

喷气发动机起动点火过程中的流动相似

北京航空航天大学 王洪铭

一、概 述

空中起动时,点火包线如图1所示,从点火的贫油边界看出,随着高度增加,点火所允许的速度是增加的。当采用电嘴附近补氧时,它的贫油边界虽然扩大了,仍然保持这一趋势。而在经典的点火理论中,当点火能量一定时,空气的温度 T_a 、密度 ρ_a 降低,点火的流速 V_a 下降。为此,本文企图解释,当高度增加时,贫油点火边界的流速也增加这一试验结果。

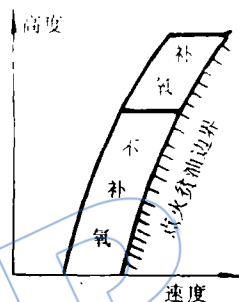


图1 空中点火包线

二、流 动 相 似

点火时,把电嘴放在要点燃的离心喷嘴附近,点火成功时应当满足:1. 电嘴附近空间的燃油浓度在可燃范围以内。2. 空中点火时,由于气流温度很低,燃油蒸发困难,电火花的能量必须把临界火球以内的油滴加热蒸发,与空气混合并达到燃烧温度,才能实现点燃。因此,保证点火成功的条件就是保持电嘴附近油滴尺寸及颗粒数目始终满足上述要求。

尺寸为 d 的液滴射出喷嘴后,在气流中受气动力而改变运动速度和方向。按运动方程

$$d\bar{V}_f/dt = -K_1(\rho_a/\rho_f)(\bar{V}_f - \bar{V}_a)^2(C_f/d) \quad (1)$$

式中液滴阻力系数 C_f 为

$$C_f = K_2/Re^* \quad (2)$$

而

$$Re = (\bar{V}_f - \bar{V}_a)\rho_a d/\mu_a \quad (3)$$

局部液滴尺寸 d 用 SMD 代替,即 $Kd = SMD$ 。根据 *Rizk* 和 *Lefebvre* 的试验数据,液滴平均直径是 Re 和 We 的函数,即

$$SMD/D_o = f(Re, We)$$

或

$$SMD \propto (\sigma\rho_f/\rho_a\Delta p_f)^{0.25}(\mu_f^2/\rho_f\Delta p_f)^{0.125}D_o^{0.5} \quad (4)$$

式中 D_o 是喷嘴直径。油滴从喷嘴喷射的速度 V_f 为

$$V_f \propto (\Delta p_f/p_f)^{0.5} \quad (5)$$

速度也可写为

$$V_f = dx_f/dt, \quad V_a = dx_a/dt \quad (6)$$

并利用空气流动的压力损失方程、空气流动的连续方程及动量方程等9个独立的方程。在电嘴附近保持燃油雾滴场相似的条件,即电嘴附近空间里雾滴尺寸及其分布不变,根据运动方程

可以得出

$$\rho_a(\bar{V}_f - \bar{V}_a)^2 / \rho_f \bar{V}_f \tau^{-1} d Re^* = \text{不变量}$$

或者分别写为 $\rho_a V_f^2 / \rho_f V_f \tau^{-1} d Re^*$; $\rho_a V_f V_a / \rho_f V_f \tau^{-1} d Re^*$ 及 $\rho_a V_a^2 / \rho_f V_f \tau^{-1} d Re^*$

当保持喷嘴压力不变时,利用(4)式并考虑喷嘴尺寸 D 。一般是固定值,得出 $SMD/D_0 = \text{不变量}$ 。而喷嘴尺寸 D_0 与 x 的比值不变,利用(6)式代入上式,得出

$$\rho_a / \rho_f Re^*; \quad \rho_a V_a / \rho_f V_f Re^* \text{ 及 } \rho_a V_a^2 / \rho_f V_f^2 Re^* = \text{不变量}$$

因而可以导出9个独立的准则。由于所研究的现象是强迫运动,重力的影响可以忽略。一般情况下,喷嘴出口液滴运动的 $Re \geq 700$,这时 Re 对阻力系数的影响不大,因此可以不计 Re 准则。 $\rho_a / \rho_f = \text{不变量}$ 的准则,很难做到,因为 ρ_a 是随飞行条件变化而变化。同样动力粘度比 $= \text{不变量}$,在实际上也难做到。因此一般也不予考虑。为了实用方便,对于一定的燃烧室点火系统和结构,保持一定的喷油压力,当飞行条件变化时,可以导出保持电嘴附近油滴尺寸及数目不变及混气比不变的准则。得出

流量比准则

$$\rho_a V_a / \rho_f V_f = \text{不变量}$$

和动量比准则

$$\rho_a V_a^2 / \rho_f V_f^2 = \text{不变量}$$

根据(5)式,动量比准则中 $\rho_f V_f^2$ 可以改写为 Δp_f 。同样,由于燃油密度 ρ_f 变化较小,流量比准则可以改写为 $\rho_a V_a / \sqrt{\Delta p_f} = \text{不变量}$ 。事实上,同时实现以上两个准则是很困难的。为了近似模化,对于一定的供油压力,如果保持了动量比准则,就保证了电嘴附近油滴尺寸及数目不变,而混气的油气比要随飞行条件变化。

另外,为了改善高空点火性能,常在电嘴附近补氧。我们所熟知的射流穿透深度公式是

$$y/D = (\rho_a V_a^2 / \rho_a V_a^2)^{1/2} (x/D)^{1/2} \quad (7)$$

式中的 y, x 是二维空间座标; D 是射流孔尺寸;下标 a 代表氧气。因此,决定电嘴附近氧气浓度的准则是 $\rho_a V_a^2 / \rho_a V_a^2$ 。则保持氧和空气的动量比,就保持了电嘴附近的氧浓度分布。

三、试验数据验证及结果讨论

从以上分析看出,对于给定的燃烧室点火结构,如果保持一定的喷嘴油压不变。当飞行条件改变时,在点火的贫油边界上,只要保证电嘴附近临界火球尺寸内的油滴尺寸及数目不变,点火就能成功。即满足空气和喷油的动量比准则,点火就能成功。用文献[5]的数据做验证。该文所用的点火装置是电火花点燃予燃火炬。得出恒压供油的高空贫油点火性能。

电嘴点燃恒压供油的离心喷雾时,在其贫油点火边界上,基本上保持了空气燃油的动量比准则。而空燃比却随高度增加而下降,或随高度增加,油气比增加。对于电嘴附近空气流速较大的发动机,由于点火时散热的影响较大,动量比准则就需要加以修正。

表一 予燃室点火性能

p_a	10^5 N/m^2	0.88	0.746	0.613	0.48	0.42
V_a	m/s	2.4	2.7	3.1	3.6	3.9
$\rho_a V_a^2 / \Delta p_f$	10^{-4}	2.9	2.92	2.98	2.98	3.03
$\rho_a V_a / \sqrt{\Delta p_f}$	10^{-2}	1.73	1.6	1.47	1.3	1.23

点火过程中,保持动量比准则。当飞行高度增加时,空气密度下降,允许的点火速度增加。这一结论还可以从其他试验结果中得到解释。图2是JT3D燃烧室进口压力对点火

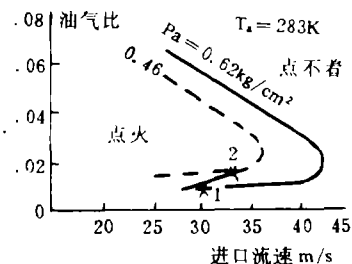


图2 JT3D 燃烧室点火特性

性能的影响, 图上表明, 在每一个进口压力下改变油气比可以得到一个最佳点火流速。当压力降低时, 最佳点火速度减小, 点火的油气比范围变窄。现在所用的点火方案是保持喷油压或油量不变, 因此在较高的空气压力时, 其油气比较小, 点火并不处于最佳状态, 如图点 1 所示。当高度增加, 空气压力降低, 油气比增大, 点火的工作状态由 1 变为 2。尽管空气压力降低, 贫油点火速度却增大并接近该压力的最佳状态。另外, 如果在各种高度下保持最佳点火状态, 其最佳点火速度如图 3 所示。可以看出, 恒压供油的方案虽然牺牲了低空点火性能, 却保证了高空点火性能, 而且比较简单。因此它是目前涡喷发动机常用的点火供油方案。

由此可得以下结论:

1. 根据点火时, 保证电嘴附近油滴尺寸及数量分布不变、和补氧时的氧浓度分布不变的原则, 可以导出点火状态相似的动量比准则。

2. 对已有发动机的点火性能数据验算表明, 贫油点火边界上保持了动量比准则。

3. 空气压力降低, 点火流速变大的原因, 是恒压供油时, 低空高压时远离该压力的最佳点火流速。而高空低压时接近该压力的最佳状态。

4. 恒压供油的点火方案比较简单, 保证了高空点火性能。它是目前常用的点火供油方案。

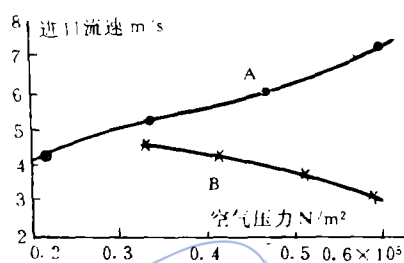


图 3 预燃室在最佳油气比 (A) 和恒压供油 (B) 时的点火速度

参 考 文 献

- [1] 李之光编著, “相似与模化”, 国防工业出版社, 1982 年 12 月。
- [2] A. H. Lefebvre, “Gas Turbine Combustion”, Hemisphere Pub. Corp. 1983.
- [3] 韩昭论, “燃料与燃烧”, 冶金工业出版社, 1987.
- [4] 陈能坤, “喷气发动机点火”, 北京航空学院, 1982 年 12 月。
- [5] N. K. Chen, “Investigation of High-Altitude Ignition Performance of Several Chinese Jet Fuels with Different Properties,” ASME 87-GT-178.
- [6] J. B. Davis et al, “Criteria for Optimizing Starting Cycles for High Performance Fighter Engines”, AIAA-83-1127.

FLOW SIMILARITY IN IGNITION PROCESS OF JET ENGINE

Wang Hongming

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT An analytical study on the flow similarity in ignition process is completed in respect to the effects of the air flow on the local fuel and oxygen distribution near the plug. For lean light off limitation, a momentum criteria is derived from the motion equation of fuel droplet. The criteria states that the ignition velocity rises with the increase of altitude. It is in quite good agreement with the experimental data. Moreover, it can be explained as that the ignition process changes gradually with the decrease of p_a into optimum range when the fuel flow is kept constant. This case is a very conventional fuel control scheme for ignition of the jet engine.

AN IMPORTANT ROLE OF CONDENSED-PHASE INTERFACE REACTION HEAT IN COMBUSTION PROCESS OF COMPOSITE PROPELLANTS

Zhang Ren

(*National University of Defence Technology*)

ABSTRACT The condensed-phase interface reaction heat of AP/HTPB composite solid propellant and the influence of some burning rate catalysts on the interface reaction heat are studied with the aid of differential scanning calorimetry. The experiments demonstrate that the catalysts which increase the condensed-phase interface reaction heat raise the burning rate of the propellant.

EROSION EVALUATION OF NOZZLE THROAT INSERTS

Deng Yuejun, Cai Er, Feng Wenlan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT A study has been conducted to evaluate the temperature distribution and recession behavior of graphite nozzles in rocket motors by solving two-dimensional transient heat transfer equations. Flowfield analysis takes in account the effects of Al_2O_3 concentration through the contribution of particles on the stream density and temperature. The analytical model assumes that there is radiant exchange between the gas stream and the wall. An effective emissivity is used in this parallel plate radiation model. The results calculated in radiation and non-radiation conditions are compared for aluminized propellants, and also checked with data of Keswani and Kuo. The laboratory motor tests with double base propellants have been performed for verification of the analytical model. The temperature profiles in the nozzle have been measured at four locations with Cr-Ni/Ni-Si sheathed thermocouples. The present model is in general agreement with the available experimental data