概率累积分布函数为: $F_N(x) = \int_{-\infty}^{(x-\mu)/\sigma} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-(z^2/2)} dz$

3.2 威布尔分布

概率密度函数为: $f_W(x) = \begin{cases} (\alpha/\beta) [(x-\epsilon)/\beta]^{\alpha-1} \exp\{-(x-\epsilon)/\beta\}^\alpha & x > 0 \\ 0 & x \leq 0 \end{cases}$

式中 α 为形状参数 $\alpha > 0$, β 为尺度参数 $\beta > 0$, ϵ 为位置参数 $\epsilon > 0$ 。

概率累积分布函数为: $F_W(x, \alpha, \beta, \epsilon) = 1 - \exp\{-(x-\epsilon)/\beta\}^\alpha$

威布尔分布参数可采用弦割法、相关系数优化法等方法计算^[2]。

3.3 瑞利分布

概率密度函数为: $f_R(x) = \begin{cases} (x/\mu^2) \exp\{-(x^2/2\mu^2)\} & x > 0 \\ 0 & x \leq 0 \end{cases}$

概率累积分布函数为: $F_R(x) = 1 - \exp\{-(x/\sqrt{2}\mu)^2\}$

3.4 普哇松分布

概率密度函数为: $f_P(x) = \begin{cases} (\beta^\alpha/\Gamma(\alpha))(x-\delta)^{\alpha-1} e^{-\beta(x-\delta)} & x > \delta \\ 0 & x \leq \delta \end{cases}$

式中: α 为形状参数 $\alpha > 0$, β 为尺度参数 $\beta > 0$, δ 为位置参数 $-\infty < \delta < \infty$ 。

概率累积分布函数为: $F_P(x) = 1 - \sum_{k=0}^{\alpha-1} \frac{(\beta x)^k e^{-\beta x}}{K!}$

由于上述表达式难以直接计算,可利用普哇松III型模比系数 K_P 值表^[2],求取不同概率的样本界限值。

3.5 冈贝尔分布

概率累积分布函数为: $G(x) = P(\eta - x) = \exp\{-e^{-b(x-a)}\}$

表1 4种模式概率密度函数计算结果

x	1.44	2.13	3.51	4.20	4.89	5.58	6.27	6.96	7.65	2.82
样 本	6.779	23.728	11.864	10.169	6.779	1.695	10.169	7.627	1.695	15.429
正 态	9.789	15.135	22.669	21.960	18.203	12.911	7.836	4.070	1.808	20.024
瑞 利	9.628	13.098	16.279	16.063	14.899	13.085	10.932	8.717	6.649	15.322
威布尔	12.432	15.085	22.439	18.490	17.271	9.994	6.696	4.252	2.570	24.553
普哇松	0	29.202	23.407	17.009	11.898	8.128	5.463	3.628	2.388	30.021

在极值分布各种模式研究中, 本应进行对数正态分布模式研究, 因 n_V 相值对其它统计量值较小, 不适于再取对数, 所以未进行对数正态分布模式探讨。

表 2 5 种模式分布函数计算结果

x	1. 78649	2. 47688	3. 16272	3. 85336	4. 54805	5. 23840	5. 92883	6. 61922	7. 30961	8
样 本	6. 779	30. 507	49. 999	61. 863	72. 032	78. 811	80. 506	90. 675	98. 302	99. 997
冈贝尔	11. 461	26. 057	43. 461	59. 641	72. 575	81	88. 399	92. 637	95. 367	97. 101
瑞 利	10. 922	10. 936	30. 480	41. 621	52. 7747	63. 009	72. 027	79. 565	85. 578	90. 167
威布尔	11. 071	26. 795	43. 641	59. 073	71. 813	81. 517	88. 427	93. 064	96. 412	97. 798
普哇松	13. 5	27. 3	43. 0	58. 0	71. 6	81. 1	88. 6	92. 8	95. 7	97. 5
正 态	12. 92	21. 77	37. 83	53. 19	69. 156	80. 78	89. 8	95. 15	98. 03	99. 285

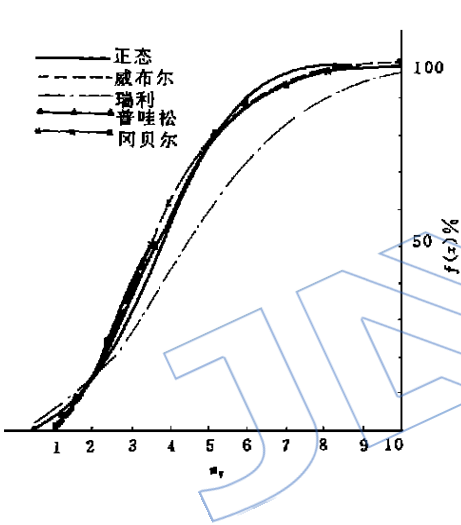


图 2 分布函数

表 3 5 种模式界限值计算

可靠度	普哇松	冈贝尔	威布尔	瑞利	正态
x_{90}	6. 2	6. 17	6. 2	8	5. 93
x_{95}	7. 13	7. 2	7. 15	9. 0	6. 62
x_{99}	9. 03	10	9	11	7. 90
$x_{99.99}$	11. 4	13	10. 5	12	9. 66

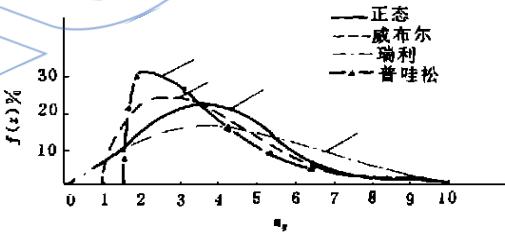


图 3 概率密度函数

以上所述各种模式概率密度函数、分布函数计算结果见表 1、2, 对比情况见图 2、3。从表 35 种模式可靠度界限值计算结果中可以看出, 符合什么样分布模式, 其界限并非清楚采用什么模式, 需要进行认真识别。

4 分布模式识别

目前模式识别技术所能做到的基本上仍是一种分类工作, 离开对事物“理解”还有相当大的距离, 引进这项新技术到发动机飞行试验中来, 是希望用它来判断极值载荷到底属哪种分布, 以便从杂乱无章数据中寻找出可用于预测的模型。

4.1 模糊集合间的贴近度

一个模糊集合, 可以用其隶属函数表达式来描述, 也可以用离散的数据点来描述。由于样本收集困难, 每一个飞行起落只能采集一个样本, 118 个样本已花费很大精力和费用, 但因其

频次统计量小,很难用一个恰当多项式来表达。所以采用离散点集合形式来描述样本特征集,将前文经计算后已知各种模式概率累积分布函数也相应离散化形成特征集,两个模糊集的相似程度可以用它们二者之间的“距离”来度量,也可用贴进度来衡量。所谓 A 与 B 的贴进度是:

$$N(A, B) = (1/2) [A \times B + (1 - A \times B)]$$

$$A \times B \text{ 称为 } A \text{ 与 } B \text{ 的内积其定义为: } A \times B = \bigvee_{x \in U} [\mu_A(x) \wedge \mu_B(x)]$$

$$A \times B \text{ 称为 } A \text{ 与 } B \text{ 的外积,其定义为: } A \times B = \bigwedge_{x \in U} [\mu_A(x) \vee \mu_B(x)]$$

4.2 识别原则

设 $A, A_2, \dots, A_n$ 是现域 U 上的 n 个模糊子集,待识别对象 B 也是 U 上的模糊子集,如果 $(B, A_i) = \max\{(B, A_1), (B, A_2), \dots, (B, A_n)\}$ 则 B 与 A_i 最贴近(相对于 $A_1, A_2, \dots, A_n$ 而言),各种模式与样本间贴进度计算结果为:冈贝尔为 0.9282,瑞利为 0.896225,威布尔为 0.933635,普哇松为 0.92,正态为 0.931825。

5 识别结果讨论

英国统计学家肯特先生说过,任何有价值数据计算,必须含有其物理意义,才是真正有价值的数。从种种模式概率密度函数对比图可以看出,正态分布随机变量取值范围从负无穷到正无穷,而 n_y 随机量在小于 1 是无意义的,因为不管什么飞行科目,什么练习,在一个架次全过程中,其 y 向最大过载系数不会小于 1,即使专门作负过载飞行科目,其 y 向过载系数也会大于 1,并且保持负过载的时间,相对整个架次时间而言是很短的。同理,瑞利分布在小于 1 区间也是无意义。我们若用其概率密度函数进行蒙特卡洛法统计试验,这一区间会带来误差,所以根据模糊识别判断原则, n_y 极值载荷分布预测模型应采用威布尔模式,不用正态分布。

参 考 文 献

- 1 傅惠民,高镇同.确定威布尔分布三参数的相关系数优化法.航空学报,1990,7(3)
- 2 张骏华.结构可靠性设计与分析.宇航出版社出版,1989

(责任编辑 王震华)

APPLICATION OF FUZZY CONTROL THEORY TO DESIGNING AN ADAPTIVE DEVICE

Luo Enke and Wu Qihua

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A new design approach is proposed according to fuzzy control theory. It has been applied to designing the proportional and integral adaptive control device for a speed digital adaptive control system of a two-spool turbojet. Two methods (phase-plane method and membership degree method) have been used in this design. The digital simulation of the whole system has been completed. Its results demonstrate that this new approach brings the advantages of the proportional, integral and fuzzy controls into full play. It simplifies the control algorithm and enhances the control accuracy. Finally, this new design approach is suitable for nonlinear and high-order controlled object, which is lacking precision mathematical model.

AN EXPERT SYSTEM FOR AEROENGINE OIL MONITORING

Zhong Rongbin and Ma Mei

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Since oil monitoring is an effective diagnostic method in aeroengine troubleshooting, an expert system OSTM is developed, which means "Oil System Troubleshooting Master". Its goal is to help maintenance personnel to analyze the complex information acquired from the oil monitoring. This software is implemented in Turbo Prolog language and customized for use in portable personal computers. An exhaustive back-chain inference algorithm is adopted. The rule ignition superiority is determined by rule sequence in the knowledge base. Hence, common faults can be picked out at first. An explanation mechanism is included as well. Further, a menu query interface is programmed for quick manipulation of particular faults. For this purpose, the fault symptoms are classified according to their respective diagnostic domains. Moreover, knowledge acquisition and knowledge base management modules have been created. Until now, the diagnostic knowledge is mainly adopted from aircraft maintenance manual.

PATTERN RECOGNITION OF EXTREME LOAD DISTRIBUTIONS

Cheng Dejing and Sun Zhenyi

(*Chinese Flight Test Establishment*)

ABSTRACT

118 the largest prototypes of extreme load coefficient for a variety of flights have been obtained from pretreating extreme load data of flight tests and field surveys. Different mathematical patterns of distribution, such as Normal Distribution, Weibull Distribution, Pearsun Distribution, Rayleigh Distribution and Gumber Distribution, are applied to calculation, from which are derived both probability density function and probability distribution function in each of these patterns. By means of recognition algorithm of Fuzzy Mathematics, approximation grades of the different patterns to the prototypes are determined. Then a reliable distribution regularity of the extreme load coefficients is provided for strength and reliability analyses of the aeroengine.