

文章编号:1000-8055(2013)09-1942-07

用温度修正的 $k-\epsilon$ 模型研究排气系统红外辐射特性

李喜喜¹, 额日其太¹, 朱希娟², 吴 盟³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航天科工集团公司 第二研究院 光学辐射重点实验室, 北京 100854;

3. 中国航空工业集团公司 成都发动机(集团)有限公司, 成都 610503)

摘 要: 为研究温度修正的 $k-\epsilon$ 湍流模型对排气系统红外辐射特性计算精度的改善程度, 计算了某轴对称收敛喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的空腔-喷流组合红外辐射特性, 并与试验结果对比。喷管流场及温度场采用有限体积法(FVM)求解 Navier-Stokes(N-S)方程得到, 湍流模型分别采用标准 $k-\epsilon$ 模型和温度修正的 $k-\epsilon$ 模型。红外辐射特性的计算采用有限体积法求解吸收-发射性介质条件下的三维辐射传输方程, 并考虑大气衰减作用。计算结果表明: 温度修正的 $k-\epsilon$ 模型可有效预测排气系统热喷流的核心区长度, 从而获得与试验结果一致的红外辐射强度。与标准 $k-\epsilon$ 模型相比, 采用温度修正的 $k-\epsilon$ 模型计算得到的红外辐射强度的最大相对误差由 64% 降到了 4.3%, 说明温度修正的 $k-\epsilon$ 模型适用于精确模拟排气系统的红外辐射特性。

关 键 词: 温度修正; 湍流模型; 排气系统; 红外辐射; 有限体积法

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Infrared radiation characteristics of exhaust system using temperature corrected $k-\epsilon$ model

LI Xi-xi¹, Eriqitai¹, ZHU Xi-juan², WU Meng³

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. The Second Academy of China Aerospace Science and Industry Corporation, Science and Technology on Optical Radiation Laboratory, Beijing 100854, China;

3. Chengdu Engine (Group) Company Limited, Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610503, China)

Abstract: The infrared signal in $3\sim 5\mu\text{m}$ band of an axisymmetric nozzle was calculated to investigate the improvement of the temperature corrected $k-\epsilon$ turbulence model in the infrared radiation (IR) of exhaust system, and compared with the experimental results. The flow fields and temperature fields of nozzle were simulated numerically by using finite volume method (FVM) and solving Navier-Stokes (N-S) equations, and coupled with the standard $k-\epsilon$ model and the temperature corrected $k-\epsilon$ model respectively. The IR signal was calculated by FVM in non-gray absorbing-emitting media to solve the 3-D radiative transfer equation, and the atmosphere attenuation effect on IR was considered. The results show that the temperature corrected $k-\epsilon$ model can predict the potential core length of hot jet, and consequently the IR intensity agrees with the experiment data. The maximum value of relative

收稿日期: 2012-08-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1942_009.html

作者简介: 李喜喜(1984-), 男, 山西原平人, 博士生, 主要从事飞行器排气系统气动与红外隐身一体化设计研究。

error for IR intensity obtained using the temperature corrected $k-\epsilon$ model is 4.3%, while that obtained using the standard $k-\epsilon$ model is up to 64%. This shows that the temperature corrected $k-\epsilon$ model is appropriate for accurate simulation of IR characteristics of exhaust system.

Key words: temperature corrected; turbulence model; exhaust system; infrared radiation; finite volume method

随着红外探测、跟踪及制导技术的发展,对飞行器红外隐身的要求也越来越高.由于排气系统是飞行器红外辐射信号的主要来源之一,对其红外辐射特性进行数值模拟与分析具有重要意义.国外从20世纪70年代起发展了排气系统的红外辐射特性计算方法,并开发了相应的分析软件^[1].国内的额日其太、王强、刘友宏、胡海洋和黄伟等^[2-5]也先后对发动机排气系统的红外辐射特性进行了详尽的数值计算和分析.数值计算以其成本低、周期短、可模拟参数多等优点,被越来越多地应用到排气系统的红外辐射特性模拟中.

对于复杂几何排气系统计算,直接数值模拟和大涡模拟难以满足实际工程应用,求解雷诺平均的 Navier-stokes(N-S)方程仍然是目前最实用的方法,所用湍流模型也以两方程模型居多.在已开展的喷管内外流场数值模拟研究中, $k-\epsilon$ 模型结合壁面函数法得到了广泛的应用.但在尾喷流模拟方面,采用 $k-\epsilon$ 模型类模拟得到的喷流核心区长度与试验结果相比偏长,流场模拟效果不佳^[6-8].对于跨声速和超声速喷流,因为传统的 $k-\epsilon$ 模型未能考虑流体可压缩性对高速喷流的影响,采用 $k-\epsilon$ 模型类得到的喷流模拟结果与试验结果的偏差尤其严重^[8-10].Sarkar 等^[9]针对高速流动提出了 $k-\epsilon$ 模型的可压缩修正,将可压缩性影响计入湍流模型中,使高速喷流核心区的模拟结果有所改善.

与压力波动类似,大的温度波动对喷流发展有重要影响,高温喷流核心区与外界流体间的密度梯度会引发强烈的开尔文-亥姆霍兹不稳定性,进而加强喷流和外界气流的掺混,缩短喷流核心区长度.对此,Tam 和 Ganesan^[11]提出了经过密度修正的 Tam-Ganesan 湍流模型,将高温对喷流掺混的影响计入湍流模型,有效地提高了喷流的数值模拟精度.然而,Tam-Ganesan 模型只适用于自由剪切流动,对于喷管内流的模拟只能用其他湍流模型^[6,11].

Seiner 和 Thomas 等^[12-13]通过试验发现,高温喷流与外流之间的总温梯度会加快喷流掺混,形成更短的喷流核心区,而标准 $k-\epsilon$ 模型无法模

拟此现象.Steven 和 Abdol-Hamid 等^[14-15]为此提出温度修正的 $k-\epsilon$ ($k-\epsilon$ TC)模型,用总温修正近似代替 Tam-Ganesan 模型的密度修正,计算密度梯度引发的流体力学不稳定性对湍流掺混的贡献.与 Tam-Ganesan 模型相比, $k-\epsilon$ TC 模型可同时用于喷管内流及尾喷流的模拟,且对热喷流有很高的模拟精度^[6,15].

对排气系统流场进行高精度的数值模拟,是开展后续温度场与组分物质的量浓度场以及红外辐射特性计算的基础.同时,精确的流场计算对于分析排气系统的气动特性也具有非常重要的意义.在公开发表的文献中,排气系统流场计算大多基于 $k-\epsilon$ 模型类^[1-5].标准 $k-\epsilon$ 模型能否胜任排气系统红外辐射特性的模拟,修正后的 $k-\epsilon$ TC 模型能否提高排气系统红外辐射特性的计算精度尚无定论.

本文采用流场与红外辐射耦合计算代码(FICC)对某亚声速的轴对称收敛喷管的流场和红外辐射特性进行了三维数值模拟,采用有限体积方法离散 N-S 方程和辐射传递方程,并以 HITEMP2010 数据库为基础利用统计窄带模型计算了排气系统燃气喷流气体(H_2O 和 CO_2) 在 $3\sim 5\mu m$ 波段的辐射特性参数.同时通过大气透过率软件包 LOWTRAN 7 得到特定条件下的大气透过率,计算经过大气衰减后的排气系统空腔-喷流组合红外辐射特性.

1 湍流模型

1.1 标准 $k-\epsilon$ 湍流模型

本文采用的标准 $k-\epsilon$ 模型是在 Jones-Laund-der 模型^[16]的基础上加入 Sarkar 可压缩修正^[9]构成的.模型方程为

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{D(\rho \epsilon_s)}{Dt} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon_s}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \rho \frac{\epsilon_s^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon_s}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

式(1)中 ϵ 是经过 Sarkar 可压缩修正后的湍动能

耗散率,与原始耗散率 ϵ_s 的关系为

$$\epsilon = \epsilon_s (1 + \alpha Ma_t^2) \quad (3)$$

其中 Ma_t 为湍流马赫数,表达式为

$$Ma_t^2 = 2k/a^2 \quad (4)$$

湍流黏度 μ_t 表达式为

$$\mu_t = C_\mu \rho k^2 / \epsilon_s \quad (5)$$

其中 a 为当地声速,相关经验系数如下:

$$\begin{aligned} C_\mu &= 0.09 & \sigma_k &= 1.0 & \sigma_\epsilon &= 1.3 \\ C_{\epsilon 1} &= 1.44 & C_{\epsilon 2} &= 1.92 & \alpha &= 1.0 \end{aligned}$$

根据文献[8]的建议,计算喷流时湍流普朗特数 Pr 取 0.7 较为合理,能量方程中 σ_t 取 0.85.

1.2 $k-\epsilon$ TC 湍流模型

引入温度修正后的 $k-\epsilon$ TC 湍流模型的表达式及模型常数与标准 Jones-Launder 模型一致,不同的是 μ_t 表达式修正为

$$\mu_t = C'_\mu \rho k^2 / \epsilon_s \quad (6)$$

定义无量纲总温梯度

$$T_g = \frac{\nabla T_t}{T_t} \left[\frac{k^{3/2}}{\epsilon} \right] \quad (7)$$

C'_μ 可表示为总温梯度的函数

$$C'_\mu = C_\mu \left[1 + \frac{T_g^3}{0.041 + f(Ma_t)} \right] \quad (8)$$

其中

$$\begin{aligned} f(Ma_t) &= \\ (Ma_t^2 - Ma_{t0}^2) H(Ma_t - Ma_{t0}) \end{aligned} \quad (9)$$

式中 $H(x)$ 为单位阶跃函数,湍流模型不采用可压缩修正时 $f(Ma_t) = 0$. 对于 $k-\epsilon$ TC 模型,可取 $Ma_{t0} = 0.1$.

$k-\epsilon$ TC 湍流模型使用总温修正引入密度梯度引发的开尔文-亥姆霍兹不稳定性对湍流扩散的贡献,该模型具有以下特点^[15]:

1) 喷流剪切层等总温梯度较大的区域存在强烈的开尔文-亥姆霍兹不稳定性,从而增强湍流掺混,总温修正主要作用于这些区域.

2) 对于边界层等总温梯度很小的区域或低温喷流,该模型自动退化为标准 $k-\epsilon$ 模型.

3) 模型适用的温度范围广,尤其适用于高温喷流的模拟.

与标准 $k-\epsilon$ 模型相比, $k-\epsilon$ TC 模型在剪切层等温度梯度较大的地方加入流体力学不稳定性对湍能扩散的贡献,加快了喷流掺混.对于计算过程中总温梯度较大的个别区域, C'_μ 与 C_μ 比值较大,可能影响收敛.根据文献[15], C'_μ 与 C_μ 比值很少超过 3,因此限定

$$C'_\mu \leq 5C_\mu \quad (10)$$

2 数值模拟方法

2.1 流场计算方法

流场计算采用两重网格加速的 LU-SGS(low-upper symmeffic-Gauss-Seidel) 隐式推进的有限体积法离散三维强守恒型 N-S 方程,对流通量采用 2 阶精度的 Roe 格式离散,扩散通量采用可以克服边界层奇偶不耦合问题的中心差分格式离散^[17]. 喷管入口处采用压力进口边界条件,外流远场采用无反射压力远场,内外壁面处均采用无滑移边界条件,近壁区处理采用增强型壁面函数.

2.2 红外辐射强度计算方法

辐射计算时不需要过于细密的网格,可直接采用流场计算时多重网格中粗网格上的值,再通过对称性构建出整个喷管的网格、温度场和物质的量浓度场,在此基础上计算喷管的红外辐射特性^[18].

辐射信号在吸收-发射性介质内沿某个方向的光谱辐射传输方程可表示为

$$\frac{dI_\eta^m(s)}{ds} = k_\eta(s) [J_\eta(s) - L_\eta^m(s)] \quad (11)$$

其中上标 m 表示第 m 个立体角;下标 η 表示第 η 个波数段;等式左侧表示沿 r^m 方向的单色辐射亮度在 ds 路径上的变化率; $k_\eta(s)$ 表示位置 s 处的单色吸收系数; $J_\eta(s)$ 为源函数,表示位置 s 处的气体发射的单色辐亮度; $L_\eta^m(s)$ 表示位置 s 处气体吸收的单色辐亮度.

吸收-发射性气体介质主要考虑 CO_2 和 H_2O ,其光谱吸收系数 k 通过高温高分辨率气体光谱数据库 HITEMP 结合 Young 数值平均法计算得到^[19].

辐射传输方程采用有限体积法离散.图 1 所

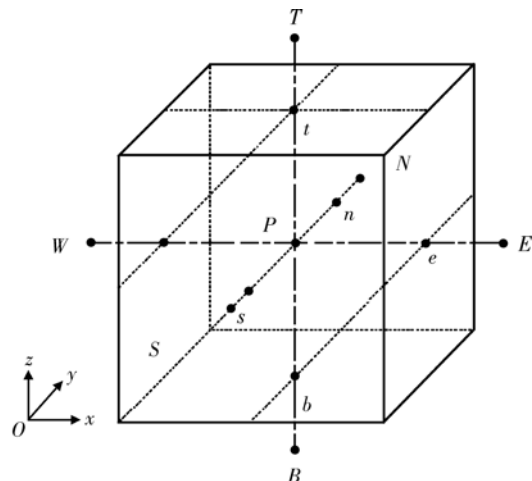


图 1 空间离散方式

Fig. 1 Spatial discrete method

示为空间离散时某个控制体的示意图;图2为立体角离散示意图,其中 θ 为天顶角, ϕ 为方位角,两者均采用均匀离散。

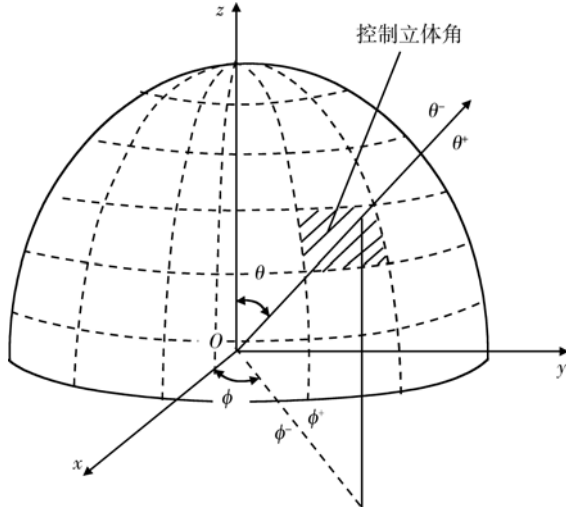


图2 立体角离散方式

Fig. 2 Solid angle discrete method

3 算例验证与结果分析

3.1 壁面温度计算验证

对文献[20]中的轴对称喷管建立模型,分别采用标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型进行数值模拟,并与试验数据进行比较。

喷管喉道直径为 45.8 mm,收缩比为 7.75,扩张比为 2.68。喷管流场区域与固壁区域的结构化耦合计算网格与文献[21]相同,如图3所示。

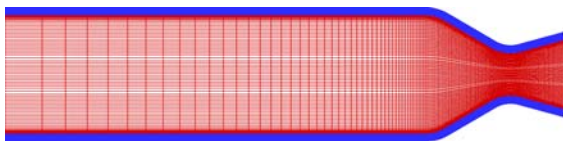


图3 喷管流场与固壁的网格

Fig. 3 Grid of nozzle's flow field and solid wall

该喷管在试验中采取了冷却措施,冷却后外壁面温度分布由试验测定,如图4所示^[20],在计算过程中作为喷管外壁温度边界给定。喷管入口总压为 5.171×10^5 Pa,总温为 843.33 K。喷管内壁面作为耦合热边界处理。

将内壁面温度计算结果与试验数据^[20]进行比较,如图5所示。其中 $x=0$ 处为喷管进口。

$k-\epsilon$ TC 模型在壁面附近会退化为标准 $k-\epsilon$ 模

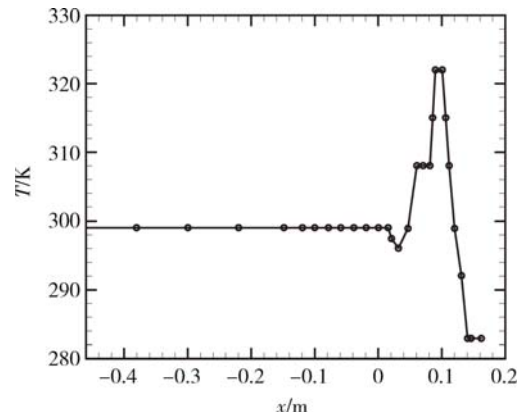


图4 喷管外壁面温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of nozzle's outer wall

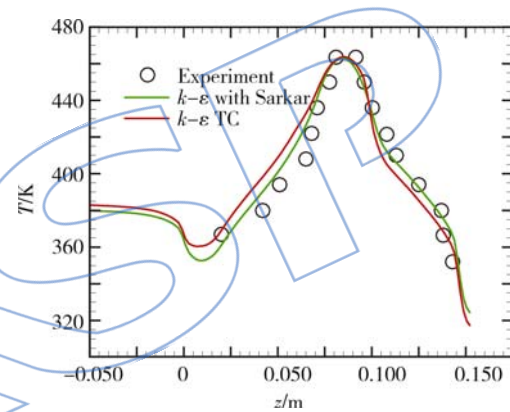


图5 喷管内壁面温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of nozzle's inner wall

型,因此两者模拟得到的壁面温度应当接近。由图5可知,采用标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型模拟得到的壁面温度接近,且与试验数据吻合较好。准确的喷管壁面温度模拟是红外辐射精确计算的基础之一,本算例表明标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型均可以胜任壁面温度的数值模拟。

3.2 湍流模型对喷流核心区长度的影响

本例计算对象为兰利研究中心的声学参考喷管(acoustic reference nozzle, ARN)^[22],工况为热态高亚声速,采用的计算网格与文献[6]相同(见图6)。喷管入口总压为 138 090.51 Pa,入口总温为 554.04 K,环境压力为 101 325 Pa,外流马赫数为 0.01。

图7所示为喷流中心线上轴向速度 u 的分布,沿中心线坐标和轴向速度分别用喷管出口直径和喷管出口轴向速度 U_{jet} 无量纲化。

对于热喷流而言,经过温度修正的 $k-\epsilon$ TC 模

型加入了剪切层中开尔文-亥姆霍兹不稳定性对喷流掺混的影响,得到的喷流核心区长度更接近试验数据.从图7可以看出,与标准 $k-\epsilon$ 模型相比, $k-\epsilon$ TC 模型有效地缩短了喷流核心区长度,使数值模拟结果与试验数据^[22]更接近,得到了更好的流场计算结果,为红外辐射特性的准确计算打下了基础.

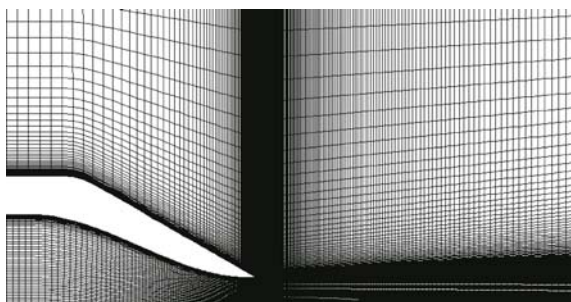


图6 ARN 计算网格

Fig. 6 Computational grid of ARN

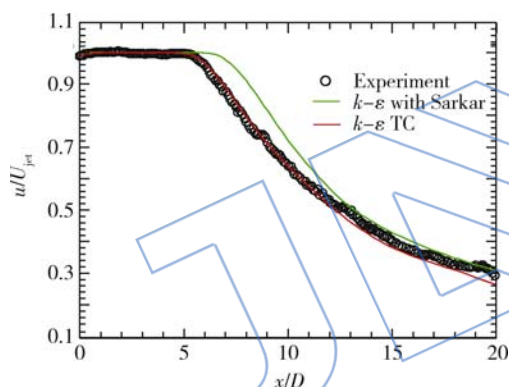


图7 喷流中心线上轴向速度分布

Fig. 7 Axial velocity distribution of centerline

3.3 湍流模型对空腔-喷流组合红外特性的影响

本节采用三维耦合程序 FICC 模拟了某轴对称收敛喷管(如图8所示)在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段空腔-喷流组合的红外辐射特性,并与试验结果^[19]对比.

模型喷管入口直径为 100 mm,出口直径为 72.15 mm,壁面发射率为 0.8. 喷管入口总压为 110000 Pa,入口总温为 810 K,入口截面上 O_2 , H_2O , CO_2 的摩尔分数由试验过程中的油耗求出,分别为 14.57%, 2.71%, 2.69%;环境压力为 101325 Pa,温度为 300 K,环境中 O_2 , H_2O , CO_2 的摩尔分数分别为 21%, 0.01%, 0.03%.

模型喷管流场计算网格(如图9所示)与文献^[19]相同,该网格贴近喷管壁面的网格单元中心

点处 $y^+ < 5$,保证了增强壁面函数的使用条件.

辐射场计算网格(如图10所示)由流场网格的粗化网格对称得到,网格数为 1.4 万.根据文献^[18],立体角划分方式($N_\theta \times N_\phi$)采用 8×16 ,红外模拟精度即可满足要求.

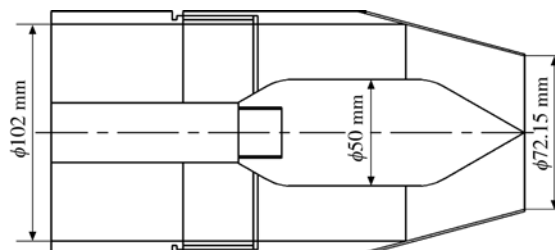


图8 喷管的几何结构

Fig. 8 Geometric configuration of nozzle

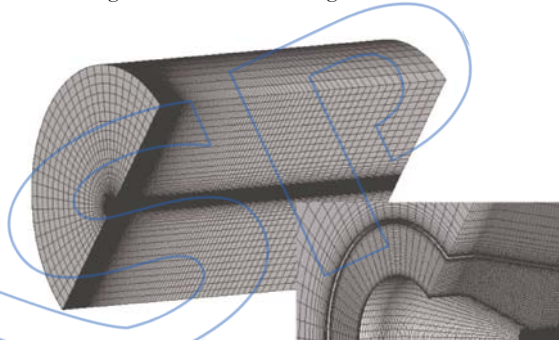


图9 流场计算网格

Fig. 9 Computational grid of flow field

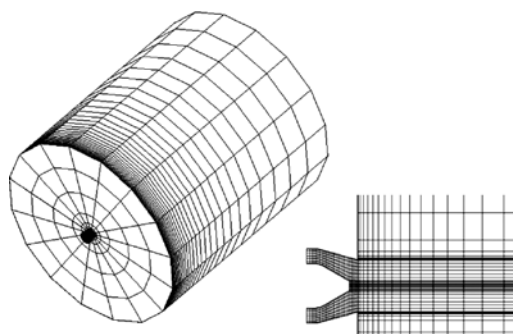


图10 辐射场计算网格

Fig. 10 Computational grid of infrared radiation

图11为探测器所处位置和角度的示意图^[19].探测器与喷管轴线的夹角为探测角 θ ,即角度离散中的天顶角.探测器距喷管出口截面 5 m.

图12给出了考虑大气衰减影响时分别采用标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型得到的计算结果与试验值的比较.其中 I_0 表示红外辐射强度试验值, I_1 , I_2 分别表示采用标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型得到的空腔-喷流组合辐射强度.

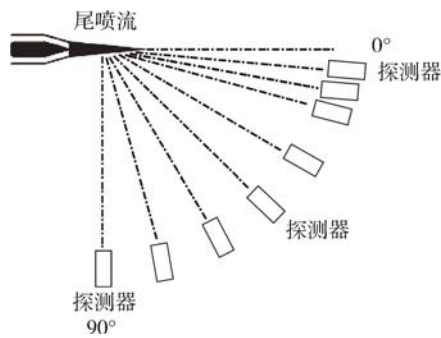


图 11 红外辐射探测器点

Fig. 11 Detection points of infrared radiation

$k-\epsilon$ TC 模型在壁面附近会退化为标准 $k-\epsilon$ 模型,因此两者的喷管壁温模拟精度相当.但标准 $k-\epsilon$ 模型计算得到的高温喷流核心区偏长,致使其喷流自身辐射和壁面对喷流辐射的反射偏大,从而使相应的空腔-喷流组合红外辐射强度计算值偏大.如图 12 所示,采用标准 $k-\epsilon$ 模型得到的辐射强度明显大于试验值,而采用 $k-\epsilon$ TC 模型得到的辐射强度相比于标准 $k-\epsilon$ 模型有明显的改善,且与试验结果较为接近.

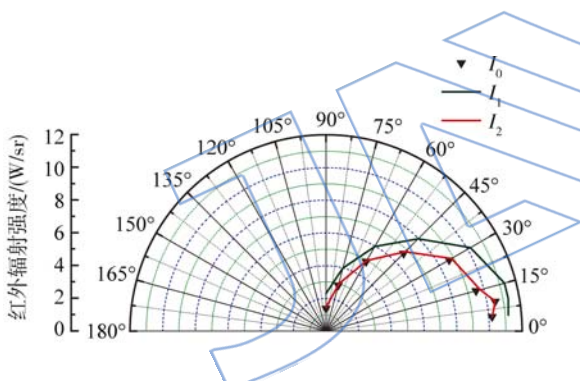


图 12 红外辐射强度计算与试验值对比

Fig. 12 Comparison of calculation and test data of infrared radiation intensity

表 1 列出了分别采用标准 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\epsilon$ TC 模型时的空腔-喷流组合红外辐射强度计算值与试验结果的相对误差。 ϵ_1, ϵ_2 分别表示 I_1, I_2 与 I_0 的相对误差,即 $\epsilon_{1,2} = (I_{1,2} - I_0)/I_0$ 。

从表 1 可以看出,随着探测角 θ 的增大, ϵ_1 逐渐增大.标准 $k-\epsilon$ 模型的喷流核心区长度计算值偏大,致使其喷流辐射计算结果偏大.随着探测角 θ 的增大,空腔-喷流组合辐射中壁面辐射所占比重减小,喷流辐射所占比重增大,因而在较大探测角 θ 处产生了较大的相对误差 ϵ_1 .采用温度修正的 $k-\epsilon$ TC 模型计算得到的喷流核心区长度与试验值接近,其喷流辐射模拟精度较高,从而获得了较高精度的空腔-喷流组合辐射强度.当探测角为

90°时,空腔-喷流组合辐射中喷流辐射所占比重最大,此时 $k-\epsilon$ TC 模型与试验值相对误差 ϵ_2 小于 5%,与试验结果基本一致,而标准 $k-\epsilon$ 模型的相对误差 ϵ_1 为 64.1%。

表 1 不同湍流模型误差对比

Table 1 Error comparison of different turbulence models

$\theta/$ (°)	$I_0/$ (W/sr)	$I_1/$ (W/sr)	$I_2/$ (W/sr)	$\epsilon_1/$ %	$\epsilon_2/$ %
5	10.2	11.195	10.204	9.755	0.039
10	10.5	11.330	10.505	7.905	0.048
15	9.5	11.296	9.751	18.905	2.642
30	8.7	10.188	8.860	17.103	1.839
45	6.7	7.978	6.842	19.075	2.119
60	4.9	5.965	4.970	21.735	1.429
75	2.9	3.985	2.983	37.414	2.862
90	1.4	2.298	1.460	64.143	4.286

4 结论

本文采用经过 Sarkar 可压缩修正的标准 $k-\epsilon$ 模型和温度修正的 $k-\epsilon$ TC 模型,使用 FICC 计算了某排气系统的流场、温度场和组分物质的量浓度场,在此基础上研究了某轴对称收敛喷管 3~5 μm 波段的空腔-喷流组合红外辐射特性,并与试验数据进行对比,证明了与标准 $k-\epsilon$ 模型相比, $k-\epsilon$ TC 模型能够提高排气系统尤其是热喷流的红外辐射特性计算精度。

1) 在喷管壁面等总温梯度较小的区域, $k-\epsilon$ TC 模型退化为标准 $k-\epsilon$ 模型.因此 $k-\epsilon$ TC 模型可同时用于喷管内流和尾喷流的模拟,适用范围较广。

2) $k-\epsilon$ TC 模型在剪切层等温度梯度较大的位置引入温度修正,通过湍流黏度引入了高温时密度梯度对湍能扩散的贡献,使其扩散能力与标准 $k-\epsilon$ 模型相比明显增强,有效缩短了喷流核心区长度,使核心区长度计算值与试验数据基本接近,为红外辐射特性的准确计算奠定基础。

3) 采用 $k-\epsilon$ TC 模型计算得到的某轴对称收敛喷管的空腔-喷流组合红外辐射强度与试验值基本一致,其最大相对误差仅为 4.3%,而标准 $k-\epsilon$ 模型的最大相对误差为 64.1%。

4) 当喷流辐射在总辐射中所占的比重很大

时,标准 $k-\epsilon$ 模型由于计算得到的喷流辐射偏大,将不能胜任排气系统红外辐射特性的精确模拟,此时选择经过温度修正的 $k-\epsilon$ TC 模型可得到较好的模拟结果。

总之,湍流模型对排气系统红外辐射特性的计算有重要影响,温度修正的 $k-\epsilon$ TC 模型适用于精确模拟排气系统尤其是热喷流的红外辐射特性。

参考文献:

- [1] Segalman I, Semerjian H. Turbine engine infrared signature program[R]. AD-A028659, 1976.
- [2] 额日其太,王强,陈渭鹏. 两种涡扇发动机排气系统红外辐射特性的比较[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 334-336.
Eriqitai, WANG Qiang, CHEN Weipeng. Comparative investigation of the infrared characteristics for two exhaust systems of a turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 334-336. (in Chinese)
- [3] 刘友宏,邵万仁,张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 591-597.
LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 591-597. (in Chinese)
- [4] HU Haiyang, WANG Qiang. A numerical simulation on the infrared radiation of hot exhausting nozzles with a coupled flow and heat transfer mode[J]. Science China: Technological Sciences, 2010, 53(10): 2699-2707.
- [5] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745-772.
HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren, et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745-772. (in Chinese)
- [6] Nicholas J G, Dennis A Y, William A E. Evaluation of modified two-equation turbulence models for jet flow predictions[R]. AIAA-2006-490, 2006.
- [7] Nicholas J G, James R D. Navier-Stokes analysis methods for turbulent jet flows with application to aircraft exhaust nozzles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(5/6): 377-418.
- [8] Dembowski M A, Georgiadis N J. An evaluation of parameters influencing jet mixing using the WIND Navier-Stokes code[R]. NASA Paper TM-2002-211727, 2002.
- [9] Sarkar S, Erlebacher G, Hussaini M Y, et al. The analysis of and modeling of dilatational terms in compressible turbulence [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1991, 227: 473-495.
- [10] Sarkar S, Lakshmanan B. Application of a Reynolds stress turbulence model to the compressible shear layer [J]. AIAA Journal, 1991, 29(5): 743-749.
- [11] Tam C K W, Ganesan A. Modified $k-\epsilon$ turbulence model for calculating hot jet mean flow and noise[J]. AIAA Journal, 2004, 42(1): 26-34.
- [12] Seiner J M, Ponton M K, Jansen B J, et al. The effects of temperature on supersonic jet noise emission [C] // 14th AIAA Aeroacoustics Conference. Aachen, Germany: AIAA, 1992: 295-307.
- [13] Thomas R H, Kinzie K W, Pao S P. Computational analysis of a pylon-chevron core nozzle interaction [R]. AIAA-2001-2185, 2001.
- [14] Steven J M, Rensell H T, Khaled S A, et al. Computational and experimental flow field analysis of separate flow chevron nozzles and pylon interaction [R]. AIAA-2003-3212, 2003.
- [15] Abdol-Hamid K S, Pao S P, Massey S J, et al. Temperature corrected turbulence model for high temperature jet flow [J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(5): 844-850.
- [16] Jones W P, Launder B E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, 15(2): 301-314.
- [17] 胡海洋,王强. 跨声速条件下轴对称收敛喷管内外流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1041-1046.
HU Haiyang, WANG Qiang. Numerical study on combination flow field of axisymmetric convergent-divergent nozzle under transonic and supersonic conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1041-1046. (in Chinese)
- [18] ZHU Xijuan, Eriqitai, LI Xixi, et al. Infrared radiation simulation of exhaust system by coupling FVM with narrow band k -distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 25-32.
- [19] 朱希娟. 基于高精度气体模型的飞行器排气系统红外辐射特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
ZHU Xijuan. Study on infrared radiation of aircraft exhaust system based on high-resolution gas model[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [20] Back L H, Massier P F, Gier H L. Convective heat transfer in a converging-diverging nozzle[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1964, 7(11): 549-568.
- [21] 黄宏艳,王强. 轴对称喷管内外流场与结构温度场耦合计算[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 194-198.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Coupled numerical study of flow field and heated structure for axisymmetric nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 194-198. (in Chinese)
- [22] Bridges J E, Wernet M P. Measurements of the aeroacoustic sound in hot jets[R]. AIAA-2003-3130, 2003.