

# 地面效应对火箭橇发动机尾喷管流场特性的影响研究\*

周柏航, 王浩, 阮文俊, 林庆育

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏南京 210094)

**摘要:** 基于火箭橇地面试验的需要, 设计了大载荷高加速的短轨火箭橇动力系统, 并对地面效应对火箭发动机尾喷管流场的影响进行了理论和试验研究。文中采用FLUENT计算软件对不同条件下的火箭发动机尾喷管外流场进行了三维数值仿真, 分析了单枚火箭以及双枚火箭工作时, 地面效应对发动机尾喷管流场特性的影响。本文研究的大载荷高加速的短轨火箭橇动力系统, 地面效应的影响和双尾喷管之间的相互作用都是在1.5ms时开始显现, 在2~3ms时比较明显, 在5~20ms开始减小, 最后形成稳定的尾部流场。对于喷管出口直径275mm、轴线距离地面不小于472mm和双喷管轴线距离不小于680mm的火箭橇动力系统, 在火箭橇运动起来20ms之后, 地面效应影响和双火箭发动机之间相互作用变得非常小。

**关键词:** 火箭橇试验; 火箭发动机; 三维数值仿真; 喷管流场; 流场地面效应

**中图分类号:** V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 06-1380-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.200717

## Influence of Ground Effect on Flow Field Characteristics of Rocket Skid Motor Tail Nozzle

ZHOU Bai-hang, WANG Hao, RUAN Wen-jun, LIN Qing-yu

(Energy and Power Engineering School, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Based on the needs of the rocket skid ground test, the researcher design the short-track rocket sled power system with large load and high acceleration, and it is conducted the theoretical and experimental influence study of ground effect on the flow field of the rocket motor tail nozzle. The 3-D numerical simulation of the rocket motor tail nozzle outer flow field was conducted for different conditions using FLUENT calculation software. It analyzed the influence of ground effect on the flow field characteristics of the motor tail nozzle when a single rocket and two rockets are working. For the short-track rocket sled power system with large load and high acceleration studied in this paper, both the influence of ground effect and the interaction between the two nozzles which appeared at 1.5ms, was more obvious at 2~3ms, and decreased at 5~20ms, finally, a stable tail flow field is formed. For rocket sled power system, the nozzle outlet diameter is 275mm, the distance between the axis and the ground is not less than 472mm, and the distance between the axis of double nozzles is not less than 680mm. After the rocket sled move for 20ms, the effect of the ground and the interaction between the double rocket motors become very small.

\* 收稿日期: 2020-09-15; 修订日期: 2020-10-31。

**作者简介:** 周柏航, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机流场特性分析。E-mail: 591513556@qq.com

**通讯作者:** 王浩, 博士, 研究员, 研究领域为兵器科学与技术。E-mail: wanghao@njust.edu.cn

**引用格式:** 周柏航, 王浩, 阮文俊, 等. 地面效应对火箭橇发动机尾喷管流场特性的影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1380-1386. (ZHOU Bai-hang, WANG Hao, RUAN Wen-jun, et al. Influence of Ground Effect on Flow Field Characteristics of Rocket Skid Motor Tail Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6): 1380-1386.)

**Key words:** Rocket sled test; Rocket motor; 3-D numerical simulation; Nozzle flow field; Ground effect of flow field

## 1 引言

地面效应虽然对火箭发动机的推力影响不大,但尾部流场变化对撬车的稳定性将产生显著的影响,特别是大载荷高加速短程火箭撬所使用的发动机通常具有较大的燃气射流,发射时地面反射形成的流场不稳定和地面的反作用力,将使得撬车产生震荡,撬靴“削轨”现象时有发生。为了尽量避免震荡的影响,需对火箭橇内弹道和火箭橇动力系统的外流场特性进行研究。本文研究的火箭发动机是采用阶梯多根装药的形式,为了增加推进剂的质量比和燃气生成速率,提高火箭发动机的做功效率<sup>[1]</sup>,实现大载荷高加速行程短的试验要求。

国内外对于火箭橇内弹道、火箭发动机外流场及地面效应特性的研究,大多以试验特性研究为主<sup>[2-3]</sup>和火箭发动机内弹道点火特性研究为主<sup>[4-7]</sup>,以及尾流场数值仿真为主<sup>[8-10]</sup>。孟亮飞等<sup>[11]</sup>运用FLUENT软件对阶梯装药固体火箭发动机点火内流场进行了数值模拟,得到了固体火箭发动机点火过程中前后燃烧室的压力分布。张俊等<sup>[12]</sup>研究了高速燃气射流的流场分布规律,重点分析了喷管出口附件的射流速度、压强及温度沿轴向及径向的变化规律。张传侠等<sup>[13]</sup>针对强地效环境下超声速有翼火箭橇侧翼气动特性变化情况,对火箭橇侧翼气动特性开展研究。邹伟红<sup>[14]</sup>对火箭滑撬的空气动力特性进行了研究。王明清<sup>[15]</sup>对火箭橇多喷管流场的相互影响作用进行了研究。

本文采用了基于阶梯多根装药火箭发动机的火箭橇零维内弹道计算模型,根据火箭橇内弹道计算结果,计算压强-时间曲线作为压强入口边界条件,计算马赫数-时间曲线作为远场压强出口马赫数边界条件,对火箭橇动力系统的试验过程进行数值模拟。针对地面效应对火箭发动机尾喷管流场的影响,以及双枚火箭工作时,尾喷管流场的相互作用进行了

研究,为火箭撬工程应用提供有价值的参考,并为后续做火箭撬推力试验以及推力影响研究作铺垫。

## 2 火箭发动机内弹道计算模型

### 2.1 基本假设

本文采用了火箭发动机零维内弹道模型,其基本假设如下<sup>[16]</sup>:

(1)假定火药的燃烧服从几何燃烧定律和指数燃速定律。

(2)假定火药的燃烧和燃气流出拉瓦尔喷管是在平均压力条件下进行的。

(3)假定点火药是瞬时燃完,并在该瞬间,点火药气体冲破点火具流入火箭发动燃烧室,并均匀分布于燃烧室内,此时燃烧室内压力为点火压力。

(4)在整个燃烧过程中,与火药性质有关的特征量保持不变,燃气为组分不变的高温气体。

(5)火箭发动机腔体的散热通过适当减小火药的火药力来修正。

(6)喷管内的流动为一维等熵定常流。

### 2.2 数学模型

考虑侵蚀效应的燃速方程

$$\frac{dz_i}{dt} = \frac{a\bar{\varepsilon}_i}{e_{1,i}} \bar{p}^n \quad (1)$$

式中 $\bar{\varepsilon}_i$ 是文献[17]中测得双铅-2火药的平均侵蚀比, $z_i$ 是第*i*截装药的相对已燃厚度, $a$ 是燃速系数, $n$ 是燃速指数, $\bar{p}$ 是火箭发动机燃烧室内平均压力, $t$ 是时间, $e_{1,i}$ 是药柱弧厚。

药柱形状函数

$$\frac{d\psi_i}{dt} = \frac{\pi\rho_p e_{1,i} (D_i + d_i) H_i N_i}{\omega_i} \frac{dz_i}{dt} \quad (2)$$

式中 $\psi_i$ 是第*i*截装药的已燃百分比; $\pi$ 是圆周率; $\rho_p$ 是药柱固体密度; $D_i, d_i, H_i, N_i$ 是管状药柱外径、内径、长和根数; $\omega_i$ 是第*i*截装药质量。

流量方程

$$\frac{d\eta}{dt} = \begin{cases} \frac{\phi_m A_1 \bar{p}}{\omega_1 \sqrt{f\tau}} \left[ \left( \frac{p_a}{\bar{p}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_a}{\bar{p}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right] \frac{2k}{k-1} \right]^{\frac{1}{2}}, & \frac{p_a}{\bar{p}} > \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \\ \frac{\phi_m A_1 \bar{p}}{\omega_1 \sqrt{f\tau}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k}, & \frac{p_a}{\bar{p}} \leq \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\eta$ 是相对流量, $\phi_m$ 是质量流率损失系数, $A_1$ 是喷喉面积, $\omega_1$ 是第一截装药质量, $f$ 是主装药火药力, $\tau$ 是燃烧室内平均相对温度, $p_a$ 是环境压力, $k$ 是比热比。

能量方程

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{1}{\sum(\omega_i\psi_i) - \eta} \left[ (1 - \tau) \sum \frac{\omega_i}{\omega_1} \frac{d\psi_i}{dt} - \theta\tau \frac{d\eta}{dt} \right] \quad (4)$$

式中 $\tau = T/T_0$ 是平均相对温度, $\theta = k - 1$ 。

燃气的状态方程

$$\frac{d\bar{p}}{dt} \left[ V_0 - \frac{\sum \omega_i (1 - \psi_i)}{\rho_p} - \alpha \left( \sum \omega_i \psi_i - \omega_1 \eta \right) - \alpha_0 \omega_0 \right] = f \left[ \left( \sum \omega_i \psi_i - \omega_1 \eta + \frac{f_0}{f_i} \omega_0 \right) \frac{d\tau}{dt} + \left( \sum \omega_i \frac{d\psi_i}{dt} - \omega_1 \frac{d\eta}{dt} \right) \tau \right] - \bar{p} \left[ \sum \frac{\omega_i}{\rho_p} \frac{d\psi_i}{dt} - \alpha \left( \sum \omega_i \frac{d\psi_i}{dt} - \omega_1 \frac{d\eta}{dt} \right) \right] \quad (5)$$

式中 $V_0$ 是燃烧室容积, $\alpha$ 是主装药燃气余容, $\alpha_0$ 是点火药燃气余容, $\omega_0$ 是点火药质量, $f_0$ 是点火药火药力。

火箭发动机推力方程

$$F_t = C_F \bar{p} A_1 \quad (6)$$

$$C_F = k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{k-1}} \sqrt{1 - \left( \frac{p_c}{\bar{p}} \right)^{\frac{k-1}{k}}} + K_{sh}^2 \left( \frac{p_c}{\bar{p}} - \frac{p_a}{\bar{p}} \right) \quad (7)$$

$$K_{sh}^2 = \frac{\left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{k-1}}{\sqrt{\left( \frac{p_c}{\bar{p}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_c}{\bar{p}} \right)^{\frac{k+1}{k}}}} \quad (8)$$

式中 $F_t$ 是火箭推力, $p_c$ 是喷管出口压力, $K_{sh}$ 是轴向喷管扩张比, $C_F$ 是推力系数。

火箭发动机阻力方程

$$F_d = \frac{1}{2} C_d A \rho_a v^2 \quad (9)$$

$$F_g = \mu g \left( M - N_r \sum \omega_i \psi_i \right) \quad (10)$$

式中 $F_d$ 是空气阻力, $C_d$ 是空气阻力系数, $A$ 是迎风面积, $\rho_a$ 为空气密度, $v$ 为撬车速度, $F_g$ 是摩擦阻力, $\mu$ 为摩擦阻力系数, $g$ 为重力加速度, $M$ 初始火箭撬总质量, $\sum \omega_i \psi_i$ 是每个火箭已燃火药总质量, $N_r$ 是火箭数量。

火箭撬运动方程

$$\frac{dv}{dt} = \frac{N_r F_t - F_d - F_g}{M - N_r \sum \omega_i \psi_i} \quad (11)$$

$$\frac{dl}{dt} = v \quad (12)$$

式中 $l$ 是撬车行程。

### 2.3 计算结果分析

根据上述数学模型,采用4阶龙格-库塔法编写了计算程序,并按照火箭撬单发动机试验中的实际参数进行内弹道计算。试验现场布置示意图如图1所示,试验现场图如图2所示,计算得出压强-时间曲线如图3所示,马赫数-时间曲线如图4所示,速度-行程曲线计算结果与试验结果对比如图5所示。

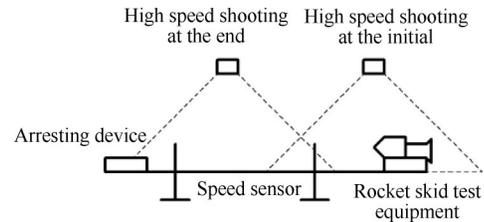


Fig. 1 Schematic diagram of experimental site layout



Fig. 2 Experimental site diagram

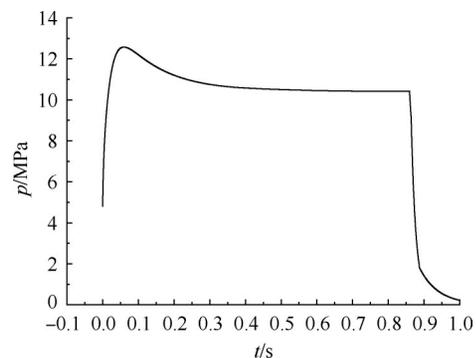


Fig. 3 Computing pressure-time curve

试验数据的速度与行程的曲线与理论曲线在60m之前吻合得很好,在60m之后理论速度继续增加,增加到149m/s最大速度,而试验测量速度到139m/s,理论计算比试验数据高了7.2%,在允许的误差范围之内,验证了该模型的准确性,为计算结果压强-时间曲线作为火箭撬动力系统数值模拟的初始条件提供理论依据。

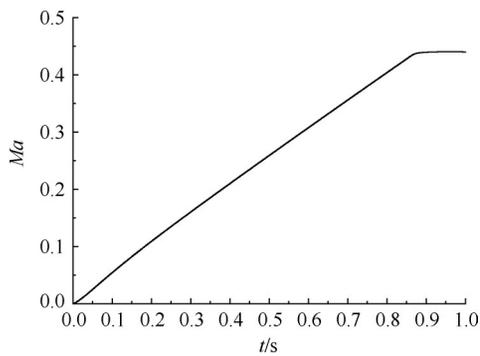


Fig. 4 Computing Mach-time curve

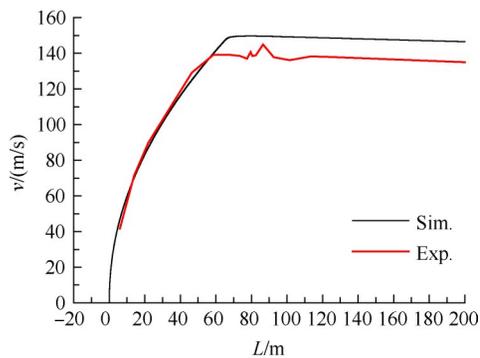


Fig. 5 Velocity-distance curve between computing results and experimental results

### 3 数值计算模型

#### 3.1 网格划分

计算区域包括全部喷管、燃烧室的部分区域、喷管上游和喷管下游。运用ICEM进行网格划分,整个流场计算区域均为结构网格。建立了单喷管无地面(图6)、单喷管有地面(图7)、双喷管有地面(图8)三种三维外场模型,有地面模型喷管轴线距离地面472mm,双喷管模型两个喷管轴线距离680mm,在喷管上游轴向方向上的距离大于5倍喷管出口直径,在喷管下游轴向方向上的距离大于20倍喷管出口直径,径向方向上大于10倍喷管出口直径,避免扰动波来不及耗散而作用于出口边界。三种模型最终划分六面体网格数量分别约为493万、344万、720万。

#### 3.2 初始及边界条件

在软件FLUENT中进行流场模型计算,选择三维基于压力瞬态求解器,流动问题为可压缩流动,湍流模型选择 $k-\varepsilon$ 两方程结合Realizable  $k-\varepsilon$ 的湍流模型<sup>[18]</sup>。计算域中,流场初始化压力为101325Pa,温度为300K。边界条件的设定见图6,7,8所示的指示,燃烧室的部分区域入口设为压强入口条件,由火箭橇内弹道计算得压强-时间曲线为压强入口边界条

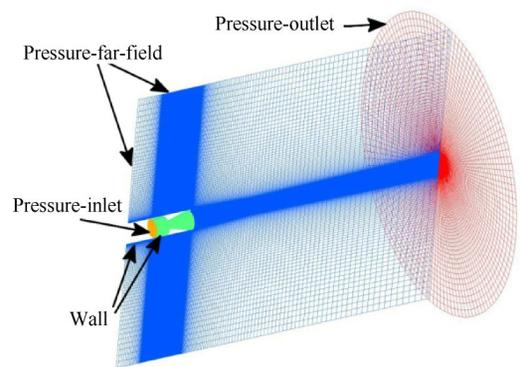


Fig. 6 Single nozzle without ground grid structure

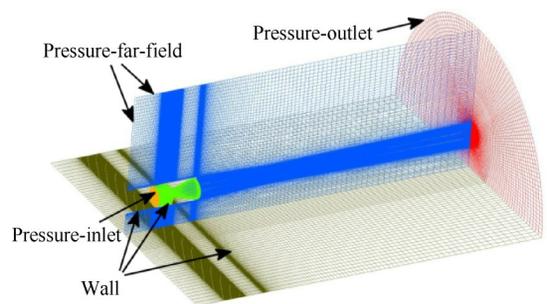


Fig. 7 Single nozzle with ground grid structure

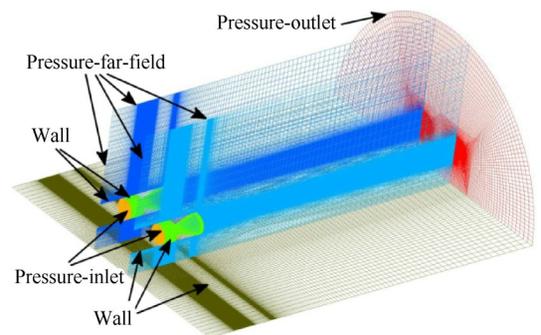


Fig. 8 Double nozzle with ground grid structure

件。喷管下游出口设为压强出口条件,压力为101325Pa,温度为300K。喷管上游和侧向出口设为远场压强出口条件,压力为101325Pa,温度为300K。图4的马赫数-时间曲线为单喷管火箭橇远场压强出口条件的马赫数边界条件,方向与喷管轴线相同,相当于加载一个与火箭橇运动方向相反速度相同的气流来抵消计算过程火箭橇的运动,这样处理可以方便简化计算。根据火箭橇的运动计算得双喷管火箭橇马赫数是同一时刻单喷管火箭橇马赫数的1.48倍,由单喷管火箭橇马赫数-时间曲线得双喷管火箭橇马赫数-时间曲线,以上述相同方式加载到双喷管模型远场压强出口。其余的边界条件为壁面边界条件。

## 4 数值计算结果分析

### 4.1 流场计算结果

图9为单喷管无地面不同时刻的速度云图,截面过喷管轴线。图10为单喷管有地面不同时刻的速度云图,截面过喷管轴线垂直于地面。图11为双喷管有地面不同时刻的速度云图,截面过其中一个喷管轴线垂直于地面和过两个喷管轴线平行于地面。为了保持不同条件下各个时刻速度云图上的刻度一致,速度全部设定在0~2km/s。

由图9与图10对比,在1ms之前地面对燃气流场的影响较小,波阵面几乎呈圆形。在1.5ms时,地面影响开始显现出来。在2ms时,燃气射流遇到地面发生反射,与从喷管出来的新的燃气射流相互作用,影

响效果逐步明显。在3ms时,随着波阵面的传播与扩大,形成了非常明显的涡流,火箭发动机尾流场呈现了非对称结构。在5ms时,随着从喷管喷出的燃气射流趋于稳定,只有尾流向周围扩散的燃气射流才会受到地面作用比较明显,大多向后高速流动的燃气射流受地面作用的影响较小。在10ms和20ms时,地面对向周围扩散的燃气射流有一些影响。随着工作时间的推移,形成了带有明显马赫盘的稳定尾流场,之后地面对火箭发动机尾流场影响非常小。说明喷管出口直径是275mm的火箭发动机在喷管轴线距地面472mm的火箭橇上,火箭发动机工作1~5ms时地面效应对火箭橇的作用比较明显,在5~20ms时地面效应开始减弱,在形成了带有明显马赫盘的稳定尾流场之后的大多工作时间时,地面对火箭橇影响非

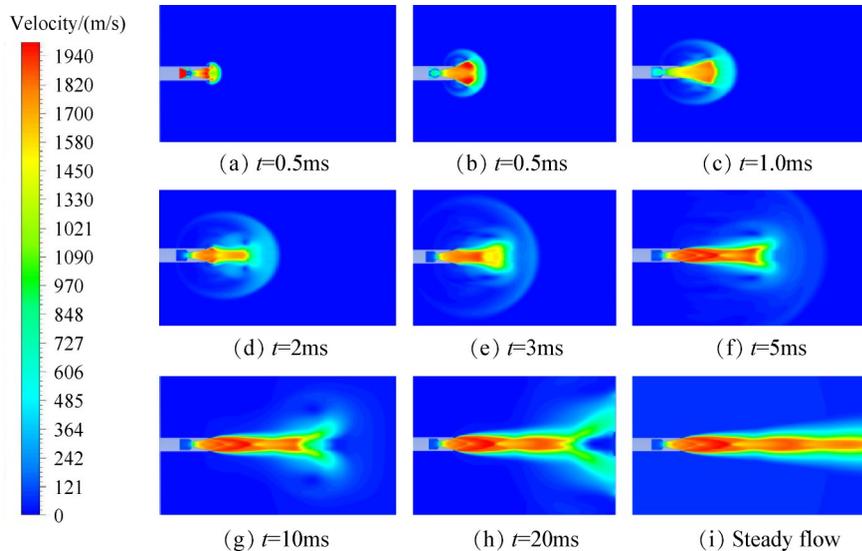


Fig. 9 Velocity contour of single nozzle without ground at different times

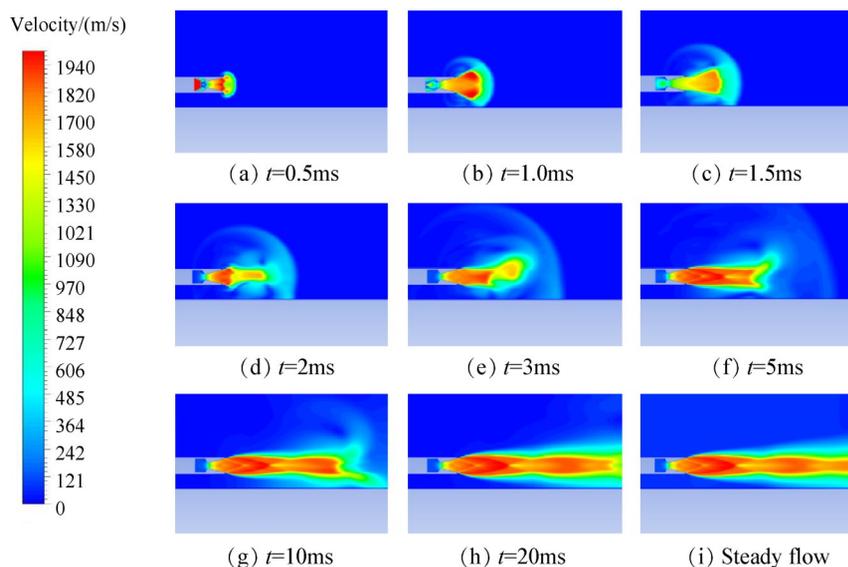


Fig. 10 Velocity contour of single nozzle with ground at different times

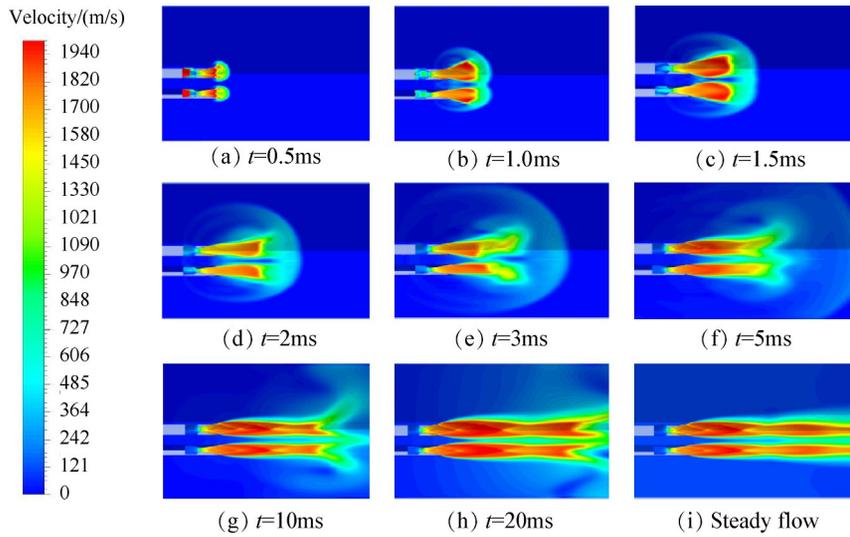


Fig. 11 Velocity contour of double nozzle with ground at different times

常小。

由图10与图11对比,在1ms之前双喷管相互之间的影响较小,波阵面几乎呈圆形。在1.5ms时,随着地面的影响效果开始明显,双喷管之间的影响也开始显现出来。在2~3ms的过程中形成了明显的偏向双喷管两侧涡流。在5~20ms,双喷管尾流场的相互作用主要是流出喷管之后向周围扩散的燃气射流,大多向后高速流动的燃气射流相互作用不再明显。在形成了带有明显马赫盘的稳定尾流场之后,双喷管之间的相互影响非常小。说明喷管出口直径是275mm的火箭发动机,喷管轴线距离680mm的双火箭发动机,工作在1~5ms时,双发动机喷管尾流场有相互较大的影响,在5~20ms时,相互影响变小,在形成了带有明显马赫盘的稳定尾流场之后,双发动机喷管尾流场相互影响非常小。

### 4.2 计算结果与试验结果对比

图12为单喷管有地面速度云图与试验高速摄像对比图。由图可以看出,在1ms时,地面对外流场影响比较小,计算结果与试验的轮廓吻合度很好;在2ms时,地面效应开始显现出来,由于速度比较低外流场波阵面不是很明显,只能看到中心区域的火焰形状,所以试验比计算结果燃气射流短一些;在3ms时形成涡流,在试验结果中可以观察到涡流的存在,火焰区域的长度与计算的一致性很好,在5ms时,随着从喷管喷出的燃气射流趋于稳定,涡流逐渐不明显,火焰区域的宽度和长度与计算的一致性很好;在稳定流时初始段部分的边界射流清晰可见,过渡段部分射流边界层逐渐模糊,混合区部分是高温气体呈火焰状。计算结果与试验结果对比具有较好的一致性,证明了计算模型和结果的准确性以及试验的

可行性。

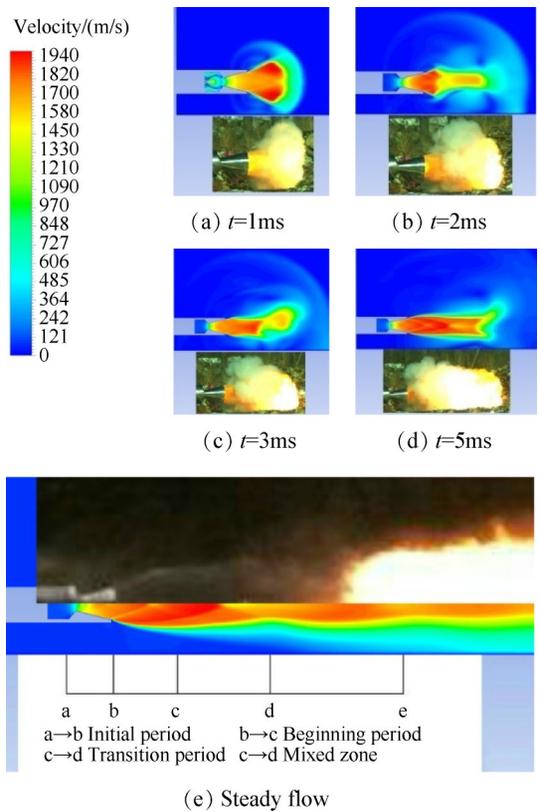


Fig. 12 Comparison of single nozzle with ground between velocity contour and experimental results

## 5 结论

本文建立了三种不同条件下的火箭发动机外流场数值模型,对比分析了地面对火箭发动机的影响和双火箭发动机之间的相互影响,得到以下结论:

- (1) 根据单喷管有地面的稳定流速度云图与试

验高速摄像对比图可以看出,计算结果的每一段区域与试验结果的吻合度很好,证明了计算模型和结果的准确性。说明该计算方法和模型可应用在类似火箭橇动力系统的仿真计算中。

(2)喷管出口直径是275mm的火箭发动机在喷管轴线距地面不小于472mm的火箭橇上,地面效应对火箭橇的影响比较小。

(3)喷管出口直径是275mm的火箭发动机,喷管轴线距离不小于680mm的双火箭发动机,火箭发动机之间的相互作用影响比较小。

后续需要改进和优化试验测试系统,对火箭橇试验进行推力测试,并开展地面效应对推力的影响研究。

致 谢:感谢南京理工大学能源与动力工程学院801教研室的老师与同学们对本试验的前期准备和具体测试,感谢哈尔滨建成集团有限公司(兵器工业集团航空弹药研究院)及其附属靶场人员对试验部件的加工和试验的顺利完成给予帮助与支持。

## 参考文献

- [ 1 ] 王 栋,封 峰,陈 军. 固体火箭发动机基础[M]. 北京:北京理工大学出版社,2016.
- [ 2 ] Yumusak M. Analysis and Design Optimization of Solid Rocket Motors in Viscous Flows[J]. *Computers & Fluids*, 2013, 75: 22-34.
- [ 3 ] Andrew J L, Montgomery C H, Anthony N P. Computational Aerodynamics Analysis of the Flow Field about a Hypervelocity Test Sled[C]. *Reno: 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 2003.
- [ 4 ] Tahsini A M. Ignition Transient Simulation in Solid Propellant Rocket Motors[R]. *AIAA* 2007-1419.
- [ 5 ] Sanalkumar V R, Raghunandan B N. Ignition Transient of Dual-Thrust Solid Propellant Rocket Motors-A Review [R]. *AIAA* 2012-4043.
- [ 6 ] Favini B, Zaghi S, Serraglia F. 3D Numerical Simulation of Ignition Transient in SRM[R]. *AIAA* 2006-4956.
- [ 7 ] 刘 赞,王 浩,陶如意,等. 点火过程对小型固体火箭发动机内弹道影响[J]. *含能材料*, 2013, 21(1): 75-79.
- [ 8 ] 莫 展,白涛涛,郭颜红. 带燃气舵的固体火箭发动机尾流仿真[J]. *弹箭与制导学报*, 2011, 31(2): 120-122.
- [ 9 ] 李 军,曹从咏,徐 强. 固体火箭发动机羽流场特性的数值研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2003, 23(2): 307-310.
- [ 10 ] 王松涛,冯国泰,王仲奇,等. 尾喷管内部及其射流流场的数值模拟[J]. *推进技术*, 2000, 21(3): 53-55. (WANG Song-tao, FENG Guo-tai, WANG Zhong-qi, et al. Numerical Simulation of Performance and Jet Flowfield of the Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(3): 53-55.)
- [ 11 ] 孟亮飞,田发林,周长省. 阶梯装药固体火箭发动机点火内流场特性研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2010, 30(5): 127-130.
- [ 12 ] 张 俊,田中旭,高天宇,等. 固体火箭发动机尾流场数值模拟[J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(6): 15-18.
- [ 13 ] 张传侠,吕水燕,谢波涛,等. 强地效环境下有翼火箭橇侧翼气动特性研究[J]. *兵器装备工程学报*, 2018, 39(9): 89-92.
- [ 14 ] 邹伟红. 火箭滑橇空气动力的数值模拟[D]. 南京:南京理工大学,2008.
- [ 15 ] 王明清. 基于固体火箭发动机的火箭橇动力系统研究[D]. 南京:南京理工大学,2017.
- [ 16 ] 方丁酉,张为华,杨 涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997.
- [ 17 ] 吕兆华,郑 亚,方同安. 固体推进剂侵蚀燃烧的实验研究-双铅-2火药侵蚀特性的测定[J]. *兵工学报* 弹箭分册, 1981, 3(8): 72-82.
- [ 18 ] 闫 超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

(编辑:张 贺)