

环形不稳定性计算模型在 FY-20液体火箭发动机上的应用

海军航空工程学院 原渭兰 国防科技大学 庄逢辰 杨本濂

摘 要

本文用环形不稳定性计算模型计算、分析了FY-20液体火箭发动机的切向高频燃烧不稳定性。其结果与热试车结果是一致的。根据所得结果,为此发动机中安装径向隔板的必要性提供了理论依据并对稳定性不佳的液体火箭发动机提出了具体改进步骤及一些有效措施。

几乎在每个液体火箭发动机的研制过程中都遇到过燃烧不稳定性问题。关于高频燃烧不稳定性的理论研究,国外提出了一些简化模型^[1~3]。但在国内研究甚少。

一、理论分析

1. 物理模型 本文应用环形不稳定性计算模型,其物理模型如图1所示。计算中取圆柱坐标系,其Z向与燃烧室轴重合。

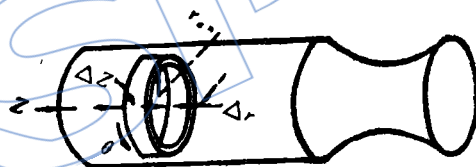


图1 环形不稳定性计算模型的物理模型

2. 基本假设及近似 (1)整个燃烧过程受推进剂蒸发速率控制;(2)液雾由单一尺寸的液滴组成;(3)理想气体,绝热等熵流动;(4)不计质量力, C_v 、 C_p 、 λ 、 μ 均为常数;

(5)只考虑分子热传导;(6)液滴的半径、温度、速度不随时间变化,液滴速度始终沿Z向;(7) $\nabla \cdot \vec{V}_{eR} = 0$, $\nabla \cdot \vec{V}_{eY} = 0$, $\nabla U_R = 0$, $\nabla U_Y = 0$, $V_r = 0$, $\partial/\partial r = 0$, $\partial V_z/\partial \theta = 0$, $\partial V_\theta/\partial Z = 0$;(8)气体Z向分速 V_z 始终等于稳态值;(9)环形体中总质量、总动量、总能量不随时间改变,Z向导数不随 θ 变化;(10)守恒方程中的各项在 ΔZ 、 Δr 内无变化。

3. 基本方程 除理想气体状态方程 $p' = \rho' T'$ 外,令 $\omega_i = \omega_R + \omega_r$,推出质量、动量(θ 向)和能量守恒方程^[5]。不考虑粘性影响下,由假设(9)、(10)可得以下求解Z向偏导数的质量、动量、能量方程组。

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_z'}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} \rho' d\theta' + 2\pi V_z' \frac{\partial \rho'}{\partial Z'} &= \beta_R \int_0^{2\pi} \omega_R' d\theta' + \beta_Y \int_0^{2\pi} \omega_Y' d\theta' \\ V_z' \frac{\partial V_z'}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} \rho' d\theta' + \frac{1}{k} \frac{\partial \rho'}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} T' d\theta' + \frac{1}{k} \frac{\partial T'}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} \rho' d\theta' &= -\beta_R (V_z' - V_{eR}') \int_0^{2\pi} \omega_R' d\theta' \\ -\beta_Y (V_z' - V_{eY}') \int_0^{2\pi} \omega_Y' d\theta' - \frac{3}{8} \alpha_R (V_z' - V_{eR}') \int_0^{2\pi} \rho' \sqrt{V_\theta'^2 + (V_z' - V_{eR}')^2} d\theta' & \end{aligned} \quad (1)$$

$$-\frac{3}{8}\alpha_Y(V'_z - V'_{eY}) \int_0^{2\pi} \rho' C_{DY} \sqrt{V_0'^2 + (V'_z - V'_{eY})^2} d\theta' \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & (k-1) \frac{\partial V'_z}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} p' d\theta' + V'_z \frac{\partial T'}{\partial Z'} \int_0^{2\pi} \rho' d\theta' = - \int_0^{2\pi} \rho' V'_0 \frac{\partial T'}{\partial \theta'} d\theta' - (k-1) \int_0^{2\pi} p' \frac{\partial V'_0}{\partial \theta'} d\theta' \\ & + (\beta_R + \beta_Y) k \int_0^{2\pi} \omega'_Y d\theta' - \beta_Y \int_0^{2\pi} \omega'_Y T' d\theta' - \beta_R \int_0^{2\pi} \omega'_R T' d\theta' + \frac{3}{8} k(k-1) \left\{ \alpha_R \int_0^{2\pi} \rho' [V_0'^2 \right. \\ & + (V'_z - V'_{eR})^2]^{\frac{3}{2}} d\theta' + \alpha_Y \int_0^{2\pi} \rho' [V_0'^2 + (V'_z - V'_{eY})^2]^{\frac{3}{2}} d\theta' \left. \right\} \\ & + \frac{1}{2} k(k-1) \left\{ \beta_R \int_0^{2\pi} \omega'_R [V_0'^2 + (V'_z - V'_{eR})^2] d\theta' + \beta_Y \int_0^{2\pi} \omega'_Y [V_0'^2 + (V'_z - V'_{eY})^2] d\theta' \right\} \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $\beta_R = \omega_R \cdot 0.7 a_n / a_0 \rho_0$, $\beta_Y = \omega_Y \cdot 0.7 a_n / a_0 \rho_0$, $\eta = \mu_0 / \rho_0 a_0 \gamma_{an}$, $\alpha_R = C_{DR} \gamma_{an} / \gamma_{sR}$, $\alpha_Y = C_{DY} \gamma_{an} / \gamma_{sY}$

有分解火焰峰和无分解火焰时液滴蒸发速率计算公式分别为:

$$\dot{m}_v = (C_a \gamma_s / A) [1 + A_a \gamma_s / 2 C_a] + \sqrt{(1 + A_a \gamma_s / 2 C_a)^2 - 1} \times 4\pi \gamma_s^2 \quad (4)$$

$$\dot{m}_v = [4\pi \rho D / AB (r_s^{-1} - \gamma_\infty^{-1})] \ln(1 - B X_{v,s})^{-1} \times 4\pi \gamma_s^2 \quad (5)$$

其中 $C_a = (4\pi \rho D / B) \ln(1 - B X_{v,s})^{-1}$, $B = 1 + (\rho_{E,s} / \rho_{v,s})(1 - A^{-1})$,

$$A = 1 + (16\pi \gamma_s^2 \rho_{v,s} / \dot{m}_v) (\partial \gamma_s / \partial t), \quad A_a = 4\pi \dot{m}_{rf}$$

$$\dot{m}_{rf} = \frac{\sqrt{\frac{2K_0 \lambda Q_c n_1}{(T_{f,a} - T_e)^n} \left(\frac{PM}{RT_f}\right)^n x_{v,s} \left(\frac{RT_f^2}{E}\right)^{n+1} \exp\left(-\frac{E}{RT_f}\right)}}{\sqrt{[C_p(T_f - T_e) + \Delta H_v]^2 - C_p^2(T_f - T_{f,a})^2}} \quad (6)$$

其中 $T_f = T_{f,a} + (T_D - T_{f,a}) \exp\{(-\dot{m}_v C_p / 4\pi \lambda)(\gamma_f^{-1} - \gamma_\infty^{-1})\}$,

$$\gamma_f = \gamma_s (1 + \sqrt{1 + 4C_a / A_a \gamma_s}) / 2, \quad \gamma_\infty = \gamma_s N_u / (N_u - 2).$$

初始条件: $t' = 0$, $p' = 1 + A_p \sin \theta'$, $\rho' = p'^{1/k}$, $T' = p'^{(k-1)/k}$, $V'_0 = 0$

二、计算结果及其分析

由作者硕士论文^[5]中对环形不稳定性计算模型可靠性的验证过程知, 液体火箭发动机中气液相对速度为零处最容易激发起切向高频不稳定燃烧。由于时间及经费的限制, 仅对 FY-20 液体火箭发动机 3 区隔板内部这一部分流场进行了计算。计算中所需的全部稳态参数值 ρ_0 、 a_0 、 V_z 、……均取自作者的硕士论文。这里不再复述计算过程, 仅将结果列于表 1。

计算中我们将所取环形沿周向分成 80 等份。取比热比 $k = 1.2$, 环形半径 $\gamma_{an} = 7.65 \text{ cm}$ 。

我们对 3 区 $\gamma_{an} = 7.65 \text{ cm}$, 轴向距离 Z 分别等于 3 cm , 6 cm , …… 1 cm 等处的燃烧状态进行了计算。计算结果表明初始压力扰动振幅一直加大到 1.44 MPa (即 14.2 个大气压), 这些区域都是稳定的。因 1.44 MPa 的气压已是一个相当大的值, 所以我们认为 FY-20 液体火箭发动机中的这个区域对切向高频不稳定性来说是稳定的。这一结果与热试车结果是一致的。图 2 是计算出来的典型曲线。从图中可以看到, 无因次压力扰动振幅衰减得相当快。

表 1 计 算 结 果

Z(cm)	$\rho_o \times 10^3$ (kg/m)	$T_o(k)$	$V_z(m/s)$	$T_{eR}(k)$	$T_{eY}(k)$	V_{eR} (m/s)	V_{eY} (m/s)	$r_{SR} \times 10^2$ (m)	$r_{SY} \times 10^2$ (m)	$\dot{m}_{VR} \times 10^6$ (kg/s)	$\dot{m}_{VY} \times 10^6$ (kg/s)
2.5	0.00628	2400.0	0.0	370.0	291.0	36.937	28.987	0.01372	0.01994	0.39729	0.08762
3	0.00627	2409.4	1.363	402.9	301.1	32.009	27.626	0.01398	0.02005	0.57344	0.13416
4	0.00622	2447.6	5.769	439.1	320.0	25.514	25.642	0.01427	0.02026	0.68701	0.25306
5	0.00614	2514.2	11.735	461.1	335.7	22.774	24.647	0.01442	0.02046	0.66951	0.35176
6	0.00606	2602.3	17.925	475.3	347.3	22.116	24.329	0.01450	0.02062	0.55569	0.36507
6.82	0.00599	2678.7	22.044	482.1	353.7	22.069	24.286	0.01452	0.02072	0.30838	0.28846
8	0.00588	2813.4	28.497	492.3	359.8	22.222	24.294	0.01458	0.02082	0.66631	0.42568
9	0.00579	2966.0	36.382	504.7	369.0	23.438	24.516	0.01475	0.02100	0.84208	0.80779
10	0.00573	3116.8	44.402	518.4	379.9	26.678	25.405	0.01505	0.02119	0.86478	0.12737

表 2 燃烧速率系数

Z(cm)	$\Delta V'_R \times 10^4$	$\Delta V'_r \times 10^4$	r_{an} (cm)	$L_R \times 10^6$	$L_r \times 10^6$	$L_t \times 10^6$
3	-262	-224	7.65	503	54	557
			20.05	1319	143	1462
5	-93	-109	7.65	834	162	996
			20.05	2186	424	261
6	-35	-54	7.65	718	171	889
			20.05	1882	449	2331
6.82	-0.21	-19	7.65	402	136	538
			20.05	1053	357	1410
8	52	35	7.65	869	203	1072
			20.05	2279	532	2811
9	106	97	7.65	1050	385	1435
			20.05	2753	1008	3761
10	145	155	7.65	953	588	1541
			20.05	2497	1542	4039

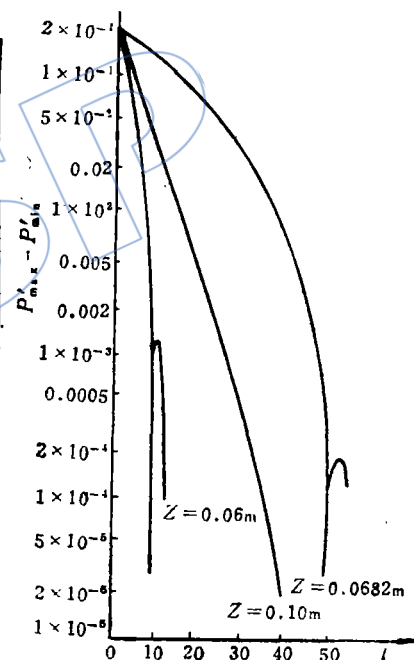


图 2 无因次压力扰动振幅随时间变化的典型曲线

据表 1 的稳态计算结果, 算出燃烧速率系数 $L_R = \omega_{R, o} \gamma_{an} / \rho_o a_o f(k)$ 和 $L_r = \omega_{r, o} \gamma_{an} / \rho_o a_o f(k)$, 以及总燃烧速率系数 $L_t = L_R + L_r$ 列入表 2 (表中 $\Delta V'_R = V'_z - V'_r$, $\Delta V'_r = V'_z - V'_r$)。由作者硕士论文的计算结果 (图 3) 得知, $\gamma_{an} = 7.65\text{cm}$ 时, 各处的总燃烧速率系数 L_t 均位于稳定性极限曲线左侧的稳定区域。这是由于高的喷射速度和高的燃烧室温度下, 推进剂燃烧速率 ω_o 很小而音速 a_o 很大的缘故。当 $\gamma_{an} = 20.05\text{cm}$ 时, 总燃烧速率系数 L_t 显著增大了, 燃烧状态有可能进入图 3 的不稳定区域。例如 $Z = 9\text{cm}$ 处, $\Delta V' = 0.01$, $L_t = 0.003761$ 。

但由于 $8.75\text{cm} \leq \gamma \leq 20.05\text{cm}$ 区域内装有六块径向隔板, 而由作者硕士论文的计算结果图4得知, $\Delta V' = 0.01$ 时, 如装有六块径向隔板, 则燃烧速率系数需大于 0.46 才能进入不稳定区域, 而现在总燃烧速率系数只有 0.003761, 远小于 0.46。再加上液滴阻力系数 D 总是大于零的, 且随 γ_{an} 的增大而增大。因此, 估计 $7.65\text{cm} \leq \gamma \leq 20.05\text{cm}$ 区域内的计算结果也是稳定的。

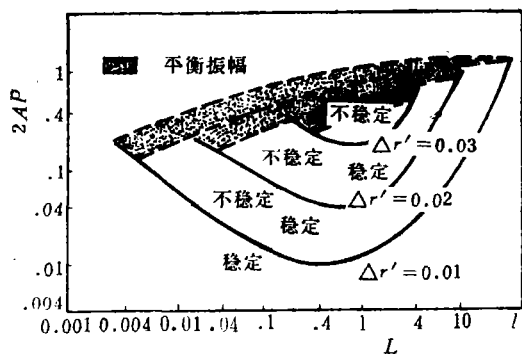


图 3 相对速度对稳定性极限曲线的影响

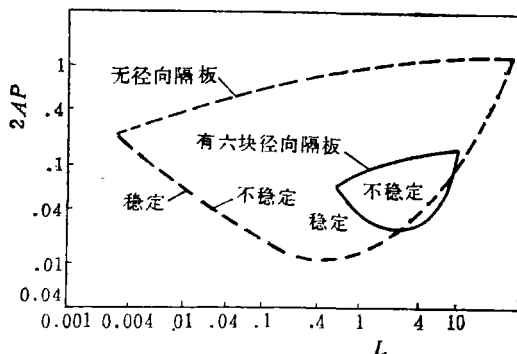


图 4 径向隔板对稳定性极限曲线的影响

的。对于 $0 \leq \gamma \leq 7.65\text{cm}$ 的区域, 由于总燃烧速率系数 L_t 随 γ_{an} 的减小而减小, 而液滴阻力系数总是大于零的。所以, 估计这个区域的计算结果也是稳定的。

由上述分析我们体会到应按下述步骤改进切向稳定性不佳的发动机:

- (1) 对稳态燃烧过程进行计算, 算出燃烧速率系数分布;
- (2) 根据燃烧速率系数在稳定性极限曲线图中的位置, 估计出改进方向。
- (3) 调整发动机设计参数及其结构, 使算得的燃烧速率系数位于稳定区域;
- (4) 进行非稳态计算, 检验燃烧状态的稳定性。

由图 3 知, 要进入不稳定区域必须使燃烧速率系数达到一定值, 即必须给扰动波提供一定的能量。由于小液滴的温度变化率及速度变化率都比大液滴的大得多, 而且小液滴的燃尽时间比大液滴的短得多。所以, 适当改变喷嘴直径及碰撞角可以改善切向高频燃烧不稳定性。

参 考 文 献

- [1] Crocco, L. and Cheng, S.I., "Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket motors." AGARDograph No.8, Butterworths Sci.Pub.Ltd., London, 1956.
- [2] Crocco, L., Harrie, D.T., and Reardon, F.H., "Transverse Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors." ARS J., Vol.32, No. 3, March 1962, pp.366—373.
- [3] Priem, R. J. and Guentert, D.C., "Combustion Instability Limits Determined by a Nonlinear Theory and One-Dimensional Model." NASA TND-1409, Oct.1962.
- [4] Hoffman, R.J., Wright, R.O., and Breen, B.P., "Combustion Instability Prediction Using a Nonlinear Bipropellant Vaporization Model." NASA CR-920.
- [5] 原渭兰, "环形不稳定性计算模型的探究及其在FY-20 液体火箭发动机上的应用", 硕士论文, 国防科学技术大学, 1985年。

(责任编辑 王慧玉)

APPLICATION OF ANNULAR INSTABILITY MODEL TO FY-20 LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Yuan Weilan

(Naval Aeronautical Engineering Institute)

Zhuang Fengchen and Yang Benlian

(National University of Defense Technology)

Abstract

This paper presents computation and analysis of tangential mode of high frequency combustion instability in FY-20 liquid propellant rocket engine by means of the annular instability model. The results show that the tangential mode of high frequency unstable combustion does not occur in the engine, that coincides with the experimental results. Concrete steps and some effective measures for improving the liquid propellant rocket engine which is weak in the tangential mode of high frequency stability are also described in the paper.

FLOW PERFORMANCE OF REVERSED TANDEM CASCADES WITH DOUBLE-CIRCULAR ARC PROFILE FOR COMPRESSOR STATOR

Zhuang Biaonan

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

Blowing experiments have been completed on 21 kinds of reversed tandem cascades with different geometrical parameters. The cascades were designed by the aid of a computer program with reference to the configurations of the tandem cascades of Turmo-IIIc, J69 and J85 compressor stators. The main flow performances were obtained in the form of a group of curves. Three conclusions are drawn as follows. 1. The turning angle of the reversed tandem cascade is larger than that of a single blade cascade, while the pressure loss coefficient is smaller. 2. The reversed cascades still possess a better performance even if the incident angle is about -13° . Therefore, they can be suitable for application under conditions of minus incident angles. 3. The relative displacement and the relative axial distance of reversed tandem cascades should be matched well.