

估,经常遇到子样过小,经费不足的困难。小子样问题的处理,目前主要有 Bayes 方法和工程处理方法^[1],有一定的随意性,其实践依据是不严谨的。可靠性评估的经典方法概念上比较简单易懂,便于工程人员理解、掌握;但要作大批量的试验,才能评出高的可靠性。为了解决这个矛盾,可将产品放到极严酷的环境下,降低其可靠性,用经典方法来推断额定环境下产品的高可靠性,这即是过载试验的思想。

过载试验的方法是解决小样本问题的有效途径,这一方法在国外正越来越引起工程人员的重视^[2]。本文研究这一方法并应用于发动机的结构可靠性评估,以探索解决发动机的小子样,高可靠性问题的现实途径。

2 可靠性评估方法

可靠性评估的模型是应力-强度干涉模型: $R = P_r(X > Y)$ 。 X 与 Y 均服从正态分布, D_x , D_y , μ_y 是已知的。则可靠性系数为

$$Z_0 = (\mu_x - \mu_y) / (\sigma_x^2 + \sigma_y^2)^{1/2} \quad (1)$$

选取一过载水平 $S = \delta \cdot \mu_y$, 其中 $\delta > 1$, 为过载系数, 过载系数是一已知的常数, 所有待试产品的过载系数是相同的, 在此过载水平下进行试验。此时, 应力 Y 可看为常量 S , 且 $\mu_y = S$, $\sigma_y = 0$, 则过载时的可靠性系数为

$$Z_s = (\mu_x - S) / \sigma_x \quad (2)$$

过载状态下的可靠性为

$$R_s = P_r(X > S) = \Phi(Z_s) \quad (3)$$

试验结果是成功或失败, 由试验信息 (n, F) , 按经典方法得出过载下的可靠性评估值为

$$R_{L,S} = \beta_r(n - F, F + 1) \quad (4)$$

由式 (2) ~ (4) 得 μ_x 的估计值为

$$\mu_{l,x} = S / [1 - D_x \cdot \Phi^{-1}(R_{L,S})] \quad (5)$$

则额定状态下的可靠度评估值为

$$R_{L,N} = \Phi(Z_0) = \Phi\{(\mu_{l,x} - \mu_y) / [(D_x \cdot \mu_{l,x})^2 + \sigma_y^2]^{1/2}\} \quad (6)$$

3 过载试验设计

3.1 过载系数的选取

过载下的可靠性评估依照经典的二项分布律, 经典的置信下限在小子样的情况下比较保守^[3], 即它一般只能满足 $P_r(R > R_{L,S}) > \gamma$ 而不能满足 $P_r(R > R_{L,S}) = \gamma$, 所以, 原则上对 S 并无限制, 但考虑工程上的合理性, 数学上对过载水平 S 的选取应有限制。

最优化随机置信下限可改善小子样的保守性, 当失败数 $F = 0$ 时, 经典置信下限与最优化随机置信下限相等, 所以可认为 $F = 0$ 时, 小子样的保守性是可以接受的, 此时, 过载下的可靠度为

$$R_{L,S} = \beta_\gamma(n - F, F + 1) = (1 - \gamma)^{1/n} \quad (7)$$

进一步由式 (5) 和 (6) 可确定过载系数为

$$\delta = [(-1 - A) / B] \cdot [1 - D_x \cdot \Phi^{-1}(R_{L,S})] \quad (8)$$

其中 $A = Z_0 \cdot (D_x^2 + D_y^2 - (D_x \cdot D_y \cdot Z_0)^2)^{1/2}$, $B = (Z_0 \cdot D_x)^2 - 1$, $Z_0 = \Phi^{-1}(R_N)$ 。

3.2 最小过载系数问题的分析

式(8)中, $R_{L,S}$ 用 R_S 代替, 则表明了对于给定的 D_x, D_y, R_N , 过载系数 δ 与过载状态可靠性 R_S 的关系, δ 与 R_S 曲线见图1。 δ 随 R_S 单调递减, 当 δ 降低且趋向 1^+ 时, R_S 增大且趋向于 $R'_S = \Phi((\mu_x - \mu_y) / \sigma_x)$ 。

而 $R_N = \Phi(Z_0) = \Phi((\mu_x - \mu_y) / (\sigma_x^2 + \sigma_y^2)^{1/2})$, 显然 $R'_S > R_N$, 这表明当 δ 趋向 1^+ 时, 过载试验不能降低可靠性, 故仅当 $\delta > 1$ 时, 不一定能保证降低可靠度, 为了确保过载试验能降低可靠度, 过载系数 δ 应满足以下条件:

$$\delta \geq \delta_{\min} = \delta(Z_s) |_{Z_s=Z_0} = \{1 + Z_0 \cdot [D_x^2 + D_y^2 - (Z_0 \cdot D_x \cdot D_y)^2]^{1/2}\} / (1 + Z_0 \cdot D_x) \quad (9)$$

由此得

$$D_x \geq \{-a + [(2\delta - 1) \cdot (Z_0 \cdot D_y)^2 + b]^{1/2}\} / \{Z_0 \cdot [\delta^2 + (Z_0 \cdot D_y)^2 - 1]\} \quad (10)$$

其中 $a = \delta^2 - \delta, b = \delta^4 - 2\delta + 1$ 。上式为 D_x 和 D_y 关系式, 由此可得图2。即选定 δ 后, 如果 (D_x, D_y) 取值落于 I 区, 过载试验能降低可靠度, 如果 (D_x, D_y) 取值落于 II 区, 过载试验不能降低可靠度。

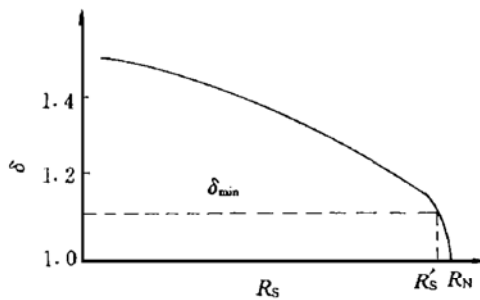


Fig. 1 The curve of δ versus R_S

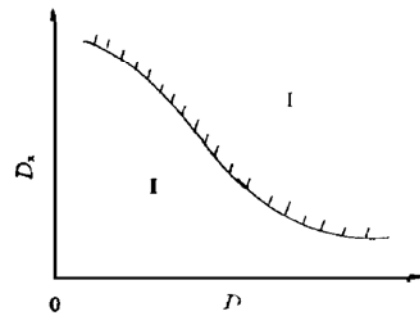


Fig. 2 The curve of D_x versus D_y

4 实例说明

某发动机壳体的可靠性指标是: $R^* = 0.999, \gamma = 0.9$ 。已知参数是 $D_x = 0.07, D_y = 0.026, \mu_y = 101.6$ 。

依式(7), (8) 计算得 $Z_0 = 3.09, A = 0.2297, B = -0.953214, \delta = 1.2598$ 。又依式(9) 计算得 $\delta_{\min} = 1.0110$ 。

可见 $\delta > \delta_{\min}$, 故所选取的过载系数能保证降低可靠性。则过载水平 $S = 1.2598 \times 101.6 = 128$, 在此过载状态下做5发产品试验, 试验结果全部成功, 则由式(4) ~ (6) 得

$$R_{L,S} = \beta_\gamma(5, 1) = 0.631, \quad \mu_{1,x} = 131, \quad R_{L,N} = 0.99992777。$$

如果利用经典方法, 为考核可靠性指标 ($R^* = 0.999, \gamma = 0.9$), 试验次数为 $n = \ln(1 - \gamma) / \ln(R^*) = 230$, 可见, 过载试验大大降低了试验次数。

5 评估结果对 D_x 的敏感性分析

在确定强度的变异系数 D_x 时, 往往有较大的主观任意性^[4], 因此, D_x 的取值在一个区间内变动, 这将对评估结果产生或高或低, 或大或小的影响。设 $S = \delta \cdot \mu_y = \mu_y + Z_p \cdot \sigma_y$, 联列式(1) ~ (3) 得:

$$Z_0 = (Z_s \cdot \sigma_x + Z_p \cdot \sigma_y) / (\sigma_x^2 + \sigma_y^2)^{1/2} \quad (11)$$

$$k = Z_0 / Z_s = (1 + C_p \cdot C_\sigma) / (1 + C_\sigma^2)^{1/2} \quad (12)$$

其中 $C_p = Z_p / Z_s = (\delta - 1) / (D_y \cdot Z_s)$, $C_\sigma = \sigma_y / \sigma_x = [(1 - D_x \cdot Z_s) \cdot D_y] / (D_x \cdot \delta)$

在 Z_s 一定的情况下, k 定性地反映了评估结果的大小, k 大时, 评估结果偏大; k 小时, 评估结果偏小。 k 是关于 C_σ 与 C_p 的二元函数, C_σ 与 D_x, D_y 相关, C_p 只与 D_y 相关, 故 k 仍是一关于 D_x 与 D_y 的二元函数。 k 与 C_σ 曲线见图3。由图3可知, 当 $C_\sigma < C_p$ 时, k 随 C_σ 单调递增, 当 $C_\sigma > C_p$ 时, k 随 C_σ 单调递减。考虑工程的实际性, 经计算知: 一般地, 过载试验工作于 I 区, 即 $C_\sigma < C_p$, 故

$$\partial(k) / \partial(C_\sigma) > 0 \quad (13)$$

$$\partial(C_\sigma) / \partial(D_x) = -D_y / (\delta \cdot D_x^2) < 0 \quad (14)$$

$$\partial(C_p) / \partial(D_y) = -(\delta - 1) / (Z_s \cdot D_y^2) < 0 \quad (15)$$

由式 (13) 和 (14) 得

$$\partial(k) / \partial(D_x) = \partial(k) / \partial(C_\sigma) \cdot \partial(C_\sigma) / \partial(D_x) < 0$$

即 D_x 偏小, 则评估结果偏高; D_x 偏大, 则评估结果偏低。

D_x 的不精确引起评估结果的误差量可表示为

$$\Delta = \partial(k) / \partial(C_\sigma) (> 0) \quad (16)$$

$$\frac{\partial(\Delta)}{\partial(C_p)} = \frac{\partial^2(k)}{\partial(C_\sigma)\partial(C_p)} = \frac{\partial^2(k)}{\partial(C_p)\partial(C_\sigma)} = \frac{-1}{(1 + C_\sigma^2)^{3/2}} < 0 \quad (17)$$

由式 (17) 和 (15) 得

$$\frac{\partial(\Delta)}{\partial(D_y)} = \frac{\partial(\Delta)}{\partial(C_p)} \cdot \frac{\partial(C_p)}{\partial(D_y)} < 0$$

即当 D_y 偏大时, 评估误差量偏小; 当 D_y 偏小时, 评估误差量偏大。

6 结 论

(1) 评估结果符合实际研制情况。

(2) 过载试验可大大地减少试验数目, 一般地, 对于额定状况下需作 200~300 次试验考核的产品, 如果提高载荷 20%~30%, 则只需作 4~5 次试验考核其可靠性, 这种方法适合于小子样, 高可靠性, 高造价的产品的可靠性评估, 具有推广价值。

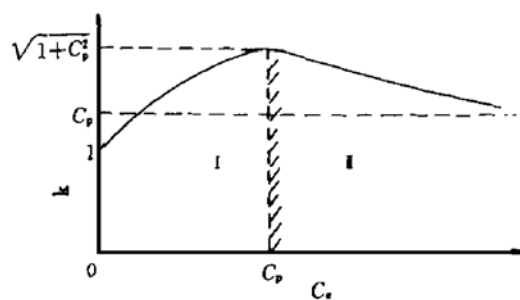


Fig. 3 The curve of k versus C_σ

参 考 文 献

- 1 张骏华. 结构强度可靠性设计指南. 北京: 宇航出版社, 1989.
- 2 Ze'ev PoraMeir Haim, Yaffz Markiewica. Estimation of $Pr(x > y)$ or $Pr(x < y)$. IEEE transacions on reliability, 1994, 43 (3)
- 3 周源泉. 可靠性评定. 北京: 科学出版社, 1990.
- 4 Watson S R. The meaning of probability in probabilistic safety analysis. Reliab. Engrg & System Safety, 1994, 45: 261~269

煤油超燃冲压发动机性能分析^{*}

司 徒 明

(航天工业总公司31所, 北京, 100074)

摘 要: 对近期有应用前景的碳氢燃料(煤油)超燃冲压发动机性能进行了计算。探讨了固定几何尺寸(不可调)的超燃冲压发动机有效推力系数、有效比冲和有效单位推力等主要性能参数变化的定量范围。计算表明,几何尺寸不可调的煤油超燃冲压发动机将可能成为巡航马赫数6左右的导弹动力装置。

主题词: 超音速冲压喷气发动机, 煤油, 超音速燃烧, 巡航导弹, 动力装置

分类号: V235.21

PERFORMANCE ANALYSIS OF HYDROCARBON-FUELED SCRAMJET

Situ Ming

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: The performance of hydrocarbon-fueled scramjet which is promising recently is analysed. The main performance parameters of a fixed-geometry scramjet are observed, and the effective thrust coefficient, effective specific impulse and effective specific thrust are determined. The results show that the kerosene (JP)-fueled scramjet of fixed-geometry could be adopted as a propulsion engine for the cruise vehicle of the flight Mach number about 6.

Subject terms: Supersonic combustion ramjet engine, Kerosene, Supersonic combustion, Cruise missile, Power plant

1 引 言

高超声速远程巡航飞行器的动力装置将是超燃冲压发动机。为了探索低高超声速($Ma=3\sim 8$)飞行技术,可贮存的碳氢燃料超燃冲压发动机将会获得优先发展。煤油贮存性良好,性能稳定,使用方便,价格便宜,虽然热值低,冷却性能差,但仍能满足在飞行马赫数3~8范围内的超燃冲压发动机的性能要求。因此,煤油超燃冲压发动机将是今后研制的方向。

一般在飞行马赫数 $Ma_0=4.5\sim 5.0$ 时,煤油超燃冲压发动机开始接力工作。根据接力状态和远程巡航状态的性能要求,超燃冲压发动机应该具有良好的推力特性和较高的单位推力与比冲。本文将采用热力循环和气流冲量分析法^[1~3]计算超燃冲压发动机的设计性能。

2 性能分析

由于发动机的内表面摩擦阻力对超燃冲压发动机性能有较大的影响,因此常用摩擦系数 C_f 来

^{*} 收稿日期: 1997-06-03, 修回日期: 1997-08-04, 本课题系国家“八六三”基金资助课题