

加力燃烧室火焰稳定器截面 两态燃油浓度分布计算

北京航空航天大学 顾善建* 王 俭 杨茂林 黄 勇

【摘要】 研究了气流速度、温度和喷嘴压降、稳定器位置对稳定器截面燃油浓度分布的影响，考虑了稳定器对流场的影响，应用轨道扩散法计算了模拟外涵温度下稳定器截面燃油浓度的分布。

关键词： 加力燃烧室 燃油浓度 计算

1 物理模型、流场简化

在涡扇发动机加力燃烧室中，由于外涵道进口气流温度较低，油雾射流中的油珠到达稳定器时来不及完全蒸发，部分油珠落到稳定器表面形成油膜和产生溅跳雾化现象。稳定器尾缘附近的燃油浓度分布由三部分构成：(1) 前方流经稳定器的油雾射流形成一定的燃油浓度分布。(2) 部分油珠在稳定器表面产生溅跳雾化，随气流流到稳定器尾缘。(3) 稳定器表面油膜受回流区加热而蒸发，在稳定器尾缘形成一定的气相燃油浓度分布。可见，涡扇发动机加力燃烧室外涵稳定器截面燃油浓度场由气液两相燃油组成。基于此因，采用轨道扩散模型计算了稳定器截面燃油浓度分布。

雾化分布应用 $n=3$ 的 Rosin-Rammler 分布^[1]：

$$dF/dZ = 0.693nZ^{n-1}e^{-0.693Z^n} \quad (1)$$

计算所用的几何模型如图 1 所示。以稳定器附近的流场测量结果作为简化流场的依据。

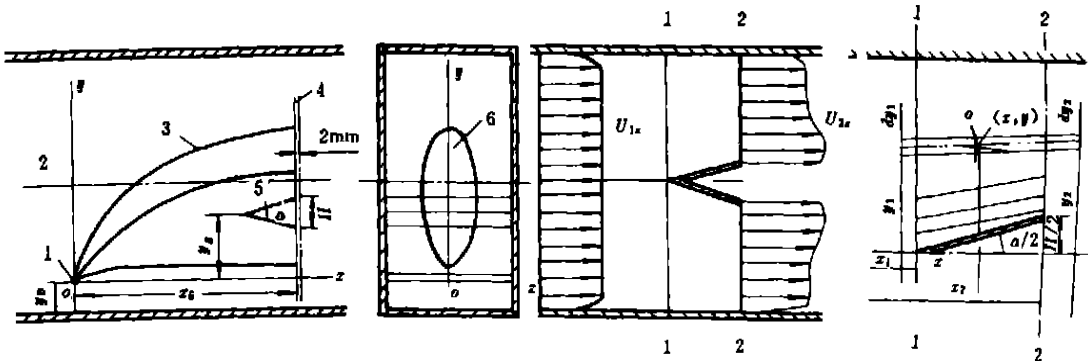


图 1 稳定器横向往布置示意图

图 2 流场模型示意图

由于稳定器的影响，使影响稳定器前方直匀流上下分流。因马赫数 $Ma < 0.3$ ，近似作不

可压流处理, 从工程应用角度考虑, 简化如下。

(1) 气流未到达稳定器之前, 径向运动速度很小, 故忽略。

(2) 稳定器截面上的气流速度大小和方向由试验确定 (本文直接应文献 [2] 的结果)。

(3) 根据气流流经稳定器折转角的大小, 在稳定器周围划分这样一个区域: 在该区域里, 气流折转角大于某一临界角, 认为气流受稳定器的作用明显, 在稳定器尾缘产生尖端加速。在该区域外气流折转角小于临界角, 近似认为气流未受干扰。区域的边界由试验确定。

(4) 在受稳定器影响较为明显的区域里, 认为流管按等面积梯度收缩, 其进口速度按前方来流计算, 出口速度由试验给定。流管内任一点速度可根据进出口速度与等面积梯度均匀收缩流管内不可压流的公式求出, 如图 2 中右图所示。

流管截面线性收缩, 表为:

$$dS_x = dS_{1x} + \{dS_{2x} - dS_{1x}\}(x - x_1)/(x_2 - x_1) \quad (2)$$

连续方程:

$$v_x = v_{1x} / \{1 + (v_{1x}/v_{2x} - 1)(x - x_1)/(x_2 - x_1)\} \quad (3)$$

$$v_y = v_x \cdot \tan \theta = v_x [(y_2 - y_1)/(x_2 - x_1)] \quad (4)$$

由上式即可求出受稳定器影响的区域里任一点气流速度, 它仅是位置的函数。

2 油珠轨道、油雾扩散与浓度分布计算

作用在油珠上的外力中, 重力相对于气体阻力很小, 将其忽略。视油珠为球体, 则:

$$\frac{du_x}{dt} = -\frac{3}{4} \frac{C_D}{a} \frac{\rho_a}{\rho_f} u u_x, \quad \frac{du_y}{dt} = -\frac{3}{4} \frac{C_D}{a} \frac{\rho_a}{\rho_f} u u_y, \quad \frac{du}{dt} = -\frac{3}{4} \frac{C_D}{a} \frac{\rho_a}{\rho_f} u^2 \quad (5)$$

由上面三式可得: $du_x/u_x = du_y/u_y = du/u$; 积分得

$$u_x/u_{x0} = u_y/u_{y0} = u/u_0 \quad (6)$$

考虑油珠群的影响, 阻力系数为:

$$C_D = NK_D / \overline{Re}, \quad K_D = 0.8 + 0.2Z^2 \quad (7)$$

式中, K_D 是修正系数, N 根据试验进行调整, $N = 11 \sim 15$; N 值的调整包括了影响阻力系数的一些难考虑的因素, 诸如油珠变形对阻力系数的影响, 油珠尾迹对后面油珠的影响等因素。

运动中油珠的蒸发问题是很复杂的, 这里采用折合膜的概念, 按准稳态平衡蒸发, 求解强迫对流下油珠的蒸发速率, 并取 $Nu = 2 + 0.6 Re^{1/2} Pr^{1/3}$ 得:

$$da/dt = - (2\lambda/c_{pa}\rho_f La) \{1 + 0.6 Re^{1/2} Pr^{1/3}\} \ln [1 + (c_{pa}/L)(T_a - T_L)] \quad (8)$$

油珠温度随时间的变化可由热交换方程导出:

$$dT_L/dt = (6\lambda Nu/c_{pa}\rho_f La^2) \{(T_a - T_L) - (L/c_{pa}) \ln [1 + (c_{pa}/L)(T_a - T_L)]\} \quad (9)$$

油珠运动的微分方程中, 由于相对速度 u 和气流速度 v_a 无法用解析式解出, 故可写为:

$$dx/dt = (u/u_0)u_{x0} + v_{ax} = \mathcal{Q}(x, y, u), \quad dy/dt = (u/u_0)u_{y0} + v_{ay} = \mathcal{U}(x, y, u) \quad (10)$$

将 (5)、(8) ~ (10) 式联立, 再加上补充方程 (7), $Re = ua/\nu$, $Pr = 0.7$, 用数值法求解微分方程组。油珠轨道的长度按下述方法计算: 常温下不考虑蒸发作用, 其轨道长度为:

$$S = \sum_{i=1}^n \Delta S_i, \quad \Delta S_i = \sqrt{\Delta x_i^2 + \Delta y_i^2} \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

考虑蒸发时, 液态油珠轨道按上式计算, 其表面蒸发的气态燃油, 认为具有初始动量, 沿 y 向有一定穿透能力, 应用经验关系:

$$y/a = c\lambda^{-0.85}(x/a)^{0.34}, \quad \lambda = (\rho_a/\rho_g)^{1/2}(v_a/v_g) \quad (11)$$

式中, c 由试验确定, $c = 17$ 。 a 是蒸发时的油珠直径, 油蒸气团的穿透仅在初始阶段表现得较

为明显, 以后就随流而去, 可认为其轨道与流线是重合的。

柱坐标下直匀流二元扩散微分方程 $v_a (\partial f / \partial x) = D_T [(\partial^2 f / \partial r^2) + (1/r) (\partial f / \partial r)]$ 的点源解为:

$$f = (G_f v_a / 4\pi D_T q_a x) \exp(-v_a r^2 / 4D_T x) \quad (12)$$

(12) 式是在一系列的简化条件下得到的, 其中 f 是点源下游截面上 (x, r) 点处的油气比, G_f 为点源强度即燃油流量, v_a 是气流速度, q_a 为空气密流, D_T 为紊流扩散系数。

$$f = (dG_f v_a / 4\pi D_{el} q_a S) \exp(-v_a r^2 / 4D_{el} S) \quad (13)$$

$$D_{el} = D_{elmax} \cdot K_{el}, \quad K_{el} = 0.5(d_o / 0.00054) [1 + e^{-7(z-0.8)^2}] \quad (14)$$

D_{elmax} 由试验确定, $D_{elmax} = 0.003 \text{ m}^2/\text{s}$ 。

高温下由于蒸发作用, 气相产物量增加, 紊流扩散加剧, 扩散系数增大。考虑温度的影响:

$$D_{gl} = D_{egmax} \cdot K_{eg}, \quad K_{eg} = 0.5(d_o / 0.00054) [1 + e^{-7(z-0.8)^2}] (T_d / 293) \quad (15)$$

D_{egmax} 也由试验确定。

常温下直径在 $a-d/2$, $a+d/2$ 之间的油珠在 p 点 (x_p, y_p, z_p) 处形成的浓度为: $f = (dG_f v_a / 4\pi D_{el} q_a S) \exp\{-v_a [(y_p - y)^2 + z_p^2] / 4D_{el} S\}$, $dG_f = G_f 0.693 n z^{n-1} e^{-0.693 z^n} dZ$ 。则 p 点处的燃油浓度为:

$$f_p = \int_{-a}^{+a} \frac{dG_f v_a}{4\pi D_{el} q_a S} \exp\left\{-\frac{v_a [(y_p - y)^2 + z_p^2]}{4D_{el} S}\right\} dZ \quad (16)$$

其中 y 是直径为 Z 的油珠轨道高度。

所有油珠在 p 点处形成浓度为:

$$f_{pl} = \int_{-a}^{+a} \frac{dF}{dZ} \left(\frac{a}{a_o}\right)^3 \frac{G_f v_a}{4\pi D_{el} q_a S} \exp\left\{-\frac{v_a [(y_p - y)^2 + z_p^2]}{4D_{el} S}\right\} dZ \quad (17)$$

各组油珠边运动边蒸发, 将沿途蒸发的燃油气团分段考虑。燃油蒸气在下游截面形成的气态燃油浓度分布也符合正态分布, ΔG_{fg} 蒸发的燃油量为源强, 按弯曲轨道计算的当量点源形成的分布。某一微元段蒸发的燃油量在下游 p 点处形成的气流燃油浓度为:

$$f_{pl} = (G_f v_a / 4\pi D_{el} q_a S) \exp\{-v_a [(y_p - y)^2 + z_p^2] / 4D_{el} S\} \quad (18)$$

$$\Delta G_{fg} = G_f (dF/dZ) \Delta Z [(a_1/a_o)^3 - (a_2/a_o)^3] \quad (19)$$

式中, a_1 为沿途某段蒸发过程的油珠初始直径, a_2 为该段结束时剩下的油珠直径。

微元段的油蒸气生成量为:

$$dG_{fg} = 3G_f (dF/dZ) dZ (a/a_o)^3 (da/a) \quad (20)$$

在下游截面上某点的气态燃油浓度分布是各尺寸组的油珠在各自的轨道上产生的燃油蒸气在该点处所形成的气态燃油浓度的迭加。 p 点处的气态燃油浓度为:

$$f_{pg} = \int_{-a}^{+a} \int_0^{\infty} \frac{G_f (dF/dZ) (a/a_o)^3 (3/a) v_a}{4\pi D_{eg} q_a S_g} \exp\left\{-\frac{v_a [(y_p - y)^2 + z_p^2]}{4D_{el} S_g}\right\} \quad (21)$$

p 点处总燃油浓度为 $f_p = f_{pl} + f_{pg}$ 。 p 点变化, 按上式即可得到燃油浓度的空间分布。

3 计算结果与分析

3.1 稳定器截面燃油浓度分布的一般特征

由图 3 (图中 $V_a = 50 \text{ m/s}$, $\Delta p_f = 19 \text{ kg/cm}^2$, $T_a = 473 \text{ K}$, $d_o = 0.54 \text{ mm}$; 图 3~7 中, ○ 试验点, 1. 液相, 2. 气相, 3. 两相) 可以看出纵向燃油浓度分布的特点。(1) 稳定器尾缘附近的燃油浓度分布的三部分燃料在稳定器尾缘附近形成一定宽度的高浓度区。(2) 液态与

气态燃料浓度分布表明, 大油珠轨道高, 寿命长, 小油珠轨道低, 寿命短。(3) 随着下游距

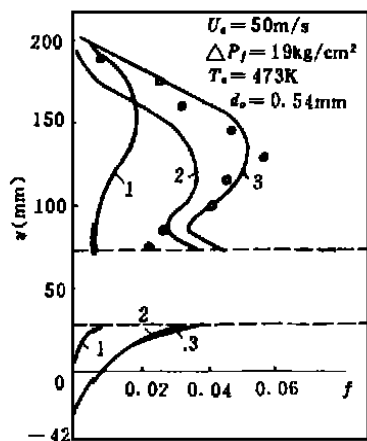


图3 模拟外涵温度下稳定器截面的燃油浓度分布

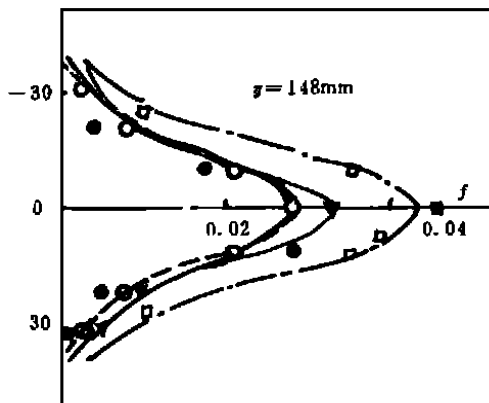


图4 横向燃油浓度分布

离的增加, 液态燃油浓度分布的区域逐渐减小, 同时向大油珠轨道移动; 气态燃料量逐渐增加, 散布的区域越来越大。横向燃油浓度分布呈正态分布, 如图4所示。

3.2 温度、速度的影响

气流温度升高, 一方面使气流密度减小, 作用的气动力减小, 油珠的平均直径 SMD 增大, 油雾射流穿透深度增加; 另一方面随着气流温度升高, 油珠蒸发量增加 (图5, 图中○●试验点; $V_a = 50 \text{ m/s}$, $p_f = 11 \text{ kg/cm}^2$, $-T_a = 473 \text{ K}$, $-T_a = 373 \text{ K}$)。

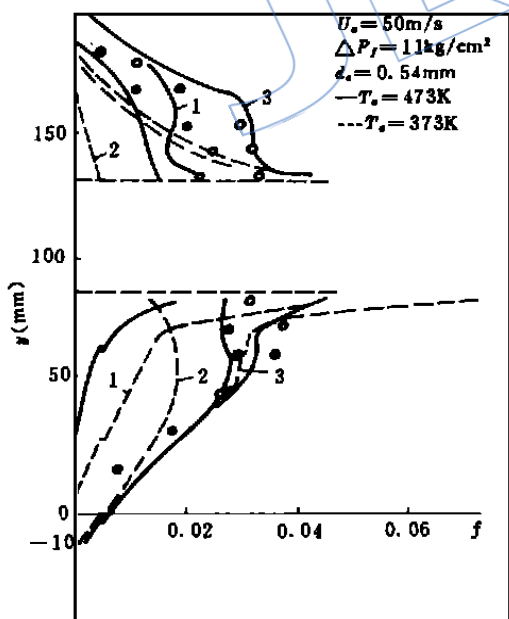


图5 温度对燃油浓度分布的影响

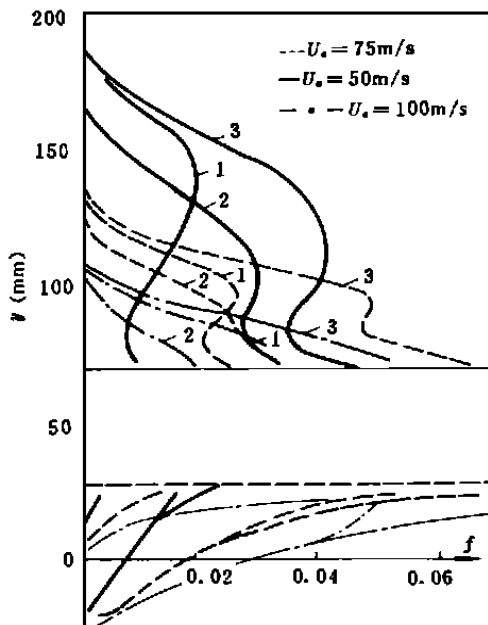


图6 气流速度对燃油浓度分布的影响

气流速度增大, 气流与油雾射流的相对速度增大, 雾化得到改善, 油珠平均直径减小。由于气动力随气流速度增大而增大, 油雾射流穿透深度降低, 燃油浓度锥缩小, 燃油最大浓度值增大, 这必然引起稳定器截面燃油浓度分布发生变化 (图 6, $-V_a=50\text{m/s}$, $-V_a=75\text{m/s}$, $-V_a=100\text{m/s}$)。

3. 3 喷油压力、稳定器位置的影响

随着喷油压力增大油雾射流动量增加, 穿透深度增加。由于油雾射流与气流的相对速度

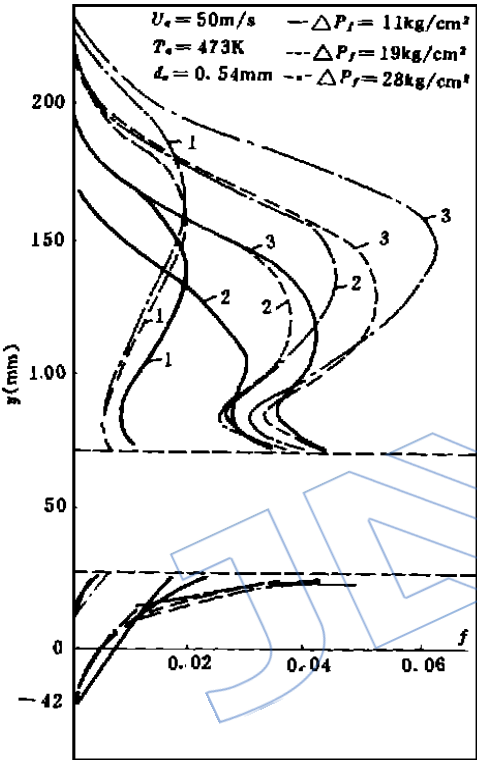


图 7 喷油压力对燃油浓度分布的影响

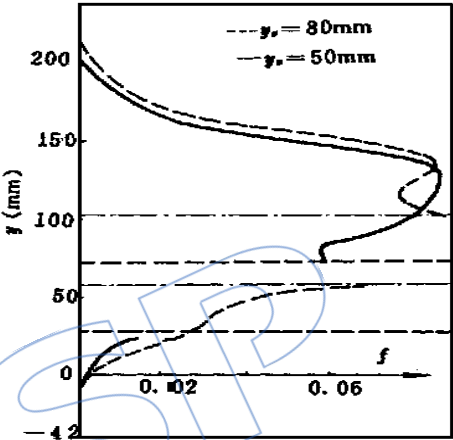


图 8 稳定器径向位置对燃油浓度分布影响

增大, 雾化得到改善, 油珠平均直径减小, 燃油蒸发量增加, 燃油分布宽度增大, 燃油浓度锥体积增大, 最大浓度值增大 (图 7)。

喷嘴与稳定器的相对位置不同, 油雾射流流经稳定器上下截面的燃油浓度分布发生了改变 (图 8)。因此喷嘴与稳定器的相对位置, 也是影响加力燃烧室火焰稳定器截面燃油浓度分布的重要因素之一, 设计加力燃烧室喷油布局时应考虑它的影响。

参 考 文 献

1 杨茂林, 顾善建等. 跨流喷射燃油浓度分布计算的轨道扩散法. 工程热物理学报, 1983
2 Gu Shanjian, Yang Maolin. A Method to Measure the Fuel Distribution and the Fuel Captured by V-Gutter Flamholder in High Speed Airstream. ASME Paper 85-GT-42

A CALCULATION OF SECONDARY FLOWS AND DEVIATION ANGLES IN MULTISTAGE AXIAL- FLOW COMPRESSORS

Li Shiming (*Tsinghua University*)

Chen Maozhang (*Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A secondary flow model and a method for calculating blade deviation angle have been developed for multistage axial-flow compressors. This model is a modification of Adkins- Smith model. The secondary flow vorticities are modeled based on the calculated meridional flow including different kinds of spanwise mixing effects. The secondary flows are obtained on the fanlike surface downstream the blade rows with a standard separation-of-variables approach which yields a complex series. The secondary flow model includes effects of blade passage vortex, blade trailing edge vortex, blade end clearances, blade end shrouding, blade boundary layer and wake centrifugation. The deviation angles are related to the calculated cross-passage secondary velocities and a modified Carter's rule. Good agreement has been obtained between experimental data and the calculated results in the cases of design- point- type applications for which significant regions of separated flow are not present.

CALCULATION OF TWO- PHASE FUEL DISTRIBUTION IN AFTERBURNER FLAMEHOLDER PLANE

Gu Shanjian, Wan Jian, Yang Maolin, Huang Yong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The effects of the air velocity, the air temperature, the injector pressure drop and the flameholder position on the fuel distribution in the flameholder plane were investigated. It was found that the penetration and the diffusion of the fuel vapor were differed greatly from the fuel droplets. The geometry of the flameholder has strong influence on the air flow field, and therefore, on the two-phase fuel distribution. There are two different trajectories in a hot air stream. A semi-empirical method has been developed to predict two-phase fuel distribution in the flameholder plane, based on the trojectory-diffusion model considering above factors.

SIMPLIFIED MATHEMATICAL MODEL AND DIGITAL SIMULATION OF AEROENGINE

Zhao Ziyuan, Yao Hua, Li Weiye

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Two real-time, large-deviation mathematical models of an aeroengine are investigated to develop an airborne simulator, Full-Authority Digital Electronic Control (FADEC) system. This study includes three parts: (a) to derive two mathematical models based on aerothermodynamics; (b) to estimate the engine performance