

固体火箭发动机后效推力对导弹底阻影响的数值仿真

张程^{1,2}, 李新田², 廖选平^{1,2}, 卢鑫², 李延成²

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073;

2. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 采用二维轴对称 N-S 方程与湍流模型相结合, 建立了固体火箭发动机喷管尾流和弹体外流一体化仿真模型. 针对给定的导弹模型, 开展了不同发动机燃气流量下的流场仿真, 得到了流场速度和压力分布, 分析了不同燃气流量下发动机后效推力对导弹底阻的影响. 结果表明: 与发动机不工作时相比, 加入较小的燃气流量后, 导弹底部压力增大, 底阻值减小. 随着燃气流量的增加, 底部压力先减小后增大, 底阻先增大后减小. 随着燃气流量的增加, 后效推力与导弹底阻的合力不断增大, 且动推力所占比重逐渐增加.

关 键 词: 固体火箭发动机; 后效推力; 导弹底阻; 燃气流量; 二维模拟

中图分类号: V436

文献标志码: A

Numerical simulation of influences of solid rocket motor post-thrust on missile base drag

ZHANG Cheng^{1,2}, LI Xintian², LIAO Xuanping^{1,2}, LU Xin², LI Yancheng²

(1. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Coupled with two-dimensional axisymmetric N-S equation and turbulence model, integral flow field simulation models were established for solid rocket motor nozzle tail flow and missile outer flow. For a given missile model, numerical simulations were carried out under different combustion gas mass flow rates. Velocity and pressure contours were obtained and influences of solid rocket motor post-thrust on missile base drag were analyzed under different combustion gas mass flow rates. According to the results, compared with the case when the motor was in idle condition, the missile base pressure increased and base drag decreased under low combustion gas mass flow rate. As the combustion gas mass flow rate increased, the missile base pressure decreased first and then increased; on the contrary, the missile base drag increased first and then decreased. As the combustion gas mass flow rate increased, resultant force of post-thrust and base drag increased, and the proportion of momentum thrust increased gradually.

Key words: solid rocket motor; post-thrust; missile base drag; combustion gas mass flow rate; two-dimensional simulation

收稿日期: 2015-12-20

作者简介: 张程(1989—), 女, 博士生, 研究方向为飞行器总体设计.

引用格式: 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.

固体火箭发动机具有结构简单、经济性好、使用维护方便等优点,是导弹武器最常用的动力系统^[1-3]。发动机的性能直接影响导弹的能力,发动机工作时的内弹道性能曲线可通过地面试验获得,但发动机工作结束后,仍有部分绝热层会继续热解放出气体,产生一定的后效推力。导弹在实际飞行中,高速来流还会对导弹底部产生引射作用,降低导弹底部压力,产生底阻。同时,弹体外流与喷管尾流会产生相互作用,共同影响导弹的推阻特性。

近年来,不少学者对发动机的后效推力及导弹底阻特性开展了研究^[4-17]。Kesawani, Fabignon, Potts 等人研究了发动机绝热层的热解规律及后效碳化^[4-6]。徐善玮等人对绝热层的烧蚀质量损失进行了计算^[7],为后效推力的研究提供了基础。董月娟为了更精确地预测导弹底阻,利用风洞试验数据获得了新的试验模型,获得了更高的预测精度^[8]。徐悠悠等人针对超声速导弹进气道整流罩的底阻问题开展了 CFD 数值仿真研究^[9],得到了整流罩几何参数对底阻的影响关系曲线,为进气道的减阻设计提供了参考。丁海河等人开展了发动机后效推力理论分析和计算研究^[13],建立了绝热层烧蚀模型,并采用一维内弹道计算得到了发动机的后效推力。关英姿、张领科等人对底排弹的底排装置的内流场开展了数值仿真^[16-17],为底排装置内弹道研究提供了有价值的数据和分析结论。卓长飞等人对超声速流动中底部排气形式对减阻性能的影响进行了研究^[18]。田方礼开展了底部排气对底排弹增程影响数值仿真研究^[19],表明底部排气对减阻增程具有明显作用。

发动机的后效推力与底排弹作用相似,同样会影响导弹的底部阻力,对导弹的推阻特性分析及射程准确评估产生影响。本文采用二维轴对称 N-S 方程与湍流模型相结合,建立了发动机喷管尾流和弹体外流一体化仿真模型,对不同发动机燃气流量条件下的流场进行了仿真,得到了相关结果和结论,对导弹推阻的准确辨识起到了参考作用。

1 推力与气动力

1.1 发动机推力

发动机的推力是指静态试验时作用在发动机内外表面上气体压力的合力,记为 $\mathbf{F}$,可表示为

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_v + \mathbf{F}_s = \dot{m}\mathbf{u}_e + S_e(p_e - p_h) \quad (1)$$

其中 $\mathbf{F}_v$ 为动推力,由燃气高速排出的反冲作用产生, $\dot{m}$ 为推进剂的秒消耗量, $\mathbf{u}_e$ 为排气速度; $\mathbf{F}_s$ 为静推力,由发动机前后压差产生, p_e 为喷管出口压力, p_h 为静态试验时所在高度的大气压, S_e 为发动机喷管出口面积。

1.2 导弹气动力

记 S_b 为弹体所有外部表面积(不含 S_e), S_{ba} 为弹底部面积, S_r 为弹底除去喷管出口以外部分的面积,即 $S_r = S_{ba} - S_e$ 。各截面示意图如图 1 所示。

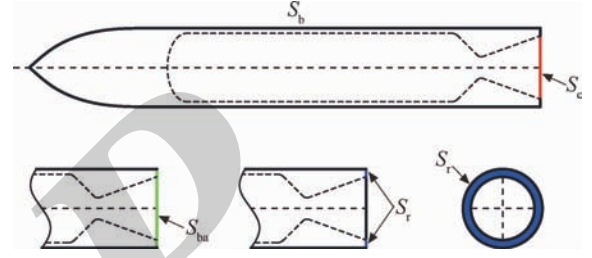


图 1 各表面定义示意图

Fig. 1 Definition of different surfaces

空气作用在导弹上的总合力 $\mathbf{R}^{[20]}$, $\mathbf{R}_b$ 和 $\mathbf{R}_e$ 分别为作用在弹体表面和喷管端面上的力。

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_b + \mathbf{R}_e =$$

$$\begin{aligned} & \int_{S_b} (\boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\tau}) dS + \int_{S_e} (\boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\tau}) dS = \\ & \int_{S_b} p_h dS + \int_{S_e} p_h dS + \int_{S_b} \boldsymbol{\sigma}' dS + \int_{S_e} \boldsymbol{\sigma}' dS + \\ & \int_{S_b} \boldsymbol{\tau} dS + \int_{S_e} \boldsymbol{\tau} dS \end{aligned} \quad (2)$$

其中 $\boldsymbol{\sigma}$ 和 $\boldsymbol{\tau}$ 分别为空气作用在弹体表面单位面积的法向力和切向力, $\boldsymbol{\sigma}$ 可表示为静压 p_h 与法向剩余力 $\boldsymbol{\sigma}'$ 之和。

1.2.1 发动机不工作

当发动机不工作时,式(2)右端空气静压积分之和为零,忽略喷管出口截面上的切向力,有

$$\begin{aligned} \mathbf{R} = & \int_{S_b - S_r} \boldsymbol{\sigma}' dS + \int_{S_{ba}} \boldsymbol{\sigma}' dS + \int_{S_b} \boldsymbol{\tau} dS = \\ & (\mathbf{X}_b + \mathbf{Y} + \mathbf{Z}) + \mathbf{X}_{ba} + \mathbf{X}_f \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{X}_b$ 为压差阻力, $\mathbf{Y}$ 为法向力, $\mathbf{Z}$ 为横向力, $\mathbf{X}_{ba}$ 为导弹全底阻, $\mathbf{X}_f$ 为摩擦阻力。

1.2.2 发动机工作

当发动机工作时,发动机喷管出口压力 $p_e = p_h + \boldsymbol{\sigma}'$, 同样忽略喷管出口截面上的切向力,有

$$\begin{aligned} \mathbf{R} = & \int_{S_b} p_h dS + \int_{S_e} p_e dS + \int_{S_b - S_r} \boldsymbol{\sigma}' dS + \\ & \int_{S_r} \boldsymbol{\sigma}' dS + \int_{S_b} \boldsymbol{\tau} dS \end{aligned} \quad (4)$$

式中的第 1、第 2 项 $\int_{S_b} p_h dS + \int_{S_e} p_e dS$ 为发动机的静推力项 F_s , 已计算至发动机的推力 F 中, 在计算气动力时不再考虑, 从而有

$$\mathbf{R} = (\mathbf{X}_b + \mathbf{Y} + \mathbf{Z}) + \mathbf{X}_r + \mathbf{X}_f \quad (5)$$

其中底阻 $\mathbf{X}_r$ 为底部圆环部分的面积 S_r 上的法向剩余压力造成。

1.3 底阻与静推力的关系

在发动机工作的后效段, 喷管出口截面压力所产生的作用力既可放至发动机的静推力项中考虑, 也可放入气动力中的底阻项中考虑:

1) 在后效段认为发动机不工作时, 整个弹底部面积 S_{ba} 的压力积分均计入全底阻 $\mathbf{X}_{ba}$ 中, 计算发动机推力时不再考虑静推力项 F_s ;

2) 在后效段仍认为发动机在工作时, 喷管出口面积 S_e 部分的压力积分将算入推力 F 中的静推力项 F_s , 而只有环形区域 S_r 部分的压力积分将算入环形底阻 $\mathbf{X}_r$ 中。

对于两种考虑方式, 导弹底阻与发动机推力的合力是一定的, 即

$$\mathbf{X}_{ba} + \mathbf{F}_v = \mathbf{X}_r + \mathbf{F}_s + \mathbf{F}_v \quad (6)$$

2 仿真模型与计算条件

对发动机喷管尾流和弹体外流开展一体化数值仿真, 分析不同燃气流量下发动机推力和导弹底阻的变化。

2.1 仿真模型和方法

仿真模型采用二维轴对称 N-S 方程与湍流模型进行耦合, 不考虑化学反应和两相流作用, 控制方程如下^[21]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = S_m \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left\{ r \mu \left[2 \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} + \\ \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = \\ - \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] + \\ \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left\{ r \mu \left[2 \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \right\} - \\ 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \cdot \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \rho \frac{v_z^2}{r} + F_r \end{aligned} \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] =$$

$$\nabla \cdot \left[k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \mathbf{J}_j + (\bar{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v}) \right] + S_h \quad (10)$$

湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型及标准壁面函数

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ G_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 μ_t 为湍流黏度, G_b 为由浮力引起的湍动能, G_k 为由平均速度梯度引起的湍动能产生项, Y_m 为脉动扩张对耗散率的贡献, $\sigma_k = 1.3$, $G_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$ 代表经验常数, 分别为 1.44, 1.92。为提高计算效率, 仿真模型采用二维轴对称 N-S 方程与湍流模型进行耦合, 不考虑化学反应和两相流作用。

2.2 计算域网格

计算域选取发动机喷管及导弹外部流场。导弹直径为 0.3 m, 弹长为 3.0 m。采用二维轴对称模型, 弹前方取 3 倍弹长, 弹上方和后方均取 5 倍弹长。计算网格采用结构化网格, 全局网格及镜像后弹体局部放大图如图 2 所示, 图中 X 为发动机轴向坐标, Y 为发动机径向坐标。

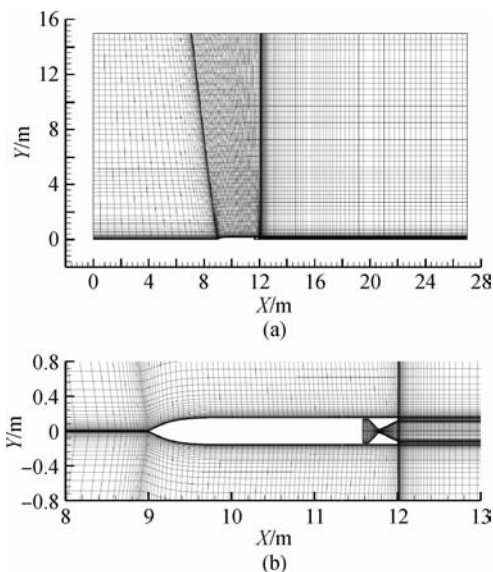


图 2 计算域网格

Fig. 2 Mesh of computational domain

2.3 计算条件

来流马赫数为 4, 高度为 10 km, 大气压力为 26.5 kPa。发动机推进剂额定流量设计为 10 kg/s, 取流量从 0~10 kg/s 变化, 对不同工况进行计算。

喷管入口燃气温度取为 3 500 K. 详细边界条件如表 1 所示.

表 1 仿真边界条件		
Table 1 Boundary conditions of simulation		
边界位置	边界类型	边界条件
计算域入口	压力远场	压力:26.5 kPa
		马赫数:4,X 轴方向温度:223 K
计算域侧面	压力远场	压力:26.5 kPa
		马赫数:4,X 轴方向温度:223 K
计算域出口	压力出口	压力:26.5 kPa
		回流温度:223 K
弹体壁面	壁面	速度无滑移,绝热壁面
喷管壁面	壁面	速度无滑移,绝热壁面
喷管入口	质量流量	温度:3500 K
		流量:0(壁面边界),0.1,0.2,0.3,0.5,1.0,2.0,10.0 kg/s
喷管出口	内部	流场内部流动

3 计算结果分析

仿真得到了各工况下流场的压力、速度分布. 对流场参数进行积分处理,获得了发动机推力、导弹底阻等宏观性能参数,并对各工况进行对比分析.

3.1 压力分布

典型工况下流场的压力分布云图如图 3~图 6 所示.

由图 3~图 6 可知,在高速来流作用下,导弹前沿将形成锥形激波. 当发动机燃气流量为 0 kg/s 时,在引射作用下,导弹底部空气被不断抽

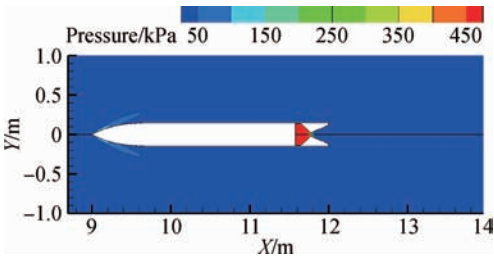


图 5 燃气流量为 0.5 kg/s 时压力分布
Fig. 5 Pressure contour with combustion gas mass flow rate of 0.5 kg/s

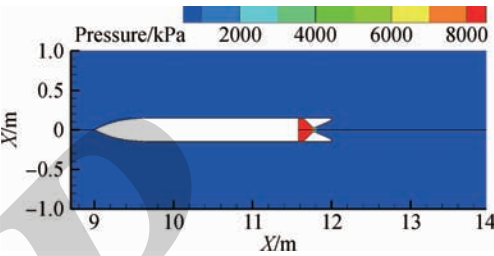


图 6 燃气流量为 10.0 kg/s 时压力分布
Fig. 6 Pressure contour with combustion gas mass flow rate of 10.0 kg/s

出,底部区域压力值明显低于周围环境压力,从而产生导弹底阻. 随着发动机燃气流量的增加,燃烧室内压力增大,燃气经喷管加速后喷出,燃气与周围空气共同影响导弹底部区域压力.

3.2 速度分布

典型工况下流场的速度分布云图如图 7~图 10 所示.

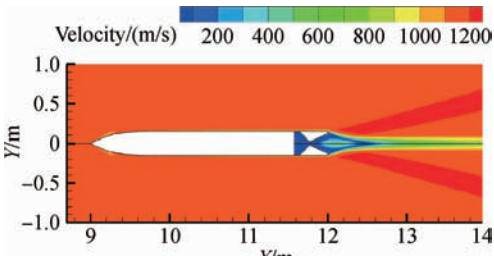


图 7 燃气流量为 0 kg/s 时速度分布
Fig. 7 Velocity contour with combustion gas mass flow rate of 0 kg/s

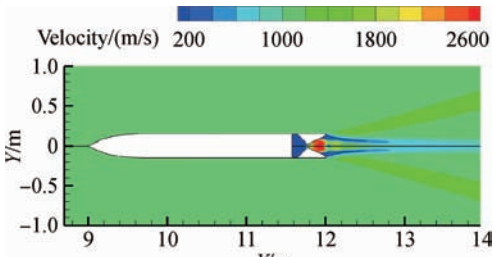


图 8 燃气流量为 0.2 kg/s 时速度分布
Fig. 8 Velocity contour with combustion gas mass flow rate of 0.2 kg/s

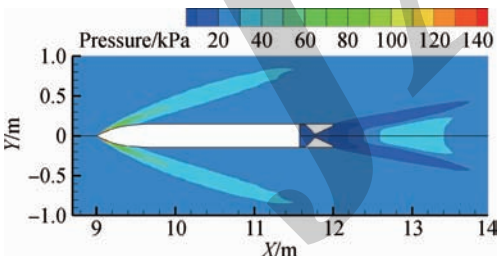


图 3 燃气流量为 0 kg/s 时压力分布
Fig. 3 Pressure contour with combustion gas mass flow rate of 0 kg/s

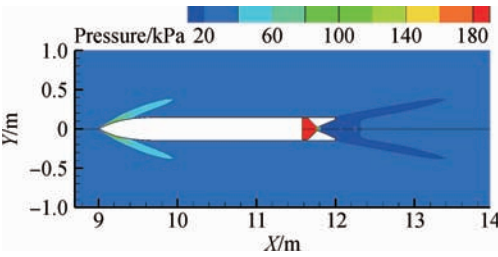


图 4 燃气流量为 0.2 kg/s 时压力分布
Fig. 4 Pressure contour with combustion gas mass flow rate of 0.2 kg/s

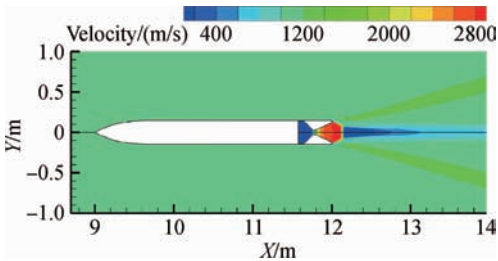


图 9 燃气流量为 0.5 kg/s 时速度分布
Fig. 9 Velocity contour with combustion gas mass flow rate of 0.5 kg/s

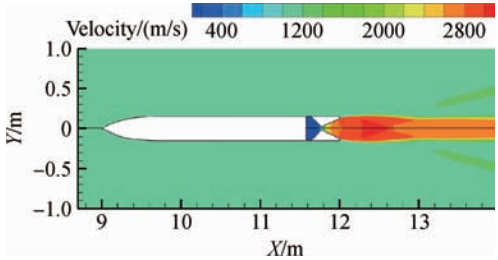


图 10 燃气流量为 10.0 kg/s 时速度分布
Fig. 10 Velocity contour with combustion gas mass flow rate of 10.0 kg/s

从图 7~图 10 可知,当燃气流量为 0 kg/s 时,导弹底部区域速度很低,仅存在少量空气旋流。随着燃气流量的逐渐增加,喷管出口速度不断增大,在喷管扩张段形成与壁面分离的超声速流;当燃气流量达到 0.5 kg/s 时,在喷管出口附近形成正激波;随着燃气流量的加大,燃气流速进一步增加。

3.3 结果分析

对流场仿真结果进行积分平均,得到各工况下的喷管出口压力 p_e 、底部压力 p_r 、喷管出口气流速度 v_e 及对导弹的作用力随燃气流量的变化曲线分别如图 11~图 13 所示。图中各作用力方向以从弹尾指向弹头方向为正。 $X_{ba} + F_v$ 为对导弹作用力的合力。

分析可知,当发动机不工作时,在高速外部气流作用下,导弹底部压力 p_e (S_e 面上的压力)和 p_r (S_r 面上的压力)比当地环境压力 26.5 kPa 明显要低,这也是导弹产生底阻的原因。

当燃气流量为较小值 0.1 kg/s 时,导弹底部压力 p_e 和 p_r 比发动机不工作时要大;但随着燃气流量的增加,底部压力先减小后增加。这是由于当燃气流量较小时,燃烧室压力较低,喷管出口气流流速较小,燃气与外界大气共同对底部进行气流补充,使得底部压力增加;但当燃气流量增加到一定值时,喷管出口气流速度会将大于外部气流速

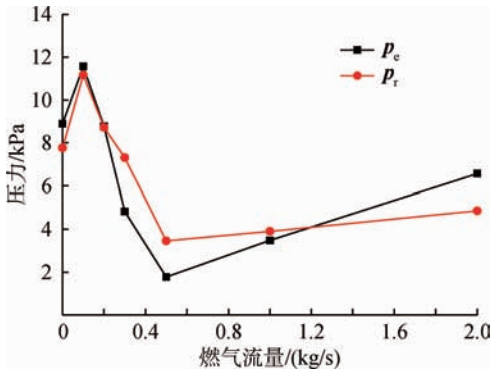


图 11 压力随燃气流量变化
Fig. 11 Pressure varying with different combustion gas mass flow rates

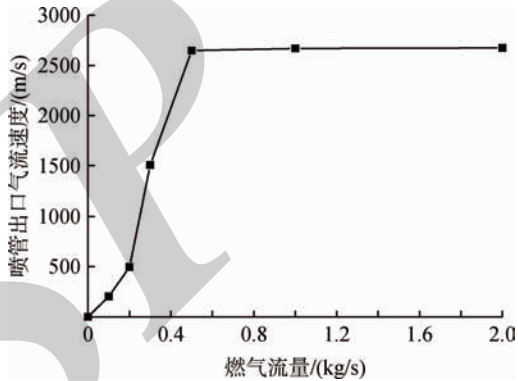


图 12 喷管出口气流速度随燃气流量变化
Fig. 12 Gaseous velocity of nozzle outlet varying with combustion gas mass flow rates

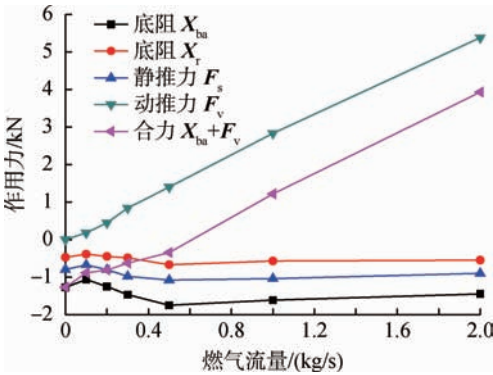


图 13 对导弹作用力随燃气流量变化
Fig. 13 Forces to missile varying with combustion gas mass flow rates

度,影响外部大气对底部的气流补充作用,因此压力反而降低;随着流量的进一步增加,燃烧室压力增加,经喷管加速膨胀后的出口压力又重新增大。

随着燃气流量的增加,喷管出口气流速度明显增加。当燃气流量为 0.5 kg/s,即达到额定流量的 5% 时,喷管出口平均速度可达到发动机额定工况下喷管出口平均速度的 95% 以上,并产生较为明显的动推力。

与压力的变化趋势相对应,当燃气流量为较小值(0.1 kg/s)时,全底阻 X_{ba} 和环形底阻 X_r 的绝对值比燃气流量为 0 kg/s 时要小;之后随着燃气流量的增加,底阻的绝对值先增加后减小。

随着燃气流量的增加,全底阻与动推力的矢量和 $X_{ba} + F_v$ 不断增加,且动推力所占比例越来越大。对于本文计算条件,当燃气流量为 1.0 kg/s,即达到额定流量的 10% 时,动推力大于全底阻,总合力值为正。

4 结 论

本文分析了发动机推力和导弹气动力的形成原理,建立了发动机喷管尾流与弹体外流一体化仿真模型,开展了不同燃气流量条件下的流场仿真,经分析得出如下结论:

1) 燃气流量的变化会引起底部压力和底阻的变化。与发动机不工作时相比,在很小的燃气流量下,导弹底部压力增加,底阻绝对值减小;但随着燃气流量的进一步增加,底部压力先减小后增加,底阻绝对值先增加后减小。

2) 喷管出口气流速度随着燃气流量的增加而增大,当燃气流量达到额定流量的 5% 时,喷管出口平均速度可达到额定工况下平均速度的 95% 以上,产生明显的动推力。

3) 随着燃气流量的增加,底阻与推力的合力不断增加,且动推力所占比例越来越大。在本文仿真条件下,当燃气流量达到额定流量的 10% 时,动推力大于全底阻,总合力为正。

参考文献:

[1] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(上)[M]. 北京:中国宇航出版社,1991.

[2] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京:中国宇航出版社,1992.

[3] 龙乐豪,方心虎,刘淑贞,等. 总体设计(上)[M]. 北京:中国宇航出版社,1989.

[4] KESAWANI S T, ANDIROGLU E, KUO K K. Recession behavior of graphitic nozzles in simulated rocket motors [R]. AIAA 83-1317, 1983.

[5] FABIGNON Y. Ablation rate calculation of thermal insulation in segmented solid propellant rocket motors [R]. AIAA 93-1884, 1993.

[6] POTTS R L. Application of integral methods to ablation charring erosion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(2): 200-209.

[7] 徐善玮,侯晓,张宏安. 固体火箭发动机内绝热层烧蚀质量损失计算[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(3): 28-31.

XU Shanwei, HOU Xiao, ZHANG Hongan. Calculation of

internal insulation ablation mass loss of solid rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(3): 28-31. (in Chinese)

[8] 董月娟. 导弹底阻预测[J]. 飞航导弹, 1996(4): 17-22.

DONG Yuejuan. Missile bottom drag prediction[J]. Winged Missiles Journal, 1996(4): 17-22. (in Chinese)

[9] 徐悠悠,谷良贤. 超声速进气道整流罩船尾形状及其底阻的数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(2): 178-179.

XU Youyou, GU Liangxian. Stern shape design and numerical study of base drag for supersonic inlet fairing[J]. Journal of Projectiles, Missiles and Guidance, 2005, 25(2): 178-179. (in Chinese)

[10] 王中原. 底凹弹侧壁斜孔减小底阻分析[J]. 南京理工大学学报, 1997, 21(1): 17-20.

WANG Zhongyuan. Analysis of base drag reduced by side holes in the projectile with base cavity[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 1997, 21(1): 17-20. (in Chinese)

[11] 徐德新,姚国彬. 减小底排弹底阻的设计参量最优化研究[J]. 弹箭技术, 1997(1): 25-29.

XU Dexin, YAO Guobin. Optimization of design parameters for bottom drag reduction[J]. Missile Technique, 1997(1): 25-29. (in Chinese)

[12] 谭俊杰. 一种超声速风洞实验底阻修正方法[J]. 力学与实践, 1996(5): 17-19.

TAN Junjie. Method for correcting bottom resistance of supersonic wind tunnel experiment [J]. Mechanics and Practice, 1996(5): 17-19. (in Chinese)

[13] 丁海河,侯晓,陈林泉. 固体火箭发动机后效推力计算[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(4): 263-266.

DING Haihe, HOU Xiao, CHEN Linquan. Post-thrust calculation of solid rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(4): 263-266. (in Chinese)

[14] 杨春杰. 固体火箭发动机后效冲量研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.

YANG Chunjie. Predicted post-thrust for the upper-stage solid rocket motor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)

[15] 王明海,杨颖,李邦杰. 后效冲量引起导弹弹道误差的一种计算方法[J]. 飞行力学, 2008, 26(2): 48-50.

WANG Minghai, YANG Ying, LI Bangjie. An algorithm of missile ballistic error generated by after-working impulse [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(2): 48-50. (in Chinese)

[16] 关英姿,武晓松,崔乃刚. 底排弹底排装置内流场的数值模拟[J]. 弹道学报, 1996, 8(3): 12-17.

GUAN Yingzi, WU Xiaosong, CUI Naigang. Numerical simulation of the inner flow field of the bottom bleed projectile [J]. Journal of Ballistic, 1996, 8(3): 12-17. (in Chinese)

[17] 张领科,周彦煌,陆欣. 某底排弹底排装置工作期间内部流场的数值模拟[J]. 含能材料, 2010, 18(2): 217-221.

ZHANG Lingke, ZHOU Yanhuang, LU Xin. Numerical simulation of interior flow field in a base bleed unit during

working[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2010, 18(2): 217-221. (in Chinese)

[18] 卓长飞, 武晓松, 封锋. 超声速流动中底部排气形式对减阻性能的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2144-2155.

ZHUO Changfei, WU Xiaosong, FENG Feng. Effect of base bleed type on drag reduction performance in supersonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2144-2155. (in Chinese)

[19] 田方礼. 底部排气对底排弹增程影响[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.

TIAN Fangli. The effect of bottom exhaust on the bottom discharge[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)

[20] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.

[21] CHIAVERINI M J, KUO K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, Virginia: AIAA, 2006.

(编辑: 陈 越)