

某舰载扰流片式导弹主推力气动仿真

马武举, 杨海涛

(中国船舶重工集团有限公司第七一〇研究所, 湖北 宜昌 443003)

摘要 为满足小型智能可控导弹的装舰需求, 介绍了一型适用于小喷口固体火箭发动机的定轴转动式扰流片。数值仿真研究了扰流片安装位置和喷口压力对发动机主推力的影响。结果表明: 扰流片旋转轴与发动机喷口距离改变对主推力调节特性影响小; 增加旋转轴与发动机轴线的距离可增大主推力调节范围, 但主推力起控角度同时增大。随着舵偏角的增大, 发动机喷口的激波型面向发动机喷口靠近, 且激波型面由斜激波逐渐变为正激波。

关键词 扰流片; 推力矢量; 数值模拟; 激波

中图分类号 V238

文献标识码 A

文章编号 2096-5753(2021)04-0305-05

DOI 10.19838/j.issn.2096-5753.2021.04.008

Aerodynamic Simulation on Spoiler Thrust for a Ship-Borne Missile

MA Wujun, YANG Haitao

(No.710 R&D Institute, CSIC, Yichang 443003, China)

Abstract To meet the ship installation requirement of small intelligent controllable missile equipment, a fixed-axis rotating spoiler for small nozzle solid rocket motor is introduced in this paper. This paper has studied the influence of spoiler installation position and nozzle pressure on the thrust of the motor by numerical simulation. The results show that the change of the height between the spoiler rotation axis and the engine nozzle plane has little effect on the main thrust adjustment characteristic of the solid rocket motor. The increase of the distance between the spoiler rotation axis and the engine axis can increase the thrust adjustment range, but the initial control angle will also be increased. With the increase of the deflection angle, the shock wave gradually approaches the engine nozzle, and the shock wave profile changes from oblique shock wave to positive shock wave.

Key words spoiler; thrust vector; numerical simulation; shock wave

0 引言

海战场正逐渐成为未来战争的主战场, 精确制导弹药在海洋战争中扮演着重要角色。为适应舰载精确制导弹愈来愈小的发展趋势和快速上舰要求, 需要为小型精确制导武器设计新的发动机主推力控制机构。常见的主推力控制机构有燃气舵、喉部针栓和扰流片。扰流片式主推力控制

是将扰流片伸入发动机尾流, 造成发动机推力损失, 从而实现对导弹的制导与控制。扰流片式主推力控制具有耐烧蚀、响应速度快和不工作时无主推力损失等优点^[1-3]。

国内外学者针对扰流片推力矢量控制技术开展了相应数值仿真和试验研究。Patel 等^[4]和 Guery 等^[5]开展了扰流片外形和阻塞面积对发动机矢量力影响。Parviz 等^[6]开展了高超声速射流试验研究

扰流片矢量力控制能力。Steffen 等^[7]开展了扰流片矢量力数值仿真计算,并通过试验验证了数值仿真模型的正确性。崔业兵等^[8]对圆弧型扰流片进行气动特性仿真和发动机点火试验,得到扰流片气动力随着伸入流场高度的增加线性增大,扰流片阻塞面积率与推力偏转角呈正比的结论。王晓辉等^[9]通过数值仿真研究了扰流片推力矢量控制的工作原理。丛戎飞等^[10]研究了扰流片几何形状对轴对称喷管推力矢量气动特性的影响规律,提出了减小推力损失的设计方法。目前,扰流片矢量控制技术研制中,扰流片均通过在发动机喷口端面平动的方式进行主推力控制^[11]。随着智能可控导弹的小型化发展(发动机喷口尺寸越来越小),扰流片在发动机喷口平动的布局形式并不适用,迫切需要提出新的扰流片气动布局形式。

为加快小型智能可控导弹的上舰(舰载发射装置炮管内径小)进程,本文针对小型舰载智能可控导弹提出了扰流片绕定轴转动的气动布局方案,采用 CFD 数值仿真方法系统性地研究扰流片安装位置、发动机喷口压力对固体火箭发动机主推力调节特性的影响规律,本文研究结果可为该项技术的工程化实现提供设计方法和飞行力学参数。

1 扰流片主推力控制原理

扰流片通过绕定轴转动进行发动机主推力调节,如图 1 所示。扰流片与竖直方向的夹角 θ 为舵偏角,固体火箭发动机进行主推力调节时,4 个扰流片的舵偏角 θ 相同。

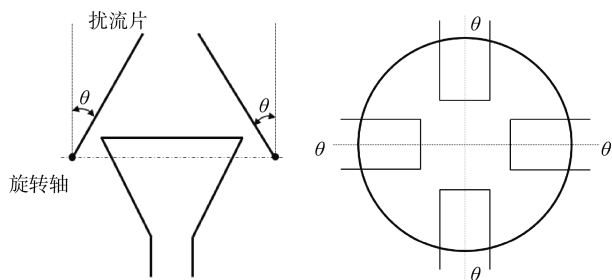


图 1 扰流片矢量控制系统

Fig. 1 Spoiler vector control system

扰流片主推力控制原理:发动机喷口为超声速气流,扰流片旋转伸入发动机尾流场使超声速气流

的流动方向被迫突然变化,发动机喷口将产生激波。激波在扰流片迎风面形成高压区,使扰流片受到了与发动机主推力方向相反的作用力 ΔF_r ,从而引起了发动机推力损失。发动机主推力计算公式如下:

$$F = \sum [\rho v(v \cdot N) + (p - p_\infty)N] \Delta A - \Delta F_r \quad (1)$$

式中: ρ 为气流密度; v 为出口截面微元出燃气的平均速度; p 为出口截面微元的平均压强; p_∞ 为环境大气压强; N 为出口截面微元的单位矢量; ΔA 为发动机喷口面积。

2 数值仿真方法

2.1 控制方程与湍流模型

固体火箭发动机内流场复杂,本文数值仿真基于以下假设:1)燃气为理想气体,且为单一气源;2)忽略燃气与喷管壁面的摩擦传热;3)流场中的流动为定常流动;4)流动过程中不考虑发生的化学反应。本文数值仿真控制方程采用笛卡尔坐标系下的三维 N-S 方程:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为守恒变量矢量; $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 为无粘通矢量; $\mathbf{E}_v$ 、 $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{G}_v$ 为粘性通矢量^[12]。

固体火箭发动机内流场中涵盖了亚音速、跨音速和超音速流动,粘性影响显著,扰流片位置温度高且存在激波和附面层流动分离等问题,湍流模型选用两方程的 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型^[13]。

2.2 网格与边界条件

扰流片数值仿真模型如图 2,数值仿真模型中包含 2 个计算域,固体火箭发动机位于计算域 1 中,扰流片位于计算域 2 中。分别对 2 个计算域进行网格绘制,计算域 1 采用六面体结构化网格绘制,其中网格节点数目为 170 万;计算域 2 采用四面体非结构化网格绘制,并对扰流片近壁面网格进行加密,其中网格节点数目为 325 万。本文中固体火箭发动机内径 144 mm,收缩半角 40° ,喉部直径 13.9 mm,扩张半角 12° ,喷口直径 29 mm。图 3 分别为发动机和扰流片表面网格。利用 ICEM-CFD 软件网格拼接技术对 2 个计算域进行组装,数值仿真计算采用 Ansys-Fluent 软件。

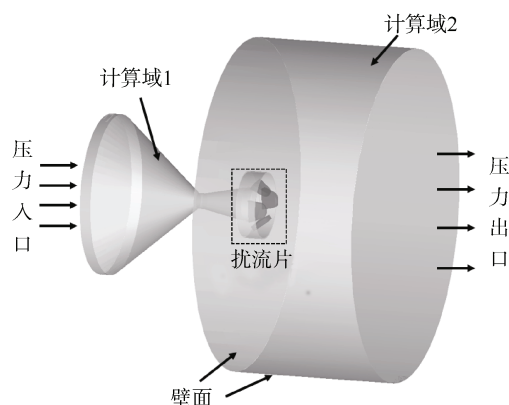


图2 计算域
Fig. 2 Computational domain

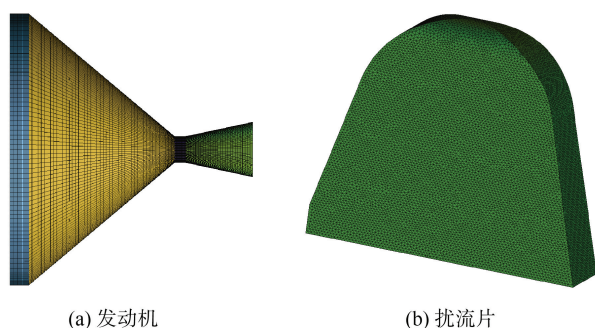


图3 数值仿真网格
Fig. 3 Numerical simulation grid

为方便发动机内流场控制方程组数值求解,采用压力入口、压力出口边界条件;发动机壁面和扰流片均设置为刚性绝热壁面。计算过程中监测发动机喷口平均速度和扰流片受到的气动阻力 ΔF_r ,当50个计算步长内监测量的偏差不超过0.5%,则认为迭代收敛。

3 扰流片位置对主推力的影响

扰流片与发动机喷口的相对位置关系可决定发动机主推力调节能力和主推力调节角度范围。本文开展了3种工况,研究了扰流片旋转轴距发动机中心轴线的距离 l 和距离发动机喷口高度 h 对发动机主推力调节特性的影响,扰流片与发动机喷口的位置关系如图4所示。

工况1-3中,扰流片旋转轴与发动机中心轴线的距离 l 和发动机喷口的高度 h (负号代表旋转轴在发动机喷口下方)如表1所示。

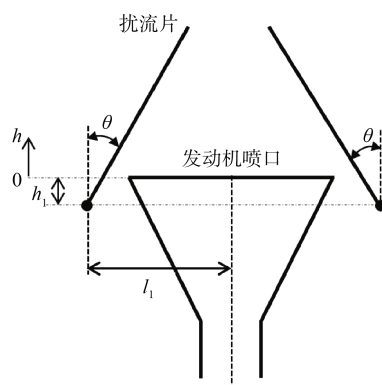


图4 扰流片与发动机喷口相对位置
Fig. 4 Relative position of the spoiler and the engine nozzle

表1 旋转轴位置
Table 1 Rotation axis position

工况	与中心轴线距离 l /mm	与发动机喷口距离 h /mm
1	22	-2.5
2	22	7.5
3	27	-2.5

针对工况1-3的扰流片位置,分别开展了发动机主推力特性数值仿真研究。数值仿真采用压力入口边界条件,入口压力为3.6 MPa,温度3 000 K;出口为压力出口,压力为101.325 kPa,温度300 K;扰流片和发动机壁面为无滑移绝热壁面。数值仿真得到不同舵偏角下的发动机主推力,计算结果如图5。图中同时给出了无损失的发动机主推力(660 N)

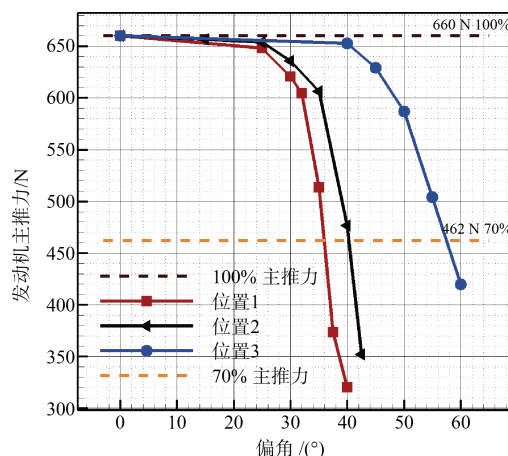


图5 扰流片不同位置发动机主推力
Fig. 5 Main thrust of engine with spoiler at different positions

和 70%无损失发动机推力数值仿真结果。数值仿真结果表明：1) 当舵偏角较小时，扰流片未能伸入发动机尾流，扰流片不具备发动机主推力调节能力，当扰流片对主推力起控后，发动机推力损失随着扰流片舵偏角的增加而增大；2) 当扰流片旋转轴与发动机喷口的高度增加 10 mm，主推力调节起控舵偏角不变，70%主推力调节角度范围增大 3.4° ；3) 当扰流片旋转轴与发动机中心轴线的距离增加 5 mm，主推力调节起控舵偏角增加约 15° ，70%主推力调节角度范围增大 7.2° 。

图 6 给出了工况 1 和工况 3 的起控角度示意图。示意图中，工况 1 和工况 3 对应的扰流片起控舵偏角分别为 21.5° 和 36.7° ，起控舵偏角几何分析与数值仿真结果偏差较小。结果表明：扰流片起控舵偏角随着扰流片旋转轴距发动机中心轴线的距离 l 的增加而增大；扰流片旋转轴距发动机喷口高度 h 的改变对扰流片起控舵偏角基本不影响。

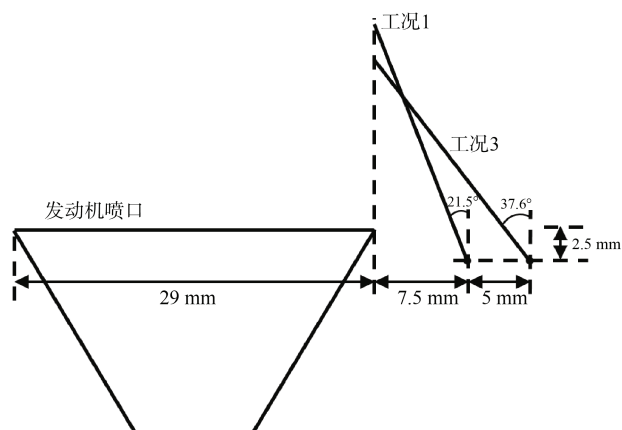


图 6 起控角度
Fig. 6 Initial control angle

图 7 是发动机推力为初始推力 70% 时，工况 1 和工况 3 扰流片舵偏角和扰流片在发动机喷口投影面积的示意图。

数值仿真得到 70% 推力时，扰流片舵偏角和发动机阻塞率^[14]计算结果如表 2 所示。发动机阻塞率为扰流片在发动机喷口投影面积与发动机喷口面积的比值。数值仿真结果表明：不同于扰流片在喷口平动的布局形式，本文中发动机阻塞率对发动机主推力的影响与扰流片旋转轴位置有关。

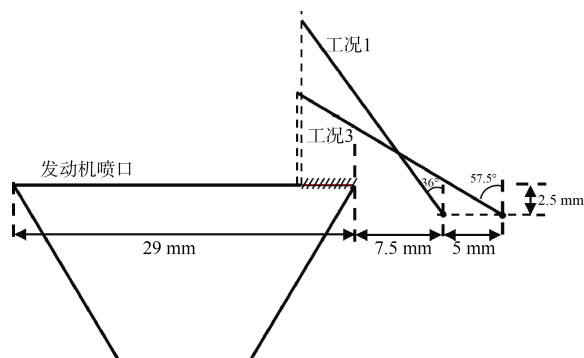


图 7 扰流片投影面积
Fig. 7 Projected area of spoiler

表 2 扰流片投影面积
Table 2 Projected area of spoiler

工况	70%推力舵偏角/ $^\circ$	发动机阻塞率/%
1	36	37.2
2	40.3	46.8
3	57.5	32.7

4 喷口压力对主推力的影响

针对工况 3，研究了压力对发动机主推力的影响，其中发动机喷口压力分别为 3.6 MPa、3.2 MPa、2.8 MPa，扰流片舵偏角为 $40^\circ \sim 60^\circ$ ，发动机主推力数值仿真结果如图 8 所示。数值仿真结果表明：固定入口压力，发动机推力随着扰流片舵偏角的增加而降低；固定舵偏角，主推力随着发动机喷口压力的增加而增大。

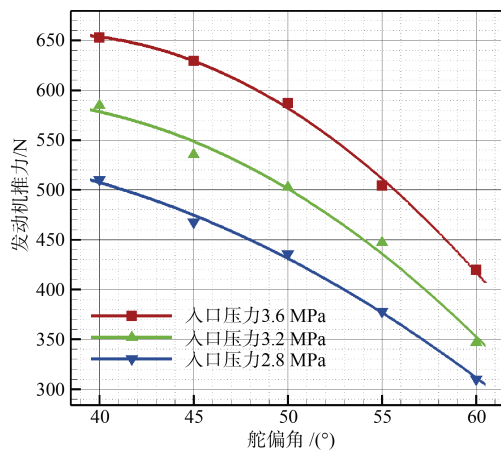


图 8 不同压力下发动机推力
Fig. 8 Engine thrust at different pressures

图 9 为数值仿真得到发动机喷口压力 3.6 MPa，扰流片舵偏角为 40° 、 45° 和 55° 时，流场沿着流向

的截面速度分布云图。受扰流片对发动机尾喷流的阻塞影响, 发动机喷口的气流急剧压缩导致发动机喷口出现激波。云图结果表明: 激波型面与扰流片舵偏角有关, 随着舵偏角的增大, 激波型面逐渐向发动机喷口移动且发动机喷口端面的激波型面由斜激波逐渐转变为正激波。

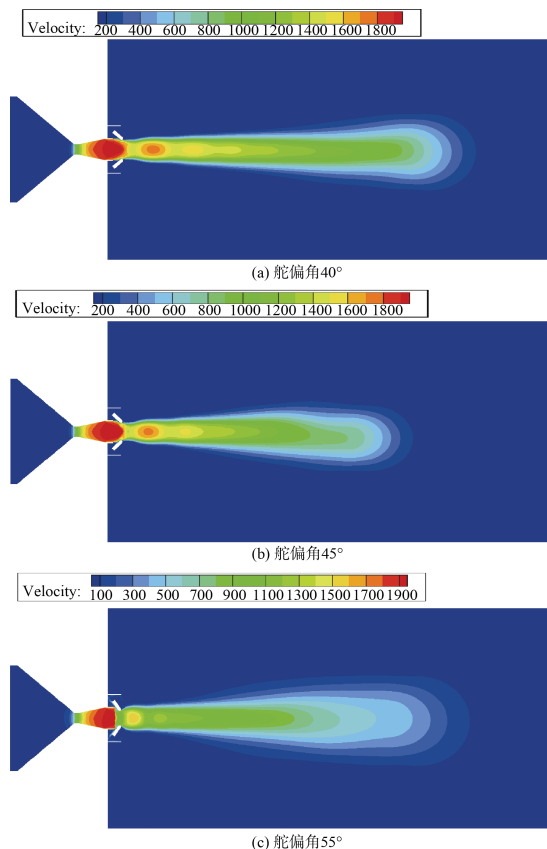


图9 不同舵偏角下速度云图

Fig. 9 Velocity cloud diagram at different deflection angles

5 结束语

针对常规扰流片推力矢量控制机构无法适装于小喷口固体火箭发动机的问题, 本文设计了一种新的扰流片矢量控制机构。采用数值仿真方法研究了矢量控制机构中扰流片安装位置和喷口压力对发动机主推力特性的影响, 主要工作和结论如下:

1) 增加扰流片旋转轴与发动机中心轴线的距离可增大发动机主推力调节角度范围, 但发动机起控角度也会随着增大。

2) 本文的扰流片矢量机构, 发动机推力随着扰流片舵偏角的增加而降低; 固定舵偏角, 主推力

随着发动机喷口压力的增加而增大。

3) 进行主推力调节, 当舵偏角较小时, 喷口激波型面为斜激波; 当舵偏角较大时, 喷口激波型面为正激波。

参考文献

- [1] 丛戎飞, 吴军强, 张长丰, 等. 扰流片式推力矢量喷管气动特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 234-241.
- [2] 谢永强, 李舜, 周须峰, 等. 推力矢量技术在空空导弹上的应用分析[J]. 科学技术与工程, 2019, 20(9): 6110-6113.
- [3] BREVIG O, SLEIGH K, CASEBOLT R, et al. Underwater test qualification of the tomahawk booster and jet tab TVC system thrust vector control[C]// AIAA, SAE, & ASME, Joint Propulsion Conference. Las Vegas: AIAA, 2013.
- [4] PATEL M P, STUCKE R. Forebody geometry effects on the flow of a blunt-nose projectile at high α [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(6): 1906-1922.
- [5] GUERY J F, CHANG I S, SHIMADA T, et al. Solid propulsion for space applications: an updated roadmap[J]. Acta Astronautica, 2010, 66(1): 201-219.
- [6] BEHROUZI P. Effect of tab parameters on near-field jet plume development[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(3): 576-585.
- [7] STEFFEN C J, REDDY D R. Numerical modeling of jet entrainment for nozzles fitted with delta tabs, AIAA-97-0709[R]. Reno: AIAA, 1997.
- [8] 崔业兵, 陈雄, 周长省, 等. 扰流片推力矢量控制系统动态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1031-1034.
- [9] 王晓辉, 刘志勇, 褚学森. 扰流片式推力矢量控制的气动力学研究[J]. 船舶力学, 2019, 23(7): 791-801.
- [10] 丛戎飞, 吴军强, 张长丰, 等. 扰流片式推力矢量喷管气动特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 234-241.
- [11] FILIPPONE A. Inverted jet spoilers for aerodynamic control[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1240-1252.
- [12] 王与恒, 孙文中, 李畅, 等. 燃气舵控制力影响因素的数值模拟[J]. 导弹与制导学报, 2018, 38(5): 60-64.
- [13] BLAZEK J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Switzerland: Alstom Power Ltd, 2001.
- [14] 陈运剑, 刘畅, 帅超. 推力可调节固体火箭发动机气动仿真[J]. 机械工程与自动化, 2019(5): 102-106.

(责任编辑: 曹晓霖)