

发动机飞行载荷可靠性分析

飞行实验研究院 程德金 贺泾阳

【摘要】 本文在大量飞行试验实际测量数据和相当数量外场使用数据上, 进行较为全面统计分析, 运用可靠性理论分析美军用标准发动机通用规范 (MIL-E-5007D) 和发动机结构完整性大纲 (MIL-STD-1783) 有关设计任务论述, 对用 2 倍设计任务进行发动机低循环疲劳寿命计算和试验要求, 作了理论性探讨, 并为某发动机飞行试验实测数据的统计分析所证实。

关键词: 可靠性 载荷谱 统计分析

1 前言

航空发动机承受各种载荷构件的疲劳特性, 至今仍是工程中最复杂的问题之一, 用传统的最大载荷和最小强度—安全系数法, 已经不能适应发动机结构完整性要求。为了维持一个可接受的结构完整性水平, 设计与系统工程师们已表现出对这些有害过程及其描述方法越来越大的关注。当进行发动机实际寿命试验已确定设计方案和设计参数时, 复杂性和容量成为主要的障碍。为了解决发动机载荷谱研究这一实际问题, 笔者提出运用模糊聚类方法^[1], 从大量飞行试验实际测量结果中, 提取十一种典型任务剖面, 并以此为依据计算发动机各种疲劳载荷, 进行发动机耐久试验。本文将着重讨论典型任务剖面所给出循环载荷和环境的可靠性。

一元正态分布在数理统计理论和实际应用方面都有重要地位, 因为实际问题中许多随机变量确实是遵循正态分布、或经过适当变换而渐近地遵从正态分布。而且正态分布使用表格也最齐全, 许多资料也证实, 载荷分布确实遵循正态分布。本文除另加说明以外, 均以正态分布为基础进行分析计算。

2 典型任务剖面载荷分布可靠性计算

2.1 典型任务剖面参数分布建立

经过发动机飞行试验实际测量, 取得大量各种任务剖面参数时间历程曲线。以模糊集合为基础, 利用布尔代数所特有的性质, 经过广义相似计算, 建立发动机飞行任务剖面样本的隶属函数模糊矩阵, 经过平方法处理, 检查该模糊矩阵是否满足模糊等价矩阵条件。在满足等价条件时, 选取不同阈值进行动态聚类, 并找出典型任务及其所代表科目、练习、建立各参数分布。

2.2 数据正态分布检验

检验假设: $H: F(x) \sim N(\mu, \sigma^2)$ 。将 x 划分成 K 个区间: $[a_{i-1}, a_i], i=1, 2, \dots, K$ 。用 f_i 表示 (a_{i-1}, a_i) 中包含 $x_1, \dots, x_n$ 的个数 (实际频数)。 $P_i = P(a_{i-1} < x \leq a_i)$ 概率:

$$P_i = F_0(a_i) - F_0(a_{i-1}), \quad P_i = \Phi(a_i - \hat{u})/\sigma - \Phi(a_{i-1} - \hat{u})/\sigma \quad (1)$$

式中 nP_i 为理论频数。

当 H 成立时, 理论频数 nP_i 与实际频数 f_i 相差不会太大, 因而可用统计量

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^K (f_i - nP_i)^2 / nP_i \quad (2)$$

来检验假设 H , 可以证明当 $n \rightarrow \infty$ 时, χ^2 渐近地服从 $\chi^2(K-1)$, 于是, 当 n 较大 ($n \geq 50$) 时, 对于给定的显著水平 α , 当 $\chi^2 > \chi^2_{\alpha}(K-r-1)$ 时, 假定不能成立, 否则假定就成立。数据经正态分布检验后, 进行位置特征参数、离散特征参数、分布特征参数计算。

2.3 单边容许限因子 L_{PY} 的计算

随机变量统计分析中, 由于研究它的问题不同, 有时我们并不关心分布, 而只关心上限或下限, 在载荷的研究中, 我们经常关心的是在一定置信度 Y , 一定可靠性概率 P 下的容许限。工程中经常使用单边容许限概念, 下介绍使用非中心 t 分布计算 L_{PY} 。对于载荷

$$X_Y = \bar{X} + L_{PY} \cdot S \quad (3)$$

概率系数 u_R 与可靠性概率 P 应满足下式

$$P = \int_{-\infty}^{u_R} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-u^2/2} du \quad (4)$$

对一个给定的正态分布量 X , 样本组 $X_1, X_2, \dots, X_n$ 表示为 $N(\mu, \sigma^2)$, u_R 以正态分布表查取。因为样本的 $\bar{X}, S^2$ 是母体的 μ, σ^2 的无偏估算, 它也是随机变量, 故 $P(X \leq \bar{X} + u_R \cdot S)$ 。

所给出的数值大体上只有 50% 把握 (置信) 对一个给定置信度 Y , 选择某个值 L , 使得

$$P(\mu + u_R \sigma \leq \bar{X} + L \cdot S) = Y \quad (5)$$

令 $\lambda^2 = Y S^2 / \sigma^2$, $\lambda = \frac{\bar{X} - \mu}{S / \sqrt{n}}$, (5) 式经过运算可以写成 $P[(\mu - \bar{X}) / (\sigma / \sqrt{n}) + \lambda] / \sqrt{\lambda^2 / Y} = Y$ 。再令 $z = (\mu - \bar{X}) / \sigma / \sqrt{n}$, 得

$$P(z + \lambda) / \sqrt{\lambda^2 / Y} = Y \quad (6)$$

z 是具有均值为零, 方差为 1 的正态分布函数, $\lambda = \frac{\bar{X} - \mu}{S / \sqrt{n}}$, u_R 概率系数是由正态分布表查取, $(z + \lambda) / \sqrt{\lambda^2 / Y}$ 就构成典型的非中心 t 分布。

$$\eta = (\lambda / \sqrt{2Y}) \cdot (1 / \sqrt{1 + (\lambda^2 / 2Y)}) \quad (7)$$

ν 为自由度, $\nu = n - 1$ 。根据 ν, Y, η , 查非中心 t 分布求出 t_Y

$$L = t_Y / \sqrt{n} = L_{PY} \quad (8)$$

2.4 载荷顺序问题

作用在结构上的载荷, 特别是作用在飞机/发动机结构上的载荷, 可能是从幅值频繁波动载荷到较少发生的大载荷作用的一个复杂混合体。为了制订详细的载荷历程, 需要进一步将任务细分, 这是由识别载荷和环境的变化来完成的, 编制的任何载荷谱都是许多可能载荷谱的一个样本。任务剖面, 载荷超越系数以及载荷顺序都有变化, 所以要考虑其分散性。

久已熟知, 在载荷谱中载荷顺序对疲劳寿命具有头等重要性。对于损伤容限分析, 因为其基本理论承认结构中有裂纹, 常常要考虑载荷顺序。发动机典型任务剖面, 在一定程度上规定一类飞行任务的载荷顺序。为了考虑同一类飞行时, 不同时间之间载荷次序的变化, 通常要对该类飞行中某一事件进行随机抽样。本文所给出典型任务剖面是在近百次飞行试验中提炼出来的, 基本反映各种典型任务发动机使用载荷顺序, 91[#] 练习两次飞行, 其主要载荷顺序基本相同, 见图 1。

目前, 除用典型任务剖面反映发动机使用对疲劳损伤影响外, 尚未能找到更好表达方式。

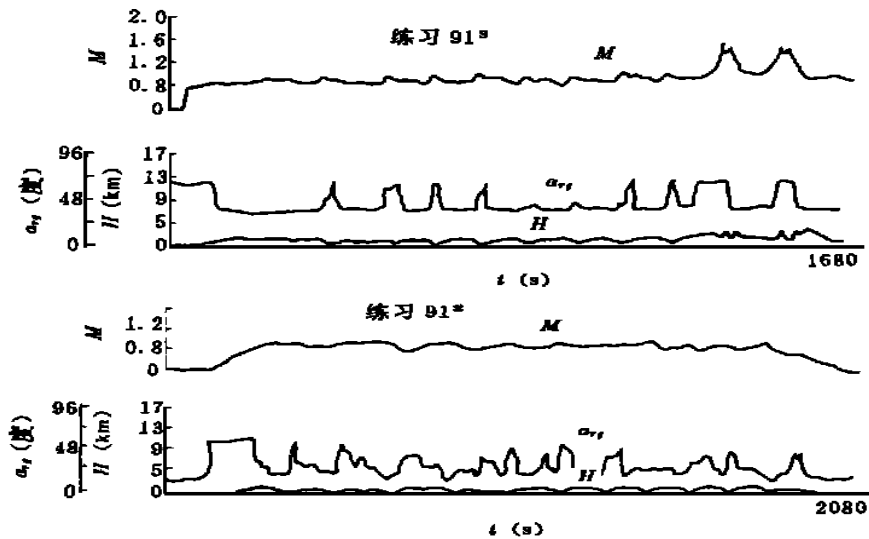


图 1 典型任务时间历程曲线

发动机结构完整性大纲在指导中说，随飞机类型的功能不同，发动机油门移动所引起发动机低循环疲劳故障模式，以及结构损伤和裂纹扩展，在设计中必须予以考虑。油门突变以及在一段持续最大功率后出现慢车、停车以及慢车（或停车）停留时间足以造成一些零件产生热反向，机械应力附加热应力，多次各种类型油门移动，会严重地影响寿命。因此在研制阶段，必须早些导出最少的几种设计任务循环，以便在以后的分析和试验任务中使用。为了我国新发动机研制需要，根据某发动机飞行试验，制定十一个典型空中剖面，以供类似机种使用。

3 计算结果和讨论

3. 1 发动机典型任务参数的变异系数分布

在发动机飞行载荷测量取得 H 、 M 、 α_f 时间历程曲线基础上，经过分区间统计（高度划分 8 个，马赫数 6 个，发动机油门角度划分 11 个）得到各种训练任务统计分布，在模糊聚类基础上找出各类任务的典型任务的 H 、 M 、 α_f 分布，它们是同类任务的统计平均。从变异系数汇总表

表 1 典型任务飞行高度（ H ）变异系数汇总表

H	16 [#]	19 [#]	24 [#]	29 [#]	65 [#]	86 [#]	91 [#]	113 [#]	170 [#]	511 [#]	541 [#]
1.5	0.5087	0.2116	0.1889	0.6312	0.2113	0.5922	0.4560	0.4749	0.6376	0.2068	0.4102
4	0.7915	0.3128	1.0742	1.0774	1.1241	1.4828	0.8046	0.7647	0.9711	0.2832	1.5116
6.5	0.7020	0.8962	0.8193	0.8030	0.6883	1.0487	1.0359	1.3888	1.3495	0.3384	1.4406
10	0.7876	0.8468	1.9765	1.3714	1.5543	3.4246		0.9883	2.8284	2.6458	
12	0.9546	1.1188	2.6458	2	1.6987						
14		1.2397	1.7277								
17		3	2.4495								
18.5			2.4495								

1 中可以看出, 低高度使用分散程度小, 变异系数小, 中、高空各种任务使用程度相差较大, 变异系数加大, 变异系数随高度的变化基本符合直线规律, 飞行马赫数使用, 也有类似的规律, 马赫数各区间的变异系数, 从 0.15 变化到最大为 3, 这反映歼击机平时训练使用特点, 在研制新发动机、探讨老机全寿命时, 不得不考虑这一客观事实。

3. 2 发动机低循环疲劳载荷

从表 2 典型任务低循环疲劳和蠕变断裂载荷中可以看出, 发动机在各种任务中使用起动—最大—停车循环次数, 基本上都是一次, 但其它寿命参数在不同任务中相差较大。从各种训练飞行实测的统计分析, 可见变异系数在 0.6 至 1 之间, 说明使用随机性确实存在见表 3。

表 2 典型任务低循环疲劳和蠕变断裂载荷

典型任务	低 循 环 疲 劳 载 荷			蠕 变 载 荷			
	0~最大 ~0	慢车~最大 ~慢车	巡航~中间 ~巡航	加力 次数	加力状态工作 时间 (秒)	≥中间功率 时间 (秒)	飞行时间 (分)
16#	1	1	12	0	0	1143	34
19#	1	1	1	1.3	397	7105	27.5
24#	1	1	5	7	466	1092	29
65#	1	1	7	1	112.5	211	43
86#	1	1	6	1	51	90.5	41.5
91#	1	8	4	0	0	202	30
113#	1	1	5	0	0	154	46
170#	1	1	4	0	0	121	11
511#	1	3	8	3	104.75	1048	33.5
541#	1	2	4	4	126	470	31
MOS	1	1	1.5	1	10	78	7

发动机通用规范和发动机结构完整性大纲都规定, 在进行发动机零、部件寿命计算和模拟试验时要按规定任务两倍进行。这是为什么? 因为任何一个载荷谱 (不管是设计谱还是实测谱) 都是许多可能的载荷谱的一个样本 (或一组样本), 我们只能用其统计平均值来描绘。在发动机低循环疲劳寿命设计和模拟试验时, 都应该要考虑实际使用中载荷和循环数出现随机性, 只有在一定可靠性概率, 一定置信度下的载荷值 (循环数) 才有现实意义, 我们根据某发动机飞行试验实际测量结果, 应用前文所介绍方法, 可靠性概率 P 为 90%, 置信度 γ 取 0.9, 计算设计任务中寿命参数, 计算结果见表 3。单边容许上限值 X_{γ} 为统计平均值 2 倍, 这说明规范和大纲设计任务中的寿命参数也是一个平均值, 不可能是极大值, 更不会是极小值。飞机/发动机油门使用, 实际上是一个人机系统, 我国空军所用歼击机与美国战斗机所执行任务基本相似, 任务和驾驶员所构成的分散度不会相差很大, 1783 大纲设计任务循环中巡航—中间功率—巡航的循环数为 2400 次, 平均每个起落为 8 次, 某发动机飞行 72 架次的统计平均值为 7.486 次。这绝不可能仅仅是偶然机遇, 这说明规范和大纲要求用两倍设计任务来进行低循环疲劳寿命计算和试验, 实际上是考虑载荷随机的可能性概率以及有一定置信度的上限容许值, 只是规范没有公开阐述其理由而已。只有起动—最大—停车循环, 隐含在发动机飞行小时/架次之内。以上分析计算为正确理解美军标提供可靠性理论根据, 并为结合国情执行发动机通用规范, 正确使用发动机载荷谱提供理论依据。

表 3 单边容许限因子 L_{py} 计算

参 数	慢车 ~ 最大 ~ 慢车	巡航 ~ 最大 ~ 巡航	$\geq$ 中间功率时间	加力工作次数	加力状态工作时间
$A(X)$	1.653	7.846	477.53 秒	2.8846	253.85
L	9	22	1253 秒	6	568
min	1	0	49 秒	1	30
max	10	22	1302 秒	7	598
S	1.5669	4.984	338.22 秒	2.0263	168.72
S^2	2.4552	24.845	114396.0 秒	4.1061	28467.97
σ	1.5559	4.950	335.86 秒	1.987	1654.45
N	72	72	72 秒	26	26
G_1	10.951	0.784	0.4954 秒	0.6509	0.1702
G_2	14.999	3.416	2.5505 秒	2.553	1.8682
C_v	0.948	0.6658	0.7082 秒	0.7024	0.6646
C_s	0.309	0.8855	0.7038 秒	0.8068	0.4125
uR	1.282	1.282	1.282 秒	1.282	1.282
λ	10.8781	10.8781	10.8781 秒	6.537	6.537
v	71	71	71 秒	25	25
η	0.6742	0.6742	0.6742 秒	0.6788	0.6788
m'	12.2524	12.2524	12.2524 秒	8.552	8.552
L_{py}	1.4439	1.4439	1.4439 秒	1.677	1.677
X_{py}	3.914	14.682	965.88 秒	6.283	536.79
$2^* X$	3.306	14.972	955.06 秒	5.769	507.7

4 结 论

- (1) 美国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。
- (2) 规范和大纲中要求用 2 倍设计任务，来进行低循环疲劳寿命计算和试验，是考虑了 90% 可靠性概率，0.9 置信度上限界限值的结果，若可靠性概率以及置信度要求不同，应另行计算容许的界限值。
- (3) 某发动机飞行载荷测量及分析总结报告所给出的实测任务载荷谱，也是用统计平均值表示的，可以用来作为类似国产发动机的设计任务使用，同样在进行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。
- (4) 发动机典型任务剖面图，反映发动机同类型任务使用载荷顺序，在考虑损伤容限的寿命计算和试验中，应用典型任务剖面作为试验剖面。

致谢 本文研究工作曾得到吴大观先生的支持，在此表示衷心感谢。

参 考 文 献

1 程德金. 发动机飞行任务剖面 Fuzzr 聚类分析. 航空动力学报, 1991, 6 (2): 126

$$\text{or } \frac{\bar{\alpha} u_i'}{\alpha} + \bar{u}_j \frac{\bar{\alpha} u_i'}{\alpha x_j} = -\frac{1}{\bar{p}} \frac{\bar{\Phi}}{\alpha x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} v_e \left(\frac{\bar{\alpha} u_i'}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\alpha} u_j}{\alpha x_i} \right) - \bar{u}_j' \frac{\bar{\alpha} u_i}{\alpha x_j} + \frac{\partial K^o}{\alpha x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} v_e \delta_{ij} \frac{\bar{\alpha} u_k'}{\alpha x_k}$$

$$\frac{\partial \bar{P}}{\partial} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \bar{p} \frac{\partial \bar{\alpha} u_k}{\alpha x_k} = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial \bar{P}'}{\alpha} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{p} \bar{u}_j' + \bar{p} \bar{u}_j - \bar{p} \bar{u}_j') = 0 \quad (8)$$

$$\frac{\bar{h}^o}{\alpha} + \bar{u}_j' \frac{\bar{h}^o}{\alpha x_j} = Q + \frac{1}{\bar{p}} \left(\frac{\partial \bar{P}}{\partial} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} \right) + \frac{1}{\bar{p}} \frac{\partial}{\partial x_j} \lambda \frac{\partial \bar{T}}{\alpha x_j} + \frac{\hat{\Phi}}{\bar{p}} + \bar{u}_j' \frac{\partial}{\alpha x_j} (\bar{h} - \bar{h}^o) \quad (9)$$

$$\hat{\Phi} = \frac{1}{2} \mu_e \left\{ \left(\frac{\bar{\alpha} u_i}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\alpha} u_j}{\alpha x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\bar{\alpha} u_k}{\alpha x_k} \right\} \left(\frac{\bar{\alpha} u_i}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\alpha} u_j}{\alpha x_i} \right)$$

$$\frac{\bar{h}^o'}{\alpha} + \bar{u}_j \frac{\bar{h}^o'}{\alpha x_j} = \frac{1}{\bar{p}} \left(\frac{\bar{\Phi}}{\alpha} + \bar{u}_j \frac{\bar{\Phi}}{\alpha x_j} \right) + \frac{1}{\bar{p}} \frac{\partial}{\partial x_j} \lambda \frac{\partial \bar{T}'}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\Phi}'}{\bar{p}} - \bar{u}_j' \frac{\partial}{\alpha x_j} (\bar{h} - \bar{h}^o) \quad (10)$$

$$\bar{\Phi}' = \frac{1}{2} \mu_e \left\{ \left(\frac{\bar{\alpha} u_i'}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\alpha} u_j'}{\alpha x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\bar{\alpha} u_k'}{\alpha x_k} \right\} \left(\frac{\bar{\alpha} u_i'}{\alpha x_j} + \frac{\bar{\alpha} u_j'}{\alpha x_i} \right)$$

$$P = \bar{p} R T^o \quad (11)$$

$$\bar{p}' = R(\bar{p} T' + \bar{p} T - \bar{p} T^o) \quad (12)$$

where $\bar{V}, \bar{P}, \bar{T}, \bar{p}, \bar{h}$ are non-density-weighted mean flow parameters, $\bar{v}', \bar{p}', \bar{T}', \bar{p}'$ are averaged non-density-weighted fluctuating parameters, and V, P, T, p, h are non-density-weighted mean flow minus mean pulse parameters.

$$V = \bar{V} - \bar{v}', \quad P = \bar{P} - \bar{p}', \quad T = \bar{T} - \bar{T}', \quad p = \bar{p} - \bar{p}'$$

$$\bar{v}' = \nabla V \cdot \bar{\delta r} = \nabla \Phi + \frac{1}{2} \hat{\Omega} \times \bar{\delta r}, \quad \hat{\Omega} = -\nabla \times V, \quad \bar{V} = \bar{V} - \nabla \Phi$$

$$\hat{P} = \bar{P} - \bar{p}', \quad v_e = v + v', \quad v' = -v - \frac{\nabla^2 (\nabla \Phi)}{\nabla^2 V}, \quad K = \frac{1}{2} \overline{v' \cdot v'} \cong \frac{1}{2} \bar{v}' \cdot \bar{v}'$$

All parameters with superscript o denote density-weighted mean parameters. The relationships between density-weighted and non-density-weighted parameters, with secondary order of accuracy, are

$$\bar{V}^o = \bar{V} \left(1 - \frac{\bar{p}'}{\bar{p}} \right), \quad \bar{v}^o = \bar{v} \left(1 - \frac{\bar{p}'}{\bar{p}} \right), \quad \bar{T}^o = \bar{T} \left(1 - \frac{\bar{p}'}{\bar{p}} \right), \quad \bar{T}^o = \bar{T} \left(1 - \frac{\bar{p}'}{\bar{p}} \right)$$

Using long time scale, the above equations describe mean turbulent flow. Using shorter time scale, the structures of turbulent flow with corresponding scales can be described. The statistics movement and structure movement have been united by the universal physical equation of turbulence.

If let $V = \bar{V} - \bar{v}' + \bar{v}'' - \bar{v}''' + \dots$, higher order of accuracy for supersonic flow is possible, and then the second term on the right side of eq. (2) becomes

$$(\bar{V} \cdot \nabla) \left(\bar{v}^o + \frac{\bar{v}^o (2\bar{v}^o - \bar{v}^o)}{\bar{V}} + \dots \right)$$

where $\bar{v}^o$ may be obtained from a similar equation of high order to eq. (6)

ENGINE FLIGHT LOAD RELIABILITY ANALYSIS

Cheng Dejin, He Jingyang (Chinese Flight Test Establishment)

ABSTRACT

"Engine Flight Load Reliability Analysis" is a special reliability research on the subject of engine integral load chart based on "JX/TJ (Trubojet) X Engine Flight Load Measurement". This paper makes full scale statistics and analysis on a great number of data obtained from the actual measurements of flight testing and quite a number of data collected from flight-line service. A theoretical research has been made on application of double design works to engine low cycle fatigue life calculation and testing. The results of this research have been proved by the statistics and analysis of JX/TJX Engine Flying Testing Measurements.