

二维火箭喷焰流场的化学组份 和电磁特性计算

张 平 崔继嵩 刘青云

(北京理工大学)

摘 要:提出了一种能计算二维火箭喷焰流场化学组份和电磁特性分布的计算模型和方法,并编制了相应的计算机程序。该程序能较真实地反映喷焰流场中发生的实际化学反应和电磁波衰减效应,适用于接近完全膨胀的少烟或无烟推进剂火箭喷焰参数的计算。计算结果表明,不考虑化学反应,将对流场内参量,特别是化学参量和电磁参量的计算结果产生很大误差。

主题词:火箭发动机,排气火焰,流场,化学成分,电磁参量,计算方法

TWO-DIMENSIONAL CALCULATION OF CHEMICAL SPECIES AND ELECTRICAL PROPERTIES IN ROCKET EXHAUST PLUME FLOWFIELDS

Zhang Ping Cui Jisong Liu Qingyun

(Beijing Institute of Technology)

Abstract: A computational modeling technique and prediction method are presented for calculating two-dimensional profiles of chemical species mole fraction and electrical properties of rocket exhaust plumes. A comprehensive computer code has been programmed. The chemical reactions and radar attenuation which occur in a rocket plume can be predicted more truly by using this code. It is suitable to calculating parameters of rocket plumes under a near complete-expansion condition and for smokeless (or reduced smoke) propellant application. The calculation results indicate that evident errors will occur for prediction of chemical and electrical parameters in the plume flowfield if the chemical reactions in the plume are ignored.

Keywords: Rocket engine, Exhaust flame, Flow field, Chemical composition, Electromagnetic property, Calculation method

符 号 表

A	反应物、电磁波衰减量	Q	碰撞截面
[A]	反应物 A 的摩尔浓度	R	通用气体常数、喷管出口半径
B	反应物	r	垂直于喷焰轴向的坐标
[B]	反应物 B 的摩尔浓度	T	温度 (静温)
C	生成物	u	喷焰流场速度沿轴向的分量
C _p	混合物的定压比热	v	喷焰流场速度沿径向的分量
D	生成物	W	化学反应的反应速率
E	活化能	X	摩尔分数
e	电子的电量	x	平行于喷焰轴向的坐标
F _i	i 组份的摩尔分数与混合物摩尔质量之比 (X_i/M)	Z	指前常数
h	焓	α	电磁波衰减系数
$\bar{K}$	湍流粘度系数	μ	粘度
K _f	正向反应速率系数	ν	电子-中性分子碰撞频率
Le	路易斯数	ρ	密度
M	混合物的摩尔质量	σ	电导率
$\dot{M}$	摩尔生成率	ω	电磁波频度
m _e	电子的质量		下标
N	温度指数	a	喷焰外部环境
N _e	电子的数密度	e	自由电子
Pr	普朗特数	i	第 i 种组份
p	压强	0	喷焰对称轴处
		$\frac{1}{2}$	$u = (u_0 + u_a) / 2$ 处

1 前 言

火箭喷焰的信号特征效应对于现代战争中的目标识别、导弹制导和射手操纵等都至关重要,已经日益引起各国的普遍关注^[1]。其中,深入研究喷焰红外辐射特征和电磁信号衰减特征等效应的前提是必须掌握喷焰流场内化学组份和电磁特性的变化规律。有关喷焰流场参量的计算,国内外已有不少研究成果,但多以气动参量和物理参量的计算为主,考虑流场中化学反应的研究并不多。1972年 Mikaturian 等人引入了符合实际情况的非平衡化学流动概念,建立了有限速率化学力学模型,编制成 AEROCHEM 程序^[2],较精确地预示了喷焰中温度、化学组份及电磁特性等参量的变化。虽然此后国际上又陆续有一些新的功能更全的喷焰流场计算程序出现,但它们在对化学反应的考虑方面,大多继承了 AEROCHEM 程序中的有限速率化学动力学模型。

本文是在该程序的基础上,改造了输入方式和某些参量的计算方法,建立了高温热力学和化学动力学两个数据库,提出了一种改进程序,取名为 IACH 程序^[3]。应用这一程序,可简

捷地获得有化学反应存在的火箭喷焰流场内各物理、化学和电磁参量的二维分布规律。

2 计算模型

为合理地简化计算过程,本计算模型采用二维有限耦合模型,即只考虑流场中的湍流混合效应和化学动力学效应,忽略激波效应和两相流效应。因此,它适于计算弱欠膨胀或接近完全膨胀、凝相组份少的任何发动机的喷焰流场。对于采用少烟或无烟固体推进剂的空-空导弹和反坦克导弹喷焰流场的计算也是适宜的。

计算中的力学模型采用 Donaldson/Gray 湍流粘度模型(也可选用其它粘度模型)描述喷焰的湍流扩散过程

$$\left. \begin{aligned} \mu &= \bar{K}(r_{1/2} - r_i)\rho(u_0 - u_a)/2 && \text{初始段} \\ \mu &= \bar{K}r_{1/2}\rho(u_0 - u_a)/2 && \text{基本段} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

为便于计算,假设:气凝两相处于热力和动力平衡状态,燃气为理想气体;流场中的路易斯(Lewis)数和普朗特(Prandtl)数为常数。计算中允许环境压强沿轴向变化,同时允许喷管出口平面有不均匀的边界条件。在此力学模型中描述粘性流动的 NS 方程将被简化成抛物型偏微分方程。

计算中的有限速率化学动力学模型认为单向基元反应类型和反应速率方程分别具有如下形式



$$\text{和} \quad \dot{W} = K_f[A][B] \quad (3)$$

$$\text{式中} \quad K_f = ZT^{-N}\exp(E/RT) \quad (4)$$

同理可求出可逆基元反应的反应速率和各组分的摩尔生成率。

计算中的电磁学模型采用电子导电模型,认为离子的作用与电子相比可以忽略,则喷焰流场各点处的电导率的计算公式为

$$\sigma = e^2 N_e v / [m_e(\omega^2 + \nu^2)] \quad (\omega < \nu) \quad (5)$$

式中 N_e 和 ν 的计算式分别为

$$N_e = 0.733 \times 10^{17} X_e p / T$$

$$\nu = 4.57 \times 10^{22} p \sum X_i Q_{ei} / \sqrt{T}$$

在以上二式中, N_e 、 ν 、 p 和 T 的单位分别为 $1/\text{cm}^3$ 、 $1/\text{s}$ 、 Pa 和 K ; X_e 和 X_i 分别为自由电子和某一中性分子的摩尔分数; Q_{ei} 为自由电子和该中性分子的碰撞截面 (cm^2), 它是 T 的函数。喷焰中 n 种主要中性分子与自由电子的碰撞截面见文献 [2]。

电磁波衰减系数与电磁波垂直通过喷焰轴向的总衰减量的计算公式分别为

$$\alpha = 46 N_e \nu / (\omega^2 + \nu^2) \quad (6)$$

$$\text{和} \quad A = 2 \int_0^\infty \alpha dr \quad (7)$$

式中 α 和 A 的单位分别为 dB/m 和 dB 。

3 控制方程

$$\text{质量守恒方程} \quad \rho u \frac{\partial F_i}{\partial x} + \rho v \frac{\partial F_i}{\partial r} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{Le}{Pr} \mu r \frac{\partial F_i}{\partial r} \right) + \dot{M}_i \quad (8)$$

$$\text{动量守恒方程} \quad \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial r} = - \frac{dp}{dx} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu r \frac{\partial u}{\partial r} \right) \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \text{能量守恒方程} \quad \rho C_p \left[u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial r} \right] &= u \frac{dp}{dx} + \mu \left(\frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[\frac{C_p}{Pr} \mu r \frac{\partial T}{\partial r} \right] + \frac{Le}{Pr} \mu \frac{\partial T}{\partial r} \sum_i C_{p,i} \frac{\partial F_i}{\partial r} - \sum_i \dot{M}_i h_i \end{aligned} \quad (10)$$

$$\text{状态方程} \quad \rho = pM/RT \quad (11)$$

与无化学反应的情况相比,上述控制方程组中的式(8)和式(10)均多了一项与化学反应速率有关的项——含摩尔生成率 $\dot{M}_i$ 的化学项。

控制方程应满足的边界条件是

$$\left. \begin{aligned} x=0 \text{ 时, } & u = u(r), F_i = F_i(r), T = T(r) \\ r=0 \text{ 时, } & \partial u / \partial r = \partial T / \partial r = 2F_i / \partial r = 0 \\ r \rightarrow \infty \text{ 时, } & u \rightarrow u_0, F_i \rightarrow F_{i\infty}, T \rightarrow T_a \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

压强沿轴向变化的关系式可表达为

$$p = p_0 + p_1 x + p_2 x^2 + p_3 x^3 \quad (13)$$

式中的 p_0 、 p_1 、 p_2 和 p_3 均为常数。

4 计算方法

为了计算方便,进行坐标变换。将上述用柱坐标表示的控制方程组变换成用流函数表示的控制方程组,它是一组抛物型偏微分方程组。然后采用有限差分技术,沿用 AEROCHEM 程序中成功采用的显式-隐式混合差分格式对上述方程组进行数值求解。

在数值求解过程中,将涉及到两个计算技巧问题。一个是积分步长的确定,另一个是径向流管数的设置。处理好这两个参数,是确保差分方程的稳定性和快速、准确地获得所需计算结果的关键。在计算焓、熵、吉布斯自由能和各种化学反应时,可直接调用 CEC 标准热力学数据库^[4]和化学动力学数据库^[5]中的数据,使输入数据大为简化,运算速度明显提高。具体算法可参阅文献[3]。

IACH 程序的输入参量为:环境压强、喷管出口直径、路易斯数、普朗特数、计算喷焰长度、最小步长、初始流管数、粘度模型类型、喷管出口处的燃气温度、燃气速度、燃气组份及其摩尔分数、化学反应方程。输出参量为下列参量在喷焰流场内的二维分布:气流速度、温度、密度、马赫数、粘度、电子密度、摩尔分数、电子碰撞频率、电导率和电磁波衰减系数。

IACH 既可计算非平衡化学流动情况,也可计算冻结流动情况;即可计算液体火箭发动机

的喷焰流场,也可计算固体火箭发动机的喷焰流场。该程序可在 MICRO VAX 机、IBM PC 机及其兼容机上运行。

5 算例及分析

用 IACH 程序对 AERO-CHEM 程序所附液体火箭发动机喷焰算例进行了验算,取得了非常一致的结果^[6]。应用 IACH 程序还对某型号反坦克导弹发动机的喷焰进行了计算,其原始输入数据是根据美国 NASA CEC 标准热力学程序计算出的喷管出口处的参数,计算所得的喷焰电磁波衰减值与实验所得结果有较好的一致性^[7]。证明了上述计算方法和程序的可用性。

从算例的计算结果可以看出以下规律:

(1) 由于有限速率化学反应的存在,在离开喷管出口截面的一定距离上,喷焰温度反而有所升高;

(2) 喷焰中各组份的摩尔分数在流场的轴向和径向上都会发生很大变化;

(3) 喷焰对电磁波的衰减程度在一定距离内将随喷管出口距离的增大而迅速增大。

图 1~4 是液体火箭发动机算例中考虑化学反应(图中实线)和不考虑化学反应(图中虚线)时喷焰轴线上各参量随距喷管出口平面的相对距离变化曲线的比较。由图可明显看出,不考虑喷焰中实际产生的化学反应,将使参数计算结果产生很大误差。

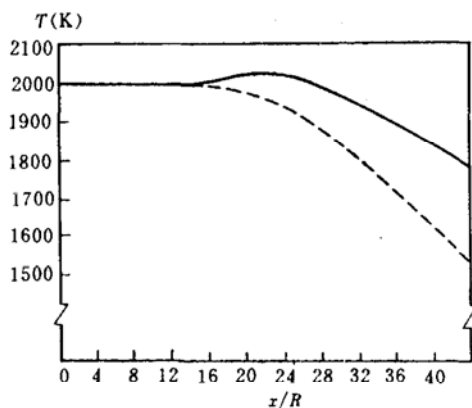


图 1 喷焰流场轴线上温度的比较

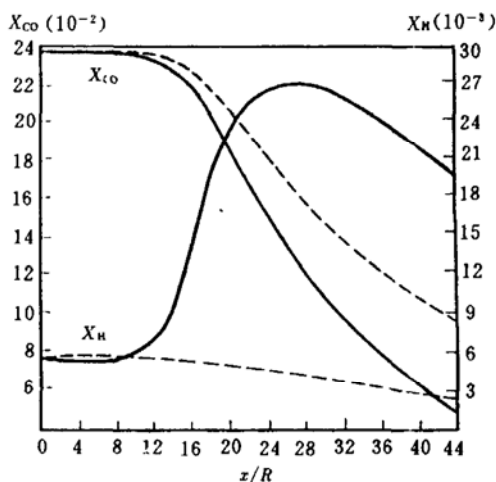


图 2 喷焰流场轴线上 CO 和 H 的摩尔分数

6 结 论

火箭喷焰流场是一种具有化学反应的高温流场,采用有限速率化学动力学模型能较真实地反映流场中的实际化学反应过程。因而,结合湍流粘度模型、电子导电模型及某些数值计算技巧,本文提出的 IACH 程序能较简捷和准确地计算出火箭喷焰流场内各种物理量、化学量和电磁量的二维分布规律,具有较好的实用价值。但该程序的应用范围还有一定的局限性,高温下某些化学反应的有限速率常数也不易精确获得。有关的计算工作尚待进一步完善。

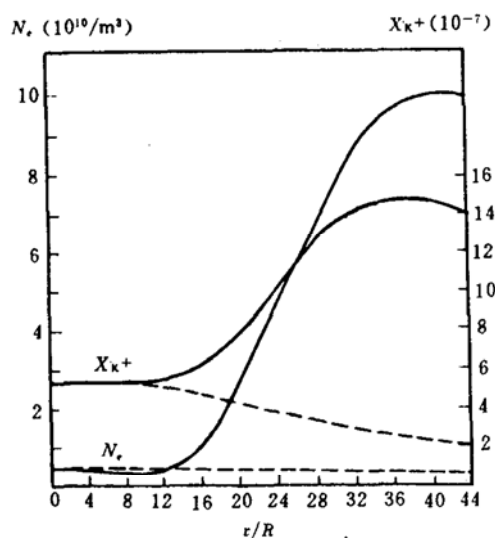


图3 喷焰流场轴线上自由电子数
密度和 K^+ 的摩尔分数的比较

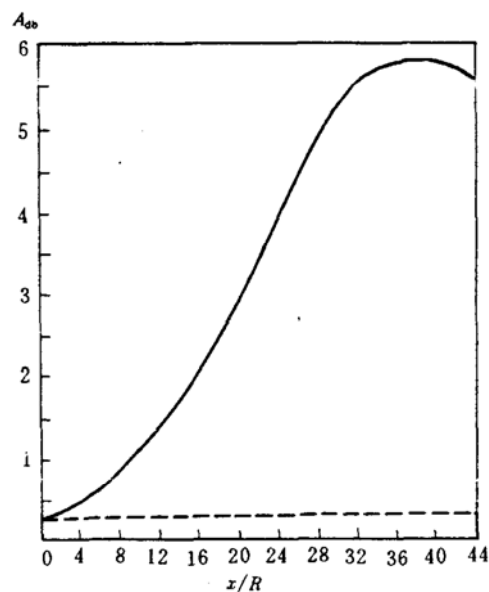


图4 喷焰流场轴线上电磁
波衰减的比较

参 考 文 献

- [1] 张平. 火箭排气特征研究进展. 推进技术, 1992 (3)
- [2] Mikaturian R R, et al. A Fast Computer Program for Nonequilibrium Rocket Plume Predictions. AFRPL-TR-72-94, AD751984, 1972
- [3] 崔继嵩, 张平. 考虑化学反应和电磁效应的完全膨胀型火箭排气羽焰流场参数的计算. DD8738-6, 北京理工大学, 1989
- [4] Gordon S, McBride B J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations. NASA SP-273, 1971
- [5] Jensen D E, Jones G A. Reaction-Rate Coefficients for Flame Calculations. AD-A047018, 1977
- [6] 崔继嵩. 考虑化学反应的火箭羽焰流场参量计算机预估程序研究: [硕士论文]. 北京理工大学, 1988
- [7] 刘青云. 反坦克导弹发动机羽焰微波衰减特性的理论预估和实验研究: [硕士论文]. 北京理工大学, 1992