多喷管火箭动力系统尾焰辐射特性可视化研究

乔 野，聂万胜，丰松江，蔡红华，吴高杨
（中国人民解放军装备学院 航天装备系，北京 101416）

摘 要：为研究高空多喷管火箭动力系统尾焰辐射特性的可视化计算，采用耦合了 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型的三维 $N-S$ 方程描述尾焰流动过程，化学反应速率采用湍流脉动机制和 Arrhenius 机制控制，采用 PISO 算法对多喷管动力系统尾焰流动过程进行求解，得到了尾焰流场的各项参数分布。在此基础上，运用气体辐射传输方程和 SLG 模型对不同方向观测面上接收到的尾焰辐射照度进行计算，得到尾焰在不同方向上的辐射特性分布，进而实现尾焰辐射特性的可视化计算。计算结果表明：高空助推器尾焰的辐射特性要明显强于芯级，其中喷管出口处尾焰的辐射特性最强，最容易被发现和识别；尾焰辐射特性的可视化计算可以有效捕捉到尾焰流场的结构，从而为尾焰的红外追踪与预警研究奠定基础。

关键词：多喷管；液体火箭动力系统；尾焰辐射特性；可视化计算
中图分类号：V434-34 **文献标识码**：A **文章编号**：1672-9374 (2016) 06-0015-05

Visualization research on plume radiation characteristics of rocket propulsion system with multiple nozzles

QIAO Ye, NIE Wansheng, FENG Songjiang, CAI Honghua, WU Gaoyang
(Department of Space Equipment, Equipment Academy of PLA, Beijing 101416, China)

Abstract: To realize the visualization calculation of plume radiation characteristics of the multi-nozzle propulsion system, the 3D $N-S$ equations coupling with Realizable $k-\varepsilon$ model are used to describe the plume flow process. The chemical reaction rate is controlled by means of the turbulent fluctuation mechanism and Arrhenius method. The PISO algorithm is used to solve the plume flow process, and the parameter distribution of plume flow-field is acquired. Based on those parameters, the gas radiation transform equation and SLG model are used to calculate the plume irradiation illuminance accepted on viewing planes at different directions, thus acquire the plume radiation distribution at different directions and make the radiation visualization computation come true. The simulation calculation results indicate that the plume radiation of the boosters is stronger than the core vehicle at high altitude, the plume radiation at the nozzle outlet is strongest and is easiest to be discovered and identified, and the visualization computation of plume radiation can effectively get the

收稿日期：2016-02-11；**修回日期**：2016-03-26
基金项目：国家自然科学基金(51206185,91441123)
作者简介：乔野（1991—），男，硕士，研究领域为液体火箭发动机

万方数据

structure of the plume flow-field, which can lay a great foundation for research on the infrared tracking and early warning of the plume.

Keywords: multi-nozzle; liquid rocket propulsion system; plume radiation characteristic; visualization calculation

0 引言

火箭发动机尾焰具有高温、高速、大流量的特点，其在飞行阶段会产生强烈的红外辐射特性，这对实现红外追踪与预警具有重要意义。目前，由于运载任务的需要，世界各国的重型运载火箭大多采用多台发动机并联的工作方式来提高运载效率，如美国的“土星”5 号火箭，前苏联的“能源号”火箭以及中国的 CZ-2F 火箭等[1]。多台火箭发动机并联工作时，尾焰流场会受到多股射流的相互干扰而变得更加复杂[2]，因而有必要针对多喷管动力系统尾焰进行流场及辐射特性研究。

早期的尾焰辐射特性研究主要以实验研究为主，如 William 通过实验与理论分析来研究复燃对 C/H 燃料发动机尾焰辐射特性影响[3]。Harwell 等利用红外辐射探测器对尾焰流场的辐射特性进行测量[4]。随着计算机技术的发展，数值仿真技术逐步成为尾焰辐射特性研究的重要手段，特别是在 20 世纪 90 年代后，具有代表性的成果有：Wang 等使用反蒙特卡洛法计算固体火箭发动机尾焰的辐射特性，并通过与实验数据的对比，证明算法的有效性[5]。Liu 等采用离散坐标法对二维及三维复杂结构尾焰辐射特性进行研究[6]，通过同其他算法结果的对比，证明算法有效，并将其推广到了三维多喷管发动机尾焰辐射的计算中。Devir 等通过实验与仿真相结合的方法对火箭发动机尾焰进行研究，采用红外相机和分光辐射度计对尾焰辐射特性进行测量，采用 GASP 求解器求解尾焰流场，并利用 INFRAD 和 OHRAD 程序对尾焰辐射特性进行计算，得到了尾焰的辐射强度分布，并通过仿真与实验的对比证明算法的有效性 [7]。Alexeenko 等对低空 Atlas II 火箭动力系统尾焰辐射特性进行仿真研究，得到了 15 km 和 40 km 高度尾焰的辐射强度分布，并通过与测量数据进行对比，说明模型对尾焰结构预测的有效性 [8-9]。在国内，北京航空航天大学蔡国飙等，哈尔滨工业大学王雁鸣等，合肥电子工程学院刘尊洋等 [12]以及装备学院聂万胜等都从不同角度对尾焰辐射特性进行了实验与仿真研究[10-11,13-14]。以上文献为尾焰辐射特性的研究提供了宝贵的物理模型和参考方法。目前，针对尾焰辐射特性的可视化研究国外相对成熟，但是代码和方法一直未被公开，而国内相关的成果还相对较少，因而有必要进行相关的探索。

本文以由液氢液氧发动机和液氧煤油发动机组合而成的火箭动力系统为模型（后文简称多喷管动力系统），采用耦合了 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型的三维 N-S 方程对尾焰流场进行计算，并考虑了富燃燃气在空气中发生复燃反应的影响，得到了尾焰流场参数。在此基础上，利用气体辐射传输方程和 SLG 模型对尾焰辐射特性进行计算，从单一观测点接收到的尾焰辐射特性出发，逐步扩展到观测面接收的辐射特性上，来实现尾焰的可视化计算。

1 物理模型与计算方法

1.1 几何模型

如图 1，几何模型由 10 台液体火箭发动机组成，包括对称面（Symmetry）上两台氢氧发动机（LH_2/LOX Engine）构成的芯级（Core vehicle）动力系统，两台液氧煤油发动机（LOX/Kerosene Engine）构成的助推器（Booster）动力系统，芯级捆绑 4 台助推器共同构成了火箭的动力系统。为简化计算规模，以火箭动力系统对称面（Symmetry）为基准对计算模型进行对称处理，并且仿真都以发动机喉部截面为入口边界进行计算。

万方数据

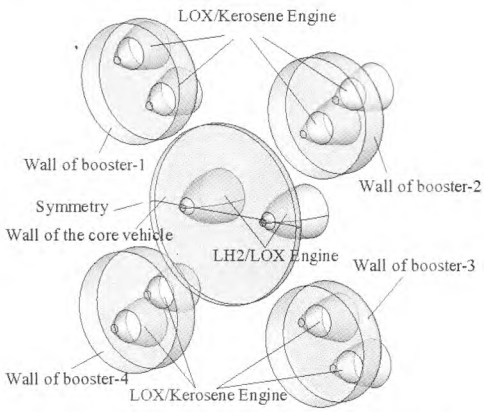

图 1　多喷管动力系统发动机位置分布

Fig. 1　Engine location distribution of multi-nozzle propulsion system

1.2　网格划分与边界条件

由于各个发动机都存在不同方向和大小的安装角，计算模型的结构变得极为复杂，因而对模型进行局部“O”型及“Y”型剖分，将每个剖分区域划分为结构网格，从而提高对边界层及激波结构的仿真效果。如图 2，网格总数共 135 万，并对发动机壁面以及尾焰湍流核心区域进行加密处理。

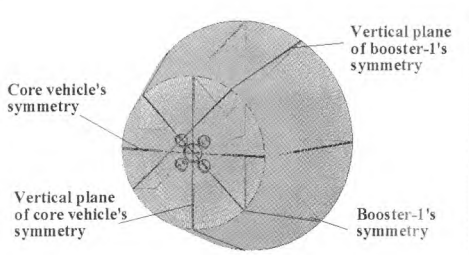

图 2　多喷管动力系统尾焰流场计算网格

Fig. 2　Computation mesh for plume flow-field of multi-nozzle propulsion system

图 3 给出计算区域的边界条件设定方法。在远场来流边界（Farfield inflow）给定相应海拔高度的压力、温度、来流马赫数以及空气组分见表 1[15]（其中 Ma_∞ 代表马赫数，p_∞ 和 T_∞ 分别代表环境背压和温度，这里假设飞行过程中攻角为 0）。流场出口边界（Outflow）给定相应环境压力与温度，由于出口为超声速流动，故流场出口参数通过内部流场向外插值得到。模型计算以各个发动机喉部为入口，入口条件由前期发动机内流场计算得到，氢氧发动机入口参数详见文献 [16]，煤油发动机入口参数详见文献 [17]，（其中 Minlet，Pinlet 和 Tinlet 分别代表喉部入口的质量流率，压力和温度）。所有发动机壁面采用标准壁面函数求解，无滑移边界条件。

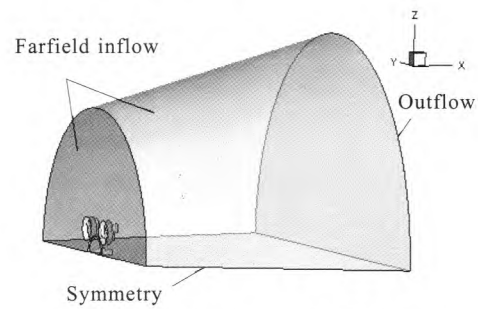

图 3　多喷管动力系统尾焰边界条件

Fig. 3　Plume boundary conditions of multi-nozzle propulsion system

表 1　多喷管动力系统尾焰远场来流条件

Tab. 1　Incoming flow conditions of plume far-field of multi-nozzle propulsion system

Parameters	Altitude/km	Ma_∞	p_∞/MPa	T_∞/K
Case	33	3.08	0.000 767 3	230.97

1.3　物理模型

火箭动力系统尾焰流动过程采用带化学反应的三维 N-S 方程描述。采用 Realizable k-ε 湍流模型封闭流动方程组，燃烧过程化学反应速率 W_{CH} 采用湍流脉动机制 R_{EBU} 和 Arrhenius 机制 R_{Arr} 控制。氢氧发动机化学反应采用氢氧单步化学反应，煤油发动机采用 $C_{12}H_{23}$ 代替煤油化学式，反应式采用煤油与氧单步化学反应，即 $2H_2+O_2=2H_2O$ 和 $C_{12}H_{23}+17.75O_2=12CO_2+11.5H_2O$。流动方程对流项采用 QUICK 格式进行离散，采用 PISO 算法进行压力-速度耦合求解。

采用气体辐射传输方程和大气透过率计算模型 SLG 对观测平面 $A'C'$，AD' 以及 AB' 上每个网格节点接收到的尾焰辐射照度进行计算（图 4），得到相应平面上的尾焰辐射特性分布，实现可视

万方数据

化计算。给定辐射计算区域为 33 m×60 m×60 m，划分网格数为 30×50×50，气体传输方程为

$$H=\sum_{v_0}^{v_{end}}\sum_{\theta_0}^{\theta_{end}}\sum_{\varphi_0}^{\varphi_{end}}L_v^0(v,s)[\overline{\tau}(v,s)-\overline{\tau}(v,s-\Delta s)]$$
$$\cos\theta\sin\theta\Delta\varphi\Delta\theta\Delta v \tag{1}$$

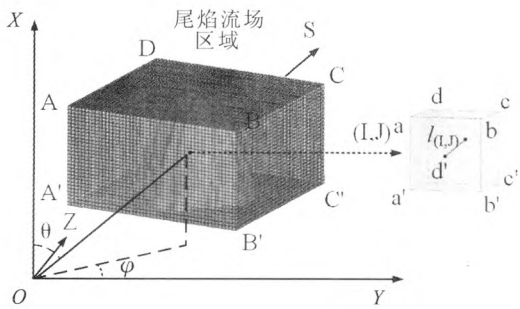

图 4 辐射计算坐标系

Fig. 4 Coordinate system of radiation calculation

2 计算结果分析

图 5 给出多喷管动力系统尾焰流场的参数分布，从图中可以看出多喷管动力系统尾焰在高空发生了剧烈膨胀。从温度场中可以看到，尾焰的高温区域主要位于尾焰边界以及尾焰间的相互作用面上，这一方面是由于在边界处富燃燃气同环境中的氧气发生二次复燃反应造成，另一方面是由于尾焰之间发生相互碰撞压缩导致的。图 5 (b)，图 5 (c) 给出了尾焰各燃气组分的质量分数分布，从图中可以看出 CO_2 主要分布于助推器尾焰流场中，而 H_2O 则分布于整个动力系统尾焰流场中，并在尾焰内部核心区域浓度最大。

图 6 给出 33 km 高空多喷管动力系统尾焰在平面 $A'C'$，平面 AD' 以及平面 AB' 上 2~5 μm 波段内的辐射照度分布，从图中可以看出计算结果可以更加直观地呈现出尾焰流场辐射特性的分布特点，并可有效捕捉到尾焰的形状结构。

从图 6 (a) 和图 6 (b) 可以看出在平面 AD' 和平面 AB' 上尾焰辐射照度分布呈“钟形”结构，这同尾焰流场的温度分布极为一致，并且在喷管出口处的辐射特性最强。随着流动的进行，尾焰流场边界范围越来越大，尾焰的辐射特性逐渐降低。这主要是由于喷管出口处的温度更高，燃气组分的质量分数更大，导致该区域的辐射特性增强。随着尾焰流场边界范围的增大，尾焰的温度及燃气组分的质量分数逐渐降低，导致尾焰的辐射特性逐渐减弱。

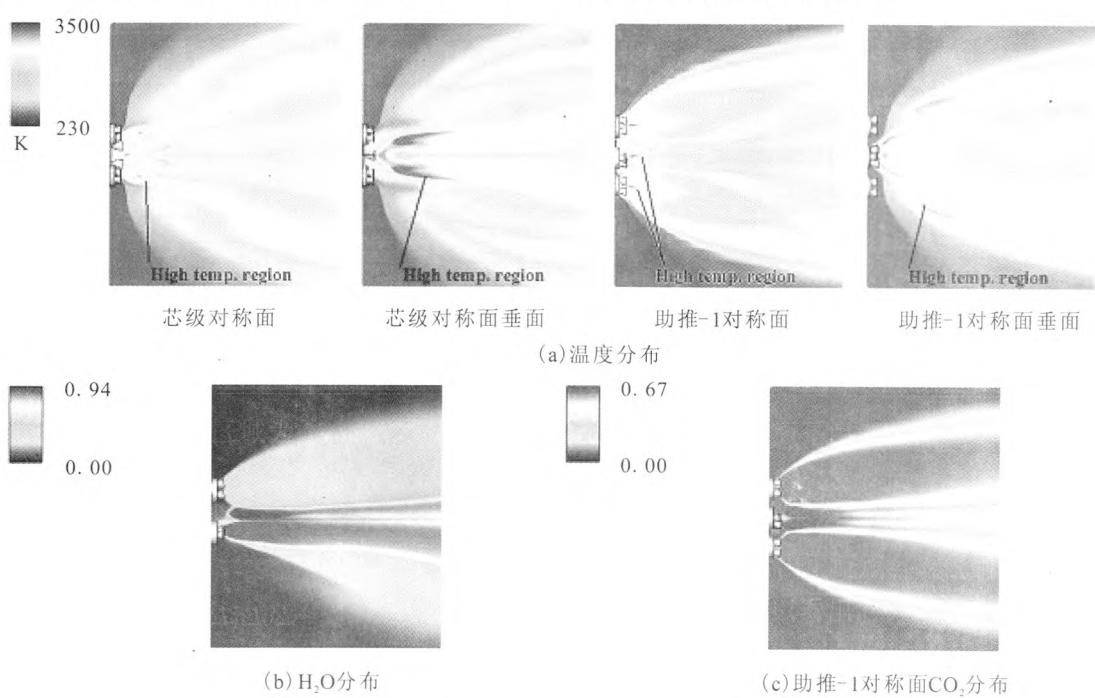

图 5 多喷管动力系统尾焰流场参数分布

Fig. 5 Parameter distribution of plume flow-field of multi-nozzle propulsion system

万方数据

从图 6（c）可以看出平面 $A'C'$ 上的尾焰辐射照度分布主要呈现为 4 个强辐射亮点，并主要位于助推器的尾焰流场中，这说明助推器尾焰的辐射特性要明显强于芯级尾焰，其中尾焰核心区域的辐射特性最强。

因此，从红外跟踪识别的角度来讲，喷管出口区域高温尾焰以及助推器尾焰的辐射特性最强，最容易被发现和识别。

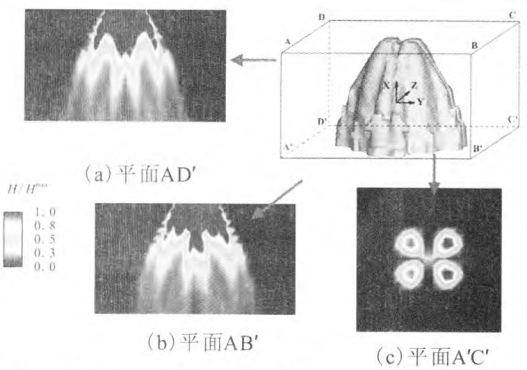

图 6　多喷管动力系统尾焰 2~5 μm 辐射特性分布

Fig. 6　Infrared radiation distribution of 2~5 μm plume of multi-nozzle propulsion system

3　结论

为实现尾焰辐射特性的可视化计算，本文以多喷管液体火箭动力系统为模型，采用耦合了 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型的三维 $N-S$ 方程对尾焰流动过程进行计算，并在此基础上利用辐射计算模型对不同方向观测面的尾焰辐射照度分布进行计算，所得结论如下：

1）高空助推器尾焰的辐射特性要明显强于芯级，其中喷管出口处尾焰的辐射特性最强，最容易被发现和识别。

2）尾焰辐射特性的可视化计算可以有效捕捉到尾焰流场的结构，从而为尾焰的红外追踪与预警研究奠定基础。

参考文献：

[1] 世界航天运载器大全编委会. 世界航天运载器大全[M]. 北京：宇航出版社, 1996.

[2] 苗瑞生. 发射气体动力学 [M]. 北京：国防工业出版社, 2006.

[3] WILLIAM J R. Effect of hydrocarbon propellant composition on infrared characteristics of afterburning exhaust plumes: AIAA 76-0613 [R]. USA: AIAA, 1976.

[4] HARWELL K E, JACKSON H T, POSLAJKO F. Comparison of theoretical and experimental spatial distribution of infrared radiation in a rocket exhaust: AIAA 1977-736 [R]. USA: AIAA, 1977.

[5] WANG K C. Prediction of rocket plume radiation heating using backward Monte-Carlo method: AIAA 93-0137 [R]. USA: AIAA, 1993.

[6] LIU J, SHANG H M, CHEN Y S, et al. Investigation of rocket plume radiation by discrete ordinates method: AIAA 96-0348 [R]. USA: AIAA, 1996.

[7] DEVIR A D, LESSIN A B. Comparison of calculation and measured radiation from a rocket motor plume: AIAA 2001-0358 [R]. USA: AIAA, 2001.

[8] ALEXEENKO A A, GIMELSHEIN N E. Modeling of flow and radiation in the Atlas plume [J]. Journal of thermo-physics and heat transfer, 2002, 16(1): 50-57.

[9] ALEXEENKO A A, GIMELSHEIN N E, LEVIN D A. Modeling of radiation in the Atlas plume-flow: AIAA 2001-0355[R]. USA: AIAA, 2001.

[10] 朱定强, 张小英, 向红军, 等. 固体火箭发动机喷流红外辐射实验及计算研究[J]. 宇航学报, 2008(1):255-259.

[11] 王雁鸣, 谈和平, 董士奎, 等. 低空多喷管发动机喷焰红外特性研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(6):634-637.

[12] 刘尊洋, 邵立, 汪亚夫, 等. 复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响[J]. 光学学报, 2013(6):32-39.

[13] 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[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(5):91-94.

[14] 乔野, 聂万胜, 吴高杨, 等. 双机并联氢氧火箭发动机尾焰流场特性三维数值仿真研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015, (5):30-34.

[15] 吴子牛. 空气动力学 [M] . 北京: 清华大学出版社, 2008.

[16] 乔野, 聂万胜, 丰松江, 等. 复燃对氢氧火箭发动机尾焰流场及辐射特性影响数值研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2016 (2): 22-25.

[17] 蔡红华, 聂万胜, 丰松江. 复燃对液氧煤油发动机尾焰冲击特性影响[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1922-1927.

（编辑：王建喜）

万方数据