

来流马赫数对射流矢量喷管内流场影响的动态模拟

宋亚飞¹, 高峰¹, 杨小秋²

(1. 空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800;

2. 空军 95100 部队装备部, 广东 广州 510405)

摘 要: 以二维拉瓦尔喷管为对象, 利用非定常雷诺平均 N-S 方程和 RNG $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型对激波控制的射流推力矢量喷管非定常流场进行研究, 分析了来流马赫数连续变化对喷管流场的影响, 得出喷管推力性能的变化规律。结果表明: 在亚声速来流中, 轴向力随飞行马赫数增加而小幅上升, 侧向力变化不大; 在跨声速来流中, 轴向推力和侧向推力都急剧下降; 来流马赫数为超声速时, 推力随马赫数的增加而减小。推力矢量角和推力系数分别与侧向力和轴向力的变化规律相似。

关键词: 固体火箭发动机; 射流推力矢量; 二次流; 内流场; 数值模拟

中图分类号: V435-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0038-06

Dynamic simulation for effect of incoming flow Mach number on internal flow field of fluidic thrust vectoring nozzle

SONG Ya-fei¹, GAO Feng¹, YANG Xiao-qiu²

(1. Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, China;

2. Armament Department, Unit 95100 of PLA, Guangzhou 510405, China)

Abstract: Taking the 2D convergent-divergent nozzle as a research object, the 2D unsteady Reynolds average N-S equation and RNG $k-\varepsilon$ turbulence model was utilized to study the unsteady flow field of fluidic thrust vectoring nozzle based shock control. The influence of continual variation of the incoming flow Mach number on the flow field in the nozzle is analyzed. The changing regularity of nozzle thrust performance was derived. The results show that the incoming flow Mach number causes the change of pressure round the nozzle exit, and influences the internal flow characteristics of the vectoring nozzle by the interaction of nozzle boundary layer and shock; in the subsonic free flow, with the increase of incoming flow Mach number, the thrust increases; in the transonic flow, the side thrust and axial thrust decrease hardly; when the Mach number is supersonic velocity, the thrust de-

收稿日期: 2011-08-19; 修回日期: 2011-09-16

作者简介: 宋亚飞 (1988—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程

clines with the increase of Mach number; and the thrust vector angle and thrust coefficient are same as the changing regularity of side thrust and axial thrust.

Keywords: solid propellant rocket engine; fluidic thrust vector; secondary injection; internal flow field; numerical simulation

0 引言

推力矢量控制技术作为导弹动力的核心和关键技术之一, 可以弥补空气动力控制在低速和高空状态下控制性能低的缺点, 提升导弹机动性和生存能力, 从而有效提升防空导弹的作战效能。根据实现方法, 推力矢量装置大致可分两类: 机械调节式推力矢量控制和射流推力矢量控制。其中, 射流推力矢量 (Fluidic thrust vectoring, FTV) 通过引入二次射流使喷管主流发生偏转以产生矢量推力。与机械节调节式矢量喷管相比, 射流推力矢量喷管具有结构简单, 重量轻, 易于维护, 系统响应快, 隐身性能好的优点, 因此成为国内外研究的热点。

激波诱导矢量控制是射流推力矢量的一种实现方式, 通过在喷管扩张段一侧引入二次射流, 当主流流过该处时产生斜激波, 从而使主流方向改变得到需要的矢量角 (如图 1 所示)。法向力的主要部分是射流边界层上游分离区的高压所产生的侧向力。该方法能够获得较大的矢量角, 对典型的激波矢量控制方法, 推力矢量效率可以达到每引射 1% 的二次流流量就可以产生 3.3° 的矢量角; 推力系数约为 $0.86 \sim 0.94^{[1-2]}$ 。

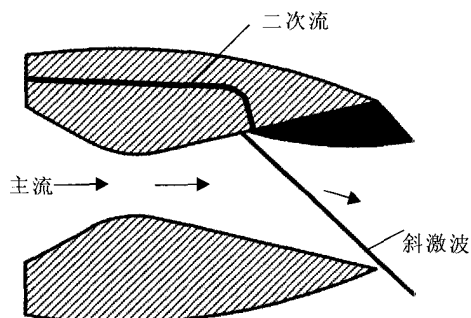


图 1 激波诱导矢量控制原理

Fig. 1 Control principle of shock wave inducing vector

20 世纪 90 年代后期, NASA (美国航空航天局) 兰利研究中心以二维拉瓦尔喷管为对象, 对激波诱导矢量喷管进行了一系列流体控制方案试验, 重点研究了开孔形状、开孔位置、注气压强和注气流量等参数对喷管性能的影响。与试验相对应, 还同时发展了多种数值计算方法, 取得了与试验研究相一致的结果^[3-4]。国内也对二次喷射流与主流干扰流场激波结构进行了不少风洞试验研究和数值模拟研究^[5-11]。国内外研究人员在探讨参数影响规律时都是对数值仿真结果的对比分析, 关于参数连续变化对矢量喷管内流场影响的研究则很少。本文基于 CFD 技术, 以二维拉瓦尔喷管为研究对象, 采用 FLUENT 软件对激波诱导矢量喷管内流场进行动态数值模拟, 研究了来流马赫数连续变化时喷管内流场的非定常特性, 分析了来流马赫数变化对轴向推力和侧向推力的影响。

1 数值方法

1.1 控制方程和湍流模型

本文应用有限体积法求解二维非定常雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型采用适合射流推力矢量喷管流场计算的 RNG $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型^[12], 压力和速度的耦合采用 SIMPLE 算法, 空间离散采用二阶迎风格式。为了保证数值计算的稳定性并兼顾计算的可行性, 时间项离散采用双重时间步进法。

1.2 喷管模型与网格划分

为便于和实验结果进行对比, 本文计算使用 NASA 兰利研究中心跨声速风洞中的拉瓦尔实验喷管^[13] (如图 2 所示)。该喷管长度为 115.57 mm, 进口半高 35.20 mm, 出口半高 24.69 mm, 喉道

半高 13.74 mm, 喉道到进口距离 57.79 mm, 在上壁面开一个喷射孔, 二次射流入口到进口的距离是 104.14 mm, 宽度 2.03 mm。设计喷管落压比 (NPR_0) 为 8.78。

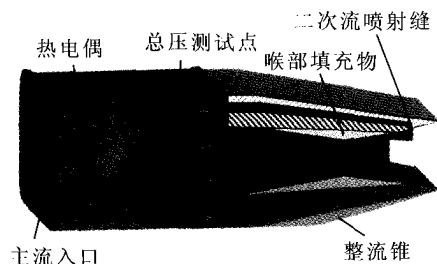


图2 2-DCD 喷管模型

Fig. 2 Model of 2-DCD nozzle

计算域如图3所示。由于研究对象几何结构较为复杂, 为了减小网格生成难度, 提高网格质量, 生成网格时, 采用分区网格, 各子区网格单独生成后进行拼接形成一个整体。同时对在壁面、二次射流入口处、喷管出口附近及喷管喉部等物理量变化梯度较大的区域进行网格加密

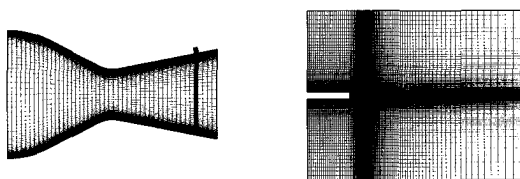


图3 计算区域和喷管局部放大图

Fig. 3 Computational domain and close-up of nozzle grid

1.3 边界条件

喷管主流、二次流入口以及自由流入口设定为压力入口边界, 均给定总压、总温值, 其中, 自由流马赫数是激波诱导矢量喷管的主要因素, 自由流马赫数随时间的变化规律如图4所示。根据来流马赫数与总压的关系, 使用 FLUENT 中自定义函数 (UDF) 来实现对自由流马赫数的控制; 外场出口条件由流动状态决定, 若为亚音速流, 则给定反压, 其余变量通过外插给出; 若为超音速流, 则外插给出所有流动参数; 外场上下边界设为压力远场条件; 壁面条件设定为绝热、无滑移条件, 近壁面采用非平衡壁面函数。

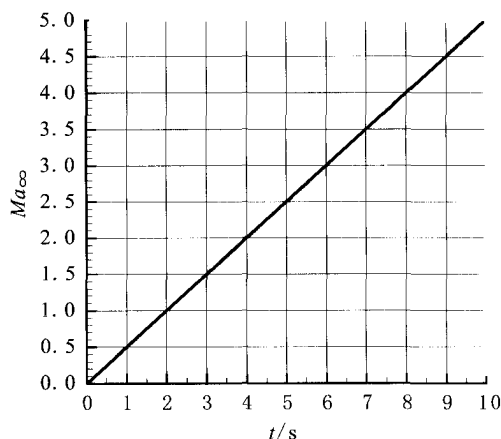


图4 来流马赫数随时间变化曲线

Fig. 4 Variation of incoming flow Mach number with time

1.4 算例验证

首先运用 NASA 兰利研究中心的实验数据对本文的物理数学模型进行检验, 本文选取的工况为: 喷管主流总压与环境压强之比 (NPR) 为 4.6, 二次流总压与喷管主流总压之比 (SPR) 为 0.7, 外流为静止大气, 环境压强 0.1 MPa, 总温 298 K。图5显示了喷管上下压强分布的计算结果和试验数据。图中“ P/P^* ”表示壁面压强与总压之比, “ X/X_t ”表示壁面水平坐标与喉部水平坐标的比值。从图中可以看出数值模拟结果与试验数据基本吻合, 说明本文采用的数值分析模型在发动机内流场分析时基本可行。

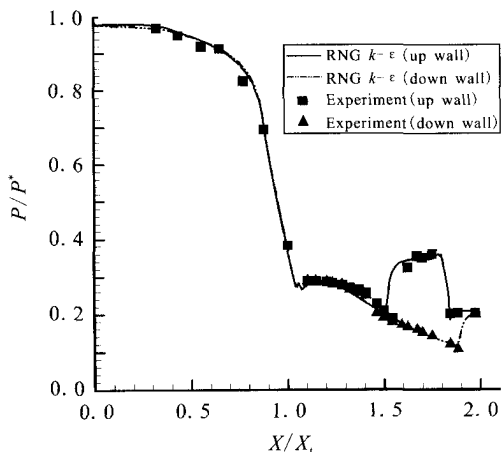


图5 喷管壁面压强分布

Fig. 5 Pressure intensity distribution on wall of nozzle

$$F_R = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}.$$

图9显示了喷管推力随来流马赫数的变化规律,可以看出,当来流为亚声速时,轴向力随马赫数的增加而增加,侧向力基本没有变化;来流为跨声速时,轴向力和侧向力都急剧减小,其中侧向力减幅达20%;当 $Ma_\infty > 1$ 时,轴向力和侧向力都有小幅回升,这是由喷管内部斜激波强度的变化引起的,在 $Ma_\infty = 1.1$ 附近达到极值后随着来流马赫数的继续增加轴向力和侧向力都减小。这是因为在亚声速段随着来流马赫数的增加二次流入口附近的回流区逐渐减小,燃气的能量损失减小,轴向推力增加。在超声速段,外界气流能量增加,燃气膨胀受阻,二次流对主流的干扰作用减弱,导致侧向力减小。

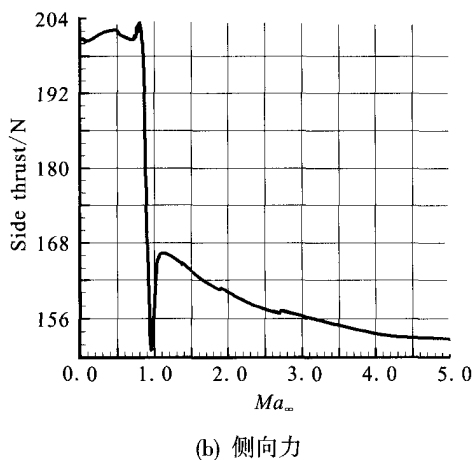
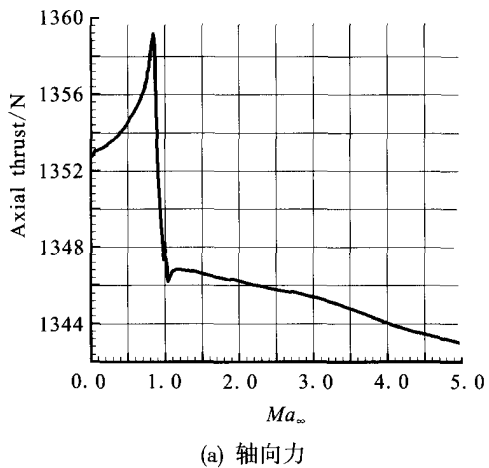


图9 喷管推力随来流马赫数连续变化规律

Fig. 9 Continuous changing regularity of nozzle thrust with incoming flow Mach number

图10给出了来流马赫数连续变化时推力矢量角和推力系数的响应规律,可以看出推力矢量角的变化趋势与侧向推力的变化趋势相似,在 $Ma_\infty \approx 1$ 时,矢量角最小,在超声速段,随着来流马赫数的增加而减小。因为轴向力远大于侧向力,所以侧向力对推力系数的影响较小,推力系数的变化趋势与轴向力的基本相同。

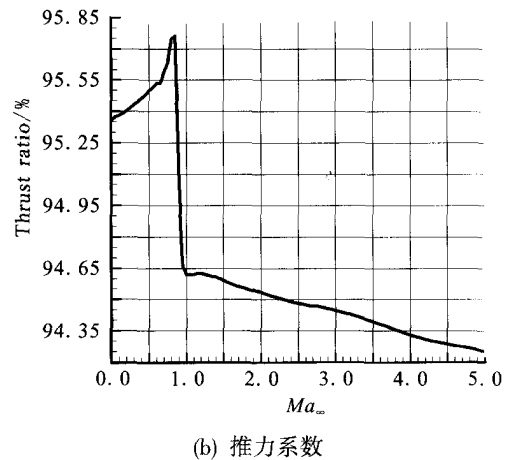
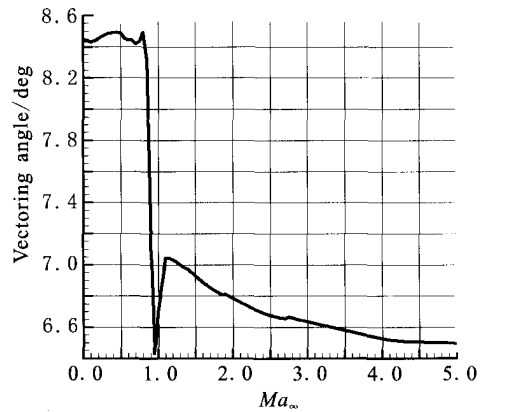


图10 推力矢量角和推力系数响应规律

Fig. 10 Response regulation of thrust vectoring angle and thrust coefficient

3 结论

采用数值方法对激波控制的拉瓦尔喷管内流场的动态过程进行了数值仿真,研究了来流马赫数对喷管流场和推力性能的影响,结果表明:

(下转第46页)

- 火箭技术, 1997, 20(3): 13-20.
- [2] 李宇飞, 何国强, 刘佩进. 固液混合发动机的新宠-石蜡基燃料[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 36-40.
- [3] HOPKINS J, SKINNER M, BUCHANAN A, et al. Overview of a 4-inch OD paraffin-based hybrid sounding rocket program, AIAA 2004-3822[R]. USA: AIAA, 2004.
- [4] MCCORMICK A, HULTGREN E, LICHTMAN M, et al. Design, optimization, and launch of a 3' diameter N₂O/aluminized paraffin rocket, AIAA 2005-4095 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [5] KARABEYOGLU M A, CANTWELL B J, ALTMAN D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels, AIAA 2001-4503 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] KARABEYOGLU A, ZILLIAC G, CASTELLUCCI P, et al. Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrations, AIAA2003-5096 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] 尤琛珣. 含石蜡燃料热解分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- [8] 官鹏. 含石蜡燃料研制[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 42 页)

1) 在喷管扩张段注入二次流的总压增加到一定程度才可以实现推力矢量控制。

2) 在亚声速来流中, 轴向力随飞行马赫数增加而小幅上升, 侧向力变化不大; 在跨声速来流中, 轴向推力和侧向推力都急剧下降; 来流马赫数为超声速时, 推力随马赫数的增加而减小。

3) 推力矢量角和推力系数的变化规律分别与侧向力和轴向力的变化规律相似。

参考文献:

- [1] DEERE K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center, AIAA 2003-3800 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [2] SAGHAFI Fariborz, BANAZADEH Afshin. Co-flow fluidic thrust vectoring requirements for longitudinal and lateral trim purposes, AIAA 2006-4980 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] FLAMM Jeffrey D. Experimental study of a nozzle using fluidic counter flow for thrust vectoring, AIAA 1998-3255 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] FLAMM Jeffrey D, DEERE Karen A. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept, AIAA, 2006-3701 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] 秦亚欣, 于军力, 高歌. 激波诱导圆形矢量喷管数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2008-2212.
- [6] 谭慧俊, 陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1678-1684.
- [7] 刘辉, 邢玉明, 额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (10) : 1174-1178.
- [8] 邓远源, 钟梓鹏, 宋文艳. 收敛-扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究 [J]. 固体火箭技术, 2004, 28(1) : 29-32.
- [9] 吴雄, 吴敏, 张健, 等. 飞行参数对射流矢量喷管内流场影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 234-239.
- [10] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273-278.
- [11] 吴雄, 王中伟, 焦绍球, 等. 燃气二次喷射推力矢量控制系统启动过程非定常效应研究[J]. 空气动力学报, 2009, 27(2): 220-226.
- [12] 王全, 王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681-685.
- [13] WAITHE Kenrick A, DEERE Karen A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring, AIAA 2003-3802 [R]. USA: AIAA, 2003.

(编辑: 王建喜)