

# 导弹从发射箱热发射过程的数值分析

梁晓扬, 苏逸飞, 乐贵高

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

**摘 要:** 采用三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程和  $k-\epsilon$  湍流模型,研究了导弹出箱过程中,弹体姿态偏转后弹底周围环境及发射箱内的流场特性。首先,以超声速欠膨胀射流撞击平板实验为算例,对数值方法的有效性进行验证。其次,分别对导弹在约束期和半约束期箱内流动特性展开研究。研究表明:喷管尾流在发射箱内会形成强烈的引射效应。同时,在弹底会出现明显的回流区域,使导弹出箱时受到额外的阻力。考虑偏转后,发射装置受到的冲击载荷增大 2 倍以上,发射箱壁面受到的压力增加 40%。而且,在半约束期,箱内的流场分布不再对称,会使得导弹受到额外的不平衡力矩。

**关 键 词:** 射流冲击; 非同时离轨; 发射箱; 引射效应; 二次流

**中图分类号:** V231.1

**文献标志码:** A

## Numerical analysis of hot launch of missile from a launch canister

LIANG Xiaoyang, SU Yifei, LE Guigao

(School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Based on the three-dimensional compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equation and the  $k-\epsilon$  turbulence model, the environment around the bottom of the missile and the flow field characteristics in the launch canister after deflection of the missile attitude were investigated. Firstly, the effectiveness of the numerical method was verified by the experiment of supersonic jet impinging on a flat plate. Secondly, the flow characteristics of the launch canister in the constrained and semi-confined periods were investigated respectively. The results showed that significant entrainment effect of the exhaust gas can be found in the launch canister. Meanwhile, a backflow area near the bottom of the missile can be observed, which may cause additional drag force on the missile during the launching process. After considering the deflection, the impact load on the launcher was increased by more than two times and the pressure on the launch box wall was increased by 40%. Moreover, the flow field distribution inside the box was no longer symmetrical during the semi-confinement period, making the missile subject to additional unbalanced moments.

**Key words:** jet impingement; non simultaneous derailment; launch canister; ejection effect; secondary flow

**收稿日期:** 2021-06-17

**作者简介:** 梁晓扬(1989—),男,博士生,研究领域导弹发射过程热力环境。E-mail: Mr\_Liangxiao@163.com

**通信作者:** 乐贵高(1964—),男,教授,博士,主要从事火箭导弹发射系统流体力学数值模拟。E-mail: leguigao@njust.edu.cn

**引用格式:** 梁晓扬,苏逸飞,乐贵高. 导弹从发射箱热发射过程的数值分析[J]. 航空动力学报,2022,37(8):1643-1653. LIANG Xiaoyang, SU Yifei, LE Guigao. Numerical analysis of hot launch of missile from a launch canister[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1643-1653.

为了贮存、运输方便和适应复杂的作战环境,大多数导弹采用发射箱来贮藏和运输导弹<sup>[1]</sup>。在导弹发射过程中,相比于弹体垂直式出箱,采用倾斜的出箱方式对弹体设计要求简单、技术难度低,在目前的武器装备中仍然被广泛采用。对于导弹倾斜式出箱过程来说,当导弹在箱内导轨上滑动到发射箱前端时,随着弹体所受约束的减少,弹体在重力、推力偏心等因素作用下,弹体姿态会出现偏转现象。这使得弹体轴线与发射箱轴线之间出现交角,会使更多的喷管尾流直接撞击在发射箱壁面上,因此,发射箱内的流场结构更加复杂,对弹体姿态扰动的影响也更加强烈,同时对发射装置产生的力热载荷也更加严峻,更严重者,会引起发射装置结构损坏,造成发射安全事故。因此,近些年来研究人员对发射箱内弹体姿态偏转后的流动特性表现出了越来越大的兴趣。

一般来说,在发射箱内,火箭发动机排出的高温气体形成的流动结构与喷口静压比、喷管扩张角和发射箱的几何形状密切相关。超声速射流在离开喷管出口时有一定的膨胀角度,并在喷管出口下游很短的距离内与发射箱壁面产生相互作用,产生斜激波。根据斜激波强度的不同,会出现两种不同的流动特性。当斜激波较弱时,会在射流边界产生剪切层,并在剪切层的作用下从弹体与发射箱之间的间隙抽吸上游空气,形成引射效应。当斜激波较强时,在弹底周围会出现逆压梯度区域,使部分喷管排气向上转折,并从弹体与发射箱之间的间隙向上流出,形成旁泄流。在中大口径导弹箱式发射时,由于弹翼、导轨和滑块等部件的存在,弹体与发射箱之间一般较大的间隙,因此,喷管尾流与发射箱作用后一般会形成引射效应。由于弹体姿态在箱内的偏转会造成弹体与发射箱之间的间隙不再对称,进而从弹体周围引射的气体流速会出现差异,使弹体受到不平衡力,这种不平衡力会进一步增加弹体的偏转角度,严重时甚至会诱发安全事故<sup>[2-5]</sup>。因此清楚地了解弹体偏转后箱内的流动特性对于发射装置的设计有重要意义。

早期,研究人员运用数值方法和实验方法对欠膨胀超音速射流冲击平板和斜板平面问题进行了大量的研究。这些研究成果在很大程度上帮助我们认识了冲击流场流动特性,但是还不能够解决导弹在发射箱的流动问题<sup>[6-8]</sup>。Bertin 和 Batson 开展了欠膨胀射流在发射管内的约束流场静态火箭

实验<sup>[9]</sup>,研究表明,喷管尾流与发射管相互作用后所形成的复杂有黏/无黏流场会在弹底周围形成回流区域,从而引起导弹出箱阻力增大,对导弹初始弹道的稳定性产生不利影响。Sinha 等<sup>[10]</sup>采用数值模拟研究了导弹热发射时,管内的流动特性,结果表明,当导弹与发射管间的间隙较小时,发动机尾流与发射管的相互作用变得强烈,并产生明显的弹底阻力,限制导弹在发射管内的运动。Korst 等<sup>[11]</sup>对喷管内未充分膨胀的气流流入等截面发射管开展了研究,发现在射流边界形成的强剪切层会从弹体周围引射前方的空气,使弹体受到不平衡力矩,这使得火箭容易偏离预定的飞行轨迹。由上述文献可知,目前,关于发射箱内弹体姿态偏转后箱内的流动特性研究工作报道相对较少,而随着工程设计需求的增加,开展该类发射箱内的流场研究显得十分必要。

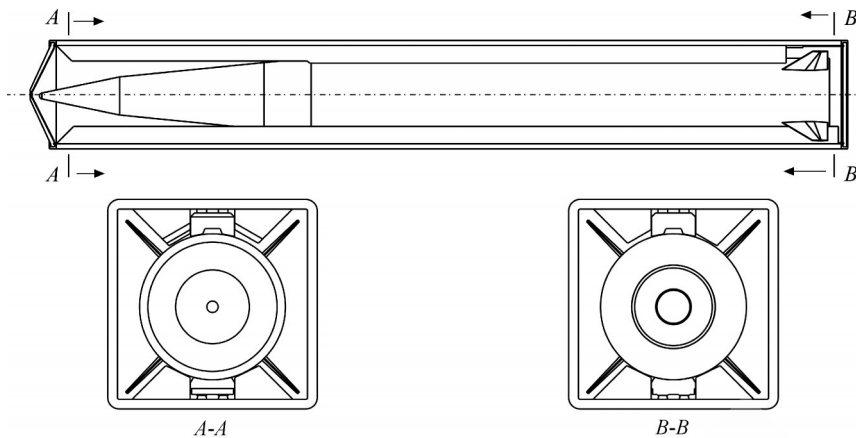
本文采用数值模拟的方法首次研究了弹体姿态偏转后对发射箱内流场分布的影响。在开展研究工作前,首先以超音速欠膨胀射流冲击平板的实验为算例,验证数值方法的有效性。然后,在此基础上,对比弹体有偏转和没有偏转时的箱内流场分布情况及弹体周围流动环境。研究结果为倾斜式发射装置的工程设计提供指导。

## 1 计算模型

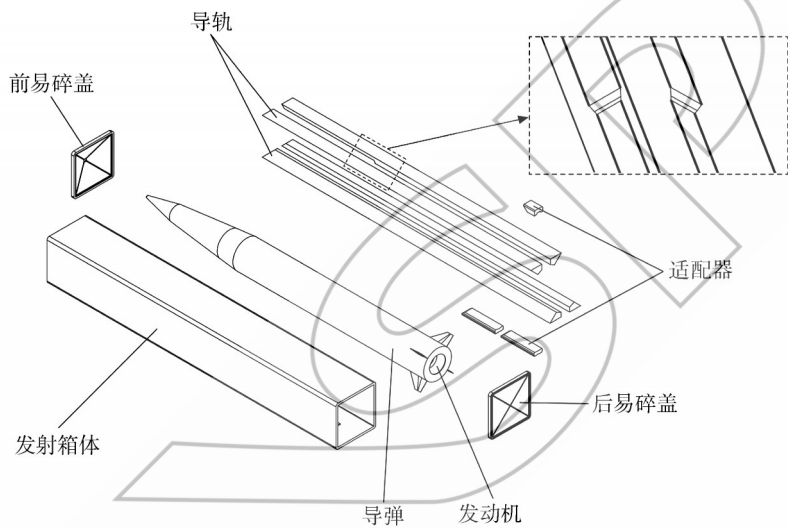
### 1.1 几何模型和发射过程描述

发射箱主要由箱体、前后端盖、上下导轨及适配器滑块等组成,具体模型如图1所示。其中图1(a)为发射箱贮运状态和待发状态示意图,A-A和B-B为箱体前段和后端的内部横截面。图1(b)为发射箱内构件示意图。在导弹滑离到发射箱前端时,由于所受约束减少,弹体在重力、推力偏心等作用下将出现整体下沉和姿态偏转。为了防止弹体在出箱过程中与导轨前段碰撞,通常在导轨前端部分设计一定的让开间距。图1(b)中的放大视图,为上导轨前端设计的阶梯式避让台阶。

图2给出了导弹出箱过程示意图,一共包含三个阶段:图2(a)为全约束期,图2(b)为半约束期以及图2(c)弹体出箱时期,其中 $\theta$ 表示发射角度。弹体在约束期运动时,由于受导轨、适配器等结构的限制,弹体轴线与发射箱轴线基本保持平行。在半约束期滑动期间,由于导轨和适配器等结构约束减小,弹体在不对称载荷作用下,将绕Z



(a) 发射箱截面图



(b) 发射箱组件

图 1 发射箱模型图

Fig.1 Schematic diagram of the launch canister

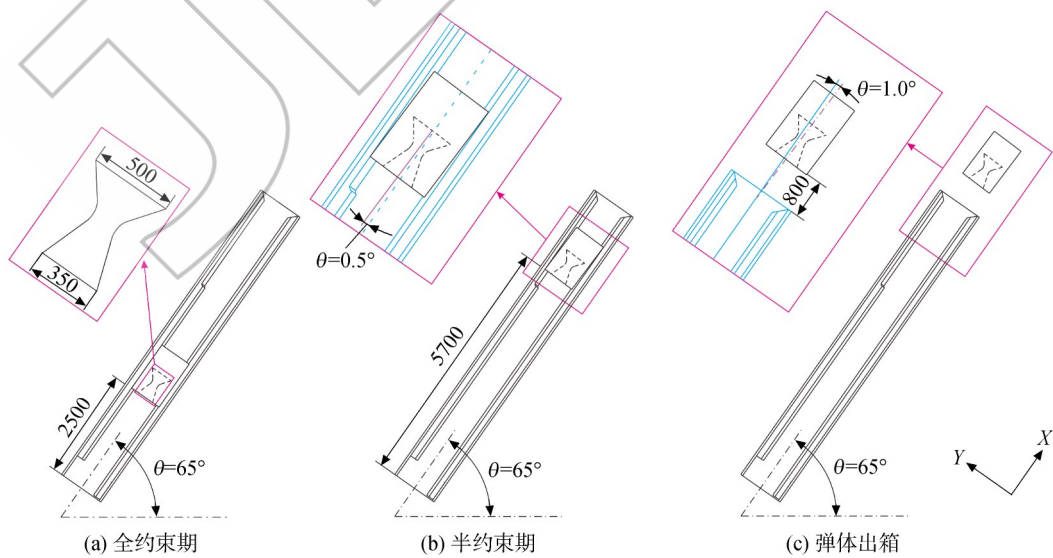


图 2 导弹出箱过程(单位:mm)

Fig.2 Missile out of the box process (unit:mm)

轴向下偏转。当导弹出箱后,弹体不再受发射箱约束,偏转角度会进一步增大。在图中,给出了发射角度为  $65^\circ$  时,在不同时期,弹体相对于发射箱滑动的距离和弹体姿态角度。本文主要针对全约束期和半约束期时箱内流场进行研究。

## 1.2 网格划分和边界条件

计算区域如图 3(a)所示,模型中喷管出口直径为  $D$ ,导弹发射箱长度为  $16D$ ,宽度和高度为

$3D$ 。为减少环境边界对射流的影响,计算域长  $30.5D$ ,宽  $20.5D$ 。图 3(b)和图 3(c)给出了全约束期和半约束期导弹与发射箱的相对位置。全约束期,弹底平面与发射箱尾端面之间的距离为  $7.4D$ ,半约束期弹底平面与发射箱尾端面之间的距离为  $14.5D$ 。在半约束期中,弹体倾角绕  $Z$  轴偏转  $0.5^\circ$ 。

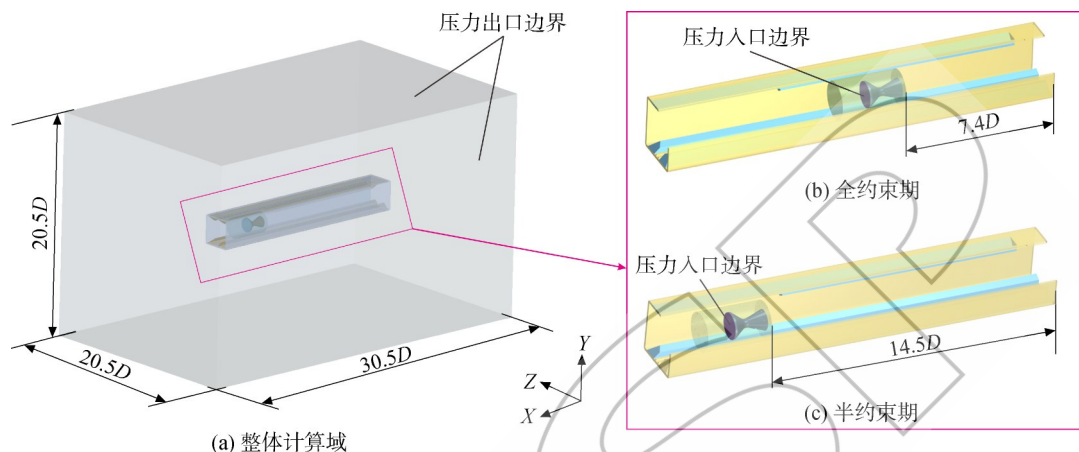


图 3 计算域模型

Fig.3 Computational domain

如图 4 所示,计算网格共 535 万多面体网格单元,为更加精确地模拟箱内流场,在喷管下游射流核心区域和壁面附近采取局部网格加密。在射流核心区域网格单元边长约为  $0.01D$ 。为满足湍流模型中壁面函数的对壁面附近网格的要求,在壁面附近边界层内提供了 12 个棱柱层网格,相邻网格以等比例增长,在靠近壁面的第一层网格高度约为  $30\text{ mm}$ ,以确保壁面附近的典型  $Y^+$  小于 3。

计算过程中,喷管入口总压为  $7\text{ MPa}$ ,总温  $3\text{ 400 K}$ ;环境压强为  $101\text{ 325 Pa}$ ,温度为  $300\text{ K}$ ;发射箱、喷管型面和导弹等所有壁面均为无滑移绝热固壁面条件,壁面采用非平衡壁面函数求解近壁面湍流。其中,燃气和空气视为两种热力学

性质不同的物质,假设空气满足理想气体定律,并假设燃气为理想可压缩气体,其平均分子量  $M=20.5\text{ kg/kmol}$ ,比热比  $\gamma=1.21$ ,比定压热容为  $C_p=2\text{ 040 J/(kg}\cdot\text{K)}$ 。

为研究网格无关性,本文选择 285 万 (Grid a)、452 万 (Grid b)、535 万 (Grid c) 和 785 万 (Grid d) 四套网格进行比较。图 5 给出了 4 种网格沿着

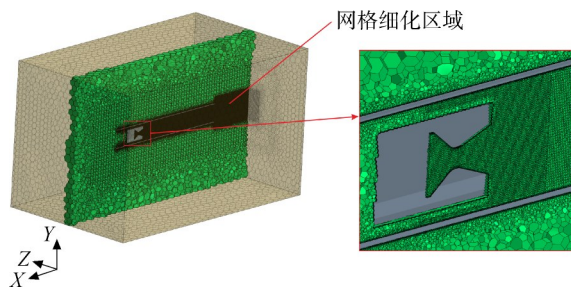


图 4 计算网格

Fig.4 Computational grid

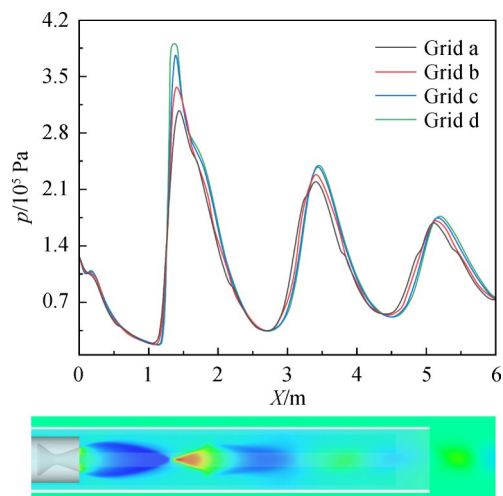


图 5 Grid a~Grid d 沿喷嘴轴线上的压力分布

Fig.5 Pressure distributions along the nozzle axis of the Grid a~Grid d

喷管中心轴线上的压强( $p$ )分布, Grid c 和 Grid d 在轴线上的数值结果之间小于 5%, 而 Grid a 和 Grid b 与 Grid c 和 Grid d 之间的数值结果百分误差大于 30%, 尤其是在波峰位置处差异更大。综合数值精度和计算花销等因素, 本文选取 Grid c 作为网格模型。

## 2 数值方法

采用数值方法研究导弹发射过程中燃气射流与发射装置相互作用形成的冲击流场, 其理论基础是求解三维黏性可压缩 Navier-Stokes(N-S)方程, 包含质量、动量和能量守恒的控制方程如下所示<sup>[12-13]</sup>:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_1}{\partial x} + \frac{\partial F_2}{\partial y} + \frac{\partial F_3}{\partial z} = \frac{\partial G_1}{\partial x} + \frac{\partial G_2}{\partial y} + \frac{\partial G_3}{\partial z} \quad (1)$$

$$\begin{cases} U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T \\ F_1 = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho u(e + p/\rho)]^T \\ F_2 = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho v(e + p/\rho)]^T \\ F_3 = [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho w(e + p/\rho)]^T \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} G_1 = (0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + K\partial T/\partial x)^T \\ G_2 = (0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + K\partial T/\partial y)^T \\ G_3 = (0, \tau_{zx}, \tau_{zy}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + K\partial T/\partial z)^T \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu(2u_x - v_y - w_z) \\ \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu(2v_y - u_x - w_z) \\ \tau_{zz} = \frac{2}{3}\mu(2w_z - u_x - v_y) \\ \tau_{xy} = \mu(2u_y + v_x) \\ \tau_{xz} = \mu(2u_z + w_x) \\ \tau_{yz} = \mu(2v_z + w_y) \end{cases} \quad (4)$$

在式(1)~式(4)中,  $U$  为流动变量;  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $F_3$  为对流项通量;  $G_1$ 、 $G_2$ 、 $G_3$  扩散项通量;  $K$  为热传导系数,  $T$  为环境温度,  $p$ 、 $\rho$ 、 $e$ 、 $\tau$ 、 $\mu$  分别为压力、密度、内能、应力、黏性系数;  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为速度在直角坐标系  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  上的分量。

喷管出口欠膨胀超音速射流与发射箱撞击会产生复杂的波系结构, 具有高温高压、高马赫数等特点。因此, 本文采用 Realizable  $k$ - $\epsilon$  湍流模型, 该模型在处理旋转流动、强逆压梯度的边界层流动以及流动分离等现象时具有非常好的表现<sup>[14-15]</sup>。Realizable  $k$ - $\epsilon$  模型中湍动能  $k$  和湍动耗散率  $\epsilon$  的输运方程分别为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{v \epsilon}} \quad (6)$$

在式(5)和式(6)中,  $\mu_t$  为湍流黏性系数,  $G_k$  为平均速度梯度引起的湍动能产生项,  $\sigma_k$  和  $\sigma_\epsilon$  分别为湍动能  $k$  和耗散率  $\epsilon$  对应的 Prandtl 数,  $C_1$  和  $C_2$  为模型常数, 取值分别为 1.44 和 1.9,  $E$  为平均特征应变率。

采用有限体积法对上述可压缩控制方程和输运方程的离散和求解, 为了获得较高的求解精度, 黏性项采用中心差分格式, 对流项采用 AUSM 格式<sup>[16]</sup>, 并使用 Venkatarishnan 限制器<sup>[17]</sup>来抑制流场梯度较大区域产生的数值振荡, 时间推进采用隐式双时间步格式。

## 3 模型验证

为了验证本文中数值方法的精度和有效性, 首先以文献[18]中的超音速欠膨胀射流撞击平板实验模型为算例, 计算条件与文献中实验参数相同, 如图 6(a)所示, 为带有升力板的超音速射流的几何模型, 拉瓦尔喷管与地面垂直, 出口直径  $d$  为 2.54 cm, 升力板的半径  $r$  为喷管出口直径的 5 倍,  $l$  为升力板的直径, 升力板高度  $h$  变化范围为  $2d$  到  $6d$ 。喷管压强比  $P_r$  为喷管入口总压与环境压强的比值。图 6(b)给出了  $h/d=2$ 、压强比  $P_r$  分别为 3.7 和 5.0 时, 超声速欠膨胀射流碰撞平板的流场波系图谱。从图中可以看出, 模拟得到的冲击流场的波系形状和位置与实验吻合很好。

图 7 给出了  $P_r$  为 3.7 时不同距离  $h/d$  条件冲击平板流场对比, 分别为沿喷管中心轴线上的压力系数  $C_p$  值与文献实验数据对比, 可以看出数值计算结果与实验值吻合良好, 说明该计算模型可精确模拟冲击流场。

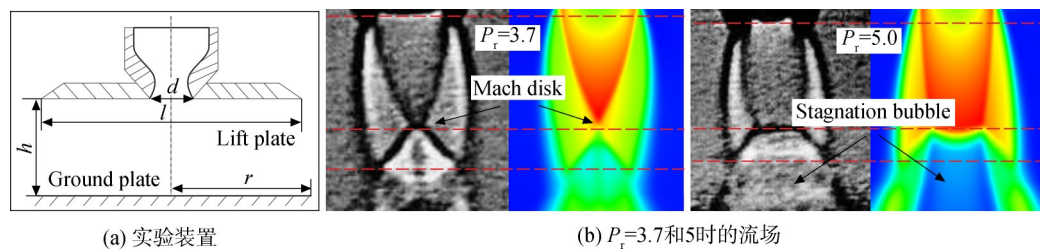


图 6 实验结果与本文计算结果流场对比图

Fig.6 Flow field comparison between experimental results and calculation results

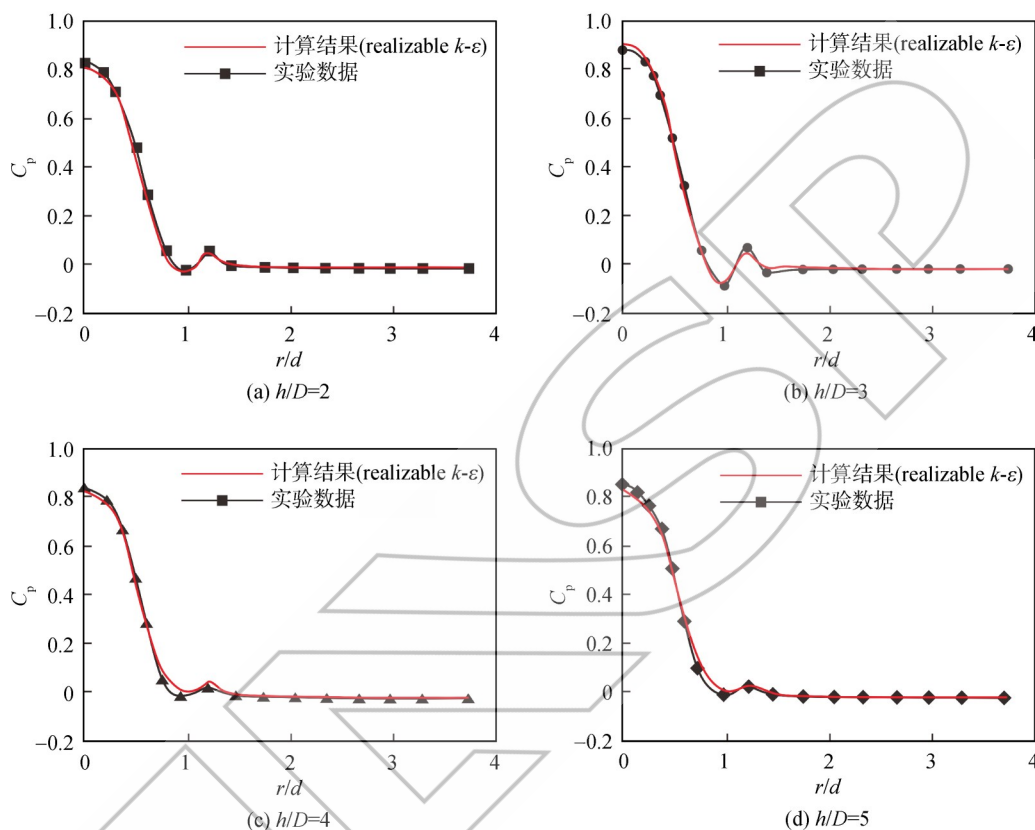


图 7 数值结果与实验结果比较

Fig.7 Numerical results compared with experimental results

## 4 计算结果与分析

### 4.1 全约束期流场分析

图 8(a) 为导弹在全约束期 OXY 截面的马赫数流场, 喷管出口的燃气射流在进入发射箱后迅速膨胀, 然后被周围空气压缩, 最终形成了一系列由膨胀波和压缩波交替形成的周期性结构。图 8(b) 显示了  $X=2.0D$  和  $6.3D$  时的平面马赫数, 其中  $X=0$  对应于喷嘴出口,  $D$  为喷管出口直径。从两处横截面上的马赫数云图可以看出, 由于受发射箱壁面的挤压和阻碍, 箱内的流场与喷管自由射流不同, 射流边界受到扰动, 射流膨胀半径不再保持为圆形, 而是逐渐演变为多边形。

图 9 给出了导弹在全约束期 OXY 截面上的速度矢量图, 可以看出, 由于受黏性效应和射流边界上的强剪切层共同影响, 外界空气从弹体与发射箱之间空隙吸入, 形成二次流动。同时在弹体底部形成回流区域, 这是由于射流对导弹和发射箱之间的气体的引射效应导致。被引射的外部空气环绕着弹体, 有利于减小高温燃气射流对导弹的热效应, 同时, 被引射的冷空气与高温尾喷流边界混合, 可能会减少燃气射流对发射箱的热载荷。图 10 为  $X=-0.6D$  和  $-2.0D$  的速度矢量图, 可以看出, 在发射箱四个边角处, 被引射空气流速达到最大值, 为  $176 \text{ m/s}$ , 说明在弹体与发射箱之间的通道内二次流较强。因此, 二次流动对导弹产

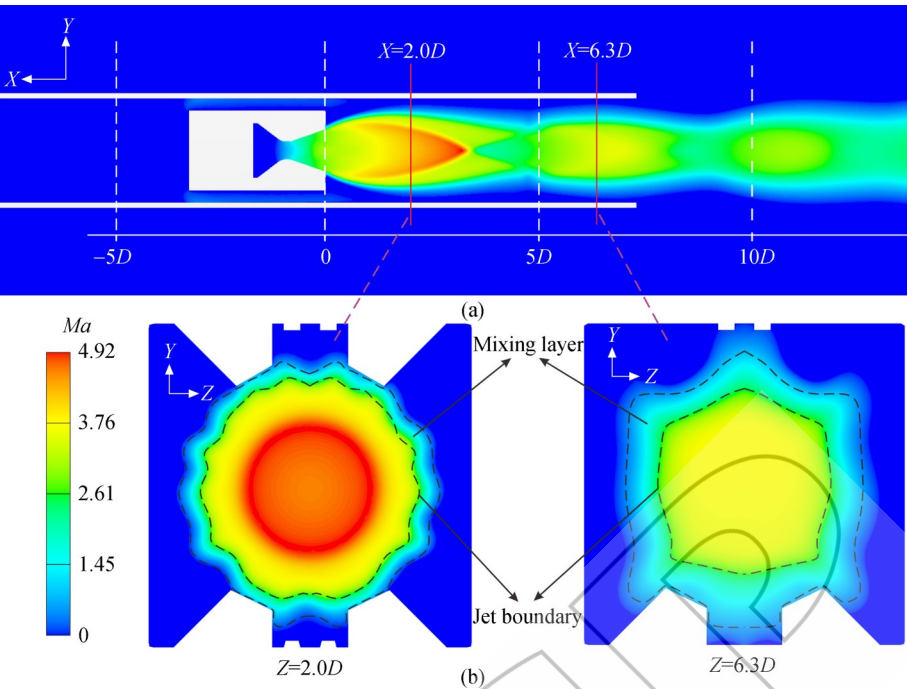


图 8 在对称平面和  $Z=2.0D$ ,  $Z=6.3D$  处马赫数分布  
Fig.8 Mach number distribution in the symmetry plane and  $Z=2.0D$ ,  $Z=6.3D$

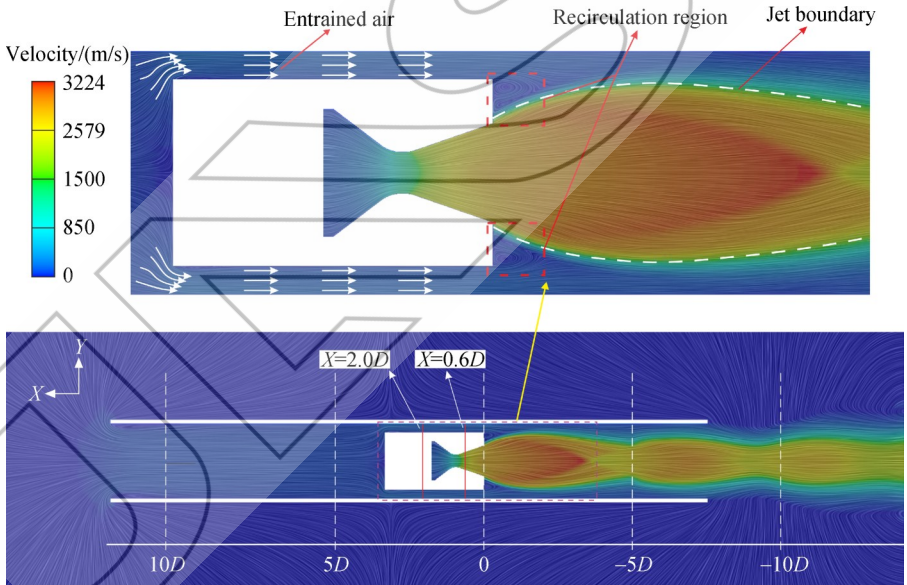


图 9 全约束期对称平面上速度矢量  
Fig.9 Velocity vector in the symmetry plane during full constraint period

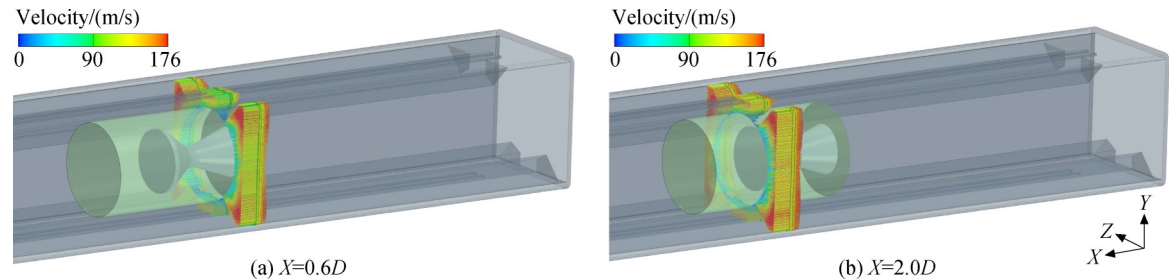


图 10  $X=0.6D$  和  $X=2.0D$  处的速度矢量  
Fig.10 Velocity vector at  $X=0.6D$  and  $X=2.0D$

生的附加阻力对弹体在箱内的初始弹道可能有一定影响。

#### 4.2 半约束期流场分析

图 11 给出了导弹在半约束期  $OXY$  截面上的马赫数云图分布,为了对比弹体倾转对发射箱内流场的影响,图 11 上部分为不考虑导弹倾转,下部分为导弹有倾转,可以看出,当弹体轴线与发射箱同轴时,箱内流动情况与全约束期箱内流场结构相似,喷口下游的射流相交激波和箱壁反射激波会呈周期性衰减。从图中可以看出,当导弹向下倾转时,射流冲击至发射箱上壁面发生反射,并在壁面的约束下出现贴壁射流。此外,由于射流

倾斜,其核心区域受到扰动,马赫盘发生偏斜,但由于偏斜角较小,对射流核心区激波干扰并不严重。在距离喷管出口平面  $X=2.0D$  和  $6.3D$  位置处,给出了发射箱内横截面上的马赫数云图,可以清楚地发现,当弹体出现倾转时,整个射流核心区域向发射箱上壁面移动,导致越来越多的射流直接冲击在发射箱内壁上,使得上表面的温度明显增加,如图 12 所示。通过提取发射箱壁面上的载荷,可以发现在  $X$  方向上,有偏角时的冲击载荷比无偏角时的冲击载荷增加了约 2 倍,在  $Y$  方向上的冲击载荷增加了约 2.5 倍。由于弹体的偏斜,发射装置受到的侧向冲击载荷明显增加。

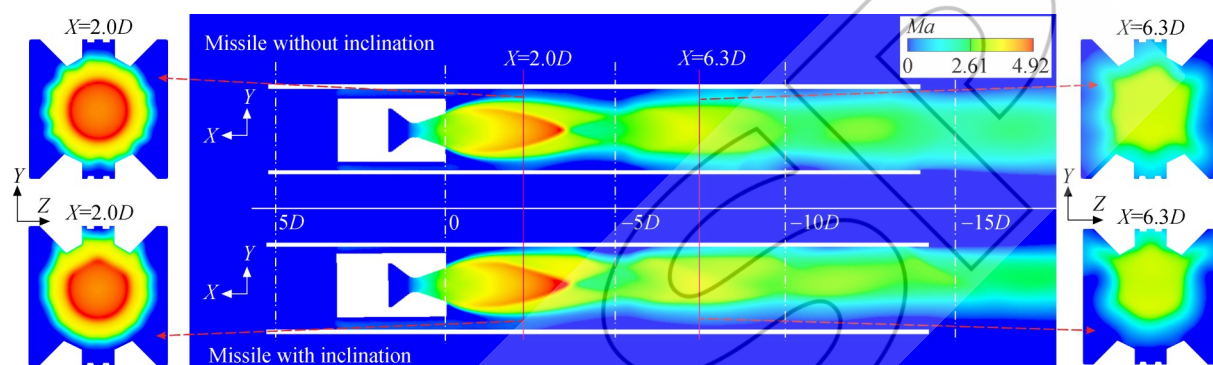


图 11 对称平面和  $X=2.0D$ ,  $X=6.3D$  横截面上的马赫数分布

Fig.11 Mach number distribution in the symmetry plane and  $X=2.0D$ ,  $X=6.3D$  cross section

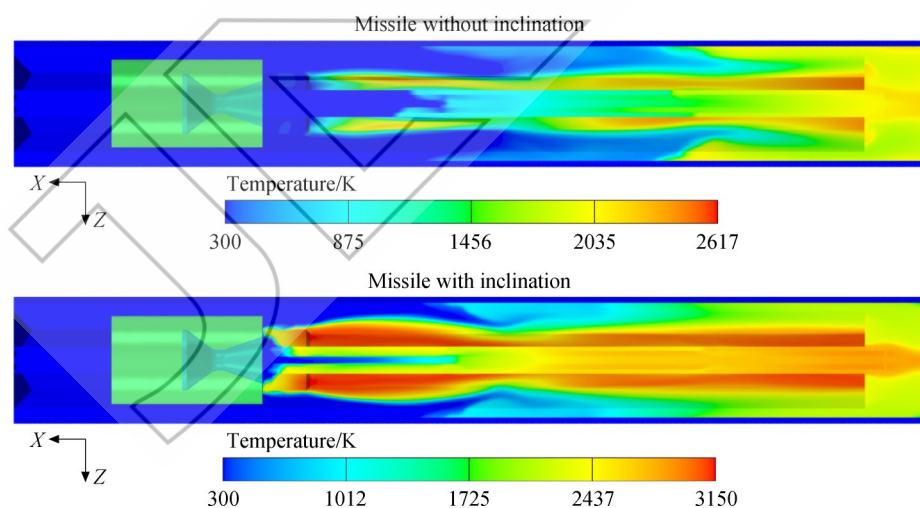


图 12 发射箱上表面温度分布

Fig.12 Temperature distribution on the upper surface of the launch canister

图 13 给出了导弹在半约束期时,  $OXY$  平面上的速度矢量图,图 13 上部分为弹体有倾转的情况,下部分为弹体无倾转情况。在这两种情况中都可以清晰地看到射流强剪切层从弹体与发射箱之间的通道引射上游的空气,并且在弹体底部形成了回流区域。由于弹体与发射箱出口平面距离

较近,靠近发射箱端口引射的空气流速更大,在发射箱前部也形成较强的漩涡区域。在图中也可以看到发射箱前端和发射箱底部的再循环区域也呈现出非对称性,导弹上方被引射空气流量明显小于下方。由于流动参数的不对称性,弹体受到的不平衡力矩会明显增加,会导致导弹在箱内滑离

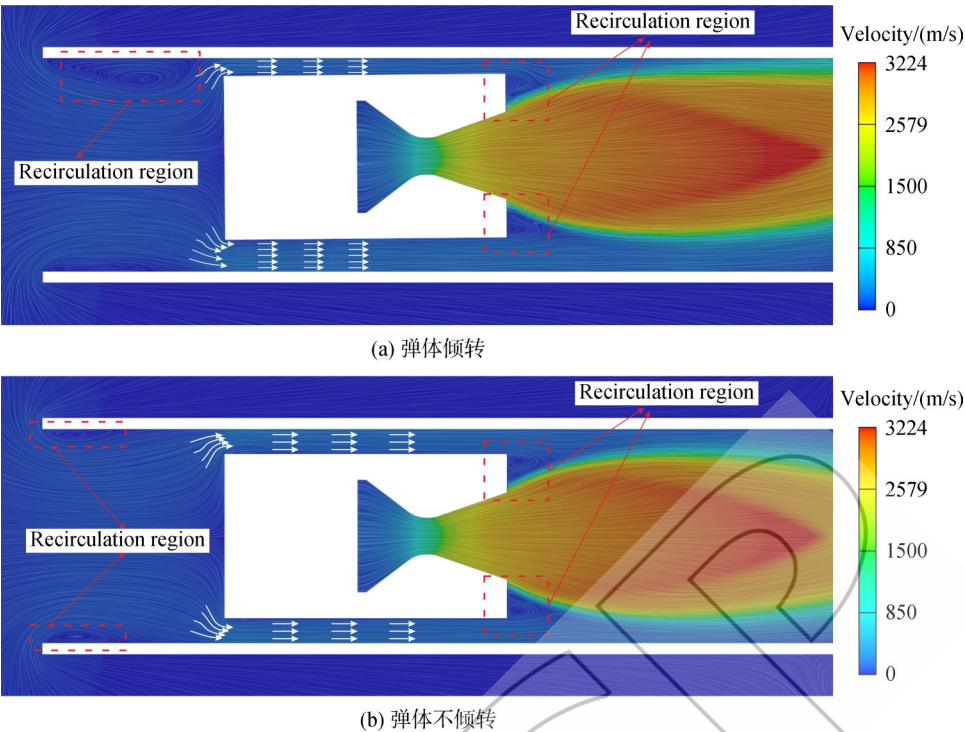


图 13 对称平面上速度矢量图  
Fig.13 Velocity vector in the symmetry plane

过程中,弹体的姿态进一步受到影响,增加弹体倾转角度,由于弹体倾转角度进一步地增加,反过来使得箱内流场的分布更加复杂,流动的不对称性进一步增加,燃气流在箱壁面的压力波动增大,容易损坏箱壁面蒙皮结构,而且使得导弹在整个出箱过程中诱发振动等,增加导弹初始扰动,若弹箱碰撞过大,可能引起发射安全事故。

图 14 给出了导弹在半约束期,弹体有倾转角和无倾角两种情况下沿着发射箱壁面的压力分布曲线对比(图中横坐标以喷管出口直径进行无量纲化表示)。从图 14(a)中可以看出,当弹体没有倾转时,发射箱上下两个表面压力分布几乎完全相同。从图 14(b)中可以看出,当弹体姿态偏斜时,发射箱上壁面上由于射流的引射作用而使得壁面压力呈现低压状态。而发射箱上壁面由于高温高速射流直接冲击,冲击区域压强和温度升高。通过比较弹体有无倾转角状态下发射箱内的压力峰值得到,弹体在有倾转角时,箱内最大压强增加了约 40%。因此,在校核弹体非同时离轨发射装置结构强度时,考虑偏斜对箱体的影响是必要的。

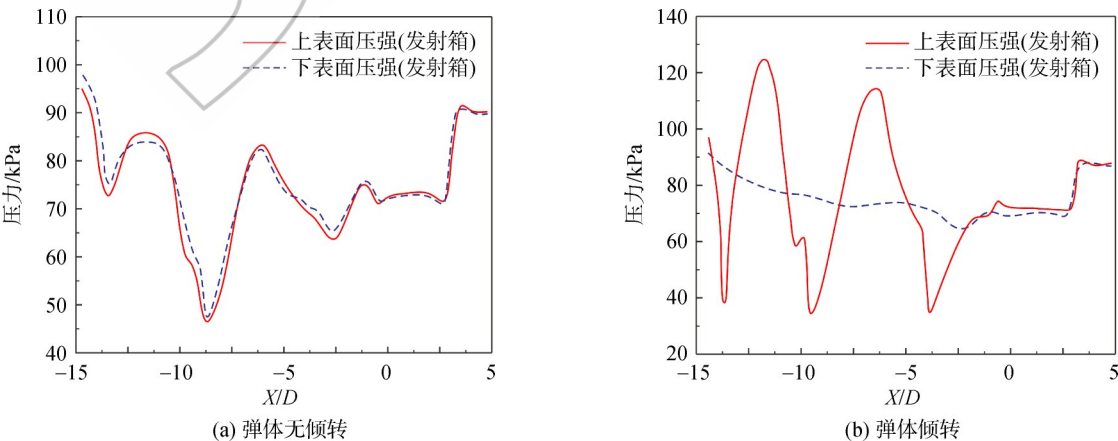


图 14 半约束期,发射箱内上表面和下表面上的静压分布曲线

Fig.14 Static pressure distribution curves on the upper and lower walls of the launching box during the Semi-constraint period

为了分析箱内二次流动对发射过程弹体姿态的影响,图15给出了导弹在半约束期有无倾转角两种情况下,弹体上下壁面静压分布曲线(图中横坐标以喷管出口直径进行无量纲化表示)。由于引射效应,弹体表面压力低于环境压强。从图

15(a)中可以看出,上下壁面压强保持一致。从图15(b)可看出,当弹体存在较小的倾转角度时,沿着弹体上下壁面压强分布存在着较大的差异,这种差异会明显地使弹体受到不平衡力矩。

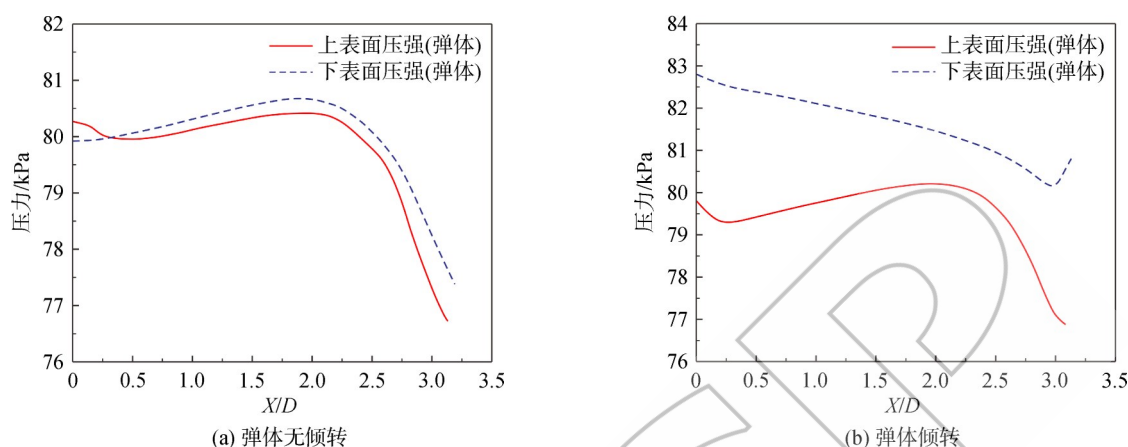


图15 半约束期,弹体上表面和下表面上的静压分布曲线

Fig.15 Static pressure distribution curves on the upper and lower walls of the projectile during the half constraint period

## 5 结 论

本文采用AUSM+格式求解RANS方程,对导弹出箱过程中箱内流场特性进行了数值模拟分析,考虑了弹体偏转对流场结构的影响。为了验证流动模型和数值方法的精度,首先以超音速欠膨胀射流冲击平板实验为对象,验证了数值方法的有效性。在此基础上,对导弹在约束期、半约束期发射箱内射流冲击流场模拟,结果表明,导弹发动机喷管尾流在发射箱内受限空间内,射流将产生一定的引射效应,即从弹体与发射箱之间的通道引射上游空气。在半约束期,通过对比导弹有倾转和导弹无倾转情况下发射箱内的流场,发现由于导弹姿态的偏转,箱内空间分布不对称,使得导弹上下侧流场分布不平衡,进而使导弹受到额外的不平衡力矩,影响弹体的起始扰动。同时发射装置受到的冲击载荷和热载荷相比于导弹没有倾角情况下也更强烈,因此在倾斜式发射装置设计过程中,需要考虑导弹倾转带来的不利影响。

## 参考文献:

[1] BERTIN J, BERTIN R, YUNG A, et al. The launch-tube flow-field for a vertical launching system[R]. AIAA 88-0332, 1988.  
[2] SAMIMY M, TURNER W, ADDY A. Backflow induced

unsteady aerodynamic forces during tube launch[R]. AIAA 87-0464, 1987.

[3] BOUSLOG S A, BERTIN J J, WINGERT W B. Flowfield produced by rocket exhaust impingement of a multitube launcher[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1984, 21(4): 323-329.  
[4] BERLIN J J, BATSON J L. Experimentally determined rocket-exhaust flowfield in a constrictivetube launcher[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1975, 12(12):711-717.  
[5] 张程, 李新田, 廖选平, 等. 固体火箭发动机后效推力对导弹底阻影响的数值仿真[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1530-1536.  
ZHANG Cheng, LI Xintian, LIAO Xuanping, et al. Numerical simulation of influences of solid rocket motor post-thrust on missile base drag[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6):1530-1536. (in Chinese)  
[6] LAMONT P J, HUNT B L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1980, 100(3):471-511.  
[7] NAKAI Y, FUJIMATSU N, FUJII K. Flow classification of the under-expanded super sonic jet impinging on a flat plate[R]. AIAA 2003-3467, 2003.  
[8] NAKAI Y, FUJIMATSU N, FUJII K. Experimental study of underexpanded supersonic jet impingement on an inclined flat plate[J]. AIAA Journal, 2006, 44(11):2691-2699.  
[9] BERLIN J J, BATSON J L. Experimentally determined rocket-exhaust flowfield in a constrictivetube launcher[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1975, 12(12):711-717.  
[10] SINHA P K, CHAKRABORTY D. Numerical study of hot

- launch of missile inside a tube[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(14):2604-2611.
- [11] KORST H H, BERTIN J J. Analysis of secondary flows for tube-launched rocket configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(1):35-42.
- [12] VATSA V N, WEDAN B W. Development of a multigrid code for 3-D Navier-Stokes equations and its application to a grid-refinement study[J]. Computers & Fluids, 1990, 18(4): 391-403.
- [13] BUSH M B, TANNER R I. Numerical solution of viscous flows using integral equation methods[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1983, 3(1):71-92.
- [14] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A new  $k-\epsilon$  eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows [J] Computers & Fluids 1995, 24(3):227-238.
- [15] EL-AMIN, M F, SUN S, HEIDEMANN W, et al. Analysis of a turbulent buoyant confined jet modeled using realizable  $k-\epsilon$  model[J]. Heat and Mass Transfer, 2010, 46(8):943-960.
- [16] CHIMA R, LIOU M S. Comparison of the AUSM+ and H-CUSP schemes for turbomachinery applications[R]. AIAA 2003-4120, 2003.
- [17] VENKATAKRISHNAN V. Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with limiters[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(1): 120-130.
- [18] ALVI F, IYER K. Mean and unsteady flowfield properties of supersonic impinging jets with lift plates[R]. AIAA 99-1829, 1999.

(编辑:张 雪)