

固体运载火箭底部对流热环境数值模拟

杨学军¹, 沈清², 姚瑶¹, 任一鹏¹, 高波¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 采用数值仿真方法, 开展了固体运载火箭底部对流热环境计算研究。采用线性化热力学参数的单一介质简化处理方法, 模拟了发动机喷流与高速主流的流场, 得到了热流与温度参数, 并与飞行试验结果进行了对比分析。结果表明固体运载火箭底部存在较为严酷的对流热环境, 本文的数值计算结果与真实飞行试验结果吻合较好, 该方法可为固体运载火箭的热环境与防热设计提供参考。

关键词: 固体运载火箭; 对流热环境; 数值模拟

中图分类号: V411.4

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2018) 03-0056-06

Numerical Simulation of Convection Heating Flux in Solid Rocket Base

YANG Xuejun¹, SHEN Qing², YAO Yao¹, REN YiPeng¹, GAO Bo¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The numerical simulation method is used to study the convective thermal environment at the bottom of solid launch vehicle. The flow field of the engine jet and the high-speed mainstream is simulated by a simplified method, using a single medium of linear thermodynamic parameters. The heat flux and temperature are obtained and compared with flight test results. The results show that the thermal environment at the bottom is really critical. And the numerical simulation results are in good agreement with the results of the real flight test, which can provide a reference for the thermal environment and thermal protection design of solid launch vehicle.

Key words: Solid launch vehicle; Convective thermal environment; Numerical simulation

0 引言

固体运载火箭具有发射准备时间短、发射流程简单的优点, 近年来发展迅速。我国多型固体运载火箭已经成功发射。固体运载火箭的动力来源于大型固体火箭发动机, 火箭底部的喷流燃气温度超过 2000℃, 是一个能量极大的热源。与液体动力火箭相比, 固体火箭底部结构更紧凑, 固

体发动机喷管深入尾舱内部。固体火箭的结构形式使得火箭底部的热环境具有以下典型特征: 尾舱内的仪器设备与喷流的距离更近, 受热将更严重; 固体火箭发动机工作时尾舱是一个受外部来流和发动机喷流同时干扰的背风空腔, (见图 1)。发动机喷流将与外流形成复杂干扰, 尤其是在超声速工作飞行时, 外流与向外膨胀的高速喷流相互作用形成两道激波, 两道激波之间为高温剪切

收稿日期: 2017-08-15; 修订日期: 2017-11-21

基金项目: 国家自然科学基金 (11372054)

作者简介: 杨学军 (1979-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为火箭气动与热环境总体设计。E-mail: 27602118@qq.com

层流动，高温高速燃气会膨胀到尾舱内，在尾舱内形成高温热流漩涡流动，形成极为恶劣的热环境（见图 2），对尾舱内各种仪器设备及电缆的热防护是严峻的考验。对底部热环境估计不足会严重威胁底部设备的安全性，但估计过度又会使防热设计过于保守而增加结构质量，进而影响火箭的运载能力，因此准确预示固体运载火箭底部的热环境是火箭总体设计中十分重要的一项内容。

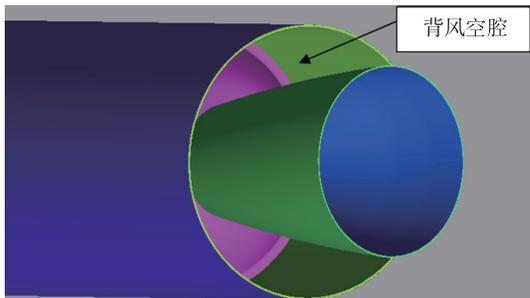


图 1 典型固体火箭底部

Fig. 1 Typical tail compartment of solid rocket

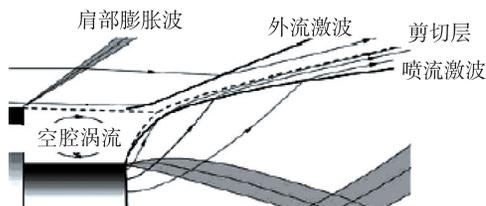


图 2 带有喷流干扰的背风空腔流场结构基本特征

Fig. 2 Basic flow structure of leeward cavity with plume

国外采用了多种方法研究飞行器喷流热环境问题。Jackson^[1]在 1955 年就开展了底部喷流流场的试验，研究了喷流对零升阻力的影响。Henckels 等^[2]用纹影法显示出在来流马赫数 5 左右高压欠膨胀喷流的流场特性；Bannink 等^[3]研究了钝锥模型的超声速底部喷流流场结构与压力分布。Jin 等^[4]采用有限体积法求解 RANS 方程，对 Henckels 的实验进行了数值模拟，湍流模型采用大涡模拟，进一步验证了高压喷流的欠膨胀特性。Kramer^[5]对大力神 3 固体火箭底部喷流特性进行了研究，给出热流密度值随发射时间的变化曲线，针对火箭底部过热状况提出了有效的解决措施。

国内学者也开展了喷流热环境方面的研究，林敬周等^[6]开展了超声速底部喷流干扰流场的数值模拟，给出了底部压力分布。田耀四等^[7]通过数值仿真研究了固体火箭发动机喷流流场特征，较好地模拟了固体火箭发动机喷管内部及尾喷焰

的各种特性。杨帆等^[8]研究了高空二级火箭底部的热环境，对 80km 处液体火箭喷流热环境进行了模拟。郑忠华等^[9]通过数值模拟，给出了尾喷流底部流场与外流场干扰的拓扑结构，对出口压力比的几种不同情况进行了比较和分析。Tang 等^[10]研究了湍流模型对喷流计算精度的影响，应用不同湍流模型对喷流进行了模拟，通过比较尾喷管外表面的压力系数对计算精度进行了评估，指出双方程模型比单方程模型更准确。徐春光等^[11]通过对某型导弹尾流场进行数值模拟，给出了某型导弹尾喷流影响边界。

国内外学者对喷流的研究多为流场模拟，对于固体运载火箭底部的发动机喷流与外流相互作用下复杂的热环境研究较少，且未见对真实发射情况的沿发射轨道的预示与测量数据对比。本文通过非定常数值模拟，对整个发射过程固体火箭底部的对流热环境进行了计算，探索了一种单一介质简化方法，将计算结果与飞行试验数据进行了对比，表明该方法可以有效预测固体火箭底部的对流热环境，为火箭总体设计提供了重要参考。

1 计算模型

1.1 流场控制方程

控制方程为柱坐标系下基于 Favre 质量加权平均的守恒型无量纲化轴对称 N-S 方程：

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} \quad (1)$$

其中，

$$\mathbf{Q} = r \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix}, \mathbf{E} = r \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho uh \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F} = r \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vh \end{bmatrix}, \mathbf{H} = r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tau_{\theta\theta} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{E}_v = r \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xr} + q_x \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_v = r \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{rx} \\ \tau_{rr} \\ u\tau_{rx} + v\tau_{rr} + q_r \end{bmatrix}$$

式中 ρ 、 u 、 v 、 P 、 e 、 h 分别为流体的密度、速度笛卡尔坐标分量、压力、单位质量总能和总焓。 τ_{xx} 、 τ_{rr} 、 τ_{xr} 、 $\tau_{\theta\theta}$ 为应力张量的分量， q_x 、 q_r 为热流量。

本文选用可压缩雷诺平均 N-S 方程有限体积求解器，对流项的空间离散采用 2 阶精度的 Roe-FDS 格式，黏性项的空间离散采用 2 阶精度的中心差分格式，时间推进采用隐式 LU-SGS 格式。

湍流模型采用三方方程 $k - kl - \omega$ 模型。Walters 等^[12]对三方方程的湍流模型进行了详细研究，研究表明该模型可以较为准确的模拟转捩问题，尾喷流与外流场相互作用下，应用三方方程 $k - kl - \omega$ 湍流模型对于模拟层流、湍流边界层的相互作用问题精度更高。

$$\frac{Dk_T}{Dt} = P_{K_T} + R + R_{NAT} - \omega k_T - D_T + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_k} \right) \frac{\partial k_T}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$\frac{Dk_L}{Dt} = P_{K_L} - R - R_{NAT} - D_L + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[v \frac{\partial k_L}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

$$\frac{D\omega}{Dt} = C_{\omega 1} \frac{\omega}{k_T} P_{k_T} + \left(\frac{C_{\omega R}}{f_\omega} - 1 \right) \frac{\omega}{k_T} (R + R_{NAT}) - C_{\omega 2} \omega^2 + C_{\omega 3} f_\omega \alpha_T f_W^2 \frac{\sqrt{k_T}}{d^3} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

1.2 线性化热力学参数单介质简化

固体火箭喷流的介质为高温燃气，并含有大量铝粒子，数值模拟难度较大。同时，在发射过程中，火箭在大气中高速飞行，来流为不同高度下的大气，如采用不同介质参数进行模拟，计算量极大，需要耗费较多的计算时间与资源，因此在本数值模拟中采用可压缩的理想气体为介质。但由于固体火箭发动机燃气参数与自由来流空气的热力学参数差距极大，因此采用线性化方法对理想气体的定压比热、导热系数、黏性进行简化处理，线性方法见式 (5)。在数值模拟中，只需给出两点的热力学参数，该方法可以使计算输入条件简化，避免了使用理想气体作为介质给对流加热计算带来的计算偏差。在本文的计算中，一

点基于理想气体，另一点基于固体火箭发动机燃烧室的燃气，以温度作为自变量，对定压比热、导热系数、黏性进行线性化处理。

$$k(T) = k_n + \frac{k_{n+1} - k_n}{T_{n+1} - T_n} (T - T_n) \quad (5)$$

1.3 发射轨道

固体火箭从地面发射后，速度不断增大，高度不断升高，主要参数有随时间变化的来流环境压力、火箭速度和环境温度。本文计算采用了某固体运载火箭的真实发射轨道，对固体火箭底部的热环境进行了模拟。发射轨道的环境压力、环境温度、马赫数通过编写函数，在非定常计算中作为来流边界条件。

1.4 网格

由于固体火箭发动机为圆柱体，在网格建模时简化为轴对称问题，采用结构化网格，并在流场中某位置设置监测点。主要包括以下边界类型：箭体和发动机喷管为固壁边界，箭轴为对称轴，发动机燃烧室设置为压力入口，来流设置为压力远场。计算域径向取 11m，火箭轴向取 37m（见图 3）。因为计算对流热环境，与计算压力分布相比，网格数要求更多。本文计算域划分为 48 万个结构化网格，最小网格面积为 $1.37 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ 。喷管出口局部网格划分见图 4。



图 3 数值仿真域

Fig. 3 Computational domain for numerical simulation

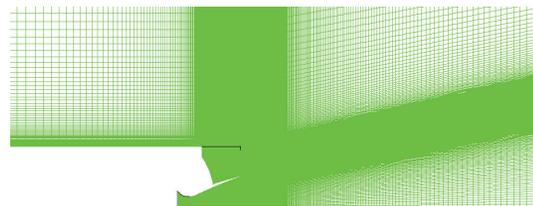


图 4 喷管局部网格

Fig. 4 Local mesh near the nozzle

2 数值仿真结果

2.1 非定常计算

数值模拟采用 ANSYS Fluent 求解器，随时间

变化的边界条件主要有发射轨道的环境压力、环境温度、马赫数。这些边界条件通过 UDF 函数赋值, 主要边界条件见图 5~图 7 ($P_{ref}=101325\text{Pa}$, $T_{ref}=273\text{K}$)。首先对发射场点火后的流场进行稳态计算, 得到初始流场, 作为非定常计算的起始状态。以 0.01s 为时间步长进行非定常数值模拟, 记录监测点的对流热流与温度。

与发动机地面试车试验物理边界基本一致。初始流场的各物理参数见图 8~图 10, 以喉道处的压力、马赫数和温度作为截断数值, 等值线见图 11~图 13, 可见 3 个参数的截断等值线均在喉道位置, 说明模拟方法有效。

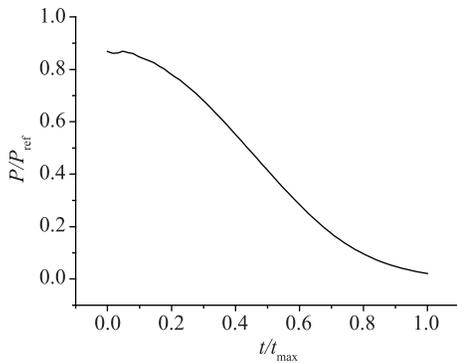


图 5 发射轨道环境压力
Fig. 5 Pressure of trajectory

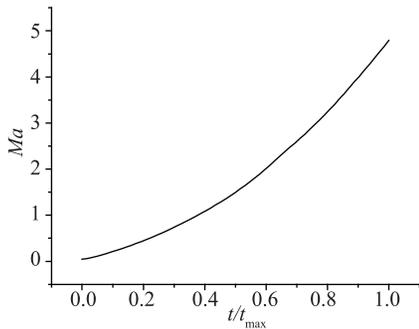


图 6 发射轨道速度
Fig. 6 Velocity of trajectory

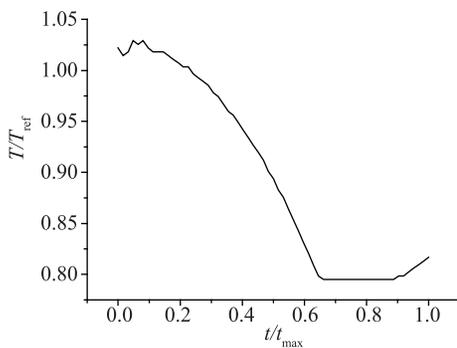


图 7 发射轨道环境温度
Fig. 7 Temperature of trajectory

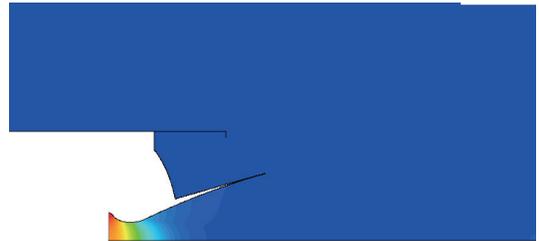


图 8 起飞时刻压力分布
Fig. 8 Pressure distribution at time of take off

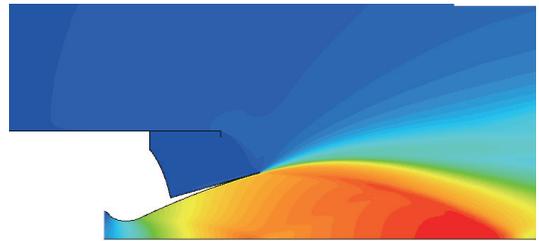


图 9 起飞时刻速度分布
Fig. 9 Velocity distribution at time of take off

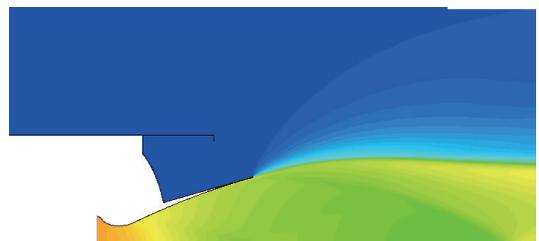


图 10 起飞时刻温度分布
Fig. 10 Temperature distribution at time of take off

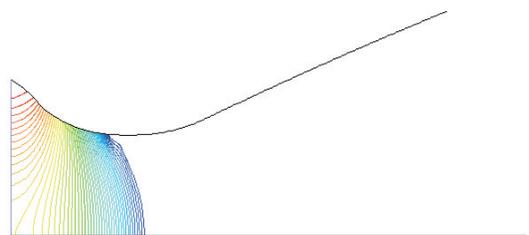


图 11 喉道处压力
Fig. 11 Pressure of solid rocket engine throat

2.2 计算结果

2.2.1 方法验证

固体火箭初始流场工况为火箭刚起飞状态,

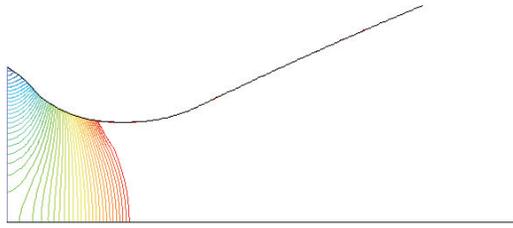


图 12 喉道处速度

Fig. 12 Velocity of solid rocket engine throat

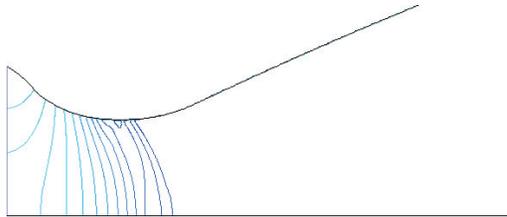


图 13 喉道处温度

Fig. 13 Temperature of solid rocket engine throat

2.2.2 模拟结果与飞行试验结果对比验证

飞行试验中在火箭底部布置了热流与温度传感器，获取了真实飞行条件下的热环境参数。在数值仿真中，在传感器相同位置处布置了监测点，通过非定常全发射过程的数值模拟，得到了监测点的对流热流与空气温度。固体运载火箭的热流传感器测量的热流包括辐射热流与对流热流，在对比分析时，扣除了辐射热流。在火箭刚起飞时，由于火箭底部是低压区，引射作用明显，此时的热流成分为辐射热流，在 Kramer 等^[5]研究中已有相同的研究结论。

以辐射热流为参考热流，对流热流随时间变化规律见图 14。从图中可以看出数值仿真结果与飞行试验数据整体符合较好，热流量值的变化规律与真实飞行数据基本一致。固体火箭发射在 $t/t_{\max} \approx 0.4$ 进入超声速，对流热流明显开始增加；在 $t/t_{\max} \approx 0.75$ 达到对流热流的最大值，飞行试验的 Q/Q_{ref} 峰值为 3.78，计算的峰值为 3.63，偏差小于 5%。对流热流整体为先上升后下降的趋势。

底部空气温度与发射测量数据比较见图 15，数值仿真结果略小于实际飞行测量数据，在数值仿真中未计算辐射，造成仿真数据略小于实际飞行测量数据。在 $t/t_{\max} = 0.8$ 时，数值仿真的温度下降幅度大于飞行试验测量结果。整体仿真结果与实际飞行数据规律一致性较好，温度整体为单调上升的趋势。

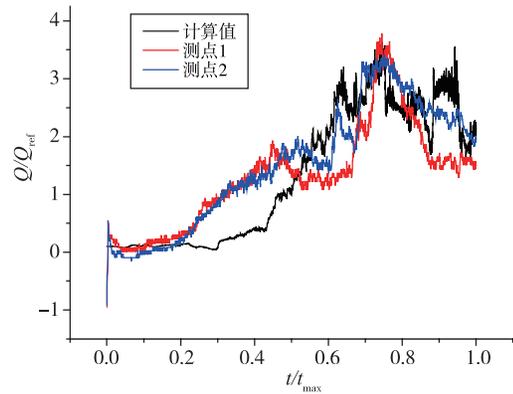


图 14 对流热流模拟结果与飞行结果对比

Fig. 14 Comparison of convection heating between CFD and fly test

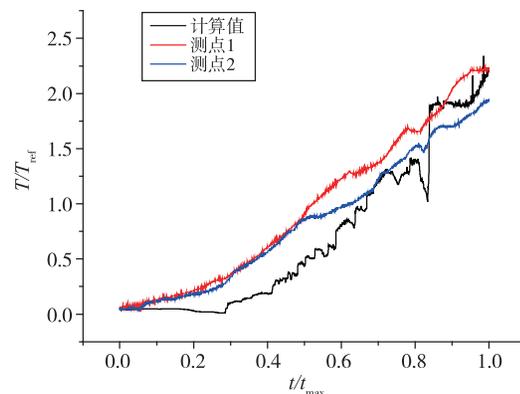
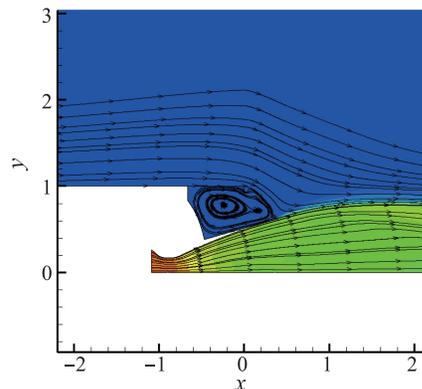


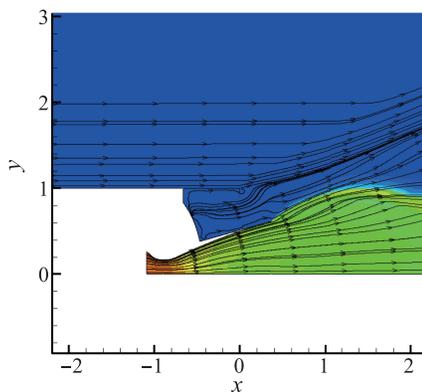
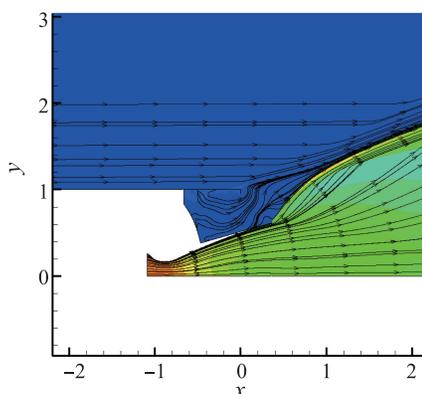
图 15 温度模拟结果与飞行结果对比

Fig. 15 Comparison of gas temperature between CFD and fly test

2.2.3 流场特征

选取 3 个典型时刻，分别是代表起飞段的 $t/t_{\max} = 0.1$ ，对流热流最大时刻 $t/t_{\max} = 0.75$ ，飞行高度最高 $t/t_{\max} = 1$ ，流场特征见图 16~图 18。从图中可以看出，随着飞行高度的不断增高，发动机喷流逐渐膨胀，膨胀的发动机喷流与来流相互作用，形成剪切层，剪切层流动将高温发动机燃气带进火箭底部凹腔，形成高对流热流区域。

图 16 $t/t_{\max} = 0.1$ 流场图Fig. 16 Flow field at $t/t_{\max} = 0.1$

图 17 $t/t_{\max}=0.75$ 流场图Fig. 17 Flow field at $t/t_{\max}=0.75$ 图 18 $t/t_{\max}=1$ 流场图Fig. 18 Flow field at $t/t_{\max}=1$

3 结论

本文对固体运载火箭发射过程进行了数值模拟,通过非定常计算对火箭底部的对流热环境进行了预示,仿真结果与飞行试验测量结果一致性较好,固体运载火箭底部在发射过程中存在量值较大的对流热流,可达辐射热流的4倍左右,在固体运载火箭总体设计中需要重点关注。在数值仿真算法上,本文探索了一种单一介质线性化热力学参数处理方法,获得与真实发射测量值一致性较好的计算结果,可作为火箭热环境设计的参考。

参考文献

[1] Jackson H H. Longitudinal aerodynamic characteristics

and effect of rocket jet on drag of models of the hermes A-3A and A-3B missiles in free flight at Mach numbers from 0.6 to 2.0 [R]. NTIS No: N2001 0057623/XAB, 1955.

- [2] Henckels A, Gülhan A. Experimental study of the base flow [J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2008, 98: 20-39.
- [3] Bannink W J, Houtman E, Bakker P. Base flow/underexpanded exhaust plume interaction in a supersonic external flow [R]. AIAA 1998-1598, 1998.
- [4] Jin Y, Friedrich R. Large eddy simulation of nozzle jet-external flow interaction [J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2008, 98: 57-81.
- [5] Kramer O G. Titan III convective base heating from solid rocket motor exhaust plumes [R]. AIAA 1972-1169, 1972.
- [6] 林敬周, 李桦, 范晓楠, 等. 超声速底部喷流干扰流场数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 2005, 23 (4): 516-520.
- [7] 田耀四, 蔡国飙, 朱定强, 等. 固体火箭发动机喷流流场数值仿真 [J]. 宇航学报, 2006, 27 (5): 876-879.
- [8] 杨帆, 王平阳, 包铁颖, 等. 二级火箭喷流对底部热环境影响的数值模拟 [J]. 上海航天, 2009, 26 (5): 46-51.
- [9] 郑忠华, 陈伟芳, 吴其芬. 尾喷流底部流场与外流场干扰的拓扑结构数值模拟 [J]. 国防科技大学学报, 1998, 20 (3): 18-22.
- [10] Tang Z G, Liu G, Mou B, et al. Effects of turbulence models on the numerical simulation of nozzle jets [J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2010, 28 (2): 188-196.
- [11] 徐春光, 刘君. 某型导弹尾喷流形状的数值模拟 [J]. 推进技术, 2003, 24 (2): 141-143.
- [12] Walters D K, Cokljat D. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow [J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130 (12): 121401.