

一种超声速射流计算方法与实验验证^{*}

丛彬彬^{1,2}, 万田^{1,2}, 樊菁^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 高温射流流场计算是尾焰辐射目标特性计算的前提, 然而由于缺少可靠实验数据, 针对湍流超声速射流的数值模拟多集中于低温射流, 高温射流计算与实验的对比工作还很少见。利用 $k-\omega$ SST 双方程湍流模型, 模拟了多个典型超声速射流实验的流场速度与温度分布, 通过与实验结果进行对比, 建立了一种超声速射流计算方法。首先, 通过对比多个低温射流的实验与计算结果, 探索了湍流模型中可压缩修正以及来流湍动粘性比对超声速射流计算结果的影响; 进而, 针对火箭发动机尾焰实验, 计算尾焰流场与流场红外辐射, 流场辐射计算结果与实验观测结果符合较好, 进一步验证了计算方法。最终认为经过可压缩修正的 $k-\omega$ SST 双方程湍流模型结合湍动粘性比取值 30 可以作为超声速射流计算中较为典型的湍流计算方法。

关键词: 尾焰; 超声速射流; 红外辐射; 湍动粘性比; 可压缩修正

中图分类号: O354.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 02-0314-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190080

A Calculation Method and Experimental Verification of Supersonic Jet

CONG Bin-bin^{1,2}, WAN Tian^{1,2}, FAN Jing^{1,2}

(1. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Calculation of the radiation signature of plume mostly depends on the accurate simulation of the flow field of high temperature jet. Due to lack of reliable experimental data, the numerical study of supersonic turbulent jet is mostly concentrated on the low temperature jets while the simulation of high temperature jets is relatively rare. An in-house developed CFD Code was used to calculate the distribution of velocity and temperature of several jet experiments, by using Menter's $k-\omega$ SST two-equation turbulent model. Based on the numerical study of low temperature jets, a numerical method that is applicable to high temperature jet was established. Firstly, the effects of compressibility correction and various turbulent viscosity ratios were assessed by simulating several low temperature jets. Then, the method was used to simulate a rocket plume experiment, and the numerical method was further verified by comparing the measured and simulated radiance. The simulation and experiment results agree well. This shows that the compressibility corrected $k-\omega$ SST two-equation turbulent model with an appropriate turbulent viscosity ratio of 30 is applicable for simulating the plume of aircrafts.

^{*} 收稿日期: 2019-01-25; 修订日期: 2019-04-20。

基金项目: 中国科学院先导 B 项目 (Y820121XD1)。

作者简介: 丛彬彬, 博士生, 研究领域为计算流体力学。E-mail: congbinbin@imech.ac.cn;

通讯作者: 万田, 博士, 研究员, 研究领域为计算流体力学。E-mail: wt@imech.ac.cn;

引用格式: 丛彬彬, 万田, 樊菁. 一种超声速射流计算方法与实验验证[J]. 推进技术, 2020, 41(2):314-323. (CONG Bin-bin, WAN Tian, FAN Jing. A Calculation Method and Experimental Verification of Supersonic Jet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2):314-323.)

Key words: Plume; Supersonic jet; Radiation signature; Turbulent viscosity ratio; Compressibility correction

1 引言

尾焰红外辐射是飞行器重要的目标特性,尾焰红外辐射计算对飞行器辐射目标特性研究十分重要。尾焰辐射目标特性计算主要包括流场计算与流场辐射计算两部分,流场计算是前提。发动机尾焰为典型高温高速射流流场^[1],而公开发表的高温高速射流流场实验数据非常少见,因此本文将从低温超声速射流入手,对比程序计算结果与实验结果,建立针对高速射流流场计算的数值方法。进一步通过对一个高温尾焰实验^[2]进行数值模拟,将流场与辐射的计算结果与实验测量结果进行对比,验证本文计算方法用于超声速高温射流的可靠性。

当前射流湍流数值研究中,能够工程应用的湍流模型主要分为大涡模拟(LES)和雷诺平均(RANS)两类,一方面,LES方法发展日趋成熟,很多学者提出了基于LES的射流流场计算方法^[3-9],代表性的有Lo等^[3-4]使用三维大涡模拟的方法计算超声速射流流场并分析流场噪声分布,作为计算方法的验证,作者将数值方法计算结果与包括Panda等^[10]在内多个实验结果进行比较,显示文中方法可以较好地复现速度场,但文中未比较流场温度数据。另一方面,RANS方法由于其成熟度和计算效率高仍然被大量应用^[11-22]。Senesh等^[11]利用Fluent比较了多个湍流模型与模型参数的选取,将流场速度分布与实验结果进行对比,速度结果整体分布一致,但射流核心区激波结构的计算结果与实验结果偏离较大。Cumber等^[12-13]与Lehnasch等^[14]基于 $k-\varepsilon$ 模型研究了可压缩修正对中高度欠膨胀射流流场计算的影响,发现 $k-\varepsilon$ 模型经可压缩修正后可明显改善射流速度计算结果;Zang等^[16]利用OpenFOAM求解器结合 $k-\omega$ SST模型计算了4种不同喷流压比(NPR)射流流场,认为 $k-\omega$ SST模型可用于多种NPR射流流场计算并得到较好的计算结果,但并未研究可压缩修正对计算结果的影响。具体到尾焰流场与辐射计算,Rao等^[17]与Candler等^[18]对比了高雷诺数 $k-\varepsilon$ 模型与层流模型以及不同数值方法对Atlas火箭发动机尾焰流场计算结果的影响,发现湍流模型对计算结果远大于数值方法;Nie等^[19]通过数值模拟较为系统地研究了飞行高度与化学反应模型对尾焰流场结构的影响;任泓帆等^[20]使用Fluent结合Standard $k-\varepsilon$ 模型模拟了Devir

等的发动机尾焰,流场光谱辐射强度计算结果与实验结果符合较好,但并未给出流场计算结果;乔野等^[21-22]通过数值计算的方法,采用Realizable $k-\varepsilon$ 模型研究多喷管发动机尾焰流场以及尾焰红外辐射随飞行高度的变化;郑海晶等^[23]采用RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型计算尾焰流场并研究了流场中 H_2O 和 CO_2 高温混合气体的红外辐射特性;Cai等^[24]以及董士奎等^[25]分别基于有限体积法与离散坐标法对尾焰辐射特性进行研究,文中并无流场计算方法验证工作。

总的来说,目前关于超声速射流的研究主要集中在低温射流,研究方法以数值计算为主,通过计算与实验结果的对比,不同计算方法均可得到较为准确的计算结果。但是以尾焰流场计算为背景,针对高温超声速射流的数值与实验研究相对较少,计算与实验的对比工作还很少见。本文从低温超声速射流出发,分别针对低温与高温射流进行数值计算与实验的对比,目的是找到一套低温与高温射流都适用的超声速射流计算方法。

2 计算方法

本文采用实验室流场计算程序SCUP^[26]。程序求解包含热化学非平衡的N-S方程,支持多块结构网格与非结构网格的并行化。程序通过有限速率化学反应模型计算流场中的化学反应,不考虑热非平衡效应。

2.1 控制方程

质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{v}_s) = \omega_s \quad (1)$$

式中 ρ_s 为第 s 组元的密度, $\mathbf{u}$ 为混合物的对流速度矢量, $\mathbf{v}_s$ 是第 s 组元的扩散速度, ω_s 是第 s 组元的化学反应生成率。

动量守恒方程为,以 x 方向为例

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \quad (2)$$

能量守恒方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot ((E + p) \mathbf{u}) + \nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} \mathbf{v}_s \rho_s h_s + \\ \nabla \cdot (\mathbf{q} + \mathbf{q}_v) + \nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \hat{\boldsymbol{\tau}}) = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

2.2 湍流模型

文中计算选用 $k-\omega$ SST湍流模型^[27-28],与其它湍流模型相比,Menter提出的 $k-\omega$ SST(SST)模型结合

了 $k-\varepsilon$ 模型与 $k-\omega$ 模型的优势,是航空航天中常用的湍流模型。为了使模型更加适用于超声速自由剪切射流的模拟,考虑可压缩效应引起自由射流剪切层增长率的变化^[29],需对湍流模型予以可压缩修正^[30],即

$$D_{k,c} = D_k(1 + 1.5F(M_T)) \quad (4)$$

$$D_{\omega,c} = D_\omega(1 - 1.5(\beta_k/\beta_\omega)F(M_T)) \quad (5)$$

式中令 $M_T = (2k/a^2)(1 - F_1)$, $M_{T0} = 0.25$, 当 $M_T^2 > M_{T0}^2$ 时, $F(M_T) = |M_T^2 - M_{T0}^2|$, 否则, $F(M_T) = 0$ 。模型中 D_k, D_ω 分别为 k 和 ω 的耗散数,其它参数为常数,保持与 SST 模型^[27-28]一致。

除可压缩修正,多数射流流场需要自喷管出口截面算起,而来流的湍动粘性无法准确测量,因此,计算时需要考虑不同湍动粘性比 μ_t/μ 对流场计算的影响,并选取针对不同工况都较为普适的值。

2.3 数值方法

程序采用有限体积方法来离散方程组。对于对流项,采用修正的 Steger-Warming 流通量分裂^[31],结合迎风 MUSCL TVD 格式将精度扩展至三阶。流通量与雅克比矩阵均采用计算单元表面处的流场数值,通过单元中心处的流场变量插值得到。在迎风格式中,流通量被分解为正负两项

$$f_{i+\frac{1}{2}} = f_{i+\frac{1}{2}}^+ \left(\phi_{i+\frac{1}{2}}^+ \right) + f_{i+\frac{1}{2}}^- \left(\phi_{i+\frac{1}{2}}^- \right) \quad (6)$$

流场变量向量为 ϕ , 本文取 $\phi = \{p, c_s, u, v, w, T_{tr}, T_{ve}\}$ 。

三阶 MUSCL 差分格式为

$$\phi_{i+\frac{1}{2}}^+ = \phi_i - \frac{1}{6} [\min\text{mod}(\phi_{i-1} - \phi_i, 2(\phi_i - \phi_{i+1})) + 2\min\text{mod}(\phi_i - \phi_{i+1}, 2(\phi_{i-1} - \phi_i))] \quad (7)$$

$$\phi_{i+\frac{1}{2}}^- = \phi_{i+1} - \frac{1}{6} [\min\text{mod}(\phi_{i+2} - \phi_{i+1}, 2(\phi_{i+1} - \phi_i)) + 2\min\text{mod}(\phi_{i+1} - \phi_i, 2(\phi_{i+2} - \phi_{i+1}))] \quad (8)$$

对于粘性项,采用中心差分格式,对源项则采用隐式处理。为进一步提高计算效率,程序中采用并行线松弛算法(DPLR),虽然增加方程右端项迫使程序必须进行额外的松弛迭代,但同时方程左端矩阵求逆问题计算速度得到很大程度加快,整体上仍然提高了程序计算速度^[32-33]。

3 结果与讨论

3.1 射流计算影响因素分析

3.1.1 实验介绍

首先选取 Panda 等的射流实验^[10]作为本文流场

计算方法的验证实验。实验中,保持出口直径 $d = 25\text{mm}$ 不变,通过匹配不同形状的拉法尔喷管,分别将出口马赫数分别控制在 0.99, 1.4 和 1.8,同时应用瑞利散射光谱测量技术对冷流射流流场参数进行测量。本文选取 1.4Ma 与 1.8Ma 两个超声速出口工况进行模拟,喷管出口参数以及周围大气参数见表 1。

Table 1 Parameters of the flow field of Panda's experiment

Location	Ma	$v/(\text{m/s})$	T/K	p_0/kPa
Nozzle	1.4	411	216	312.7
Nozzle	1.8	486	182.4	564.2
Ambient	0.2	77.81	297	98.95

实验中分别测量了中心轴线处($x/d = 1 \sim 17$)以及不同轴线位置($x/d = 2, 4, 6, 8, 10, 12$)径向的流场速度与温度分布特点, x 与 d 分别为流场距离发动机喷管出口处的轴向距离与喷管出口直径。

此外,另选取 Norum 等^[34]与 Tanna 等^[35-36](代号 SP-62)两组射流实验作为对比算例,实验参数详见表 2 与表 3。

Table 2 Parameters of the flow field of Norum's experiment

Location	Ma	T/K	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	d/cm
Nozzle	1.99	163.5	2.158	4.989
Ambient	0	300	1.168	-

Table 3 Parameters of the flow field at the nozzle of SP-62

Location	Ma	T/K	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	d/cm
Nozzle	1.95	155.06	101	5.08
Ambient	0	300	101	-

3.1.2 网格无关性验证

以文献[10]中 Panda 出口 1.4 Ma 实验为例,进行二维轴对称计算,计算域为矩形且由结构网格组成,流场的径向尺寸和轴向尺寸分别为喷管出口半径的 18 倍与 90 倍,如图 1(a)所示。最终所采用的网格为 Grid 1(对称面约 34 万个单元)。Grid 2 为 Grid 1 网格轴向和径向各加密一倍(对称面约 136 万个单元)。网格针对尾喷管出口截面边缘附近的网格进行加密处理,Grid 1 喷管出口附近网格如图 1(b)所示。图 2 为分别使用两种网格所得流场中心轴线处温度与速度变化。可以看出,Grid 2 网格计算结果与 Grid 1 基本一致,网格 Grid 1 合理有效。因此采用 Grid 1 进行数值计算。

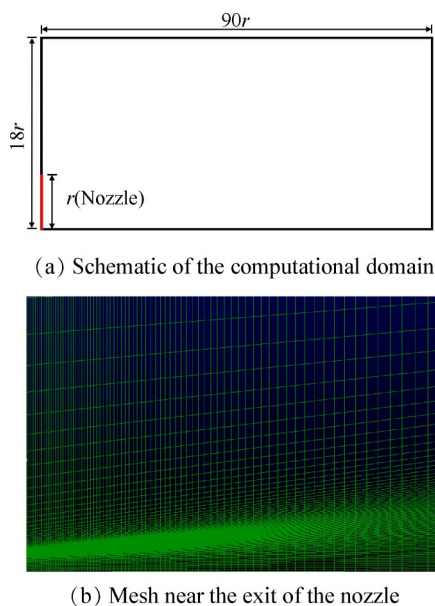


Fig. 1 Computational domain and mesh of grid 1

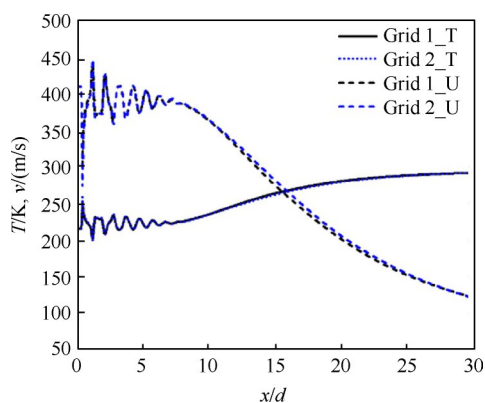


Fig. 2 Axial velocity and temperature of different grids

3.1.3 湍动粘性比

基于可压缩修正的 $k-\omega$ SST 双方程湍流模型 (SST_CC 模型), 选取不同的湍动粘性比计算 Panda 1.8Ma 实验流场, 得到流场中心轴线处速度分布规律如图 3 所示。可以看到, 改变湍动粘性比对射流核心区几乎没有影响; 在核心区后方流场, 随着湍动粘性比的增大, 速度计算结果逐渐降低, 当 $\mu_t/\mu = 30$ 时计算结果与实验结果符合较好。

μ_t/μ 取值并不唯一, 取值 28 或者 32 计算所得流场与取值 30 非常接近, 因此, 重要的是确定一个经验的 μ_t/μ 的取值范围, 30 只是范围内一个代表性取值, 后续计算中若不做特殊说明, 均默认 $\mu_t/\mu=30$ 。

为了方便计算结果与实验结果的比较, 可以在 Witze 坐标^[37]下将流场速度的计算结果与实验结果进行统一对比, 该方法在同类研究中得到广泛认可^[4-5]。

Witze 坐标系以 $W(x)$ 为横轴, 以 v/v_j 为纵轴, v 为

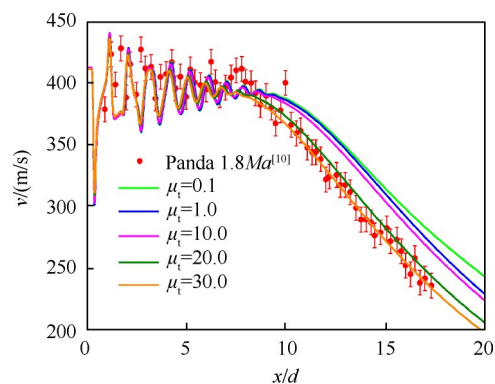


Fig. 3 Results of axial velocity calculated by different turbulent viscosity ratio

流场轴线处的轴向速度, v_j 为喷管出口轴线处流场轴向速度, 有

$$W(x) = \kappa(x - x_c)/r_0 \quad (9)$$

式中 $\kappa = 0.08(1 - 0.16Ma_j)(\rho/\rho_\infty)^{0.22}$, x_c 为流场轴向速度降低至喷管出口流速 95% 的轴线位置, r_0 为喷管半径。

为进一步验证湍动粘性比的取值, 排除喷管尺寸、喷管出口截面流场参数等条件影响, 保持喷管出口处湍动粘性比 $\mu_t/\mu = 30$ 不变, 分别计算 Norum 与 Tanna 两个射流实验流场, Witze 坐标下结果如图 4 中黑色实线与黑色虚线所示。同时图 4 中亦包括了 Lau 等^[38]、Eggers^[39] 射流实验以及 Panda 1.4Ma, 1.8Ma 射流实验的实验结果。可以看出, 本文针对 Norum 以及 Tanna 的两射流实验的计算结果、不同的射流实验所得数据在 Witze 坐标下符合一致的规律, 流场计算结果基本合理准确。改变射流来流边界条件, 湍动粘性比 $\mu_t/\mu = 30$ 也可较为准确地计算流场。

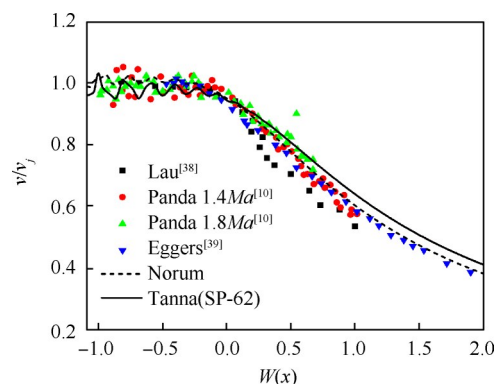
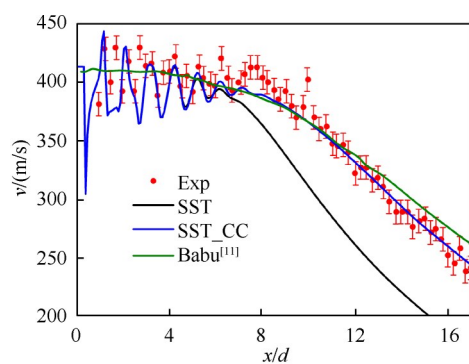


Fig. 4 Axial velocity results under Witze coordinate

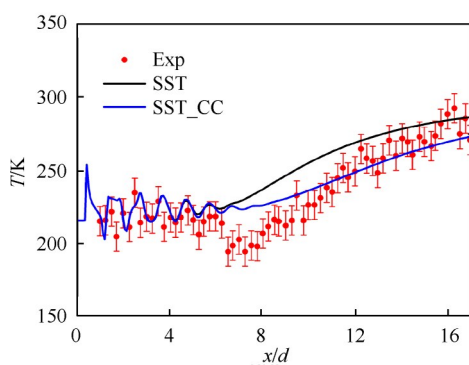
3.1.4 可压缩修正的影响

为检验前文湍流模型中可压缩修正对计算结果的影响, 选取 Panda 1.4Ma 与 1.8Ma 两实验, 自喷管出口截面算起, 选取 $\mu_t/\mu = 30$, 分别采用 SST 模型与

SST_CC 模型两种湍流模型计算实验流场,并将速度与温度轴向与径向分布规律的计算结果与实验结果进行比较。其中径向分布分别选取 $x/d = 4, 8, 12$ 三个不同位置,分别代表了射流前段、中段以及后段。两种工况的计算与实验结果如图 5~图 10 所示。



(a) Results of axial velocity



(b) Results of axial temperature

Fig. 5 Results of axial velocity and temperature of $Ma=1.4$

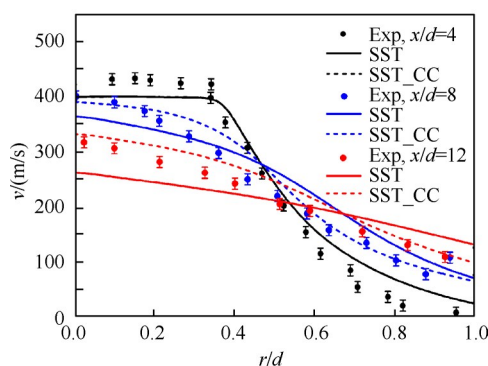


Fig. 6 Results of radial velocity at different axial location of $Ma=1.4$

图 5、图 8 为轴向温度与速度的计算与实验结果对比。可以看到,对于 $1.4Ma$ 与 $1.8Ma$ 两种工况,当轴向距离小于 6 倍喷嘴出口直径时,由于该区域湍流尚未发展,两种湍流模型的温度和速度计算结果相同并与实验结果吻合很好;随着轴向距离的增大 ($x/d > 6$),轴线处温度上升、速度下降,两种湍流模型

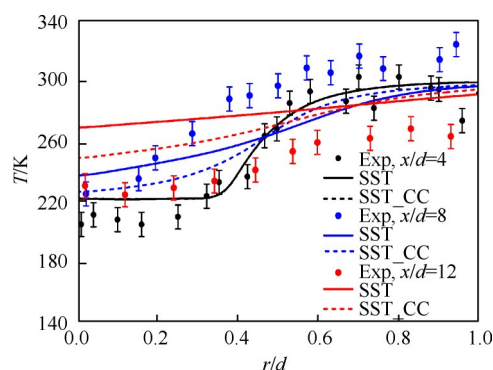
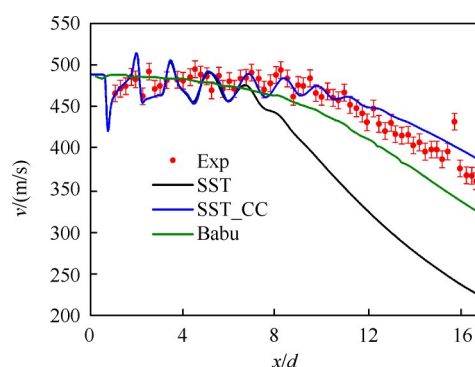
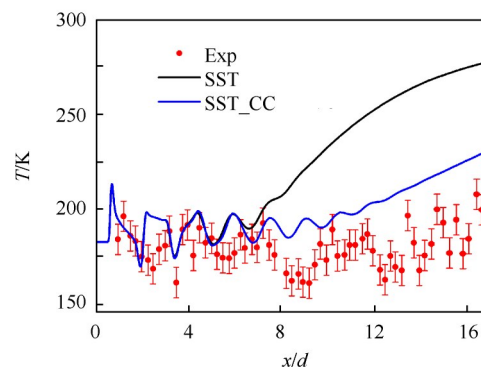


Fig. 7 Results of radial temperature at different axial location of $Ma=1.4$



(a) Results of axial velocity



(b) Results of axial temperature

Fig. 8 Results of axial velocity and temperature of $Ma=1.8$

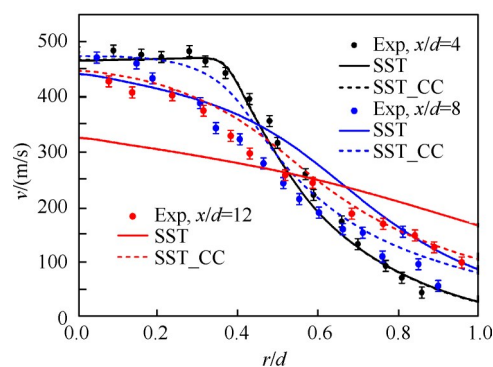


Fig. 9 Results of radial velocity at different axial location of $Ma=1.8$

的计算结果差别逐渐增大,其中 SST_CC 模型的计算结果与实验吻合更好,而 SST 模型由于过大估计了湍流粘性系数,计算结果与实验结果在该区域存在较大差别。

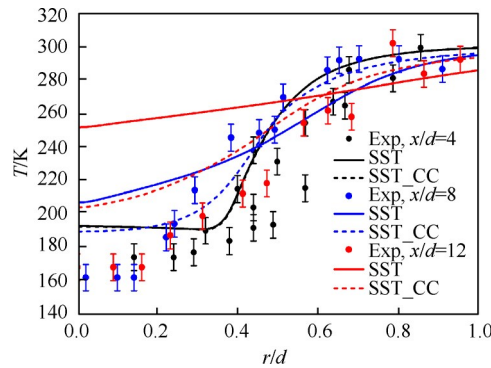


Fig. 10 Results of radial temperature at different axial location of $Ma=1.8$

图 6、图 7 为 $1.4Ma$ 时不同位置 ($x/d = 4, 8, 12$) 速度和温度的径向分布结果,图 8、图 9 为 $1.8Ma$ 时的结果对比。在 $x/d = 4$ 位置,两端流模型速度与温度计算结果与实验结果吻合很好;在 $x/d = 8$ 位置,SST 模型中速度和温度沿径向变化趋势略微偏离实验结果;在 $x/d = 12$ 位置已经完全偏离。而 SST_CC 模型在三个位置的计算结果均要明显好于 SST 模型。再一次说明在流场后方湍流对流场的影响逐渐增大,可压缩修正对计算结果的影响越来越显著。

前文工况均为不包含化学反应的纯净空气高速射流实验。相比之下,发动机尾焰流场通常温度很高、组分多样且流场中存在复杂化学反应。下一节中,本文计算方法将进一步扩展至尾焰流场。

3.2 尾焰流场辐射计算

3.2.1 实验介绍

以色列学者 Avital 等^[2]于 2001 年开展火箭发动机尾焰红外辐射测量实验,对 $4.375\mu\text{m}\sim 4.516\mu\text{m}$ 流场红外辐射亮度进行测量。实验中发动机出口位置流场参数如表 4 与表 5 所示。喷管出口直径为 25.54mm 。尾焰流场红外辐射亮度实验结果如图 11 所示。图中三幅云图分别代表实验中不同的时刻。

3.2.2 流场计算结果分析

由表 5 可知发动机出口处仍存在大量可燃组分,

Table 4 Parameters of the flow field at the nozzle

Location	Ma	T/K	p/kPa	γ
Nozzle	2.35	1960	288	1.3
Ambient	0	300	101	1.4

Table 5 Mole fraction of species at the exit

Specie	H_2O	CO_2	CO	N_2	H_2	OH
Mole fraction/%	0.400	0.136	0.115	0.237	0.056	0.056

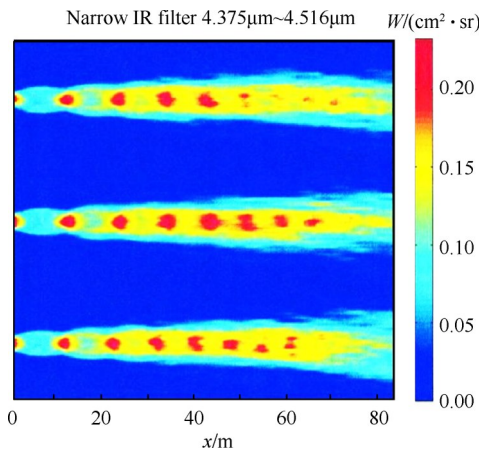


Fig. 11 Measured radiance of Avital's experiment

与空气混合后,流场中仍存在化学反应。本程序采用有限速率化学反应模型计算化学反应,反应机理与 Avital 文献[2]相同,采用 GRI-Mech 3.0^[40]中的反应参数,如表 6 所示。

Table 6 Chemical reaction mechanism

N	Reaction	A_i	β_i	E_i
1	$\text{H}+\text{O}_2\rightarrow\text{OH}+\text{O}$	2.65×10^{16}	-0.6707	17041.0
2	$\text{OH}+\text{OH}\rightarrow\text{H}_2\text{O}+\text{O}$	3.57×10^4	2.400	-2110.0
3	$\text{OH}+\text{CO}\rightarrow\text{CO}_2+\text{H}$	4.76×10^7	1.228	70.0
4	$\text{H}+\text{OH}+\text{X}\rightarrow\text{H}_2\text{O}+\text{X}$	2.20×10^{22}	-2.000	0.0
5	$2\text{O}+\text{X}\rightarrow\text{O}_2+\text{X}$	1.20×10^{17}	-1.000	0.0
6	$\text{H}_2+\text{O}\rightarrow\text{OH}+\text{H}$	3.87×10^4	2.700	6260.0
7	$\text{OH}+\text{H}_2\rightarrow\text{H}_2\text{O}+\text{H}$	2.16×10^8	1.510	3430.0
8	$2\text{H}+\text{X}\rightarrow\text{H}_2+\text{X}$	1.00×10^{18}	-1.000	0.0
9	$\text{H}+\text{O}+\text{X}\rightarrow\text{OH}+\text{X}$	5.00×10^{17}	-1.000	0.0
10	$\text{CO}+\text{O}+\text{X}\rightarrow\text{CO}_2+\text{X}$	1.80×10^{10}	-0.000	2385.0

N 为化学反应编号, X 为反应中三体粒子,通过 Arrhenius 公式计算化学反应速率,即

$$k_{fi} = A_i T^{\beta_i} \exp\left(\frac{-E_i}{R_c T}\right) \quad (10)$$

式中 A_i 为指前因子, β_i 为温度指数, E_i 为反应活化能,单位 cal/mol 。表 6 中三体碰撞反应所对应碰撞系数如表 7 所示。

Avital 等自发动机喷管出口算起,采用 $k-\omega$ 湍流模型,使用 GASP^[41]模拟实验流场。图 12 为流场中心轴线处温度分布计算结果,图 13、图 14 为 SCUP 计算所得尾焰流场温度云图与 CO_2 摩尔浓度云图,图 15 与图 16 分别为 Avital^[2]计算所得流场温度云图与 CO_2 摩

Table 7 Third body coefficient

N	4	5	8	9
H_2	0.73	2.40	0.00	2.00
O_2	1.00	1.00	1.00	1.00
H_2O	3.65	15.40	0.00	6.00
CO	1.00	1.75	1.00	1.50
CO_2	1.00	3.60	0.00	2.00
OH	1.00	1.00	1.00	1.00
O	1.00	1.00	1.00	1.00
H	1.00	1.00	1.00	1.00
N_2	1.00	1.00	1.00	1.00

尔浓度云图。

图 12 中蓝色实线所示为 Avital 文献中数值计算结果^[2], 黑色实线为本文流场计算结果。相比之下, 二者计算所得流场前 3 个马赫锥的位置相同, 分别出现在距离喷管出口 11cm, 22cm 以及 32cm 位置。轴线处最低温度均出现在距离喷管出口 8cm 位置, 分别为 1030K 与 1170K, 本文结果中温度更低。轴线处温度最高处均出现在距离喷管出口 22cm 的第二个正激波后方, 分别为 2300K 与 2180K, 本文计算结果温度更高。比较图 13~图 16 流场云图结果, 可以看出, 在距离喷管出口轴向距离 40cm 之前的流场部分, 两种计算方法所得流场整体分布基本一致, 但本文结果流场中的激波更强、激波单元结构更明显。

在距离喷管出口处轴向距离 40cm 后方的下游流场, 随着距离的增大, 本文与 Avital 流场计算结果之间的差别逐渐增大, 原因是: (1) 本文轴线温度无明显下降, 平均值约为 2100K, 而 Avital 流场中的轴线处温度则在 50cm 之后逐渐降低至 1800K。(2) 在该流场区域, 与 Avital 流场相比, 本文流场中仍然存在较为明显的激波单元结构, 流场参数沿轴线方向仍存在较大梯度变化, 流场中间断性地存在 CO_2 浓度以及温度较高的单元区域。截至轴向 80cm 流场区域, 本文流场中共存在 7 个较为清晰可见的单元结构, 而 Avital 流场中为 5 个。

湍流对射流流场的影响沿流场下游不断增强, 本文与 Avital 流场计算结果之间的差别同样在流场下游不断增大。通过比较图 8 中 SST 与 SST_CC 的结果可以看出, 湍流模型可压缩修正对流场结构影响很大, 认为是造成两计算结果之间差别的主要原因, 而 Avital 计算中并未指出其对湍流模型采用可压缩修正。进一步的后续流场辐射计算与实验结果对比中也可以看出, 本文计算所得流场与实验中流场更为接近。

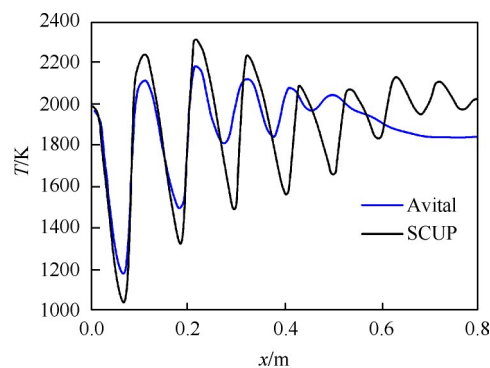


Fig. 12 Calculated axial temperature of Avital and SCUP

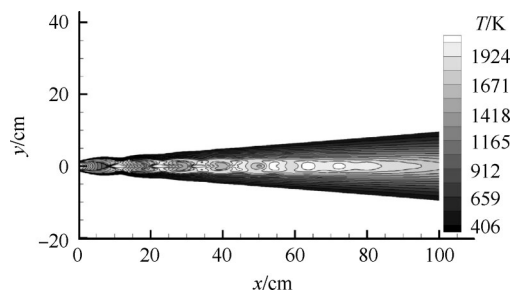


Fig. 13 Contour of the temperature of the plume

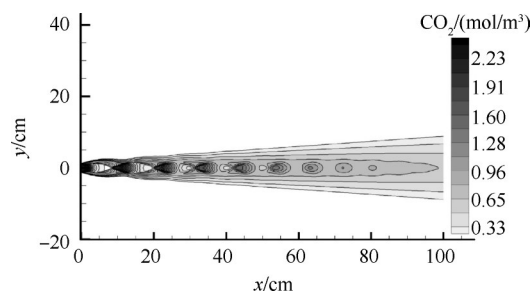
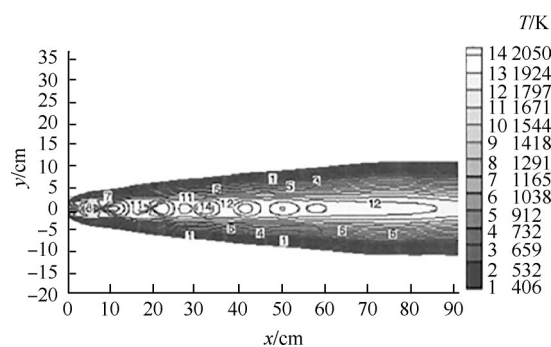


Fig. 14 Contour of the mole density of the plume

Fig. 15 Calculated temperature field of Avital^[2]

3.2.3 辐射计算结果分析

Avital 在 GASP 计算所得流场基础上, 结合 Infracad 辐射计算程序得到流场辐射亮度, 如图 17 所示。

比较图 11 与图 17 可以看出, 在距离发动机出口 0~40cm 的流场, Avital 等辐射亮度计算结果与实验结果吻合得较好, 在 40cm 之后的流场区域, 流场辐射亮度计算结果较实验结果要明显偏低。

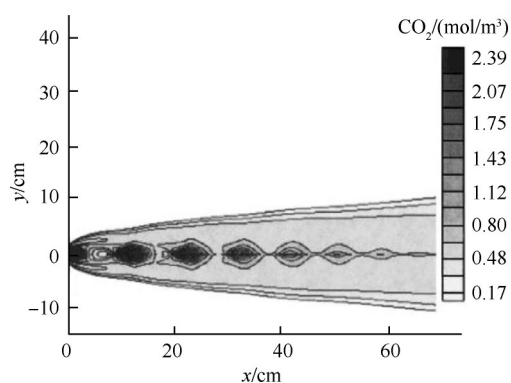


Fig. 16 Calculated CO_2 molar concentration of Avital^[2]

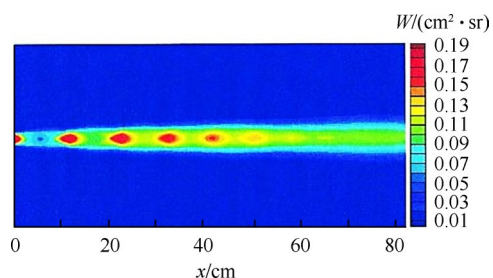


Fig. 17 Contour of radiance calculated by Avital

在本文计算所得流场基础上,采用 HITEMP-2010 谱线数据库^[42],通过文献[43-44]中线翼截断的方法,结合 Voigt 线型计算气体组分辐射传输透过率,实验室逐线法辐射计算程序^[45]则在流场与探测器之间建立光线,基于流场网格将光线离散,在离散后的光线上求解辐射传输方程^[46]来计算流场中辐射传输,得到流场红外辐射结果如图 18 所示。

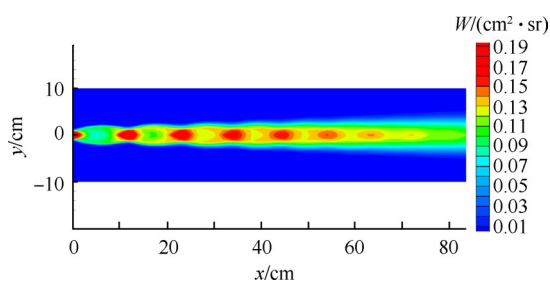


Fig. 18 Contour of radiance calculated by the method in this paper

结合图 11、图 17、图 18 流场红外辐射亮度云图以及图 12 流场中心轴线温度变化对比曲线可以看出,本文的辐射亮度计算结果与 Avital 等计算结果主要存在两点差别:首先,本文计算结果与实验结果更为接近,本文在该区域的辐射强度计算结果要明显高于 Avital 的数值计算结果,在轴向 40cm 向后区域,存在更多的峰值区域(本文计算结果显示整个流场存在 8 个峰值区,Avital 结果为 6 个);其次,本文所得

辐射亮度流场分布更接近实验结果,本文计算结果显示相邻的辐射峰值之间依然存在辐射强度较高的流场结构,结构更为清晰明显。

4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

(1)在 $x/d < 6$ 的射流流场核心区,流场受湍流影响很小,是否采用可压缩修正、不同湍动粘性比均可计算得到较准确结果;在射流流场后方的湍流混合区,可压缩修正与湍流粘性比的选取对流场计算结果影响很大。

(2)应用 $k-\omega$ SST 湍流模型计算超声速射流,必须对湍流模型进行可压缩修正。若不进行可压缩修正,流场湍流混合区的速度计算结果将明显偏低,温度偏高。可压缩修正后的 $k-\omega$ SST 湍流模型结合适当的湍动粘性比可以很好地计算超声速射流流场。

(3)流场湍流混合区的速度随着湍动粘性比的增大而减小。在无法得知喷管出口上游流场时,令湍动粘性比值为 30 来计算初始湍流粘性强度,可以得到准确合理的计算结果。

(4)本文计算方法同样可以用于计算超声速高温化学反应射流流场,并得到很好的结果。

致 谢:感谢中国科学院先导 B 项目的支持。

参考文献

- [1] Simmons F. Rocket Exhaust Plume Phenomenology[M]. *El Segundo: Aerospace Press*, 2000.
- [2] Avital G, Cohen Y, Gamss L, et al. Experimental and Computational Study of Infrared Emission from Underexpanded Rocket Exhaust Plumes[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2001, 15(4): 377-383.
- [3] Lo S C, Blaisdell G A, Lyrantzis A S. Numerical Simulation of Supersonic Jet Flows and Their Noise[R]. *AIAA* 2008-2970.
- [4] Lo S C, Blaisdell G, Lyrantzis A. Numerical Investigation of 3-D Supersonic Jet Flows Using Large Eddy Simulation[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2013, 11(7): 783-812.
- [5] Bodony D J, Lele S K. On Using Large-Eddy Simulation for the Prediction of Noise from Cold and Heated Turbulent Jets[J]. *Physics of Fluids*, 2005, 17(11).
- [6] Bodony D, Ryu J, Ray P, et al. Investigating Broadband Shock-Associated Noise of Axisymmetric Jets Using Large-Eddy Simulation[R]. *AIAA* 2006-2495.
- [7] 林 健, 于新海, 赖焕新. 喷管内壁多孔处理的圆口喷流大涡模拟[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(5):

- 984-992.
- [8] 许常悦, 吴 丹, 孙建红. 可压缩湍流圆孔射流的大涡模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5): 583-587.
- [9] 刘琪麟, 何 诚, 赖焕新. 平行射流大涡模拟及 SGS 模型的比较[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(6): 1272-1278.
- [10] Panda J, Seasholtz R G. Velocity and Temperature Measurement in Supersonic Free Jets Using Spectrally Resolved Rayleigh Scattering[R]. AIAA 99-0296.
- [11] Senesh K, Babu V. Numerical Simulation of Subsonic and Supersonic Jets[R]. AIAA 2005-3095.
- [12] Cumber P S, Fairweather M, Falle S, et al. Predictions of the Structure of Turbulent, Moderately Underexpanded Jets[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1994, 116(4): 707-713.
- [13] Cumber P S, Fairweather M, Falle S, et al. Predictions of the Structure of Turbulent, Highly Underexpanded Jets [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1995, 117(4): 599-604.
- [14] Lehnasch G, Bruel P. A Robust Methodology for RANS Simulations of Highly Underexpanded Jets[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2008, 56(12): 2179-2205.
- [15] Kartushinsky A, Michaelides E E, Rudi Y, et al. RANS Modeling of a Particulate Turbulent Round Jet[J]. *Chemical Engineering Science*, 2010, 65(11): 3384-3393.
- [16] Zang B, Vevek U S, Lim H D, et al. An Assessment of Open Foam Solver on RANS Simulations of Round Supersonic Free Jets [J]. *Journal of Computational Science*, 2018, 28: 18-31.
- [17] Rao R, Sinha K, Candler G, et al. Numerical Simulations of Atlas II Rocket Motor Plumes [R]. AIAA 99-2258.
- [18] Candler G, Rao R, Sinha K, et al. Simulations of Atlas-II Rocket Motor Plumes[R]. AIAA 2001-0354.
- [19] Nie W, Feng S, Xie Q, et al. Numerical Simulation of Liquid Rocket Exhaust Plume Radiation [R]. AIAA 2007-4413.
- [20] 任泓帆, 朱定强. 液体火箭发动机尾焰复燃对红外辐射特性的影响[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1227-1233. (REN Hong-fan, ZHU Ding-qiang. Effects of Afterburning on Infrared Radiation Characteristics of Liquid Rocket Exhaust Plume[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1227-1233.)
- [21] 乔 野, 聂万胜, 丰松江, 等. 多喷管液体火箭动力系统尾焰流场特性研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 356-363. (QIAO Ye, NIE Wan-sheng, FENG Song-jiang, et al. Research on Plume Flow-Field Characteristics of Multi-Nozzle Rocket Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 356-363.)
- [22] 乔 野, 聂万胜, 吴高杨, 等. 多喷管液体火箭动力系统尾焰辐射特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017, 3(4): 53-58.
- [23] 郑海晶, 白廷柱, 王全喜, 等. H₂O 和 CO₂ 高温混合气体喷流红外辐射特性[J]. 光学学报, 2017, 37(7): 270-280.
- [24] Cai G, Zhu D, Zhang X. Numerical Simulation of the Infrared Radiative Signatures of Liquid and Solid Rocket Plumes[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2007, 11(6): 473-480.
- [25] 董士奎, 于建国, 李东辉, 等. 贴体坐标系下离散坐标法计算尾喷焰辐射特性[J]. 上海理工大学学报, 2003, 25(2): 159-162
- [26] Wan T, Chen L, Wang J, et al. Computational Study of Supersonic Combustion Using Three Kerosene Reaction Mechanism Models[C]. Dhaka: *Proceedings of the 13th Asian Congress of Fluid Mechanics*, 2010.
- [27] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [28] Menter F R. Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows[R]. AIAA 93-2906.
- [29] Birch S, Eggers J. Free Turbulent Shear Flows [R]. NASA-SP-321, 1972.
- [30] James L Brown. Turbulence Model Validation for Hypersonic Flows[R]. AIAA 2002-3308.
- [31] MacCormack R W, Candler G V. The Solution of the Navier-Stokes Equations Using Gauss-Seidel Line Relaxation [J]. *Computers and Fluids*, 1989, 17(1): 135-150.
- [32] Wright M, Candler G, Bose D, et al. A Data-Parallel Line Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations [R]. AIAA 97-2046.
- [33] Wright M J. A Family of Data-Parallel Relaxation Methods for the Navier-Stokes Equations [D]. Minneapolis: *University of Minnesota*, 1997.
- [34] Norum T D, Seiner J M. Measurements of Mean Static Pressure and Far Field Acoustics of Shock Containing Supersonic Jets[R]. NASA-TM-84521, 1982.
- [35] Tanna H K, Dean P D, Burrin R H. The Generation and Radiation of Supersonic Jet Noise. Volume 3. Turbulent Mixing Noise Data[R]. AFAPL-TR-76-65.
- [36] Tanna H K. An Experimental Study of Jet Noise Part I: Turbulent Mixing Noise[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 1977, 50(3): 405-428.
- [37] Witze P O. Centerline Velocity Decay of Compressible Free Jets[J]. *AIAA Journal*, 1974, 12(4): 417-418.

- [38] Lau J C, Morris P J, Fisher M J. Measurements in Subsonic and Supersonic Free Jets Using a Laser Velocimeter [J]. *Journal of Fluid Mechanics Digital Archive*, 1979, 93(1): 27.
- [39] Eggers J M. Velocity Profiles and Eddy Viscosity Distributions Downstream of a Mach 2.22 Nozzle Exhausting to Quiescent Air[R]. *NASA-TMD-3601*, 1966.
- [40] Smith G P, Golden D M, Frenklach M, et al. GRI-Mech [DB/OL]. http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/, 2015-03-27.
- [41] AereSoft Inc. GASPex Version 5.3.0 Reference Guide [M]. *Blacksburg: AeroSoft, Inc.*, 2012.
- [42] Rothman L S, Gordon I E, Barber R J, et al. HITEMP, the High-Temperature Molecular Spectroscopic Database [J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2010, 111(15): 2139-2150.
- [43] Alberti M, Weber R, Mancini M. Absorption of Infrared Radiation by Carbon Monoxide at Elevated Temperatures and Pressures: Part A. Advancing the Line-by-Line Procedure Based on HITEMP-2010[J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2017, 200: 258-271.
- [44] Alberti M, Weber R, Mancini M. Absorption of Infrared Radiation by Carbon Monoxide at Elevated Temperatures and Pressures: Part B. Total Emissivity Charts and Correlations [J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2017, 200: 272-279.
- [45] 丛彬彬. 高速飞行器发动机尾焰红外辐射目标特性计算方法[D]. 北京:中国科学院力学研究所, 2019.
- [46] Arnold J O, Whiting E E, Lyle G C. Line by Line Calculation of Spectra from Diatomic Molecules and Atoms Assuming a Voigt Line Profile[J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 1994, 9(6): 775-798.

(编辑:张 贺)