

UDMH/NTO 火箭发动机尾焰流场 特性数值仿真

吴睿, 聂万胜, 蔡红华, 杨新奎, 郭康康
(航天工程大学 宇航与科学技术系, 北京 101416)

摘 要: 采用 AUSM(advection upstream splitting method)空间离散格式,探究了常用的 3 种 $k-\epsilon$ 湍流模型和 2 阶、3 阶迎风格式对激波捕捉效果的影响。采用标准 $k-\epsilon$ 双方程模型和 2 阶迎风格式对不同高度和不同来流马赫数下的偏二甲肼/四氧化二氮(UDMH/NTO)火箭发动机尾焰流场进行喷管-尾焰流场一体化仿真。复燃反应采用 12 组分 18 步化学反应模型,喷管入口参数由热力计算给出。结果表明:随着来流马赫数的增加,波节数逐渐降低;随着飞行高度的上升,尾焰影响区域逐渐扩大;复燃反应造成混合区中的 O_2 、 N_2 质量分数大幅下降,而混合区中 O 、 OH 、 NO 质量分数则有所上升。

关键词: 偏二甲肼/四氧化二氮(UDMH/NTO); 湍流模型; 化学反应模型; 尾焰流场特征; 复燃

中图分类号: V430

文献标志码: A

Numerical simulation of flow field characteristics of UDMH/NTO rocket engine plume

WU Rui, NIE Wansheng, CAI Honghua,
YANG Xinlei, GUO Kangkang

(Department of Aerospace Science and Technology,
Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: AUSM (advection upstream splitting method) spatial discretization scheme was used to explore the effects of three $k-\epsilon$ turbulence model and second, third orders upwind schemes on shock capturing. The simulation of unsymmetrical dimethyl hydrazine/nitrogen tetroxide (UDMH/NTO) rocket engine nozzle and exhaust plume flow-field at different altitudes and Mach numbers was modeled with standard $k-\epsilon$ two equation turbulence model and two order upwind scheme. Afterburning was modeled with 12-component 18-chemical reaction, and the entrance parameters of the nozzle were used by thermodynamic calculation. Results showed that with the increase of flow Mach number, the wave number decreased; the plume affected area gradually expanded with the rise of altitude; afterburning reaction caused the significant decrease of O_2 , N_2 in the mix zone while the contents of O , OH , NO in the mixing zone increased.

收稿日期: 2016-09-26

基金项目: 国家自然科学基金(91441123)

作者简介: 吴睿(1994—),男,硕士生,主要从事发动机尾焰与红外辐射特性的研究。E-mail:15011162748@163.com

通讯作者: 聂万胜(1969—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事发动机尾焰与红外辐射特性的研究。

E-mail:nws1969@126.com

引用格式: 吴睿,聂万胜,蔡红华,等. UDMH/NTO 火箭发动机尾焰流场特性数值仿真[J]. 航空动力学报,2018,33(4):952-960.

WU Rui, NIE Wansheng, CAI Honghua, et al. Numerical simulation of flow field characteristics of UDMH/NTO rocket engine plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 952-960.

Key words: unsymmetrical dimethyl hydrazine/nitrogen tetroxide (UDMH/NTO);
turbulence model; chemical reaction model;
flow field characteristic of plume; afterburning

火箭发动机燃烧室中产生的高温高压燃气经过喷管加速后以极高速度喷出,形成火箭发动机尾焰^[1-2]。运载火箭的一级发动机在中低空的尾焰流场具有特征鲜明的波系结构。同时,双组元自燃推进剂仍被广泛应用于大型运载火箭中,因此研究中低空自燃推进剂火箭发动机尾焰波系结构对火箭和反导系统的研发具有重要意义。

中低空尾焰波系结构复杂,包含喷流与环境大气的掺混、发动机内部燃烧不完全的可燃气体与空气组分的复燃反应、激波和膨胀波相互作用等复杂物理现象,而湍流模型和求解格式会显著影响尾焰流场激波结构捕捉效果。目前针对尾焰的数值模拟主要集中在对单台^[3]、多台^[4-5]火箭发动机尾焰射流流场的研究以及火箭尾焰对导流槽的冲击的研究^[6]上,针对不同的问题往往需要选择不同的湍流模型。Cuppoletti 等^[7]采用大涡模拟(large eddy simulation,LES)对尾焰射流进行仿真,虽然计算结果准确,但是对计算条件和网格的要求都比较高。针对单台火箭尾焰流场的仿真大多采用 $k-\epsilon$ 双方程模型。刘尊洋等^[8]采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对单台固体火箭发动机中低空尾焰进行了研究,李茂等^[9]采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对单台氢氧火箭发动机中地面试车的尾焰流场进行了研究,姜毅等^[10]采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对单台固体火箭发动机喷焰复燃流场复燃进行了研究,而文献^[11-12]则采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型对单台发动机尾焰流场进行数值仿真。

本文首先采用常用的 3 种 $k-\epsilon$ 湍流模型和 2 阶/3 阶迎风格式,研究了湍流模型和求解格式对尾焰流场激波捕捉效果的影响。然后根据探究结果,对单台 UDMH/NTO 火箭中低空尾焰随飞行高度和来流速度的影响进行了数值仿真,得出了尾焰在不同飞行高度、不同来流马赫数下流场变化规律以及复燃反应对组分分布的影响规律。

1 湍流模型的选择与验证

针对文献^[13-14]给出的煤油-空气(kero-sene-air)模型发动机喷流流场,采用基于密度的求解器、AUSM 空间离散格式^[15]求解二维轴对称 Navier-Stokes(N-S)方程组,壁面函数则采用标准壁面函数,研究了 2 阶/3 阶迎风格式和标

准/RNG(re-normalization group)/realizable $k-\epsilon$ 双方程模型对激波捕捉效果的影响。

1.1 计算区域及边界条件

模型发动机喷出的欠膨胀射流的计算域如图 1 所示。其中 ab 为喷管入口,长度为 12.5 mm,设定为压力入口,入口参数如表 1 所示; bc 为虚拟外壁面,设定为绝热壁面; cd 、 de 、 ef 为压力远场,温度为 288.15 K,压力为 101.3 kPa; fg 为压力出口,温度为 288.15 K,压力为 101.3 kPa; ag 为轴线,设定为对称轴;计算域轴向长度为 800 mm,径向半径为 400 mm。

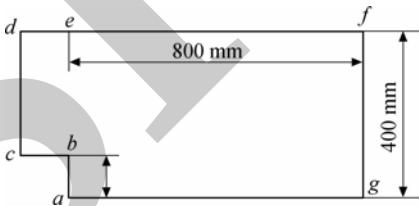


图 1 计算域示意图
Fig.1 Computational domain

表 1 喷管入口参数
Table 1 Nozzle inlet parameters

参数	数值	参数	数值
总压/MPa	2.68	w_{O_2}	0.05535
静压/MPa	1.477	w_{H_2O}	0.06001
总温/K	1970	w_{CO}	0.00007
湍流尺度/mm	1	w_{CO_2}	0.15116
湍流强度/%	3	w_{N_2}	0.73341

注:表中 w 代表质量分数。

1.2 化学反应模型

复燃反应采用文献^[14]中给出的 8 步化学反应模型。化学反应模型采用涡耗散概念模型,因为该模型可以较好地描述湍流与详细化学反应的作用^[16]。化学反应速率由阿雷尼乌斯(Arrhenius)公式给出

$$k_{i,r} = AT^n e^{\frac{-E}{RT}}$$
 (1)

式中 $k_{i,r}$ 为正向反应速率; A 为指前因子; n 代表温度指数; E 为活化能; R 为气体常数; T 为化学反应温度。

化学反应模型其相关参数如表 2 所示,表中 M 代表三体。

表 2 8 步有限速率化学反应模型

化学反应式	$A/(\text{cm}^3/(\text{kmol}\cdot\text{s}))$	n	$E/10^6$ (J/kmol)
$\text{H}+\text{O}_2=\text{OH}+\text{O}$	8.65×10^{11}	-0.24	73.329
$\text{O}+\text{H}_2=\text{OH}+\text{H}$	1.5×10^4	2	31.593
$\text{OH}+\text{H}_2=\text{H}_2\text{O}+\text{H}$	2.53×10^5	1.48	14.134
$\text{OH}+\text{OH}=\text{H}_2\text{O}+\text{O}$	1.5×10^6	1.14	0
$\text{H}+\text{H}+\text{M}=\text{H}_2+\text{M}$	9.72×10^{10}	-0.6	0
$\text{H}+\text{OH}=\text{H}_2\text{O}+\text{M}$	2×10^{14}	-1	0
$\text{O}+\text{O}+\text{M}=\text{O}_2+\text{M}$	6.615×10^6	0	7.4826
$\text{CO}+\text{OH}=\text{CO}_2+\text{H}$	3.3×10^3	1.55	3.3422

1.3 物性参数

燃烧过程中,各组分的物性参数是随着温度变化而变化,为了提高数值计算精度,必须考虑物性参数随温度的变化。

各气相组分的比定压热容,采用温度的分段拟合多项式计算。

$$c_{p,i}=\frac{R}{M_i}(A_0+A_1T+A_2T^2+A_3T^3+A_4T^4)$$

(2)

式中 $c_{p,i}$ 为各气相组分比定压热容; M_i 为各气相组分摩尔质量;下标 i 表示各气体组分; $A_0\sim A_4$ 为比定压热容多项式各温度项的系数。各气体黏度和导热系数则采用分子动理论计算得到。

1.4 流场计算结果

文献[13]仿真得到的速度幅值(velocity magnitude)云图与 PIV(particles image velocimetry)实验结果比对如图 2 所示,本文仿真得到的速度幅值云图与文献[13]的 PIV 实验的比较如图 3~图 5 所示。其中 U 表示速度幅值, x 、 y 表示流场的横、纵坐标。

图 2~图 5 表明,湍流模型对尾焰流场激波捕捉效果的影响较大。采用 2 阶迎风格式和 3 种湍流模型得到的速度幅值云图在马赫盘(Mach disk)的形状、亚声速喉(subsonic throat)的形状和位置的等细节上与 PIV 实验结果相比均存在一定偏差。采用 2 阶格式和标准/RNG $k-\epsilon$ 湍流模型得到的计算结果在桶形激波(barrel shock)、反射激波(reflected shock)的形状和位置,激波交

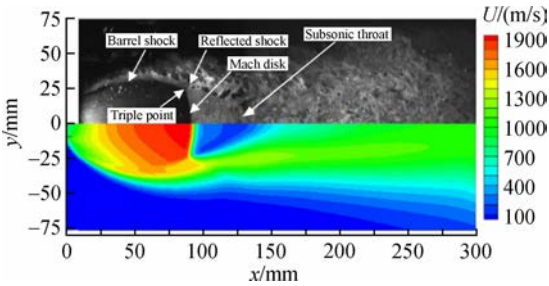


图 2 文献[13]仿真结果
Fig. 2 Simulation result of Ref. [13]

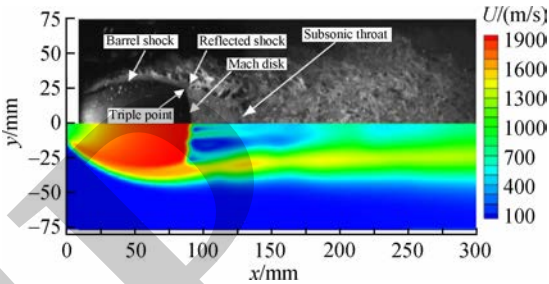


图 3 标准 $k-\epsilon$ 模型 2 阶迎风格式

Fig. 3 Standard $k-\epsilon$ model and second order upwind scheme

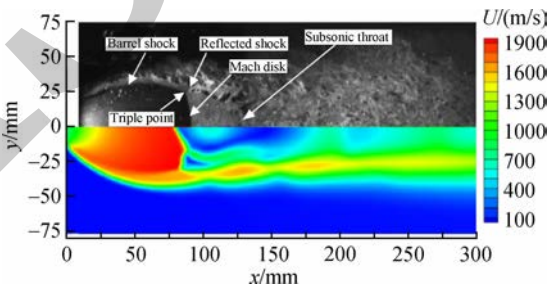


图 4 RNG $k-\epsilon$ 模型 2 阶迎风格式

Fig. 4 RNG $k-\epsilon$ model and second order upwind scheme

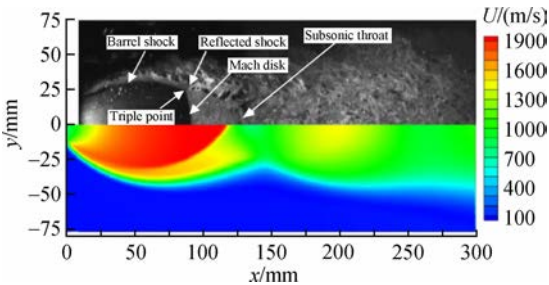


图 5 Realizable $k-\epsilon$ 模型 2 阶迎风格式

Fig. 5 Realizable $k-\epsilon$ model and second order upwind scheme

点(triple point)和马赫盘的位置等关键细节上与实验结果吻合良好,而采用 2 阶格式和 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型得到的仿真结果在反射激波、激波

交点和马赫盘位置等细节上误差较大。为了进一步判断求解格式精度对仿真结果的影响,采用分别采用标准/RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和 3 阶迎风格式得到仿真结果,如图 6~图 7 所示。

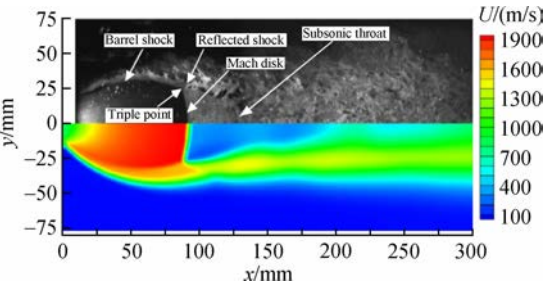


图 6 标准 $k-\epsilon$ 模型 3 阶迎风格式

Fig. 6 Standard $k-\epsilon$ model and third order upwind scheme

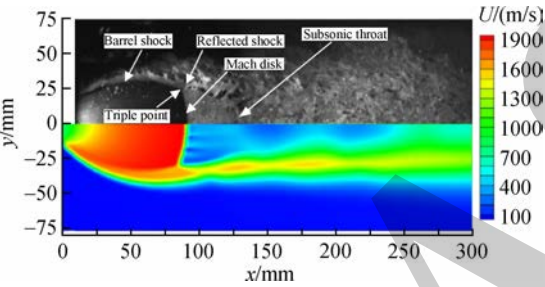


图 7 RNG $k-\epsilon$ 模型 3 阶迎风格式

Fig. 7 RNG $k-\epsilon$ model and third order upwind scheme

图 6~图 7 表明求解格式对尾焰流场的也存在一定影响。采用 3 阶格式得到的仿真结果最为明显的改变在于对马赫盘形态的捕捉更为准确。相对而言,采用 3 阶迎风格式和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型得到的计算结果最为贴近 PIV 实验结果。

为了定量地描述几种湍流模型和迎风格式的选择所带来的影响,选取仿真结果轴线上的速度幅值(velocity magnitude)进行比较。图 8 为文献[1]中给出的仿真/实验速度幅值轴线分布曲线和本文 5 次仿真速度幅值轴线分布曲线。

图 8 表明,采用 3 阶迎风格式的计算精度较高,与 PIV 实验结果吻合较好。而在同样采用 2 阶迎风格式的情况下,采用标准 $k-\epsilon$ 模型比 RNG $k-\epsilon$ 模型的计算结果更准确。同时速度幅值轴线分布曲线表明,采用 2 阶格式/标准 $k-\epsilon$ 模型与 3 阶格式/标准 $k-\epsilon$ 模型的计算结果较为接近。

综上所述,针对单台发动机尾焰流场的仿真选择标准 $k-\epsilon$ 双方程模型和 3 阶迎风格式较为准确。考虑到 3 阶格式计算速度慢,收敛性较差,而

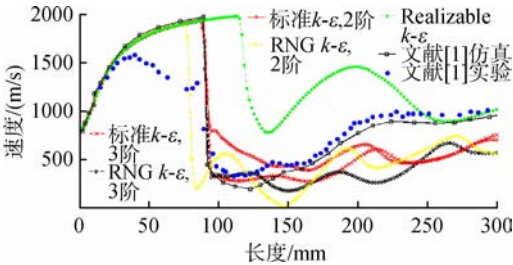


图 8 文献[1]给出的速度幅值轴线分布曲线

Fig. 8 Axial distribution of the velocity magnitude is given by Ref. [1]

2 阶格式可以基本满足精度要求,因此在后续的尾焰流场仿真中采用 2 阶迎风格式求解。

2 UDMH/NTO 火箭尾焰流场仿真

2.1 计算区域及边界条件

UDMH/NTO 火箭尾焰计算域如图 9 所示,其中轴线方向长度为 60 m,径向半径为 25 m。考虑到火箭壳体的作用,设置虚拟壁面 DE。边界条件如表 3 所示。

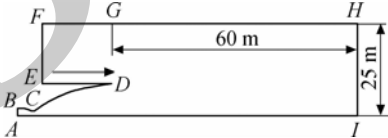


图 9 UDMH/NTO 火箭尾焰计算域

Fig. 9 UDMH/NTO rocket plume calculation domain

表 3 边界条件参数

Table 3 Boundary condition parameter

名称	代号	边界条件
喷管入口	AB	质量流量入口, 入口参数见表 4
壁面	BC,CD	绝热壁面
虚拟壁面	DE	绝热壁面
远场	EF,FG,GH	压力远场
出口	HI	压力出口
轴线	AI	对称轴

2.2 化学反应模型

发动机燃烧室设计压强为 6.83 MPa,燃料流量为 82.5 kg/s,氧化剂流量为 182 kg/s,混合比为 2.206。关于上述 12 中组分的热力计算结果如表 4 所示。

本文采用文献[17]中给出的 C-H-O-N-Cl 体

系化学反应,选取体系中 12 种组分(CO、CO₂、H、H₂、H₂O、OH、O、O₂、N₂、NO、N、NO₂) 18 步反应。其中,化学反应速率来源于 NIST (National Institute of Standards and Technology) Chemical Kinetic Database,反应具体参数见表 5 所示。

表 4 燃烧室热力计算结果

Table 4 Thermodynamic calculation results of combustion chamber

参数	数值
绝热燃烧温度/K	3 537. 31
x_{CO}	0. 165 74
x_{CO_2}	0. 065 17
x_{H}	0. 015 87
x_{H_2}	0. 106 46
$x_{\text{H}_2\text{O}}$	0. 336 12
x_{OH}	0. 022 59
x_{O}	0. 001 84
x_{O_2}	0. 002 26
x_{N_2}	0. 279 67
x_{NO}	0. 004 27
x_{N}	0. 000 01
x_{NO_2}	0

注:表中 x 代表摩尔分数。

表 5 18 步有限速率化学反应模型

Table 5 18 steps finite rate chemical reaction model

化学反应式	$A/(\text{cm}^3/(\text{mol}\cdot\text{s}))$	n	$E/(\text{kJ/mol})$
$\text{CO}+\text{OH}=\text{CO}_2+\text{H}$	2.2583×10^{10}	1.55	-3.34
$\text{OH}+\text{H}_2=\text{H}_2\text{O}+\text{H}$	1.8127×10^{12}	1.3	15.3
$\text{H}+\text{O}_2=\text{OH}+\text{O}$	9.7559×10^{13}	0	62.11
$\text{H}_2+\text{O}=\text{OH}+\text{H}$	1.8488×10^{11}	2.70	26.19
$\text{OH}+\text{OH}=\text{H}_2\text{O}+\text{O}$	6.1425×10^{11}	1.4	-1.66
$\text{CO}+\text{O}+\text{M}=\text{CO}_2+\text{M}$	8.7923×10^{-11}	0	-18.96
$\text{H}+\text{H}+\text{M}=\text{H}_2+\text{M}$	5.329×10^{-9}	-0.6	0
$\text{H}+\text{OH}+\text{M}=\text{H}_2\text{O}+\text{M}$	8.9128×10^{-7}	-1.18	2.58
$\text{O}+\text{O}+\text{M}=\text{O}_2+\text{M}$	3.1375×10^{-11}	0	-7.48
$\text{N}_2+\text{O}=\text{N}+\text{NO}$	1.8127×10^{14}	0	318
$\text{N}+\text{O}_2=\text{O}+\text{NO}$	2.6919×10^{-10}	1	27.19
$\text{N}+\text{OH}=\text{H}+\text{NO}$	2.8304×10^{-10}	0	0

续表

化学反应	$A/(\text{cm}^3/(\text{mol}\cdot\text{s}))$	n	$E/(\text{kJ/mol})$
$\text{H}+\text{O}+\text{M}=\text{OH}+\text{M}$	2.6247×10^{-8}	-1	0
$\text{N}+\text{O}+\text{M}=\text{NO}+\text{M}$	3.2881×10^{-9}	0	-1.29
$\text{NO}+\text{NO}=\text{O}_2+\text{N}_2$	3.0171×10^{12}	0.5	254
$\text{O}+\text{NO}_2=\text{NO}+\text{O}_2$	3.9204×10^{12}	0	-1.0
$\text{NO}_2+\text{H}=\text{NO}+\text{OH}$	8.8526×10^{13}	0	0
$\text{NO}+\text{O}+\text{M}=\text{NO}_2+\text{M}$	6.2028×10^{-7}	-2.87	6.49

不同高度下的环境参数参考美国标准大气 1976(USSA-1976),节选部分高度下的环境参数如表 6 所示。

表 6 不同高度下环境参数

Table 6 Environmental parameters at different altitudes

高度/ km	温度/K	总压/Pa	密度/ (kg/m^3)	当地声速/ (m/s)
0	288.15	101 325.0	1.225	340.3
5	255.68	54 048.0	0.7364	320.5
10	223.25	26 500.0	0.4135	299.5
15	216.65	12 112.0	0.1948	295.1
20	216.65	5 529.3	0.08891	295.1
25	216.65	2 527.3	0.04008	295.1

2.3 UDMH/NTO 火箭尾焰流场仿真及分析

2.3.1 飞行高度对尾焰流场的影响

分别对飞行高度 H 为 5、10、15、20 km,来流马赫数 Ma_∞ 为 1 时的尾焰流场进行仿真,得到尾焰温度云图如图 10~图 13 所示。其中,温度云图上半部分为不考虑复燃反应的情况,下半部分为考虑复燃反应的情况。由于计算域过长,完全

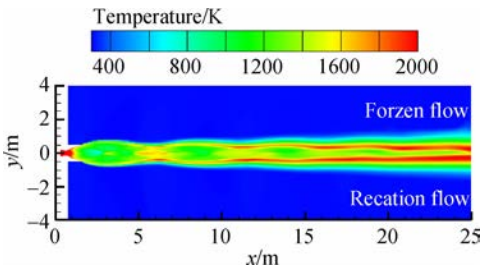


图 10 $H=5\text{ km}, Ma_\infty=1$ 时的温度云图

Fig. 10 Temperature contour at $H=5\text{ km}$ and $Ma_\infty=1$

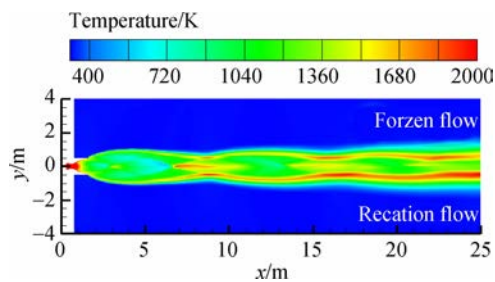


图 11 $H=10\text{ km}, Ma_\infty=1$ 时的温度云图
Fig. 11 Temperature contour at $H=10\text{ km}$ and $Ma_\infty=1$

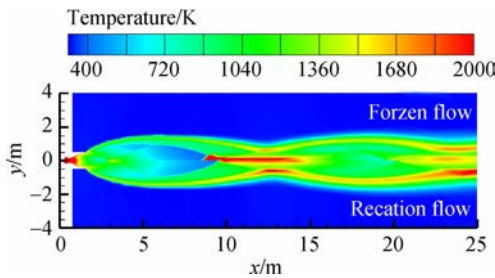


图 12 $H=15\text{ km}, Ma_\infty=1$ 时的温度云图
Fig. 12 Temperature contour at $H=15\text{ km}$ and $Ma_\infty=1$

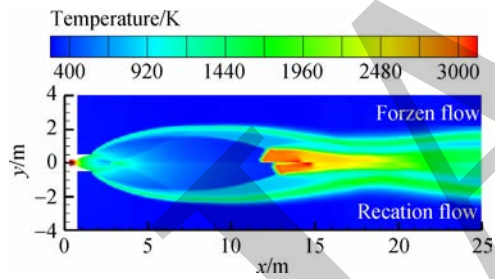


图 13 $H=20\text{ km}, Ma_\infty=1$ 时的温度云图
Fig. 13 Temperature contour at $H=20\text{ km}$ and $Ma_\infty=1$

显示不便比较分析,因此本文截取 $25\text{ m}\times 4\text{ m}$ 的区域进行比较说明。

图 10~图 13 表明,气相尾焰流场在混合层和波节处温度较高。由于复燃反应的作用,尾焰流场桶形激波与喷管轴线交点后移,比如图 13 中的考虑复燃反应的第 1 个桶型激波与轴线交点由 11.5 m 后移至 12.2 m 。随着飞行高度的升高,环境压力和环境温度逐渐降低,尾焰的膨胀半径逐渐变大,比如图 10 中第 1 个波节膨胀半径约为 0.6 m ,而图 13 中第 1 个波节膨胀半径约为 2.3 m 。同时随着飞行高度的升高,尾焰桶形激波与喷管轴线相交点后移,波节变长。不同高度下考虑复燃反应的尾焰的轴线温度、马赫数分布曲线如图 14~图 15 所示。

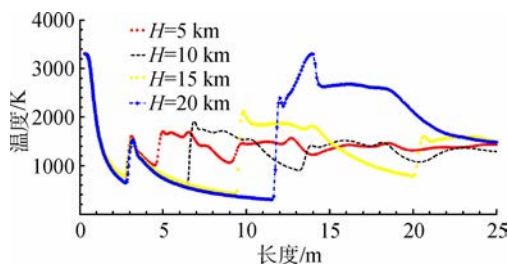


图 14 $Ma_\infty=1$ 来流不同高度下尾焰轴线温度分布曲线
Fig. 14 Axial distribution curve of the plume temperature at $Ma_\infty=1$ and different altitudes

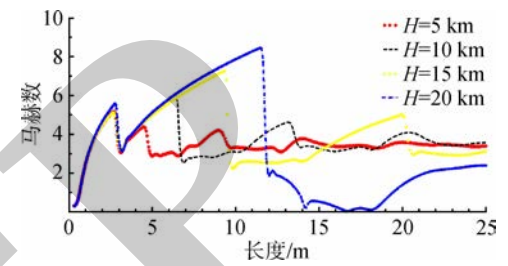


图 15 $Ma_\infty=1$ 来流不同高度下尾焰轴线马赫数分布曲线
Fig. 15 Axial distribution curve of the plume Mach number at $Ma_\infty=1$ and different altitudes

2.3.2 来流速度对尾焰流场的影响

分别针对来流马赫数为 $0.5, 1, 1.5, 2$, 飞行高度为 10 km 时的尾焰流场进行仿真。其中飞行高度为 10 km , 来流马赫数为 $Ma_\infty=1$ 时的尾焰温度云图如图 11 所示,其余高度下尾焰温度云图如图 16~图 18 所示。

随着来流速度的增加, $25\text{ m}\times 4\text{ m}$ 范围内波节数量由图 16 的 4 个减少至图 18 的 2 个。同时随着来流速度的增加,桶形激波与喷管轴线相交点逐渐后移。考虑复燃反应、飞行高度为 10 km 的不同来流马赫数的尾焰轴线温度和马赫数如图 19~图 20 所示。

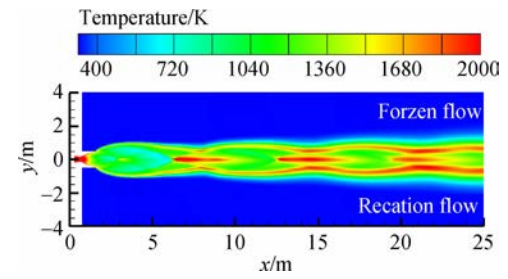


图 16 $H=10\text{ km}, Ma_\infty=0.5$ 时的温度云图
Fig. 16 Temperature contour at $H=10\text{ km}$ and $Ma_\infty=0.5$

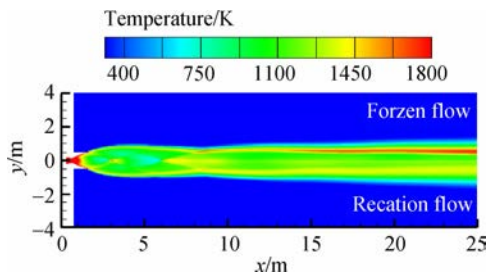


图 17 $H=10\text{ km}, Ma_\infty=1.5$ 时的温度云图
Fig. 17 Temperature contour at $H=10\text{ km}$ and $Ma_\infty=1.5$

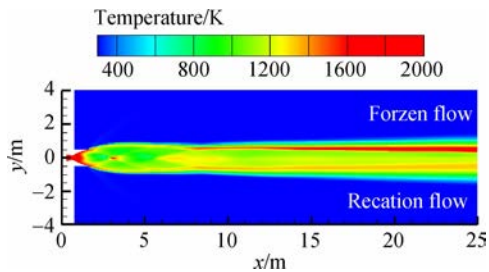


图 18 $H=10\text{ km}, Ma_\infty=2$ 时的温度云图
Fig. 18 Temperature contour at $H=10\text{ km}$ and $Ma_\infty=2$

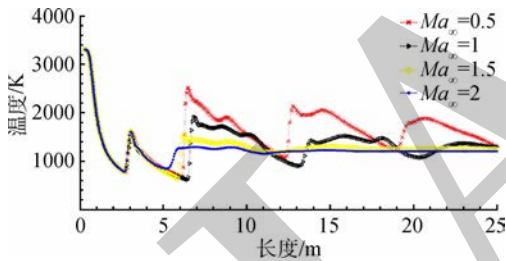


图 19 $H=10\text{ km}$, 不同来流马赫数下
尾焰轴线温度分布曲线
Fig. 19 Axial distribution curve of the plume
temperature at $H=10\text{ km}$ and different
incoming flow Mach numbers

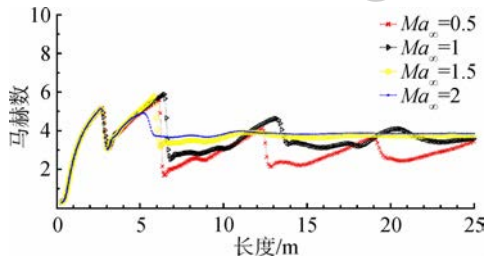


图 20 $H=10\text{ km}$, 不同来流马赫数下马赫数分布曲线
Fig. 20 Axial distribution curve of Mach number at
 $H=10\text{ km}$ and different incoming flow Mach numbers

2. 3. 3 复燃反应对尾焰组分分布的影响

液体火箭发动机中未完全燃烧的高温气体喷

入大气后,其中的可燃气体继续与空气中的氧气等组分反应,从而影响尾焰流场的组分分布。飞行高度为 10 km , 来流马赫数 $Ma_\infty=0.5$ 时考虑复燃反应的 UDMH/NTO 火箭尾焰组分分布云图如图 21~图 25 所示。

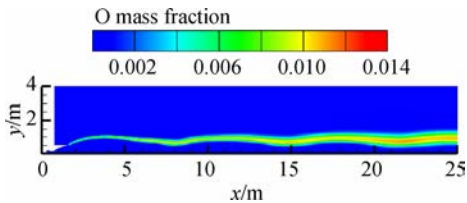


图 21 O 质量分数分布云图
Fig. 21 Mass fraction contour of O

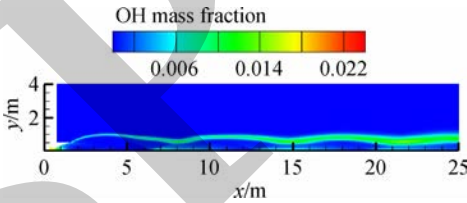


图 22 OH 质量分数分布云图
Fig. 22 Mass fraction contour of OH

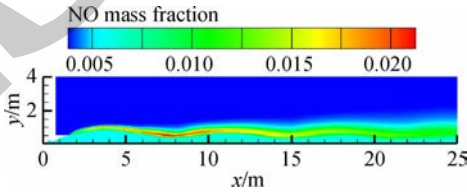


图 23 NO 质量分布云图
Fig. 23 Mass fraction contour of NO

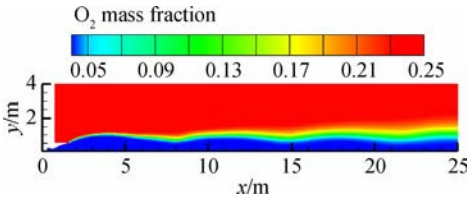


图 24 O_2 质量分数分布云图
Fig. 24 Mass fraction contour of O_2

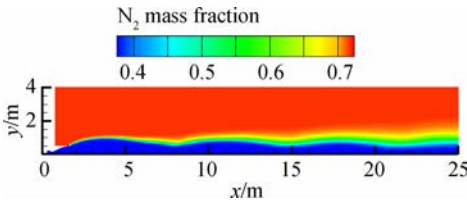


图 25 N_2 质量分数分布云图
Fig. 25 Mass fraction contour of N_2

超声速射流与大气介质相互作用,形成湍流混合区。由于气体黏性的作用,介于高速喷出的尾焰核心层与相对低速流动的外界大气之间的混合区具有较为适宜的反应温度。同时在混合区,燃烧室富余的可燃气体与大气的组分掺混,因此混合区是复燃反应发生的主要区域。图 21~图 25 表明,混合区中 O、OH、NO 的质量分数较核心区升高,而混合区中的 O₂、N₂ 质量分数较外界大气大幅下降。这表明复燃反应使得混合区中生成了 O、OH、NO,同时消耗了混合区中的 O₂、N₂。

3 结 论

本文对湍流模型和 UDMH/NTO 火箭发动机在不同高度和来流马赫数下尾焰流场进行了仿真,得到结论如下:

- 1) 对于尾焰流场的仿真采用标准 $k-\epsilon$ 双方程模型和 3 阶迎风格式能够较好地扑捉激波的形状,同时 2 阶格式也可以较好地满足要求,而采用 realizable $k-\epsilon$ 双方程模型得到的仿真结果误差较大。
- 2) 随着来流速度增加,尾焰流场的桶形激波与喷管轴线相交点逐渐后移,波节数减少。
- 3) 随着飞行高度的升高,尾焰的膨胀半径逐渐变大,尾焰桶形激波与喷管轴线相交点后移,波节变长。
- 4) UDMH/NTO 火箭发动机尾焰的复燃反应造成混合区中的 O₂、N₂ 质量分数则大幅下降,而混合区中 O、OH、NO 质量分数有所上升。

参考文献:

[1] 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.
NIE Wansheng, YANG Junhui, HE Haobo, et al. The IR radiation characteristic of exhaust plume of the liquid rocket engine[J]. Journal of Nation University of Defense Technology,2005,27(5):91-94. (in Chinese)

[2] SIMMONS F. Rocket exhaust plume phenomenology[M]. El Segundo California; the Aerospace Press,2000.

[3] 蔡红华,聂万胜,郑刚. 液氧/煤油发动机喷管内型面对尾焰特性影响[J]. 导弹与航天运载技术,2015(5):35-38.
CAI Honghua, NIE Wansheng, ZHENG Gang. Impact of the inner nozzle surface on plume characteristics of LO₂/kerosene engine[J]. Missiles and Space Vehicles,2015(5):35-38. (in Chinese)

[4] 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.
QIAO Ye, NIE Wansheng, WU Gaoyang, et al. Three-di-

mensional numerical simulation of couple LOx/LH₂ engine plume characteristics in parallel-running[J]. Missiles and Space Vehicles,2015(5):30-34. (in Chinese)

[5] 姜毅,刘琪,王刚. 双喷管火箭发动机燃气流场的三维数值计算与试验[J]. 北京理工大学学报,2002,22(4):418-421.
JIANG Yi, LIU Qi, WANG Gang. Three-dimensional calculations and tests of a double-nozzle rocket jet[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2002, 22(4):418-421. (in Chinese)

[6] 蔡红华,聂万胜,侯志勇. 液体火箭发动机尾焰对发射平台冲击效应[J]. 航空动力学报,2016,31(8):1995-2001.
CAI Honghua, NIE Wansheng, HOU Zhiyong. Impact effect of liquid rocket motor exhaust plume on launching platform[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8):1995-2001. (in Chinese)

[7] CUPPOLETTI D R, MALLA B, GUTMARK E J, et al. The response of supersonic jet noise components to fluidic injection parameters[R]. Lisbon, Portugal; the 3th International symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2013.

[8] 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,2013,33(6):32-39.
LIU Zunyang, SHAO Li, WANG Yafu, et al. Influence on afterburning on infrared radiation of solid rocket exhasut plume[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(6):32-39. (in Chinese)

[9] 李茂,陈世哲,陈春富. 火箭发动机地面水平试车尾流温度场仿真分析[J]. 火箭推进,2012,38(6):29-34.
LI Mao, CHEN Shizhe, CHEN Chunfu, et al. Simulation analysis on wake flow temperature field of rocket engine in horizontal ground test[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(6):29-34. (in Chinese)

[10] 姜毅,傅德彬. 固体火箭发动机尾喷焰复燃流场计算[J]. 宇航学报,2008,29(2):231-236.
JIANG Yi, FU Debin. Numerical simulation for non equilibrium chemically reacting fluid field of the solid rocket motor exhaust plume[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2):231-236. (in Chinese)

[11] 张光喜,周为民,张钢锤,等. 固体火箭发动机尾焰流场特性研究[J]. 固体火箭技术,2008,31(1):19-23.
ZHANG Guangxi, ZHOU Weimin, ZHANG Gangchui, et al. Study on characteristics of flow field in exhaust plume for SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(1):19-23. (in Chinese)

[12] 李猛,张晓宏,孙美,等. 改性双基推进剂两相化学反应羽流特性研究[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(1):123-126.
LI Meng, ZHANG Xiaohong, SUN Mei, et al. The study on plume charateristic of two-phase chemical reaction of modified double-base propellant[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(1):123-126. (in Chinese)

[13] CHAUVEAU C, DAVIDENKO D M, SARH B, et al. PIV

measurements in an underexpanded hot free jet[R]. Lisbon, Portugal; the 13th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2006.

[14] MOLCHANOV A. Numerical simulation of supersonic chemically reacting turbulent jets[R]. Honolulu, Hawaii; AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2011.

[15] 柳军. 热化学非平衡流及其辐射现象的实验和数值计算研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.

LIU Jun. Experimental and numerical research on thermochemical nonequilibrium flow with radiation phenomenon [D]. Changsha: Nation University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)

[16] 温正, 石良辰, 任毅如. Flunet 流体计算应用教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.

[17] ZAVELEVICH F S, MOLCHANOV A M, USHAKOV N N. Computation of gas and multiphase supersonic jets with nonequilibrium processes [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2013.

(编辑: 王碧珺)