

燃烧室内燃烧模型对尾焰流场 及其辐射的影响

¹丰松江, ²聂万胜, ¹解庆纷, ³杨军辉, ¹段立伟

(¹装备指挥技术学院 研究生院, 北京 101416; ²装备指挥技术学院 航天装备系, 北京 101416;
³中国人民解放军 63961 部队, 北京 100012)

摘要: 基于压力隐式算子分裂 (PISO) 算法, 通过求解 Navier-Stokes 方程, 对燃烧室内一步反应和两步反应模型、无燃烧室三种情形下尾焰流场进行了数值仿真; 采用结构和非结构网格并分别用 TTM 方法和 Delaunay 三角形方法来生成; 利用高温气体高分辨率光谱参数数据库 HITEMP 对辐射传输方程进行求解, 得到三种情形下尾焰中 CO₂ 和 H₂O 的光谱辐射亮度分布。仿真结果表明: 不同的燃烧模型影响尾焰流场及其辐射, 无燃烧室时尾焰辐射较弱。

关键词: 尾焰; 辐射; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006)02-0006-05

Influence of combustion model in chamber on exhaust plume flow field and radiance

¹Feng Songjiang, ²Nie Wansheng, ¹Xie Qingfen, ³Yang Junhui, ¹Duan Liwei

(¹Department of Postgraduate, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China;

²Department of Space Equipment, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China;

³PLA 63961, PRC, Beijing 100012, China))

Abstract: Based on PISO algorithm, numerical simulation of plume flow field is studied by solving Navier-Stokes equation in three cases: one step and two steps reaction model in combustion chamber, no combustion chamber. Structured and unstructured grids generated by TTM method and Delaunay triangulation method are employed respectively. The radiation transmission equation is numerically solved by high temperature gas high resolution HITEMP database for spectral radiance distributions of CO₂ and H₂O. It shows that different combustion model can affect plume flow field and radiance, radiance is weaker in case of no combustion chamber.

Key words: exhaust plume; radiation; numerical simulation

收稿日期: 2005-12-5; 修回日期: 2006-1-5。* 预研基金: 51421050404KG0216; 实验技术重点项目: 2001SY4105002。

作者简介: 丰松江 (1981—), 男, 硕士生, 研究领域为火箭发动机燃烧过程与尾焰辐射特性仿真。Email: hmfengsj@163.com。

1 引言

空间目标辐射特性研究已成为空间探测、识别、跟踪目标的基础。尾焰、发动机尾喷管及进气道壁面等热金属部件和蒙皮是主要的辐射源,其中,尾焰辐射最为显著。尾焰辐射特性以流场研究为前提,涉及气体动力学、化学动力学和辐射传输等多门学科^[1]。目前,国内的相关研究大多考虑喷管内燃烧模型对尾焰流场及其辐射的影响,取得了一些成果^[2-6]。发动机燃烧室内燃烧模

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r\rho u\varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\varphi) = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}\left(r\Gamma_{\varphi} \frac{\partial\varphi}{\partial x}\right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}\left(r\Gamma_{\varphi} \frac{\partial\varphi}{\partial r}\right) + S_{\varphi} + S_{p,\varphi} \quad (1)$$

式中, ρ 为燃气密度; φ 为需数值求解的变量; u 、 v 分别是轴向和径向的速度分量; S_{φ} 是气相源项; $S_{p,\varphi}$ 是由燃烧而引进的源项; Γ_{φ} 是广义扩散系数。燃料和氧化剂混合燃烧是非常复杂的有限速率化学反应过程。计算中采用的简化燃烧反应等过程的模型及计算方法参见文献[8]。

湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 两方程模型,但在近壁区雷诺数较低,采用壁面函数法。假设在壁面附近,无量纲速度分布服从湍流边界层内对数分布律,即

$$u^+ = \frac{1}{A} \ln(Ey^+) \quad (2)$$

式中:

$$A = 0.4 \sim 0.42; \quad y^+ = \frac{y(c_{\mu}^{1/4} k^{1/2})}{\nu}; \quad u^+ = \frac{u(c_{\mu}^{1/4} k^{1/2})}{\tau_w/\rho}.$$

$$H_s = \sum_{\theta_i} \sum_{\varphi_j} \sum_{v_l} \sum_{s=0}^S L_v^0(v, s) [\bar{\tau}(v, s) - \bar{\tau}(v, s - \Delta s)] \cos\theta \sin\theta \Delta\theta \Delta\varphi \Delta v \quad (4)$$

式中透过率 τ 采用 SLG 模型计算。

3 数值计算方法

流体流动控制方程应用有限体积法离散其通用形式,应用 PISO 算法求解。PISO 算法包含一个预测步和两个修正步。预测步中没有计算压力值, PISO 算法采用了压力速度耦合方式,利用离

散对尾焰流场及其辐射影响很大^[7]。本文从不同的燃烧模型出发,对发动机内、外流场进行了一体化仿真。

2 物理模型

2.1 流场模型

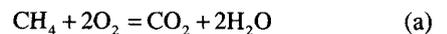
发动机内部的流场特征为尾焰流场计算提供精确的入口边界条件,本文将两者结合起来进行一体化仿真。燃气流动控制方程统一采用柱坐标系下的 N-S 方程,即

由此可得近壁区湍流当量粘性系数 μ_1 为

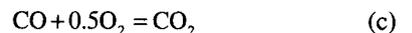
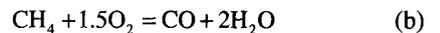
$$\mu_1 = \frac{y_p (c_{\mu}^{1/4} k^{1/2})}{\nu} \frac{A\mu}{\ln(Ey_p^+)} \Big/ k = \frac{y_p^+ \mu}{u_p^+} \quad (3)$$

2.2 化学反应模型

燃烧室内气相 CH_4 和 O_2 的反应分别采用一步和两步化学反应模型。一步反应模型:



两步反应模型:



2.3 辐射传输模型

辐射传输模型采用有限增量形式求解^[9]:

散的连续方程和动量方程推导出一个压力方程,以求新的压力。在完成第一步修正得到 u 、 v 、 p 等参数后寻求二次改进值,目的是使它们更好地同时满足动量方程和连续方程,并且可以加快单个迭代步中的收敛速度。PISO 算法的详细过程见参考文献[10]。

求解过程分三种情形:(1)一体化、一步反应;(2)一体化、两步反应;(3)无燃烧室。

4 网格与边界条件

图 1 和图 2 为部分计算区域的网格。由于外侧面处的边界条件较为复杂，所以采用生成方法基于 Delaunay 三角形方法^[11] 的非结构网格。为了保证网格的正交性以及便于控制其疏密，采用 TTM 方法生成结构网格^[12]。

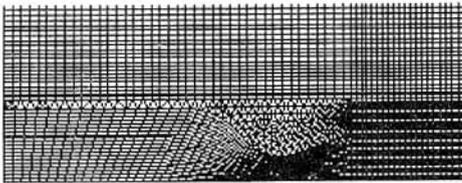


图 1 情形 1、2 的部分网格
Fig.1 Partial grids of case 1 and case 2

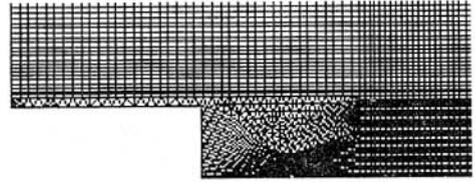


图 2 情形 3 的部分网格
Fig.2 Partial grids of case 3

边界条件设置：给定远场入口和情形 1 和 2 燃烧室入口的轴向速度、压力、温度和各组分质量分数，情形 3 喷管入口条件取自情形 1 的计算结果；出口取外插值边界条件，即所有变量值通过向外插值求得；壁面取无滑移条件；轴对称边界上径向速度为零，其余变量径向梯度为零。具体参数见表 1。

表 1 入口边界条件

Tab.1 Boundary conditions of inlet

	速度/(m/s)	压力/Pa	温度/K	CH ₄	O ₂	H ₂ O	CO ₂	N ₂
远 场	350	5.4e+4	256	0.0000	0.2100	0.0000	0.0003	0.7897
燃烧室	10	1.2e+7	130500	0.4000	0.5000	0.1000	0.0000	0.0000
喷 管	240	1.1e+7	3470	0.0521	0.0278	0.4130	0.5071	0.0000

5 仿真结果分析

图 3、图 4 分别是尾焰轴线上静温和静压分布，图 5 为情形 1 和情形 3 的流场速度分布，图 6 为

情形 1 和情形 2 的流场静温分布，图 7 是情形 1 尾焰中 CO₂、情形 2 尾焰中 CO₂ 和 CO 的质量分数分布，图 8、图 9 分别是尾焰中 CO₂、H₂O 光谱辐射亮度随波长的分布。

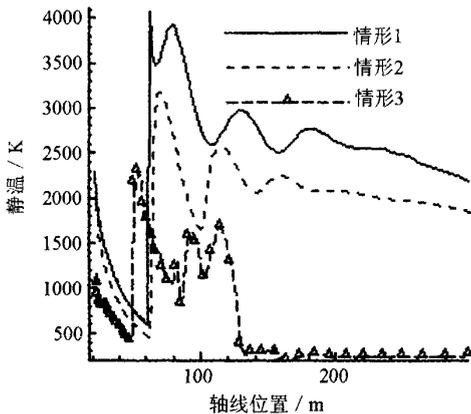


图 3 轴线上静温分布
Fig.3 Static temperature distributions along axis line

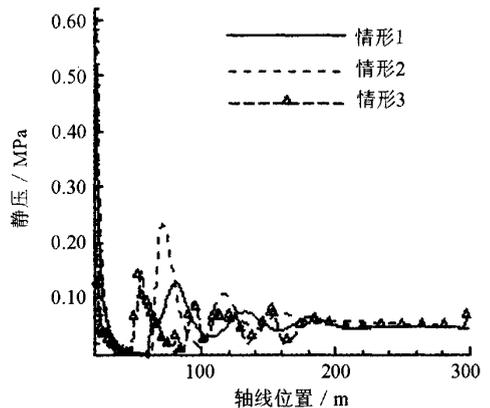


图 4 轴线上静压分布
Fig.4 Static pressure distributions along axis line

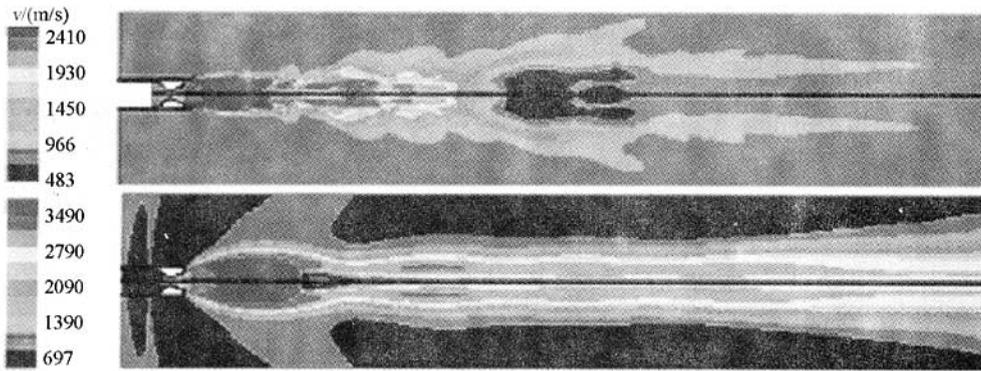


图 5 速度分布：情形 3（上）和情形 1（下）

Fig.5 Velocity distributions of case 3(top)and case 1 (bottom)

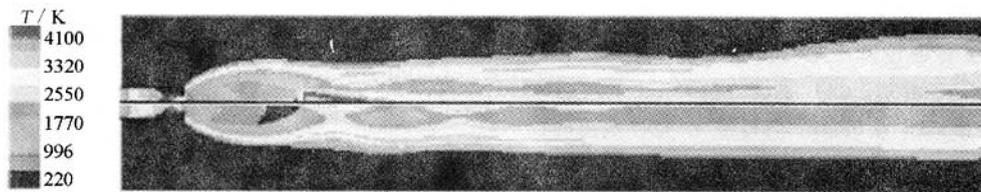


图 6 静温分布：情形 1（上）和情形 2（下）

Fig.6 Static temperature distributions of case 1(top)and case 2 (bottom)

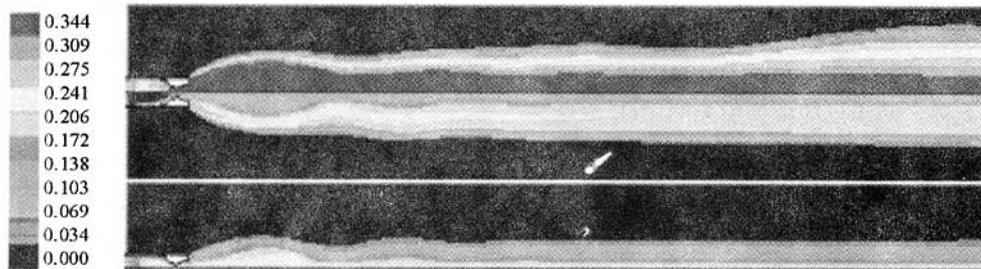


图 7 质量分数分布：情形 1 中 CO₂（上）、情形 2 中 CO₂（中）和情形 2 中 CO（下）

Fig.7 Mass fraction distributions: CO₂ of case 1(top), CO₂ of case 2(middle)and CO of case 2(bottom)

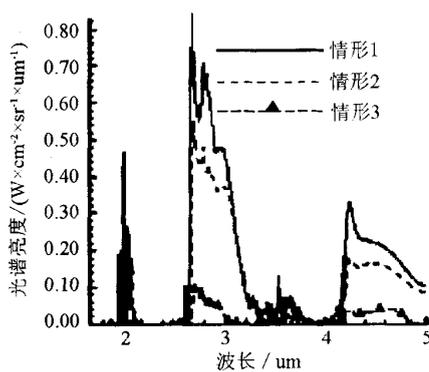


图 8 CO₂ 光谱辐射亮度分布

Fig.8 Spectral radiance distributions of CO₂

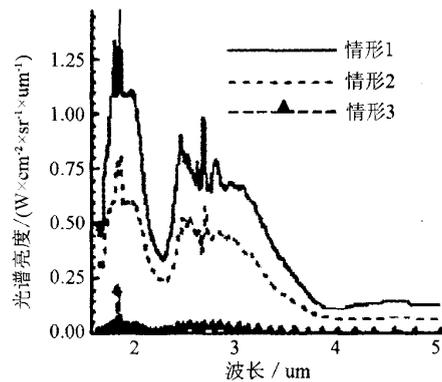


图 9 H₂O 光谱辐射亮度分布

Fig.9 Spectral radiance distributions of H₂O

由图 3 可知,一体化计算时尾焰温度较高,情形 3 温度最低,而其第一个 Barrel 激波的反射位置最靠近喷管出口,在 48m 左右。高温区一般集中在第一个 Barrel 激波后 30m 内,之后,温度虽有所降低,但也远远高于 Barrel 激波内的温度;再由图 4 可知,此区域压力场已逐渐趋于平衡,极有可能发生复燃。所以,尾焰辐射较强的区域主要集中在第一个 Barrel 激波后的区域内,这符合文献[13]中的结论。由图 5 可知,一体化计算时,剪切层较明显,整个尾焰流场速度较大。

由图 6 可知,情形 1 中,在 Barrel 激波尾部出现马赫盘,紧接着出现了一小的高温区。而情形 2,温度普遍较低,无马赫盘出现,剪切层也较薄;再由图 7 可知,CO₂ 质量分数降低,而 CO 明显增多,虽反应 c 放热,但反应 b 为吸热反应,故造成情形 2 尾焰温度低于情形 1,如图 3 所示。

由图 8 和图 9 可知,CO₂ 在 2.0 μm 、2.7 μm 和 4.3 μm 有三个很强的辐射带,H₂O 在 1.87 μm 、2.66 μm 和 2.74 μm 也有三个很强的辐射带,这与文献[14]的结论一致。情形 2 与情形 1 相比,CO₂ 和 H₂O 的辐射亮度均有所降低,这由情形 2 温度较低引起,此外,两步反应模型引起的 CO₂ 浓度降低也是一主要原因。在喷管出口,CO 的质量分数达 0.2,很可能与氧原子发生光化学反应:CO+O \rightarrow CO₂+h ν ,对尾焰整体辐射产生影响。情形 3 中 CO₂ 和 H₂O 的辐射亮度最低。

此外,复燃区域燃烧模型对流场辐射特性的影响将是我们下一步工作的重点。

6 结论

本文采用 PISO 算法对燃烧室内不同燃烧模型下的尾焰流场进行了模拟,并计算了尾焰的辐射特性,所得结果合理。燃烧室内燃烧模型对尾焰流场和辐射有一定的影响:一步反应模型尾焰流场温度较高,辐射较大;无燃烧室时尾焰流场温度、速度及其辐射最低。可以认为该方法是一种有效的快速计算尾焰流场及其辐射的方法,可为预警卫星等系统的研究提供依据。

参考文献:

- [1] 丰松江,聂万胜.空间目标尾焰辐射机理及仿真计算[A].第三届全国军事航天学术研讨会论文集[C].北京:装备指挥技术学院,2005年.
- [2] 蔡国飙,王慧玉,祖国君,等.真空小喷管羽流场的 Monte Carlo 直接模拟[J].推进技术,1997,18(2):44-49.
- [3] 黄琳,任兵,吴其芬.姿控发动机高空羽流流场 DSMC 仿真及算法研究[J].国防科技大学学报,1998,20(3):14-17.
- [4] 程晓丽,毛铭芳,阎喜勤.小推力发动机高空羽流流场数值模拟[J].空间科学学报,2002年,22(3):261-267.
- [5] 张海兴,张建奇,扬威,等.二元喷管尾焰红外辐射的理论计算[J].西安电子科技大学学报,1998,25(1):36-42.
- [6] 郑礼宝.全尺寸二元喷管红外辐射特性研究[J].航空学报,2002年,23(2):140-142.
- [7] Kraeutle K J, Wilson K J, Lee M J, et al. Effect of carbon particles and mixing on afterburning of exhaust plumes[R]. AIAA-92-0767.
- [8] 庄逢辰.液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M].长沙:国防科技大学出版社,1995.
- [9] 聂万胜,杨军辉,何浩波等.液体火箭发动机尾喷焰红外辐射特性研究[J].国防科技大学学报,2005年,27(5).
- [10] Issa R I. Solution of the implicit discretized fluid flow equations by operator splitting[J]. J Comp Phys, 1986(62):66-82.
- [11] Mavriplis D J. An advancing front delaunay triangulation algorithm designed for robustness[R]. AIAA-93-0671.
- [12] 杨军辉,聂万胜.小推力火箭发动机羽流流场数值仿真[J].装备指挥技术学院学报,2003,14(1):58-61.
- [13] Vitkin E I, Karelin V G, Kirillov A A, et al. A physico-mathematical model of rocket exhaust plumes [J]. Int J Heat Mass Transfer, 1997,40(5),1227-1241.
- [14] Koo J, Goulard R, Ludwig C B, et al. Radiative properties of combustion gases[R]. AIAA-79-1041.

(编辑:侯早)