

文章编号: 1000-8055(2012)11-2414-07

# 湍流模型对发动机排气系统流场和 红外辐射特征计算的影响

胡娅萍<sup>1</sup>, 吉洪湖<sup>1</sup>, 白涛涛<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

**摘 要:** 计算分析了采用  $k-\omega$  SST (shear-stress transport) 模型、RNG (renormalization group)  $k-\epsilon$  模型配合标准壁面函数 (RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数)、RNG  $k-\epsilon$  模型配合增强型壁面函数法 (RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数) 3 种湍流模拟方法, 对典型涡扇发动机轴对称收敛喷管排气系统流场、温度场、组分质量浓度场及红外辐射特征计算结果的影响。研究表明, 对于这 3 种方法, 排气系统腔体内壁面压力分布基本一致; 但在温度场、组分质量浓度分布以及红外辐射特征方面的差别较大。RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数计算得到的内涵壁面与燃气流的温度、 $\text{CO}_2$  与  $\text{H}_2\text{O}$  的质量浓度和红外辐射强度值最大, RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数的计算结果其次, 而  $k-\omega$  SST 模型的计算结果最小。通过与试验结果对比, 发现  $k-\omega$  SST 模型对排气系统红外辐射特征的模拟更加合理一些。

**关 键 词:** 湍流模型; 壁面函数; 排气系统; 流场; 红外辐射

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Effect of turbulence models on numerical simulation of flow and infrared radiation characteristic of aero-engine exhaust system

HU Ya-ping<sup>1</sup>, JI Hong-hu<sup>1</sup>, BAI Tao-tao<sup>1,2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Research Institute of Air-to-Air Missiles,

Aviation Industry Corporation of China, Luoyang, Henan 471009, China)

**Abstract:** The flow field and infrared radiation (IR) characteristics of an aero-engine exhaust system were simulated with three turbulence models, including  $k-\omega$  shear-stress transport (SST) model, renormalization group (RNG)  $k-\epsilon$  model with standard wall functions and RNG  $k-\epsilon$  model with enhanced wall functions. The results show that among the three methods, the static pressures are nearly the same, but the distributions of temperature, species and IR are different. The temperature of gas and the inner wall of inner duct, the mass concentration of species and IR are the greatest when RNG  $k-\epsilon$  model with enhanced wall functions is used; those are the second when RNG  $k-\epsilon$  model with standard wall functions is used, and the results of  $k-\omega$  SST model are minimal. The comparison of experimen-

收稿日期: 2012-01-16

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.003.html>

作者简介: 胡娅萍 (1978—), 女, 湖北鄂州人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机流动、传热研究。

tal data and those of computation shows that the IR results of  $k-\omega$  SST model are more reasonable.

**Key words:** turbulence model; wall functions; exhaust system; flow field; infrared radiation

随着红外制导武器的发展,红外隐身技术已成为现代战争中提高飞机战场生存能力的关键技术之一.发动机排气系统及尾喷流的红外辐射是飞机在巡航状态下的主要中波红外辐射源<sup>[1-4]</sup>,并且是红外探测器的主要探测目标,预测并抑制其红外辐射对飞机的红外隐身技术研究具有重要意义.

数值计算是研究发动机排气系统红外辐射特性的基本方法之一,具有周期短、花费少等优点.它可预测喷管内外的流场、温度场以及排气系统的红外辐射特征,从而为排气系统喷管设计阶段的方案选型、方案改进和优化等提供技术评价.

由于绝大多数排气系统的流动都是湍流流动,因此对其流场进行数值计算也必然涉及到湍流流动的模拟.目前,尽管直接数值模拟(DNS)和大涡数值模拟(LES)技术发展很快,但在工程中广泛采用的仍是基于雷诺平均数值模拟(RANS)的湍流模型,其中以两方程模型的应用为主<sup>[5]</sup>. Ladd J A, Korakianitis T<sup>[6]</sup>发现对于射流模拟,两方程模型的结果更接近试验结果,但要花费更多计算时间. Kral L D等<sup>[7]</sup>发现在研究的两方程湍流模型中,对排气系统近壁面压力场模拟最好的是 $k-\omega$  SST模型. Moreau S, Mauffred T<sup>[8]</sup>的研究表明 Jones-Laundner  $k-\epsilon$ 模型在文中的4种低雷诺数 $k-\epsilon$ 模型中对飞行器后体流场的模拟最佳. Dippold V<sup>[9]</sup>也发现相对 $k-\epsilon$ 模型, $k-\omega$  SST模型对亚声速喷管的流动模拟得更好. 刘友宏、李立国<sup>[10]</sup>认为 Chien  $k-\epsilon$ 和 RNG  $k-\epsilon$ 模型对直排波瓣喷管引射器内复杂流场的模拟结果远好于标准 $k-\epsilon$ 模型. 王全、王强<sup>[11]</sup>也认为 RNG  $k-\epsilon$ 模型对激波诱导二元矢量喷管内流场的数值模拟更有效. 黄宏艳、王强<sup>[12]</sup>发现增强型壁面函数更适合处理附面层分离的问题. 胡海洋、王强<sup>[13]</sup>的研究表明涡黏修正的 RNG  $k-\epsilon$ 模型比原始 RNG  $k-\epsilon$ 模型更适合计算轴对称喷管内外流场. 唐志共等<sup>[14]</sup>对飞机尾喷流计算的研究结果也表明 $k-\omega$  SST模型的模拟结果较好.

可见,前人在对排气系统的数值模拟中主要研究湍流模型对流场计算的影响,而对温度场和质量浓度场计算的关注较少,但是壁面与燃气流的温度分布及燃气流的组分质量浓度分布对其红

外辐射特征具有较大的影响,因此有必要对此进行研究.

本文分别采用 $k-\omega$  SST模型、RNG  $k-\epsilon$ +标准壁面函数和 RNG  $k-\epsilon$ +增强壁面函数计算了典型涡扇发动机轴对称收敛喷管排气系统的流场、温度场、组分质量浓度场及红外辐射特征,分析比较了这3种湍流模拟情况下的计算结果,并与排气系统光谱辐射强度的试验结果进行了对比.

## 1 数值计算

### 1.1 计算方法

本文的数值计算分为两步.第一步是不同湍流模拟方法下发动机排气系统流动、换热与组分质量浓度的计算,第二步是在此基础上计算排气系统的红外辐射强度.

排气系统的流场、温度场、浓度场采用 FLUENT 软件计算.连续方程、动量方程、能量方程和组分方程采用控制容积法和2阶迎风差分格式进行离散,并运用耦合显式求解器求解.湍流模拟分别应用 $k-\omega$  SST模型、RNG  $k-\epsilon$ +标准壁面函数和 RNG  $k-\epsilon$ +增强壁面函数3种方法.组分质量浓度场由组分传输模型计算,对流-辐射耦合换热采用 DO(discrete ordinate)模型进行模拟.

排气系统的红外辐射强度采用本课题组自主开发的软件 NUAA-IS 计算.其基本方法是离散传递法<sup>[15]</sup>,即先计算目标的辐射亮度,然后积分得到目标的辐射照度,最后再由辐射照度计算得到辐射强度.射线步长取 0.02 m,射线数为 10 万条.

### 1.2 物理模型

图1给出了本文研究的典型涡扇发动机轴对称分开排气喷管模型,可以看出该喷管的固体壁面由内涵壁面(包括内涵内壁、内涵外壁)、外涵壁面(包括外涵内壁、外涵外壁)、中心锥、3个支板组成;喷管的进口截面包括内涵进口和外涵进口;外涵壁面比内涵壁面短,内、外涵气流通过各自的喷口分别排出发动机外.

根据模型的周期性,本文选取物理模型的1/3区域进行排气系统流场、温度场、组分质量浓度场

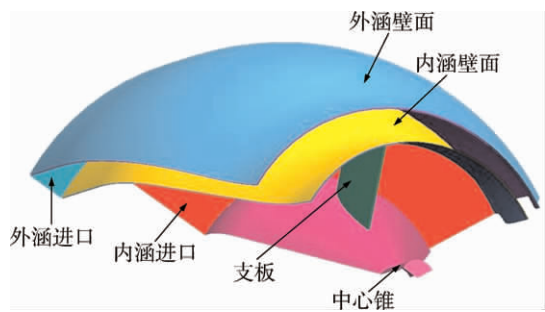


图 1 轴对称喷管物理模型

Fig. 1 Physical model of axisymmetric nozzle

图 4 为红外辐射强度计算所用到的固体壁面网格图. 由于红外辐射是电磁波传递, 故壁面网格不需很密集, 因此, 红外辐射计算采用比流场计算网格稀疏的三角形网格.

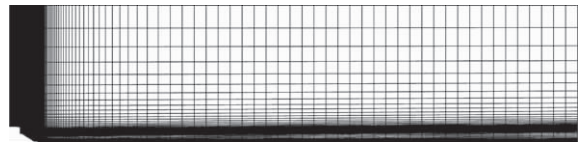


图 3 计算域周期面上网格图

Fig. 3 Grid of the periodic surface of computational region

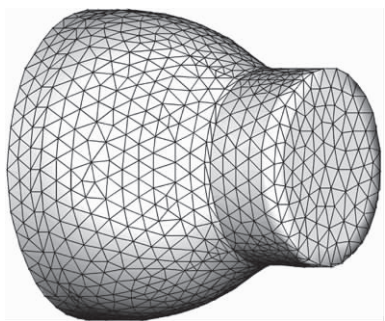


图 4 轴对称喷管红外计算网格图

Fig. 4 Infrared computational grid of axisymmetric nozzle

的计算.

1.3 计算域与网格划分

轴对称喷管流场的计算区域如图 2 所示. 它包括喷管域和燃气射流域, 整个计算域的半径为  $7.5D$ , 长度为  $31.25D$ ,  $D$  为内涵喷口直径.

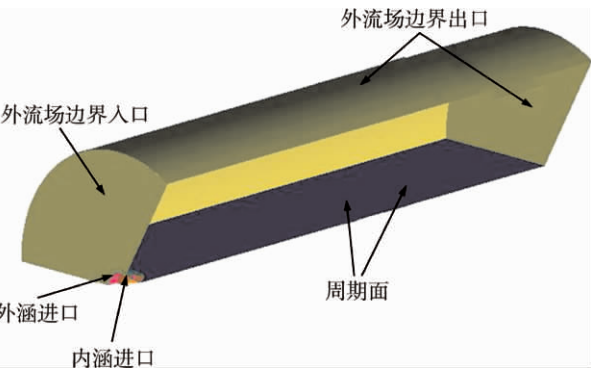


图 2 轴对称喷管流场计算域

Fig. 2 Flow field computational region of axisymmetric nozzle

不同的湍流模拟方法对计算域网格的密度要求不同. 在本文的研究中,  $k-\omega$  SST 模型和 RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数要求近壁第 1 层网格满足  $30 < y^+ < 300$ ; 对于 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数, 则要求壁面附近第 1 层网格的尺寸达到  $1 < y^+ < 10$ , 而且  $y^+$  应尽量保持在 1 左右.

根据上述要求, 对不同的湍流模拟方法进行相应的网格加密. 经过网格独立性验证, 本文在采用  $k-\omega$  SST 模型与 RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数时, 内涵内壁面和中心锥附近第 1 层网格的  $y^+ \approx 12$ ; 采用 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数时, 近壁第 1 层网格的  $y^+ \approx 0.6$ .

图 3 为轴对称喷管周期面上的网格图. 可见, 在喷管的内流区域和喷流的核心区部分网格比较密集, 在外流的其他部分网格则相对稀疏.

1.4 边界条件

在流场计算中, 分开排气喷管的内、外涵道进口截面均设置为压力进口边界, 给定进口总压和总温, 其中内涵进口总压为  $150\,822\text{ Pa}$ , 总温为  $753.2\text{ K}$ , 外涵进口总压为  $175\,877\text{ Pa}$ , 总温为  $348.73\text{ K}$ . 外流场边界设置为压力出口条件, 其压力和温度与环境的相同, 分别为  $101\,325\text{ Pa}$  和  $288\text{ K}$ . 内涵壁面、外涵壁面和支板壁面与周围的流体进行对流、辐射、导热耦合换热. 中心锥壁面设为绝热条件.

轴对称喷管内涵进口截面上各组分的质量分数为:  $w_{\text{CO}} = 0.01\%$ ,  $w_{\text{H}_2\text{O}} = 2\%$ ,  $w_{\text{CO}_2} = 4.891\%$ ,  $w_{\text{O}_2} = 16.54\%$ ; 外涵进口截面和外流场边界各组分的质量分数为:  $w_{\text{CO}} = w_{\text{H}_2\text{O}} = w_{\text{CO}_2} = 0$ ,  $w_{\text{O}_2} = 23.2\%$ .

本文红外辐射强度计算的边界条件设置为: 固体壁面发射率  $\epsilon = 0.9$ , 内、外涵道进口在计算中处理为发射率为  $0.9$  的灰体壁面. 其他所需要的数据均从流场计算结果中提取得到.

2 计算结果及分析

2.1 压力分布

图 5 和图 6 分别为中心锥和内涵内壁面相对压力  $p/p_{\max}$  沿母线方向的分布,其中  $p$  为壁面或气流的当地静压,  $p_{\max}$  为壁面或者气流的最大静压.由图可见,应用不同湍流模拟方法计算得到的中心锥和内涵内壁面相对压力分布几乎完全相同,只是在喷管的内涵进口和出口附近的壁面压力稍有差异.因此不同湍流模型在壁面压力的计算方面差别不大.

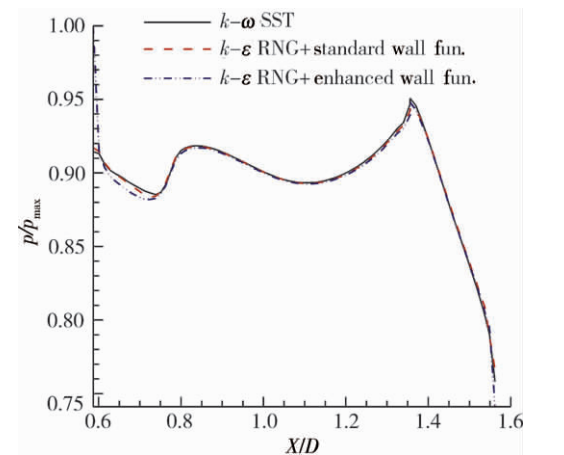


图 5 中心锥壁面相对静压沿母线分布  
Fig. 5 Relative pressure along generatrix on the cone wall

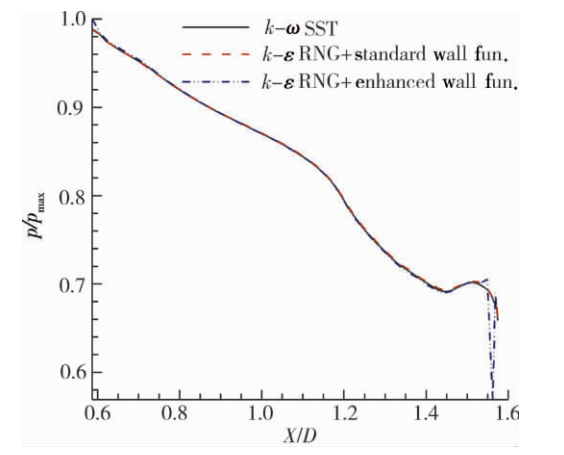


图 6 内涵内壁面相对静压沿母线分布  
Fig. 6 Relative pressure along generatrix on the inner wall of inner duct

2.2 温度分布

图 7 为内涵内壁面无量纲温度  $\theta = (T - T_a)/(T_{\max} - T_a)$  沿母线的分布图,其中  $T$  为固体

壁面或气流的静温,  $T_a$  为环境温度,  $T_{\max}$  为计算得到的固体壁面或燃气流的最高温度.

由图 7 可见,  $k-\omega$  SST 模型的计算结果要较 RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数的结果小 1%~4% (即绝对温度值小 7~30 K),较 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数的计算结果小 2.5%~9.5% (即绝对温度值小 18~60 K).

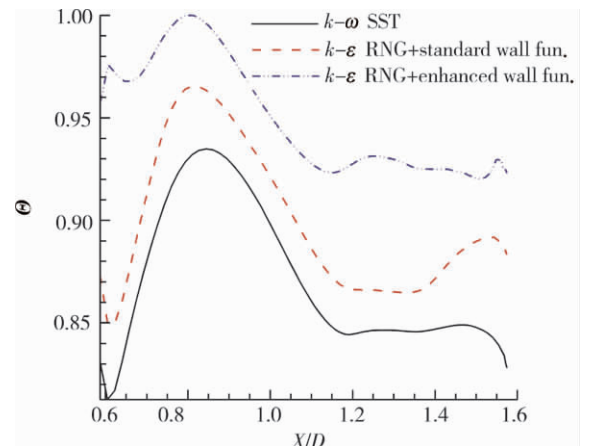


图 7 内涵内壁面无量纲温度沿母线分布  
Fig. 7 Non-dimensional temperature along generatrix on the inner wall of inner duct

图 8 为轴线上燃气流的无量纲温度  $\theta$  对比.

由图 8 可见,在 3 种湍流模拟方法下得到的轴线上的燃气流高温区(无量纲温度  $\theta \geq 0.95$ ) 长度分别为: RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数的高温区最长,约为 15D; RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数的高温区长度次之,约为 12D;  $k-\omega$  SST 模型的高温核心区最短,约为 9.5D. 因此,湍流模型对排气系统燃气流高温区的长度影响是比较明显的.

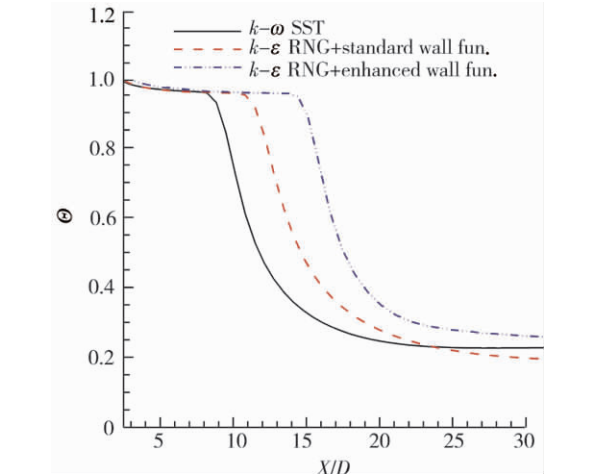


图 8 燃气流无量纲温度沿轴线分布  
Fig. 8 Non-dimensional temperature of gas along axis

2.3 组分质量浓度分布

图 9 给出了 CO<sub>2</sub> 的质量浓度分数沿轴线分布的计算结果. 由图可见,应用 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数计算得到的 CO<sub>2</sub> 质量浓度核心区(喷管轴线上 CO<sub>2</sub> 组分质量浓度与喷管出口处 CO<sub>2</sub> 组分质量浓度相等的轴向长度)长度约为 15D,应用 RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数计算得到的 CO<sub>2</sub> 质量浓度核心区长度约为 12D,应用  $k-\omega$  SST 模型计算得到的质量浓度核心区长度约为 9D,这与不同湍流模拟方法下的燃气流高温区长度的分布规律是一致的. H<sub>2</sub>O 的组分质量浓度计算结果也与此类似,不再赘述.

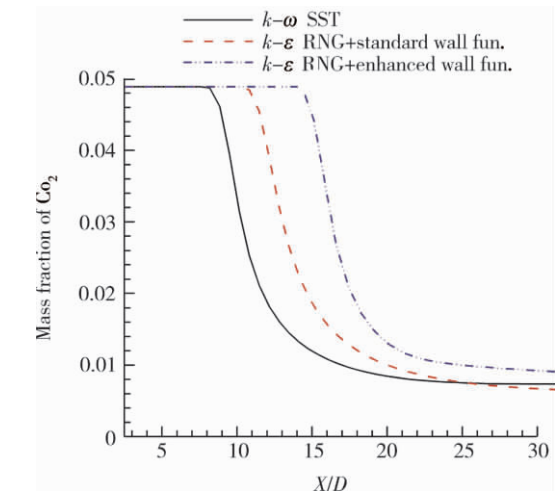


图 9 CO<sub>2</sub> 质量浓度分数沿轴线分布  
Fig. 9 Mass concentration of CO<sub>2</sub> along axis

2.4 计算的经济性

在流场计算的经济性方面, $k-\omega$  SST 模型的表现最好,RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数和 RNG  $k-\epsilon$  + 增强型壁面函数的计算经济性基本相同,都要比  $k-\omega$  SST 模型要差.

2.5 光谱辐射强度

光谱辐射强度的观测方向设置如图 10 所示,图 11 和图 12 分别为 60°和 90°探测方向上应用不同湍流模拟方法计算得到的相对光谱辐射强度  $I_\lambda/C_3$  及其与相同条件下试验结果的比较,其中  $C_3$  为定值光谱辐射强度, $I_\lambda^R$  为考虑大气吸收的光谱辐射强度. 由图可见,其分布具有以下特点:

1) 在 60°和 90°方向上,试验测得的固体壁面相对光谱辐射强度和气体的相对光谱辐射强度在分布规律上与计算得到的结果都相似,比如在 3~3.3  $\mu\text{m}$  波段的 H<sub>2</sub>O 吸收带、3.4~4.2  $\mu\text{m}$  波段的

CO<sub>2</sub> 吸收带和 4.7~4.8  $\mu\text{m}$  波段的 CO 吸收带.

2) 在 60°和 90°探测方向上,无论是固体壁面还是气体的相对光谱辐射强度都是 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数的计算结果较大, $k-\omega$  SST 模型的计算结果较小. 这与 2.2 与 2.3 节中 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数计算得到的固体壁面、燃气流温度以及组分质量浓度值基本都比  $k-\omega$  SST 模型的计算结果大是对应的. 在这 2 个探测方向上,均表现为  $k-\omega$  SST 模型的计算结果与试验结果更接近.

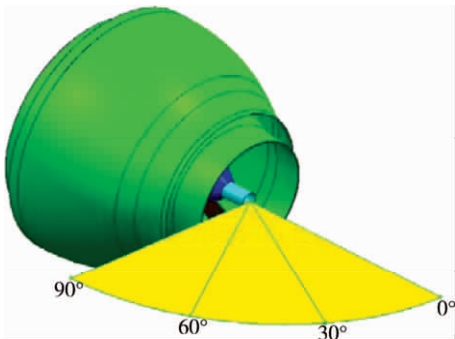


图 10 光谱辐射强度观测方位设置  
Fig. 10 Direction displacement of spectrum radiation intensity

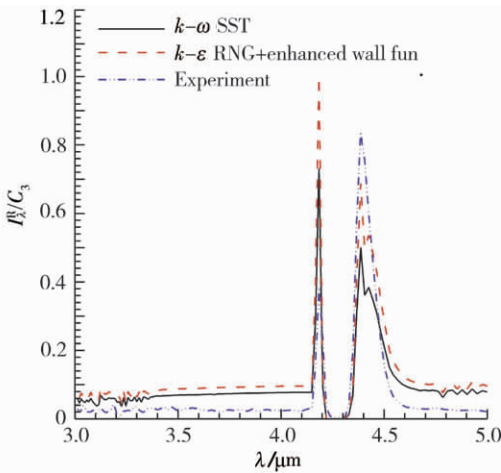


图 11 60°方向光谱辐射强度分布  
Fig. 11 Spectrum radiation intensity at 60°

由图 11 可见,60°方向上的固体光谱辐射强度试验值比计算值小,这是因为在测量时用来遮挡背景辐射的黑木板遮挡住了内涵外壁面的辐射,导致固体光谱辐射强度的试验值偏小.

由图 11 和图 12 还可见,随着探测角增大,气体的发射作用逐渐显现出来,并且试验测得的气体辐射的峰值也比计算得到的峰值要小一些;但在 90°方向上,水蒸气的发射带比计算结果的发射带要宽很多,这是因为燃料中加入了未知的成分,燃烧后在该波段会有一定的发射作用显现出来.

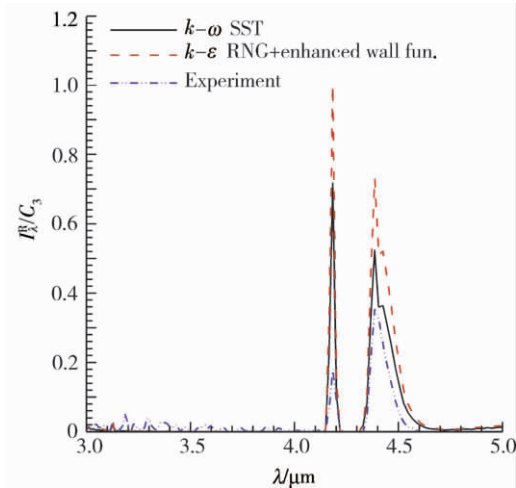


图 12 90°方向光谱辐射强度分布

Fig. 12 Spectrum radiation intensity at 90°

3 结 论

本文应用不同湍流模拟方法( $k-\omega$  SST 模型、RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数和 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数)计算了轴对称分开排气喷管的流场、温度场、组分质量浓度分布和红外辐射特征,通过对计算结果的比较,可以得到如下结论:

1) 不同湍流模拟方法计算得到的壁面静压分布几乎完全相同,只在进口及喷管出口的局部区域有很小差别.

2) 不同湍流模拟方法下排气系统温度、组分质量浓度以及红外辐射特征的计算结果差别较大. RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数得到的内涵壁面与燃气流高温区长度、 $\text{CO}_2$  与  $\text{H}_2\text{O}$  的质量浓度和红外辐射强度值最大, RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数的计算结果其次,而  $k-\omega$  SST 模型的计算结果最小.

3) 通过与试验结果的对比,可发现  $k-\omega$  SST 模型对排气系统流场和红外辐射特征的模拟更合理一些,而且其计算经济性在 3 种湍流计算方法中也是最好的.

参考文献:

[ 1 ] 黄伟,吉洪湖. 加力式涡扇发动机非加力状态部件红外辐射分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 48-53.  
HUANG Wei, JI Honghu. Analysis of components infrared radiation of afterburning turbofan engine under non-afterburning condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 48-53. (in Chinese)  
[ 2 ] 刘福城,吉洪湖,林兰之,等. 二元引射喷管几何特征参数对推力及红外特性的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1244-1250.  
LIU Fucheng, JI Honghu, LIN Lanzhi, et al. Impact of geometry parameters on the thrust and infrared radiation characteristics of two-dimensional ejector nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1244-1250. (in Chinese)  
[ 3 ] 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)  
[ 4 ] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等. 轴对称喷管与后机身组合结构的红外特性实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 293-297.  
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of combination axisymmetric nozzle and aft fuselage[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39

2.6 积分辐射强度

图 13 给出了应用不同湍流模拟法得到的排气系统积分辐射强度的分布. 由图可见,其分布存在以下几个特点:

1) 在不同的湍流模拟情况下,积分辐射强度的最大值都并不是在正后向,而是在偏离正后向的一个小角度上(大约为 15°或 20°).

2) 几乎在整个探测范围内都是 RNG  $k-\epsilon$  + 增强壁面函数计算得到的积分辐射强度最大, RNG  $k-\epsilon$  + 标准壁面函数的计算结果次之,而  $k-\omega$  SST 模型计算得到的积分辐射强度最小,尤其是在 90°方向,三者的差别最大. 这与图 8 中不同湍流模拟方法下的燃气流高温区长度的分布规律一致.

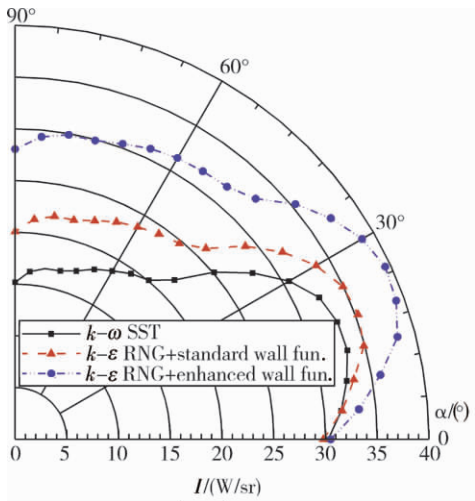


图 13 不同湍流模型的积分辐射强度分布

Fig. 13 Distributions of integral radiation intensity with different turbulence models

(3):293-297. (in Chinese)

[ 5 ] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.

[ 6 ] Ladd J A, Korakianitis T. On the assessment of one- and two-equation turbulence models for the computation of impinging jet flowfields[R]. AIAA-96-2545, 1996.

[ 7 ] Kral L D, Mani M, Ladd J A. On the application of turbulence models for aerodynamic and propulsion flowfields [R]. AIAA-96-0564, 1996.

[ 8 ] Moreau S, Mauffred T. Numerical simulations of afterbody flowfields with two-equation turbulence models [ R ]. AIAA-96-0570, 1996.

[ 9 ] Dippold V. Investigation of wall function and turbulence model performance within the wind code[R]. AIAA-2005-1002, 2005.

[10] 刘友宏, 李立国. 直排波瓣喷管引射器流场计算  $k-\epsilon$  模型的选择[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(3): 343-350.  
LIU Youhong, LI Liguang. Numerical study of  $k-\epsilon$  turbulent models for flow within a straightly lobed nozzle[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2002, 20(3): 343-350. (in Chinese)

[11] 王全, 王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681-685.  
WANG Quan, WANG Qiang. Computational analysis on static internal flow field of shock vector controlled vectoring exhaust nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 681-685. (in Chinese)

[12] 黄宏艳, 王强. 过膨胀状态下轴对称收敛-扩喷管内外流场计算及分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1069-1073.  
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical investigation on internal and external flows for axisymmetric convergent-divergent nozzles on over-expansion state [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1069-1073. (in Chinese)

[13] 胡海洋, 王强. 跨声速条件下轴对称收敛-扩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)

[14] TANG Zhigong, LIU Gang, MOU Bin, et al. Effects of turbulence models on the numerical simulation of nozzle jets [J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2010, 28(2): 188-196.

[15] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1609-1616.  
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)