

doi: 10.7690/bgzdh.2018.06.021

某型运载火箭单喷管轴对称模型数值模拟

李志刚¹, 周珊¹, 王华²

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 中国航天科技集团有限公司第七研究院第七设计部, 成都 610000)

摘要: 为了研究某型运载火箭发射流场的特征, 采用计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 技术对某型运载火箭飞行 5 m 工位下的流场进行数值模拟。以 3 维单喷管发动机为模型, 选用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 同时考虑混合气体, 获得发动机尾焰流场, 分析尾焰波系结构随时间的变化。计算结果表明: 单喷管轴对称模型下的流场各个参数分布、激波系结构与理论分析结果一致, 可为后续相关实验测量提供参考和理论依据。

关键词: 运载火箭; 发射流场; 单喷管; 混合气体

中图分类号: TJ711.02 **文献标志码:** A

Numerical Simulation of Single Nozzle Axisymmetric Model of Certain Type Launch Vehicle

Li Zhigang¹, Zhou Shan¹, Wang Hua²

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;
2. No. 7 Design Department of No. 7 Research Institute, China Aerospace Science & Technology Group Co., Ltd.,
Chengdu 610000, China)

Abstract: In order to study the characteristics of fluid field of certain type launch vehicle, the numerical simulation of the flow field of a launch vehicle under 5 m workstation was conducted with CFD (Computational Fluid Dynamics) technique. Based on the 3D single nozzle engine model, with the standard $k-\epsilon$ turbulence model, the mixed gas flow was considered, and then, the flow field of engine tail flame was obtained, the change of the plume wave structure with time was analyzed. The results showed that the parameters of the flow field and the structure of the shock wave system are consistent with the theoretical analysis results, which provide a reference and theoretical basis for the subsequent experimental measurements.

Keywords: launch vehicle; launch flow field; single nozzle; mixed gas

0 引言

发射运载火箭时, 火箭发动机喷管会喷出高温高速的燃气流, 方向沿火箭纵轴, 对发射系统具有冲击和烧蚀作用, 同时, 对发射阵地、人员和阵地附近的装备也有破坏性^[1]。随着计算机和 CFD 技术的发展, 各学者对火箭发动机尾焰流场的形成、发展、冲击和辐射等方面做了比较详细的研究^[2]。然而, 大多数研究进行流体工况计算时没有考虑混合气体成分。为了更真实地体现发动机尾焰流场特征, 笔者建立单喷管轴对称模型, 加入一定比例的混合气体, 对发动机尾焰进行数值模拟计算。

1 激波系形成原理

发动机喷管出口外的流动原理如图 1 所示。由于喷管出口的压强小于环境压强, 气流压缩产生斜激波 AC、BC。气流经过激波后, 压强增大, 气流边界呈内缩型, 向内偏转 β 角度; 斜激波相交反射

出另外 2 条斜激波 CD、CE, 气流经过激波压强继续增大, 故激波 CD、CE 与自由边界相交必然反射出 2 条膨胀波 DF、EF; 气流经过膨胀波后压强降低, 自由边界向外小角度扩张; 膨胀波相交产生 2 条膨胀波 FG、FH, 气流经过 FG、FH 后压强低于环境压强, 故两膨胀波与自由边界相交后反射出 2 条斜激波。可以看到: 在喷管出口之后的气流经历反复压缩和膨胀直到气流演化为亚声速射流, 气流形状形成一个一个的波节^[3-5]。

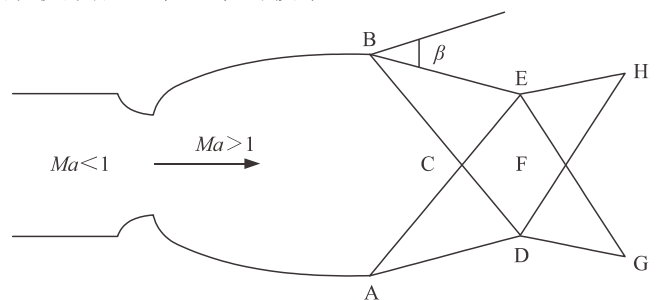


图 1 喷口外射流激波

收稿日期: 2018-02-22; 修回日期: 2018-04-05

作者简介: 李志刚(1962—), 男, 北京人, 博士, 副教授, 从事火箭导弹发射系统总体及仿真技术、火箭导弹发射系统结构力学及优化研究。

2 网格模型

为了对火箭发动机尾焰流场进行更好的仿真模拟，燃气射流外区的计算域须取足够大。笔者取外区宽度为 8 m。单喷管轴对称几何模型如图 2 所示，其中喷管入口直径 $d_1=0.4$ m，出口直径 $d_2=1.3$ m，喉部直径 $d_3=0.2$ m，收缩段长度 $L=0.2$ m，扩张角大小为 15° ，火箭起始位置离地面高度 $h=1.5$ m。笔者计算运载火箭飞行离地面 5 m 工位下的火箭发动机尾焰流场，网格划分模型如图 3 所示。为了保证计算结果的精确以及考虑到计算机计算速度，笔者采用 ICM CFD 软件划分结构化六面体网格，5 m 工位下的尾焰效果如图 4 所示。

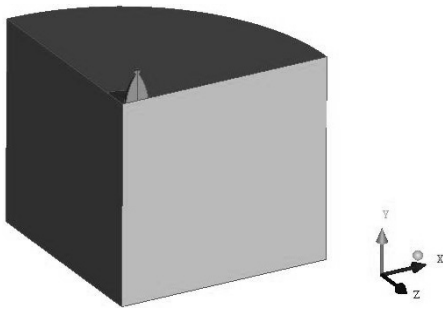


图 2 单喷管轴对称几何模型

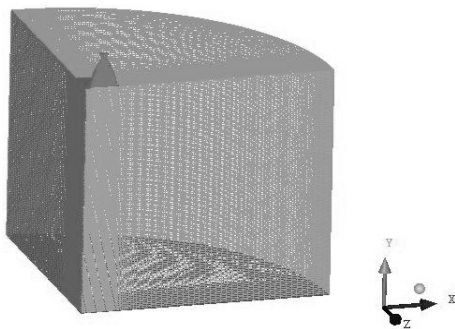


图 3 网格划分模型

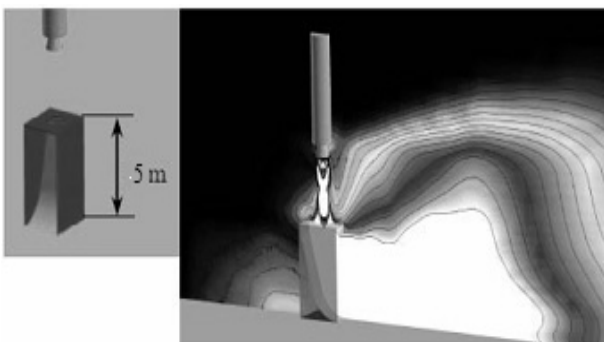


图 4 工位 (5 m) 下的尾焰效果

3 计算模型及边界条件

3.1 计算模型

运载火箭燃气射流是一种极其复杂的湍流，是

由推进剂在燃烧室内燃烧后生成的高温高压高速气体经过喷管后形成的^[7-9]，含有复杂的边界条件、化学反应以及气固两相流的非定常的复杂流动^[10-12]。如果考虑所有的因素，不可能建立一个很准确的燃气流场的物理数学模型。为此，对模型进行一些必要合理的简化假设，建立一个可行的具有一定精度的 CFD 计算模型。具体假设如下：

- 1) 燃气流是可压的；
- 2) 忽略发射过程中流体重力对流场的影响；
- 3) 不考虑多相流的影响，忽略燃气中的固体颗粒；
- 4) 不考虑燃气流间的化学反应，忽略各种热损失；
- 5) 燃气射流在入口处各流动参数设为常数。

根据以上假设，建立火箭发动机尾焰燃气射流 3 维定常可压缩流动的 CFD 控制方程，式(1)代表了整个控制方程组， U 、 F 、 G 、 H 为列向量，忽略体积力和体积热流。

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F(U)}{\partial x} + \frac{\partial G(U)}{\partial y} + \frac{\partial H(U)}{\partial z} = 0. \quad (1)$$

其中：

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{bmatrix}; \quad F(U) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(E + p) \end{bmatrix};$$

$$G(U) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(E + p) \end{bmatrix}; \quad H(U) = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 \\ w(E + p) \end{bmatrix}.$$

其中： ρ 为气体密度； E 为总能量； u 、 v 、 w 分别为沿 x 、 y 、 z 方向的速度分量； p 为气流的压力；列向量 U 、 F 、 G 、 H 中的第 1 项按式(1)相加得到连续性方程， U 、 F 、 G 、 H 中的第 2、3、4 项按照式(1)相加分别得到 x 、 y 、 z 方向的动量方程， U 、 F 、 G 、 H 中的第 5 项按照式(1)相加即得到能量方程^[6]。

3.2 边界条件

计算模型边界条件设置如图 5 所示。A、B 为喷管入口，C、G 为喷管出口，CD、DE 为压力出口边界，BC、EF 为无滑移壁面，AF 为对称轴。

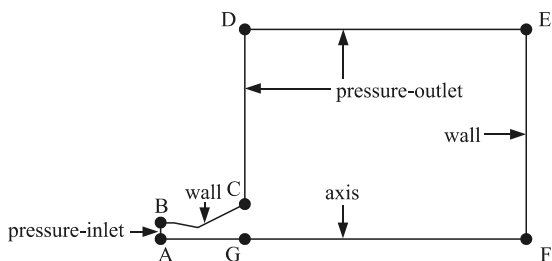


图 5 边界条件

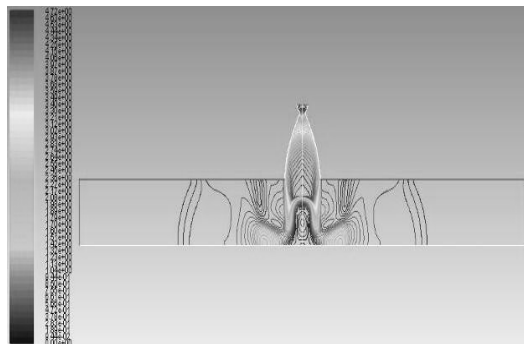
计算初始参数包括入口压力和混合气体(氢气、水蒸气、一氧化碳、二氧化碳)质量分数,参数初始值如表 1。

表 1 计算初始参数

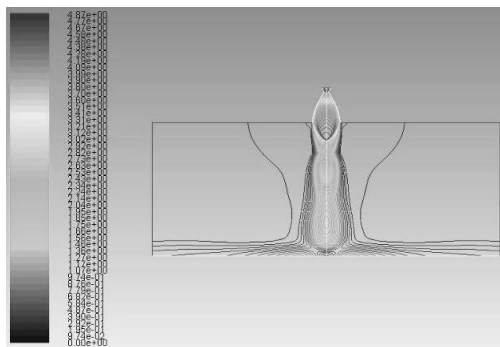
入口压力/ MPa	定压比热容/ (kJ/(kg·K))	氢气(H ₂) 质量分数/%	一氧化碳(CO)质 量分数/%
15	1.92	6.83	25.93
温度/K	平均分子量 g/mol	水蒸气(H ₂ O)质 量分数/%	二氧化碳(CO ₂) 质量分数/%
3 500	25.87	25.37	41.87

4 计算结果及分析

马赫数随时间变化情况如图 6 所示。射流从进口流入拉瓦尔喷管的过程中,在收缩段马赫数变大,到达喷管喉部的时候马赫数为 1;通过喉部进入扩张段后,马赫数进一步变大,最大值大约达到 4.87。出了喷管后,由于喷口位置压力略小于空气背压,气流压缩产生斜激波,气流边界呈内缩型,向内偏转;斜激波相交反射出另外 2 条斜激波,气流经过激波,压强继续增大,故激波与自由边界相交必然反射出 2 条膨胀波;气流经过膨胀波后压强降低,自由边界向外小角度扩张;膨胀波相交产生 2 条膨胀波,气流经过膨胀后,压强低于环境压强,故两膨胀波与自由边界相交后反射出 2 条斜激波。可以看到:气流在出口后经历反复压缩和膨胀直到气流演化为亚声速射流,气流形状形成一个一个的波节。由此不断经历斜激波和膨胀波的反复作用,最后生成如图 6 所示的 X 型激波结构。



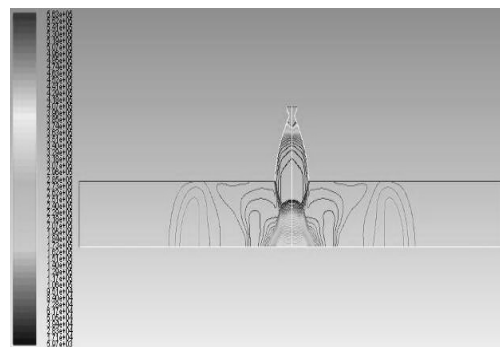
(a) $t=10$ ms



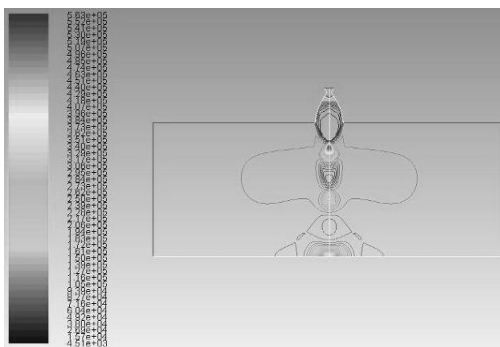
(b) $t=100$ ms

图 6 不同时间马赫数分布云图

压力随时间的变化情况如图 7 所示。射流从进口流入拉瓦尔喷管的过程中,射流压力极速降低,由入口时的 15 MPa 降低至喷管出口处的 0.1 MPa。出了喷管后,由于喷口位置压力略小于空气背压,射流开始压缩。可以看到:开始时,喷管出口处形成以其中心为球心的半球形初始冲击波。图 8 和图 9 分别给出了燃气射流流场压力在对称轴和地面上的变化情况。从图 7、图 8 中可以看到:在以喷管出口中心为起点的轴线上,燃气射流在喷管出口附近因为气流压缩,燃气压力极速上升为 0.53 MPa,随后压力呈振荡式下降,在地面上由于气流的反射堆积,压力又上升至 0.33 MPa。



(a) $t=10$ ms



(b) $t=100$ ms

图 7 不同时间压力分布云图

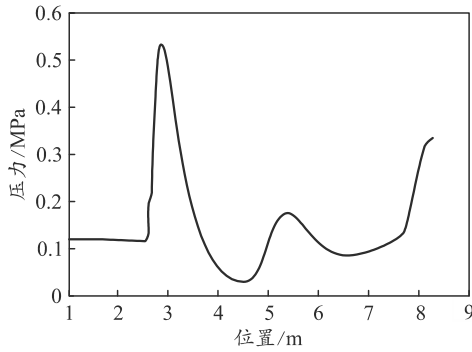


图 8 对称轴线压力分布

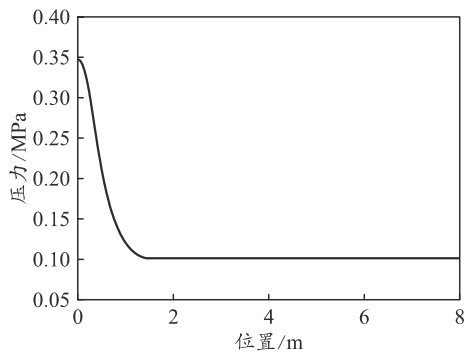
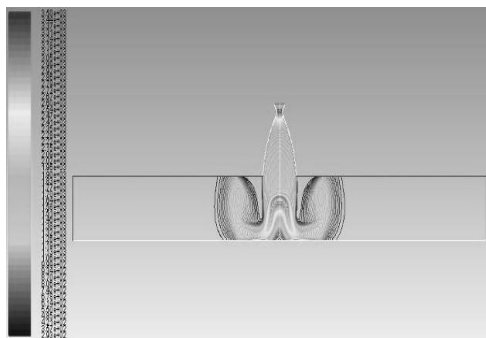
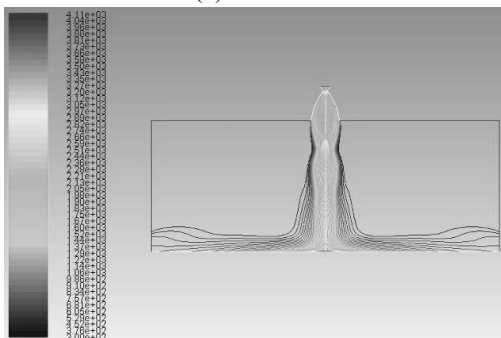


图 9 地面压力分布

温度随时间变化情况如图 10 所示。射流从进口流入拉瓦尔喷管的过程中，通过喷管喉部后，射流温度逐渐降低，在喷管出口处温度从 3 500 K 减小至 1 250 K。



(a) $t=10$ ms



(b) $t=100$ ms

图 10 不同时间温度分布云图

5 结论

笔者采用基于密度的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型，对某型单喷管运载火箭的 3 维发射尾焰流场进行了仿真计算，结论如下：

1) 通过数值模拟分析得到的燃气射流尾焰波系结构清晰且合理；

2) 喷管出口的压强小于周围环境压强，气流经历反复的压缩和膨胀直到气流演化为亚声速射流，气流形状形成一个一个的波节，这与理论上的分析一致；

3) 在喷管轴线上，经过拉瓦尔喷管的膨胀加速，在喷管出口处速度达到最大值 3 010 m/s；

4) 火箭距离地面越远，其燃气射流流场发展越充分，其规律与单喷管燃气射流流场越符合；距离越远时，燃气射流对地面的冲击越小；

5) 仿真得到的射流参数分布情况与理论分析的一致，因此仿真模型和方法是正确的，为后续实验测量提供了参考和理论依据。

参考文献：

- [1] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 北京：国防工业出版社，1988：5-18.
- [2] 张光喜，周为民，张刚锤，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)：18-23.
- [3] 陶钢. 拉伐尔喷管射流中喷口激波处理的特征线法[J]. 弹道学报，2002，14(4)：45-49.
- [4] 于洋. 火箭发动机尾流场三维流场计算[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2004：9-21.
- [5] 于勇，徐新文. 拉瓦尔喷管外发生激波反射工况详细分析[J]. 航空动力学报，2012，27(9)：198-199.
- [6] 安德森. 计算流体力学基础及其应用[M]. 北京：机械工业出版社，2007：25-51.
- [7] 杨勇，张福祥，曹丛咏，等. 火箭燃气射流对斜板冲击流场的数值模拟[J]. 弹道学报，1995，3(7)：42-44.
- [8] 陈慧星，任艳，俞少行. 运载火箭燃料加注泵检测平台研究[J]. 兵工自动化，2017，36(6)：46-48.
- [9] 孙晋，曹从咏. 火箭喷流对平板冲击的数值模拟[J]. 南京理工大学学报，2002，26(4)：391-384.
- [10] 李军，曹从咏，徐强. 固体火箭燃气射流近场形成与发展的数值模拟[J]. 推进技术，2003，24(5)：410-413.
- [11] 丰松江，聂万胜. 导弹尾焰对其飞行性能的影响研究[J]. 装备学院学报，2006，17(5)：39-41.
- [12] 马艳丽，姜毅，郝继光，等. 固体发动机燃气射流对发射平台冲击效应研究[J]. 固体火箭技术，2010，33(4)：381-384.