

涡轮叶片疲劳寿命公式及 可靠性预测方法

刘 兵 吉

(第二炮兵工程学院)

摘要: 本文推导了液体火箭发动机涡轮叶片疲劳寿命公式,并用概率统计、断裂力学方法,分析了可靠性预测方法。

主题词: 涡轮叶片, 疲劳寿命, 火箭发动机, 可靠性预计

一、涡轮叶片试验统计可靠度

液体火箭发动机涡轮叶片的疲劳破坏是发动机系统的重要故障形式。因而在研制发动机过程中需要进行大量试车以取得疲劳断裂数据。某研制单位曾在试车中记录了三十多例疲劳断裂故障资料,对疲劳故障的机理成因及影响因素都进行了认真研究^[1]。液体火箭发动机的试车,一般是在不同等级的推力下进行,按照试车的长短统计出叶片疲劳故障数据。例如,某型号发动机共试车50次,其中16次出现涡轮叶片疲劳故障,其余34次均未产生疲劳故障。试验中的叶片疲劳故障时间列于表1(试验是在四种额定推力 R_0 的百分比下进行的)。

表1 涡轮叶片故障时间表

序 号	$R_0\%$	$0.8R_0$	$0.85R_0$	$0.9R_0$	$0.95R_0$	P
	t	t	t	t	t	
第1次		169.8	102.2	83.2	47.6	0.98
第2次		190.5	129.0	93.3	57.5	0.961
第3次		204.0	141.2	104.8	57.8	0.941
第4次		233.8	158.5	123.0	66.1	0.922

由概率统计的存活率为:

$$P = 1 - F \cdot P(n) \quad (1)$$

式中 F 为概率系数, $F = (16 + 1)/(50 + 1) = 1/3$,

$P(n) = i/(16 + 1)$, n 为故障总数 ($n = 16$); i 为随机故障数, $i = 1, 2, \dots, 16$ 。

存活率 P 即为试验统计可靠度。根据试验统计的可靠度和叶片的疲劳寿命关系式可进行可靠性预测。

二、发动机推力与叶片疲劳寿命的关系

金属材料的疲劳应力 S 与疲劳破坏周次 N 之间存在幂指数关系:

$$N = CS^{-m} \quad (2)$$

式中 C 、 m 为材料常数。

试车中,对涡轮叶片来说,其疲劳应力不能直接求出,疲劳周次也不能直接测出。能直接测出的数据是试车时的推力和试车中的疲劳破坏时间 t (即疲劳寿命)。因此,为了预测疲劳破坏的可靠性寿命,需要把(2)式的 N 与 S 的关系式,转换为 R 与 t 的关系式。

涡轮叶片的疲劳破坏周次 N 同疲劳破坏时间 t 成正比关系, N 和 t 都表示疲劳寿命。因此,公式(2)可写成

$$t = C_1 S^{-m} \quad (3)$$

这里, C_1 是与 C 数值不同的常数。

在涡轮叶片的强度计算中,叶片根部的离心拉应力由下式计算出:

$$S = \frac{\gamma w^2}{2g} \left[\left(R_2^2 - R_1^2 \right) + \frac{F_2}{F_1} \left(R_3^2 - R_2^2 \right) \right] \quad (4)$$

式中: F_1 为叶片的横断面积,

F_2 为叶冠的横断面积,

R_1 、 R_2 、 R_3 分别为叶根、叶片顶部及叶冠半径,

γ 为燃气的质量比,

w 为涡轮转速,

g 为地面重力加速度。

式(4)中,对给定的涡轮结构, γ 、 F_1 、 F_2 、 R_1 、 R_2 、 R_3 均为常数。因此,离心应力 S 对给定的涡轮结构来说与涡轮转速 w^2 成正比。即:

$$S = Bw^2 \quad (5)$$

式中 B 为比例常数。

根据泵的比例定律,当涡轮泵装置的额定转速和额定流量确定后,涡轮转速 w 与泵流量 Q 成正比,而流量 Q 又与发动机的推力 R 成正比。因此式(5)又可写成

$$S = Bw^2 = DQ^2 = ER^2 \quad (6)$$

式中 D 、 E 均为比例常数。

把式(6)代入式(3)得

$$t = C_1 E^{-m} \cdot R^{-2m} = AR^{-n} \quad (7)$$

式中 $A = C_1 E^{-m}$, $n = 2m$, A , n 均为常数。

式(7)即为涡轮叶片疲劳断裂寿命 t 计算式。可见,疲劳寿命 t 同推力 R 成负幂指数关系。

三、叶片疲劳断裂可靠性预测步骤

1. 我们可仿照用公式(2)对金属材料进行疲劳可靠性预测的方法,用式(7)进行叶片疲劳可靠性预测。图1为以表1为例的某涡轮叶片的关系曲线。

2. 做 $R-lgt$ 曲线图。即把式(7)两边取对数,得

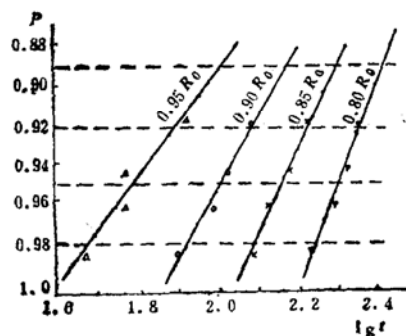


图1 $lgt-P$ 曲线

$$\lg R = -\frac{1}{n} \lg t + \frac{1}{n} \lg A \quad (8)$$

令 $\lg R = y$, $\lg t = x$, $a = -1/n$, $b = \lg A/n$, 则上式成为线性关系式, a 为斜率, b 为截距。

$$y = ax + b \quad (9)$$

从图1上截取 $P = 89\%$ 、 92% 、 95% 、 98% 四个概率值做横轴的平行线, 这些平行线与 $P-lgt$ 曲线的交点为 (lgt_i, R_i) 。把 R_i 取对数得到对应点 $(lgt_i, \lg R_i)$ 的数值。

设发动机的额定推力 $R_0 = 104 (10^4 \text{N})$, 则 $\lg R_i$ 与 lgt_i 值如表2所示。表2中的数值也就是 (x_i, y_i) 值。

由最小二乘法求 a 、 b 值 (见表3), 再由表2, 3 的数值即可做出 $\lg R \sim lgt$ 曲线 (见图2)。

表 2

序号	$R_i, \lg R_i$	P	0.89	0.92	0.95	0.98
1	$R_1 = 0.80R_0, \lg R_1 = 1.92$		2.42	2.35	2.30	2.24
2	$R_2 = 0.85R_0, \lg R_2 = 1.95$		2.28	2.21	2.15	2.07
3	$R_3 = 0.90R_0, \lg R_3 = 1.97$		2.17	2.08	2.00	1.91
4	$R_4 = 0.95R_0, \lg R_4 = 1.99$		2.04	1.90	1.78	1.67

表 3

P	0.89	0.92	0.95	0.98
a	-0.1843	-0.154	-0.133	-0.1211
b	2.368	2.286	2.231	2.196

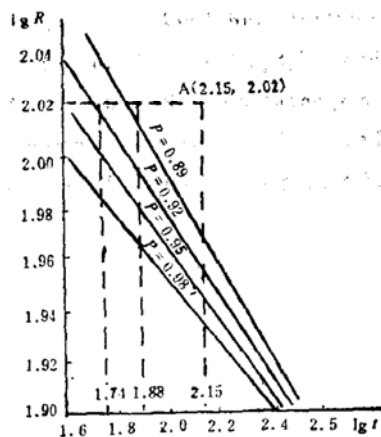


图2 $lgt-lgR-P$ 曲线

3. 当额定推力为 $R_0 = 104(10^4 \text{N})$ 时, $\lg 104 = 2.02$, 最大射程所对应的时间为 140 秒, $\lg t = 2.15$. 从图 2 上找到 (2.15, 2.02) 点, 由外推插值法可得点 (2.15, 2.02) 对应的可靠度为 $P = 84.3\%$. 同理, 当发动机在额定推力下的工作时间 $t = 75$ 秒时, 可从图 2 中找到 (1.88, 2.02) 点, 对应的可靠度为 86%; 工作时间为 $t = 55$ 秒时, 得点 (1.74, 2.02), 对应的可靠度为 91%. 这样, 在额定推力下, 发动机不同工作时间 (对应不同的射程) 的涡轮叶片的工作可靠度都能预测出来。

参 考 文 献

- (1) 沈道贵: 液体火箭发动机涡轮转子 (叶片) 的高温低周疲劳破坏及其原因的探讨, 《宇航材料工艺》1982 年第 2 期。

(上接第 57 页)

1、2 月。

- (5) Yano, Y. and Kubota, N.: Combustion of HMX-CMDB Propellants(I), Propellants, Explosives, Pyrotechnics 10, 192—196(1985).
- (6) Yano, Y. and Kubota, N.: Combustion of HMX-CMDB Propellants(II), Propellants, Explosives, Pyrotechnics 11, 1—5(1986).
- (7) 奥原元、久保田浪之介: HMX-CMDB 推進薬の燃烧速度特性, 工業火薬, Vol.47, No.3, pp. 159—165, 1986 年 5、6 月。
- (8) Raman, K.V. et al: Ballistic Modification of Composite Modified Double-Base Propellants Containing Ammonium Perchlorate, Propellants, Explosives, Pyrotechnics 12, 13—16(1987).
- (9) Cohen-Nir, E.: Combustion Characteristics of Advanced Nitramine-Based Propellants, 18th Symp. (Inter.) on Comb., pp. 195—206, 1981.
- (10) 王克秀, 李葆萱, 吴心平编著: 固体火箭推进剂及燃烧, 国防工业出版社, 1983。
- (11) 李宜敏, 吴心平主编: 固体火箭发动机燃烧, 航空专业教材编审室, 1986。
- (12) Swaminathan, V.S. et al: On the Burning Rate Characteristics of CMDB Propellants, Propellants and Explosives 4, 107—111(1979).
- (13) Cohen, N.S., Price, C.F. and Strand, L.D.: Analytical Model of the Combustion of Multicomponent Solid Propellants, AIAA 77-927, 1977.
- (14) Cohen, N.S.: Review of Composite Propellant Burning Rate Modeling, AIAA J., Vol. 18, No.3, pp.277—293, March 1980.

PREDICTION ON INITIAL DEPOSIT VELOCITY OF THE CONDENSED PHASE PARTICLES ON THE THROAT SURFACE

Wang Songbai

(Harbin Shipbuilding Engineering Institute)

Abstract: For motors with metallized solid propellant, the condensed metal oxide flow through the nozzle deposits somewhat on the nozzle surface, which effects on the performance of the motor with small throat strongly. Therefore, it is necessary to investigate the deposition regulations. Based on the moving rule of the particles, a theoretical prediction method of the initial deposit velocity is developed in this paper. Some computation examples are given. It is shown that the theoretical results accord with the experiment phenomena.

Keywords: Nozzle throat, Nozzle flow, Aluminium oxide, Deposition, Solid rocket engine

PREDICTION ON FATIGUE LIFE AND RELIABILITY OF TURBINE BLADES

Liu Biengji

(The Second Artillery Engineering College)

Abstract: A relationship on fatigue life of turbine blades for rocket engines is deduced in this paper. By means of the probability fracture mechanics, a prediction method of the fatigue reliability of them is also presented.

Keywords: Turbine blade, Fatigue life, Rocket engine, Reliability prediction