

轴对称燃气射流的数值计算

西北工业大学 王新月** 潘锦珊 曹祥益

【摘要】 本文应用 Von Mises 变换对轴对称射流的各控制方程和相应的初始条件及边界条件进行了变换, 选用普朗特混合长度湍流模型, 用隐式有限差分格式进行数值求解, 成功地计算了某型飞机在巡航状态下燃气由轴对称收缩喷管排入亚音速空气流中的速度场、温度场、浓度场、密度场以及燃气各组分的成分分布。计算结果可以用于预测飞机尾喷管高温燃气射流的红外辐射特性。

关键词: 飞机尾喷管 燃气射流

1 基本假设与控制方程

基本假设为: (1) 当燃气的温度在 1500°C 以下时, 气体的分解现象可以略去不计^[1]。在射流混合层内, 只有两种气体 (喷管出口燃气与外界运动的空气) 参加混合。(2) 整个流动中的气体均属于完全气体。(3) 在紊流射流混合层内, 流动满足边界层理论中各种假设。流体本身的分子粘性系数可以略去不计。混合层外存在一个已知的理想无粘均匀流动。(4) 喷管出口射流为完全膨胀, 在射流内, 气体压力保持不变。

连续方程
$$(\partial/\partial x)(\rho u y^j) + (\partial/\partial y)(\rho v y^j) = 0 \quad (1)$$

动量方程
$$\rho u (\partial u / \partial x) + \rho v (\partial u / \partial y) = y^{-j} (\partial/\partial y) [\mu y^j (\partial u / \partial y)] \quad (2)$$

能量方程
$$\rho u_{cp} \frac{\partial T}{\partial x} + \rho v_{cp} \frac{\partial T}{\partial y} = y^{-j} \frac{\partial}{\partial y} \left[\lambda y^j \frac{\partial T}{\partial y} \right] + \mu \left[\frac{\partial u}{\partial y} \right]^2 + \rho D \sum_{i=1}^2 c_{p_i} \frac{\partial k_i}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} \quad (3)$$

浓度方程
$$\rho u (\partial k_i / \partial x) + \rho v (\partial k_i / \partial y) = y^{-j} (\partial/\partial y) [\rho D y^j (\partial k_i / \partial y)] \quad (4)$$

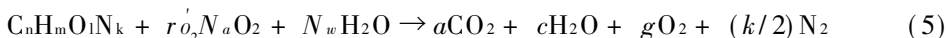
式中 $j = 0, 1$ 分别表示平面流动和轴对称流动; $i = 1, 2$ 分别表示喷管出口处的燃气和外界空气。 k_1 表示喷管出口处燃气的质量浓度, k_2 表示外界空气的质量浓度。

将以上方程进行 Von Mises 变换^[2], 即将物理平面上的控制方程变换到计算平面上求解。

取 $S_c = \mu / (\rho D) = 1$, $\sigma = \mu_{cp} / \lambda = 1$, 用文献 [2] 所使用的普朗特混合长度模型, $\mu_r = X |\rho_e u_e - \rho_m u_m| r^{1/2}$, 其中 ρ_m 、 u_m 分别为射流中心线上的密度和速度, 下标 e 表示燃气射流外边界。 $r^{1/2}$ 是当 $\rho u = (1/2) (\rho_e u_e + \rho_m u_m)$ 时的 y 值, X 为经验常数, 取 $X = 0.006$, 计算结果与实验值基本吻合。

2 燃气射流各组分的重量成分

根据空气含湿量为 w 的原始反应物的完全燃烧反应方程式:



式中 $r_o'_2$ 为干空气中氧气的容积成分; N_a 、 N_w 分别为对应于 1mol 燃料的干空气物质的量和水蒸气物理的量。对航空煤油 $l = k = 0$, $n = 10$, $m = 20$ 。 a 、 c 、 g 由 (5) 式确定, 从而可计算

出燃气的摩尔质量 M_g , 由 M_g 及干空气的摩尔质量 M_a , 水蒸气的摩尔质量 M_w , 燃料的摩尔质量 M_f , 即可确定 5 种燃气组分的容积成分分别为

$$\begin{aligned} r_{N_2}^* &= \left[\frac{r_{N_2}'}{M_a} + \frac{k(f + f_1)}{2M_f} \right] \frac{M_g}{E}, \quad r_{CO_2}^* = \left[\frac{r_{CO_2}'}{M_a} + \frac{n(f + f_1)}{M_f} \right] \frac{M_g}{E}, \quad r_{Ar}^* = \frac{r_{Ar}'}{M_a} \frac{M_g}{E} \\ r_{H_2O}^* &= \left[\frac{m(f + f_1)}{2M_f} + \frac{w}{M_w} \right] \frac{M_g}{E}, \quad r_{O_2}^* = \left[\frac{r_{O_2}'}{M_g} - \left(n + \frac{m}{4} - \frac{l}{2} \right) \frac{f + f_1}{M_f} \right] \frac{M_g}{E} \quad (6) \end{aligned}$$

式中 $E = 1 + f + f_1 + w$, r_i' 为干空气中第 i 种组分的容积成分; f 、 f_1 分别为燃烧过程和预燃过程油气比。由 (6) 式经换算即可得喷管出口燃气各组分的重量成分。从而进一步求出流场各点燃气各组分的重量成分。

$$\begin{aligned} g_{CO_2} &= g_{CO_2}^* k_1 + g_{CO_2}^* (1 - k_1), \quad g_{H_2O} = g_{H_2O}^* k_1, \quad g_{N_2} = g_{N_2}^* k_1 + g_{N_2}^* (1 - k_1) \\ g_{O_2} &= g_{O_2}^* k_1 + g_{O_2}^* (1 - k_1), \quad g_{Ar} = g_{Ar}^* k_1 + g_{Ar}^* (1 - k_1) \end{aligned}$$

其中 g_i^* 为喷管出口燃气第 i 种组分的重量成分; g_i' 为干空气第 i 种组分的重量成分。

当流场各点燃气各组分的重量成分解得后, 即可由流场各点的气体常数、温度及压强 $p = p_e$ 求得密度场。

3 计算结果讨论

工况 I: 为了检验计算方法的可靠性, 本文计算了轴对称收缩喷管出口直径 $D_o = 2''$, 出口马赫数 $Ma_o = 0.47$, $T_o = 288K$, 速度比 $u_e/u_o = 0.4$, 温度比 $T_e/T_o = 1.0$ 的空气射流, 两个剖面上的速度分布如图 1 (●实验, —计算, $x/r_o = 4.5$; ▲实验, —计算, $x/r_o = 18.0$) 所示, 计算结果与实验数值^[3]基本吻合。图 2 为 $u_e/u_o = 0.096$ (其它条件同前) 时的中心线上速度沿射流轴向的衰

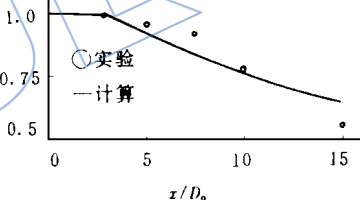
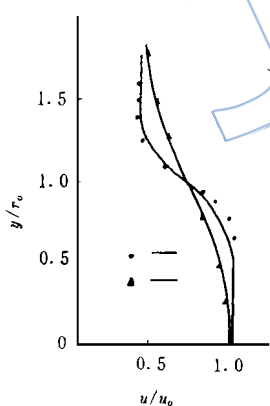


图 2 中心线速度沿射流轴向的衰减

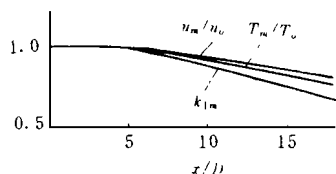


图 3 速度温度浓度沿射流轴向的变化

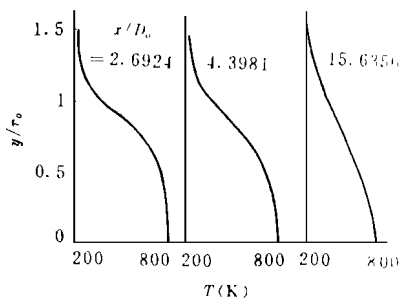


图 4 射流剖面的温度分布

减。由图可见, 核心区长度 $x_1/D_o = 2.65$ 与实验^[3]吻合较好, 中心线上的轴向速度衰减在个别点有一定偏差。

工况 II: 某型飞机在巡航状态 ($H = 11000m$, $Ma_o = 0.847$) 下飞行, 收缩喷管 $D_o = 0.588m$, $Ma_o = 1.0$, $u_o = 578m/s$, $T_o = 837K$, 所用燃料为航空煤油, 燃烧室余气系数 $\alpha = 4.13$, 计算了燃气射流流场。图 3 为燃气射流的速度、温度和浓度沿射流轴向的衰减规律。图 4~6 为射流剖面的温度、速度和浓度分布。由图可见, 当 $x_1/D_o = 4.4$ 时, 温度场的核心区消失。表 1

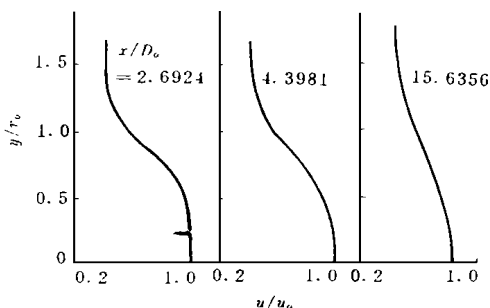


图 5 射流剖面的速度分布

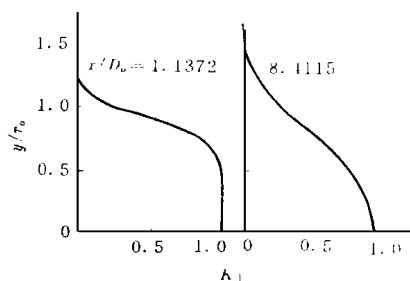


图 6 射流剖面的浓度分布

给出了该工况下燃气射流初始段和主段燃气各组分成分沿剖面的分布规律。

表 1 各剖面燃气各组分的重量成分

	y/τ_0	g_{CO_2}	g_{H_2O}	g_{N_2}	g_{O_2}	g_{Ar}
$\frac{x}{D_0} = 1.1372$	0.0	0.05100	0.02069	0.74307	0.17257	0.012653
	0.1682	0.05100	0.02069	0.74307	0.17257	0.012653
	0.7277	0.04564	0.01849	0.74436	0.17882	0.012675
	1.5232	0.00045	0.0	0.75525	0.23144	0.012860
$\frac{x}{D_0} = 8.4115$	0.0	0.04697	0.01904	0.74404	0.17727	0.012669
	0.6948	0.03013	0.01214	0.74810	0.19688	0.012738
	1.5756	0.001187	0.00029	0.75507	0.23059	0.012857
	2.6286	0.00046	0.0	0.75524	0.23144	0.012860

结论 所给出的计算方法可以用来计算飞机尾喷管具有伴随流的燃气射流速度场、温度场、浓度场、密度场以及燃气各组分的成分分布。计算方法简单, 适合于工程应用。所给出的计算结果可以用于预测飞机尾喷管高温燃气射流的红外辐射特性, 对飞机红外隐身技术的研究, 具有重要的工程应用价值。

参 考 文 献

- 1 吴仲华. 燃气的热力性质表. 北京: 科学出版社, 1959
- 2 RAM SINHA. An Implicit Finite Difference Solution for Jet and Wake Problems. AD 707865, 1970
- 3 PHILIP J. MORRIS. Turbulence Measurements in Subsonic and Supersonic Axisymmetric Jets in a Moving Stream. A-IAA Paper No. 76-25

(责任编辑 魏星禄)