

固体火箭发动机的 L^* 不稳定性的实验研究

高作林 孙曹民 魏英华

摘 要

本文介绍用 L^* 燃烧器研究固体火箭发动机 L^* 不稳定性的方法。分析了 L^* 不稳定性的规律。重点指出低压力指数 L^* 不稳定性的特点。提出发动机临界工作压力（或临界点）的确定方法。探讨了 L^* 不稳定性与发动机设计、加工、总装之间的关系。

一、引 言

人们在实践中发现,固体火箭发动机的低频不稳定燃烧现象不仅在低于某压力值下发生,而且在高压下也会发生。它往往发生在点火后工作初期或工作中期。一般含铝推进剂的机会更多些。因此用一个简单的临界压力 P_{kp} 和临界通气参量 α_{kp} 来指导发动机设计已不尽适用。实践证明:这种低频和喘气等不稳定燃烧现象与发动机工作压力 P_c 和发动机自由容积 V_c /喷喉面积 A_t 的比值强烈有关。人们定义 $L^* = V_c/A_t$ 。并发现用 L^* 和 P_c 值的一系列组合,都会发生喘气和低频不稳定性。为了表示这种特征,统称它为 L^* 不稳定性。相应的研究燃烧器,称为 L^* 燃烧器。

随着我国固体火箭发动机应用范围日益广泛,工作压力范围也要求相应宽广。因此,如何确定发动机的设计点?如何找到发动机 L^* 不稳定性的极限范围已日显迫切。为此我们开展了 L^* 不稳定性的研究工作。

直至目前,国外所研究的 L^* 不稳定性的推进剂燃速压力指数均在 $n = 0.4 \sim 0.8$ 之间。然而一般战术导弹和火箭的发动机都希望采用 $n < 0.3$ 的低压力指数推进剂,因为它内弹道性能好。但这种推进剂的 L^* 不稳定性有什么特征。未见报导。我们作了这方面的实验研究。实验表明:它除了符合一般规律外,还有其本身特色。

二、实验方法与结果

我们用一种 L^* 燃烧器将某产品用双基推进剂作试验研究。 $n < 0.28$ 。通过变化 L^* 与 A_t 值可得一系列 L^*-P_c 的组合,从而研究 L^* 振荡特征及找到临界 $L_{kp}^*-P_{c_{kp}}$ 的极限范围。情况如下:

(1) 实验条件

所用推进剂成分及燃速特性见表1、表2。

表1

某双基药基本配方及性能

组 份	重量百分比%	组 份	重量百分比%
硝化棉 (含N% = 12%)	56.3	二 苯 胺	0.47
硝化甘油	27.17	碳 酸 铅	3.04
二硝基甲苯	8.8	四氧化三钴	0.33
二号中定剂	1.35	二 氧 化 钛	2.21
凡士林	0.65	水 份	0.27
爆热 千卡/公斤	857	比重g/cm ³	1.67

表2

燃 速 性 能

压力 kg/cm ² 温 度 ℃	燃 速 mm/sec					燃速公式 $r = ap^n$ mm/sec
	30	40	50	70	90	
+50	8.929	9.940	10.330	11.190	12.320	$3.516 P^{0.28}$
+20	8.532	9.469	10.020	10.550	11.340	$3.782 P^{0.24}$
-40	7.700	8.650	9.70	9.780	9.820	$3.740 P^{0.22}$

药柱直径65mm，包复后外径70mm。高度可变。底部也包复。

(2) 实验装置

本实验所用L*燃烧器如图1所示。

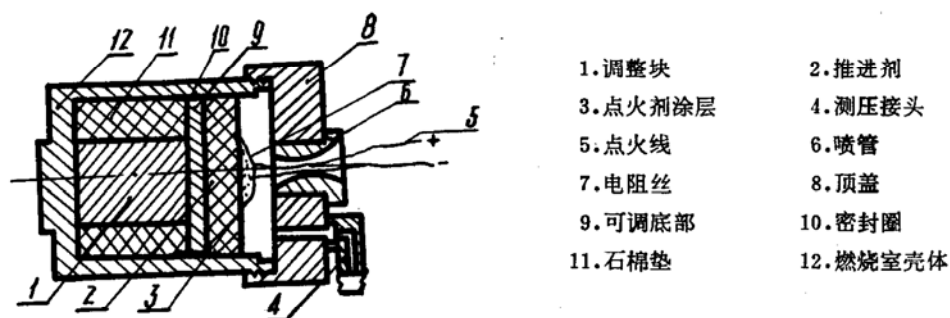


图1 L*燃烧器示意图

燃烧器内腔为直径70mm，高72mm的端面燃型发动机。通过变化喉径 d_t 和调整块高度来变化 L^* 和 P_c 值。也可改变药饼厚度来调节 L^* 值。本试验 L^* 值在3.2—17米内变化。测压位置在头部。考虑它属“容积振模”又方便之故。

(3) 点火方法

点火压峰可引起 L^* 振荡。为避免外界因素引起的激振，点火方法就要讲究。本试验采用“涂漆”法。将点火剂溶于丙酮涂在装药表面待干燥后，用镍-铬丝加热点燃。虽有5—10秒延迟但能测得真正的 L^* 振荡。其比较情况如图2。

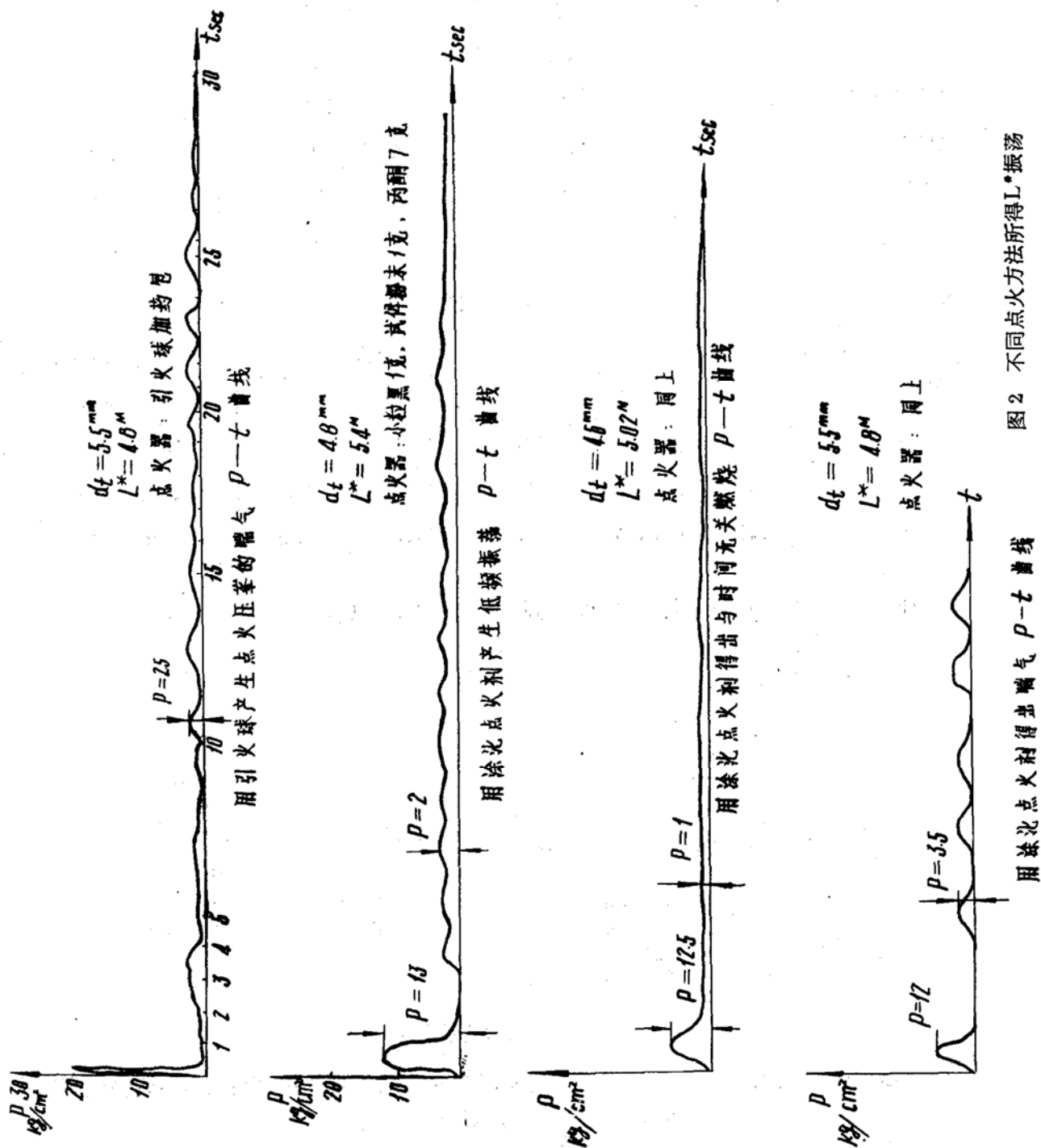


图2 不同点火方法所得 L^* 振荡

本实验采用国产BPR-3型压力传感器, 通过动态电阻应变仪的放大在 SC-16光线示波器上记录。点火线路与SC-16记录仪同步。

(4) 实验结果

实验结果表明, 固体火箭发动机的 L^* 振荡与 L^* 和 P_c 值的组合强烈有关。其振荡频率和振幅当 P_c 一定时也与 L^* 值强烈有关。实验数据由表 3 列出。由它可看出:

(a) 发动机的临界工作压力不是一个点。而是有一系列 L_{kp}^* 和 P_{kp} 所组成。如 $L^* = 5.1$ 米, $P_{kp} = 52 \text{ kg/cm}^2$ 和 $L_{kp}^* = 14.83$ 米, $P_{kp} = 37.5 \text{ kg/cm}^2$ 。都是临界点。

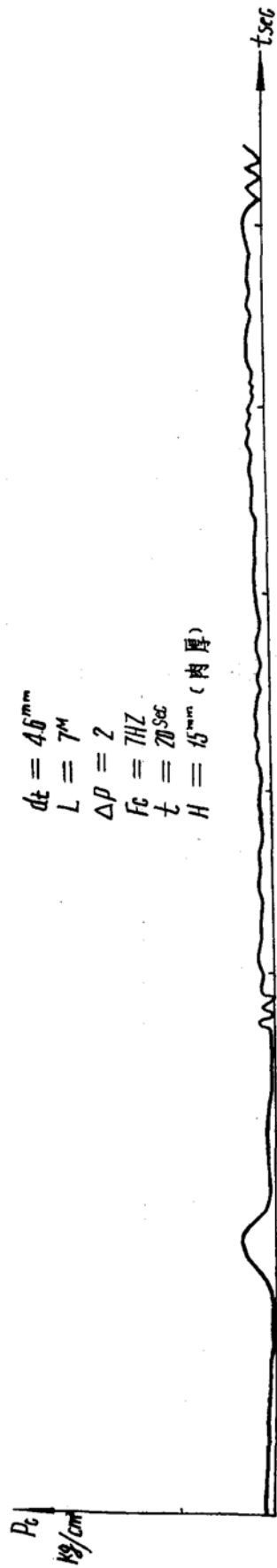
(b) $n < 0.3$ 的推进剂 L^* 振荡的极限范围变化较窄。由实验得 $L_{kp}^* = 5 - 15$ 米, $P_{kp} = 37 - 52 \text{ kg/cm}^2$ 内变化。

(c) L^* 振荡规律是: 当 P_c 保持不变时 (本实验用 $d_t = 4.6$, $K_N = 200$ 保持不变), 则振荡频率随 L^* 加大而减小。本实验 L^* 由 7 米升至 15 米, 频率 F_c 由 7 Hz 降至 1 Hz。振幅随 L^* 加大而加大。本实验 L^* 由 7 米升至 15 米, 振幅 ΔP 由 2 kg/cm^2 升至 5 kg/cm^2 。根据这样规律可推断: 继续加大 L^* 值应出现正常工作点。本实验找到 $L^* = 17$ 米时 $P_c = 37.5 \text{ kg/cm}^2$ 正常工作点。这进一步证明临界压力不是孤立一个点。图 3 表示 L^* 振荡规律。图 4 表示正常工作点的 $P-t$ 曲线。

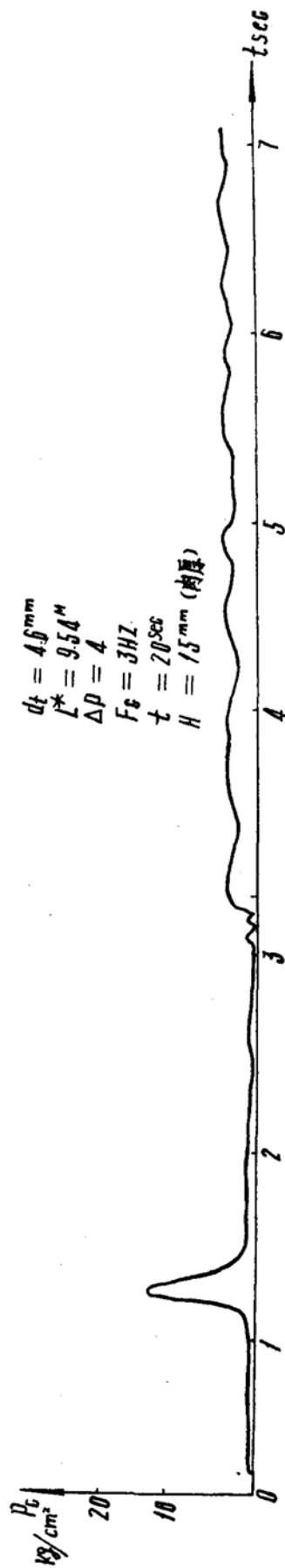
表 3

某双基推进剂 L^* 不稳定性实验数据

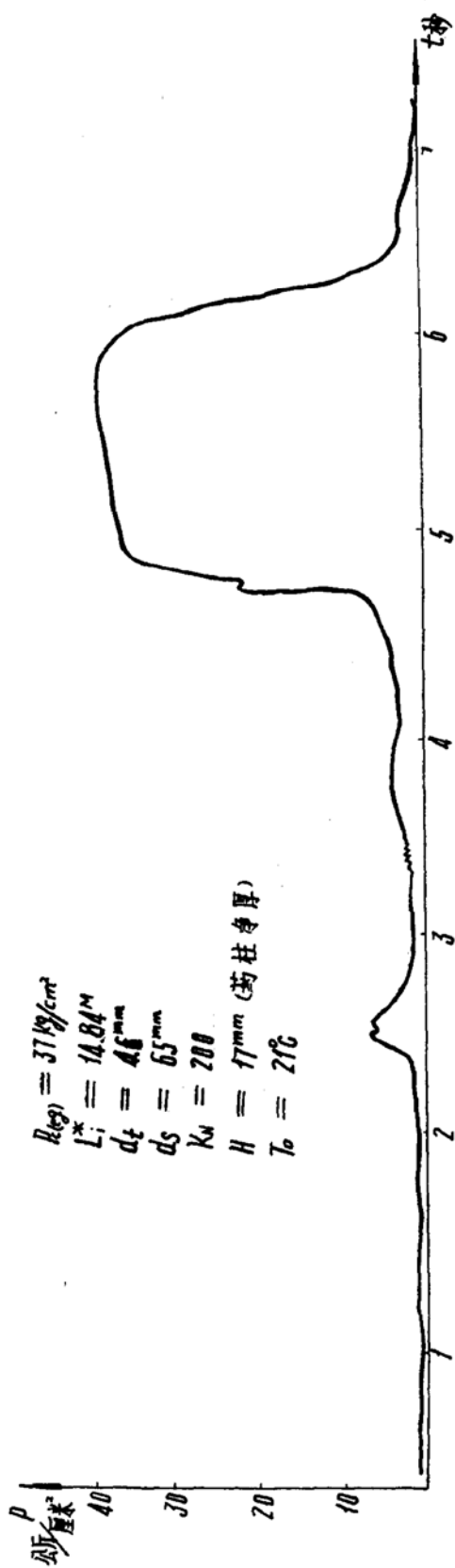
试验序号	喷喉直径 mm	喷喉面积 mm ²	K_N	L^* M	预估压力 kg/cm ²	实测压力 kg/cm ²	压力振幅 kg/cm ²	振荡频率 Hz	燃 烧 现 象	初温℃
No1	4	12.57	265	3.49	76	78	—	—	正常	20℃
No3	4.1	13.20	252	4.6	54	56	—	—	正常	20℃
No4	4.2	13.85	238	5.4	45.6	47	—	—	正常	20℃
No16	4.5	14.52	227	5.1	42.2	42.5	—	—	先低频后正常	23℃
No8	4.5	15.96	208	4.7	41.3	—	~ 1	—	低频	22℃
No18	4.6	16.62	200	5.206	41.3	—	~ 1	—	先低频后正常	20℃
No19	4.6	16.62	200	4.85	39.3	—	~ 1	—	低频	20℃
No20	4.6	16.62	200	7	39.3	—	~ 2	7	低频	20℃
No22	4.6	16.62	200	9.54	39.3	—	~ 4	3	低频	20℃
No25	4.6	16.62	200	14.83	39.3	37.5	~ 5	1	先低频后正常	20℃
No28	4.6	16.62	200	17	39.3	37.5	—	—	正常	20℃
No30	4.8	18.10	183	5.7	35.2	—	~ 1	—	低频	23℃
No32	4.9	18.86	176			—	~ 1	—	低频	25℃
No34	5.0	19.63	169	3.2	—	—	~ 2	10	低频加喘气	22℃
No36	5.2	21.24	157	4.7	—	—	1	7	低频	22℃
No38	5.5	23.76	140	4.2	—	—	~ 1	8	低频加喘气	24℃
No40	5.5	23.76	140		—	—	—	—	低频加喘气	24℃



(a)



(b)



(c)

图3 当 $K_N = 200$ 不变时 L^* 振荡规律

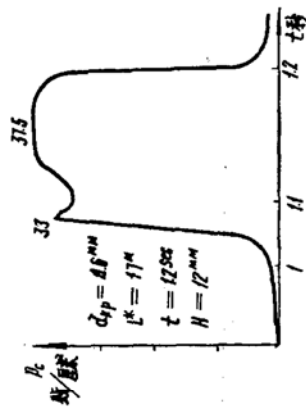


图4 $K_N = 200$ 时, 正常工作 $P-t$ 曲线

三、稳定性边界确定

由实验知，喘气发生在 K_N 值较低时，而低频在较高 K_N 下即发生，且有先低频后正常工作的 L^*-P_c 点。它们往往发生在 K_N 相同而稍变动 L^* 值情况下。如 № 8、№ 16、№ 22、№ 25 等试验情况。为此我们定义：由低频能转向正常工作的点为临界点。相应的为 L_{kp}^* 和 P_{kp} 。由这些点所组成的边界线为稳定边界线。我们在对数坐标上得到近似直线关系的稳定边界如图 5 所示。我们用某产品设计点校核。证明所得稳定边界可信。但正式判断还需作高、低、常温的 $L_{kp}^*-P_{kp}$ 图。

所以产品设计中临界工作压力及临界初始 L^* 值的确定应该放在稳定区。发动机的临界工作压力 P_{kp} 应该在作出 $L_{kp}^*-P_{kp}$ 的稳定边界区后确定。

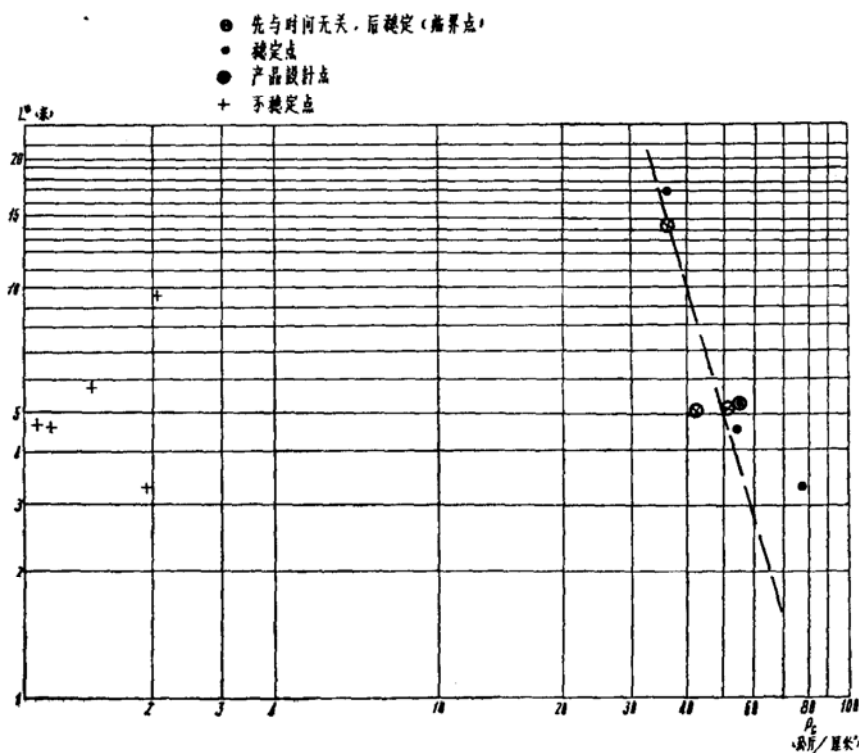


图5 某双基药稳定边界图

四、实验结果分析

为避免求化学动力学参数，我们用Beckstead和Price的分析方法。

发动机的质量平衡方程：

$$\frac{dp}{dt} + \left(\frac{C_b RT_c}{L^*} \right) P - \left(\rho_p \frac{K_N RT_c}{L^*} \right) r = 0 \quad (1)$$

根据实验假定压力振幅呈正弦型则 $P(t)$ 为：

$$P(t) = \Delta P e^{\alpha t} \cos \omega t + P_c \quad (2)$$

式中 ΔP ——压力振幅。 P_c ——平衡压力。 α ——压力振幅振荡的指数增长常数。 ω ——振荡

频率。由于低频时 ω 小, 则振荡周期 $T = \frac{2\pi}{\omega}$ 就大, T 与推进剂特征热传导时间 τ_{th} 相比大好多。 $\tau_{th} = \alpha_t / r^2$ 。 α_t ——推进剂热传导率, r ——燃速。所以 $r = ap^n$ 在 L^* 振荡时仍适用。但 r 随时间变化, 假定它比压力振荡提前 τ 时间则 $r = r(t)$ 为:

$$r(t) = a[P(t+\tau)]^n = a[P_c + \Delta P e^{\alpha(t+\tau)} \cos \omega(t+\tau)]^n \quad (3)$$

由于 $\frac{\Delta P}{P_c} \ll 1$, (3)式按二项式定理展开, 化简得:

$$r(t) = ap_c^n + anP_c^{n-1} \Delta P e^{\alpha(t+\tau)} \cos \omega(t+\tau) \quad (4)$$

把(2)和(4)式代入(1)式整理、移项后根据等式两边系数相等并假定 $e^{\alpha\tau} \approx 1$ 则得以下关系式:

$$\cos \omega \tau = 1 + \alpha \tau_{ch} / n \quad (5)$$

$$\sin \omega \tau = \omega \tau_{ch} / n \quad (6)$$

式中 $\tau_{ch} = L^* / C_b R T_c$, 称特征停留时间常数。由(5)、(6)两式得 α 与 ω 关系式:

$$(1 + \alpha \tau_{ch})^2 + (\omega \tau_{ch})^2 = n^2 \quad (7)$$

(7)式为圆方程。其图形如图6所示。

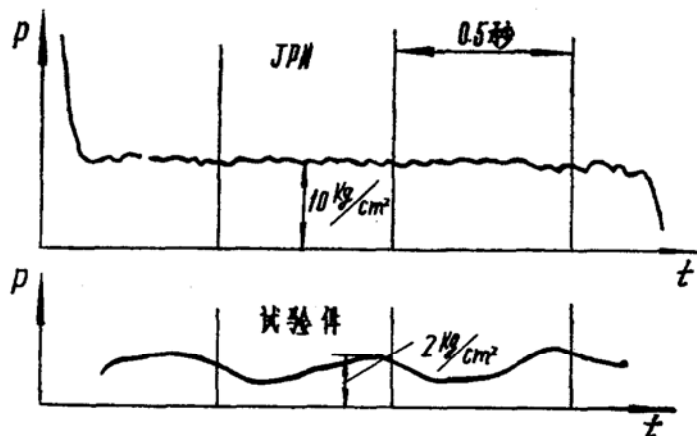


图6 不同 n 时 ω 与 α 的关系

由以上理论推导可分析出:

(a) 在一定压力下, 压力指数 n 与振荡增长常数及 L^* 关系是: n 越小, α 亦小。当 n 一定, α 随 L^* 加大而减小, 反之亦然。

证明: 因 $\cos \omega \tau < 1$ 。从(5)式得 $\alpha \tau_{ch} < 1$ 。当不同 n , 如 $n = 0.3$, $n = 0.6$ 时, 则 $\alpha_{0.3} \tau_{ch} < -0.7$ 。 $\alpha_{0.6} \tau_{ch} < -0.4$ 在同样 L^* 变化下: $\alpha_{0.3} < \alpha_{0.6}$, 所以 n 小, α 亦小。当 n 一定, $\tau_{ch} \propto L^*$ 据上式 L^* 加大 α 减小。我们的实验№18至№28证明这一点。由于我们 $n < 0.3$ 所以压力振幅较小且系统易趋向稳定。

(b) 在一定压力下, 压力指数 n 与振荡频率 ω 及 L^* 关系是: n 越小, ω 也小。当 n 一定 ω 随 L^* 加大而减小。反之亦然。

证明: 因 $\sin \omega \tau < 1$ 。从(6)式得 $\omega \tau_{ch} < n$ 。当 L^* 相同变化时, n 越小, 相应 ω 要小。当 n

一定时 ω 随 L^* 加大而减小。图7是在相似 τ_{ch} 下, Schöyer教授所作JPN药 $n = 0.69$ 与我们药 $n = 0.24$ 的 L^* 振荡 $P \sim t$ 曲线比较可说明上述理论。

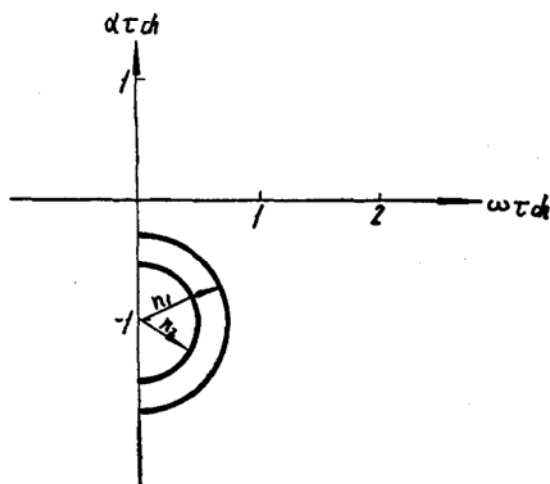


图7 不同 n 的 L^* 振荡比较

(c) 在一定压力下, 压力指数 n 与 $\omega = 0$ 时的边界区比较关系是: n 越小, $\omega = 0$ 时 L^* 的范围较窄。反之亦然。

证明: 由(7)式及图6知, n 小表示圆半径小。当 $\omega = 0$ 则: $1 + \alpha\tau_{ch} = \pm n$, $\alpha_1\tau_{ch1} = n - 1$ 和 $\alpha_2\tau_{ch2} = -n - 1$ 所以 n 小两者距近。因 $\omega = 0$ 时 L^* 是定值, 故 L_1^* 与 L_2^* 范围窄。

值得指出: 我们所得稳定界图(图5)的 L^* 与 P_c 关系与一般理论所指出 $L^* \propto P^{-2n}$, 并不一致。而且Kumar等人所作与这理论也不一致, 说明不同燃速特性推进剂有其特有稳定边界。这理论有其局限性的。所以用实验法确定稳定边界较妥。

五、 L^* 不稳定性与发动机设计、总装的关系

由以上实验研究及理论分析可看出:

(1) 发动机设计点应放在稳定区。为确定好设计点须作高、低、常温的 $L_{kp}^* - P_{c_{kp}}$ 图。切忌设计点置于临界区。否则因燃速跳动或 L^* 变化会易引起 L^* 振荡。

(2) 喷喉的直径及燃烧室自由容积在加工及总装中均需保持在允许公差内。尤其装配间隙会影响它们的值时, 更应提出限制值。

(3) 燃烧室壁面涂料及环境阻尼对 L^* 振荡影响主要表现在 α_{eff} 上。当壁面粗糙、环境阻尼加大会使有效增长常数减小。因 $\alpha_{eff} = \alpha_p - \alpha_T$ 。 α_p 为推进剂增长常数, α_T 为阻尼增长常数。

(4) 点火装置设计应尽量避免过高点火峰及点火延迟。因它们会激起低频振荡。

六、结 论

L^* 振荡的振幅、频率在一定压力下与 L^* 成反比。低压力指数推进剂的 L^* 振荡具有振幅小, 频率低, 稳定边界范围窄, $L_{kp}^* - P_{c_{kp}}$ 斜线较陡的特点。它易趋向稳定。

L^* 振荡的理论与实验研究还不完善, 用实验研究确定稳定边界较妥, 以满足设计需要。上述实验研究方法简便、节省、可靠。可供使用参考。

参 考 文 献

- (1) H. F. R, Schöyer, "Results of experimental investigations of the L^* phenomenon",
Journal Spacecraft and Rocket Vol.17 №3, 1980
- (2) Kumar and Mc Namara, "Some experiments related to L-shear instability in rocket
motors" N73-33735
- (3) Beckstead, M.W. and Price, E.W. "Nonacoustic instability" AIAA Journal, Vol.5, №
V. 1967
- (4) 孙曹民 "固体火箭发动机低频不稳定性的理论与实验" "推进技术" 80年第一期