

高超声速再入飞行器的多孔流动控制

金亮¹, 谢攀², 黄伟¹, 柳军¹

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073;

2. 上海技术研究院 上海卫星工程研究所, 上海 200240)

摘 要: 针对高超声速再入飞行器流动控制问题, 提出一种头部进气、尾部排气多孔流动控制概念。采用 Fluent 软件针对高超声速再入飞行器无孔模型、排气孔模型在马赫数为 6, 高度为 25 km 状态下开展了三维雷诺平均 N-S 方程(RANS)数值模拟研究。结果表明: 排气孔模型阻力系数略有增加, 下排气孔(SH-DB)模型产生正的升力系数增量和低头力矩增量, 上排气孔(SH-UB)模型产生负的升力系数增量和抬头力矩增量, 实现了无活动气动面产生控制力矩的目的, 为高超声速再入飞行器复合控制提供了参考。

关 键 词: 高超声速; 再入飞行器; 流动控制; 多孔喷流; 喷流干扰

中图分类号: V211

文献标志码: A

Flow control of hypersonic reentry vehicle based on multi-jets interaction

JIN Liang¹, XIE Pan², HUANG Wei¹, LIU Jun¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering,

Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 200240, China)

Abstract: A concept of multi-jets flow control was proposed for a hypersonic reentry vehicle. The high pressure air behind the bow shock flowed into the tunnel through the multi-hole head, and then sprayed out through the downstream multi-jets arrays. The 3-D Reynold-averaged Navier-Stokes (RANS) simulations based on Fluent software were conducted to study the effect of multi-jets configuration at Mach number of 6, height of 25 km. The results showed that the multi-jets flow induced a drag coefficient increment for both the side-hole down-bottom (SH-DB) case and the side-hole upper-bottom (SH-UB) case. The increment of lift coefficient and head-down moment was observed for the SH-DB case, and the decrement of lift coefficient and head-up moment was observed for the SH-UB case. This study provides a method of using non-movement aerodynamic control surface to produce control moment, and also a reference for combination control of hypersonic reentry vehicle.

Key words: hypersonic; reentry vehicle; flow control; multi-jets; jet interaction

收稿日期: 2016-08-24

基金项目: 上海航天科技创新基金(SAST201419)

作者简介: 金亮(1981—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事高超声速飞行器设计。

引用格式: 金亮, 谢攀, 黄伟, 等. 高超声速再入飞行器的多孔流动控制[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 696-702. JIN Liang, XIE Pan, HUANG Wei, et al. Flow control of hypersonic reentry vehicle based on multi-jets interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 696-702.

目前高超声速机动再入飞行器飞行控制主要采用空气舵、体襟翼(body flap)等活动气动面控制技术,以及姿控发动机反作用力控制(reaction control system, RCS)等复合控制技术。在高空条件下,大气密度迅速下降,导致活动气动面控制效率低^[1],同时空气舵偏转角度受空气舵轴承的密封、承载以及舵机铰链力矩、弯矩等因素限制,空气舵舵轴、体襟翼前缘部分热流较大,给热防护结构设计带来较大困难。RCS技术作为有源流动控制技术的一种,需要携带燃料贮箱或高压气瓶,增加了结构质量,同时在稠密大气条件下,激波/边界层干扰导致的流动分离会降低RCS控制效率,因此高超声速飞行控制问题给高超声速机动再入飞行器设计带来较大的挑战。

RCS技术利用高压气体喷流形成反作用力直接对飞行器进行控制,在美国的航天飞机、X-38返回飞船、HTV-2滑翔飞行器、火星登陆器等几种典型高超声速再入飞行器中均采用了该项技术^[2-4]。RCS控制力主要由两部分组成^[5],一是喷流直接产生的推力,二是喷流与主流发生干扰,进而改变喷流附近表面力的分布。在某种工况条件下,RCS喷流与尾流干扰产生了额外的气动力矩与RCS推力器产生的力矩相反,大大降低了RCS推力器的控制效率^[3]。由于这种干扰流场十分复杂,至今尚不能完全模拟与解释一些物理机理以及预测工程中遇到的实际问题。飞行器中的横向喷流^[6-8]控制是一种典型的RCS控制技术,主要用于提供横向力或力矩进行高度或滚转控制,与常规气动面控制相比,横向喷流直接力控制在低动压(高空或低速)条件下的控制鲁棒性好,响应延迟时间短,防热结构简单。但喷流(速度、比冲、温度、膨胀角、位置等)及主流(马赫数、动压、飞行高度、表面流态、姿态角等)参数的各种组合,将产生十分复杂的喷流/主流干扰现象,包含流动的分离和再附、激波、膨胀波、马赫盘、剪切层等涡系和波系,影响飞行器的控制力及力矩。在工程应用中,经常采用多喷流方式^[9-12]。在多喷干扰中,第一喷口对干扰流场的上游结构起主导作用^[11],不论是激波结构,还是表面分离范围以及表面压力分布,均不受下游喷流的影响。随着喷口数的增加,喷流干扰的空间范围在喷口下游扩大,且喷口附近的正压区也相应增加。徐筠等^[12]也得到了类似的研究结果,同时还指出由于第二、第三喷流位于第一喷流下游,出口环境压强低,所以射流穿透度较第一喷流高,对弓形激波的

干扰更大。

Ruffin、Gupta等^[13-14]提出采用人工钝前缘(artificially blunted leading edge, ABLE)的概念用于超声速钝头体减阻,其基本思想是在飞行器头部或翼型前缘开设涵道,并且该涵道贯穿整个飞行器/翼型,利用头部高压使得气体沿涵道流出,因而改变飞行器头部的弓波形状及脱体距离进而降低波后的高压与高温,以达到高超声速飞行器减阻及降低传热率的目的。王江峰等^[15]针对涵道减阻开展了考虑化学非平衡特性的数值模拟研究,通过增加涵道高度使飞行器阻力降低了25%。由于ABLE概念的槽道贯穿整个飞行器,影响飞行器的容积效率以及内部设备的布置,导致ABLE概念难以在真实飞行器上应用,但其设计思想值得借鉴。耿云飞等^[16]在其基础上发展了一种曲形槽道减阻概念,应用到菱形超声速翼型具有良好的减阻效果,使优化后外形最大升阻比提高20%左右。黄礼铿等^[17]数值模拟了旋翼翼尖喷流驱动的引流管道内部流动,验证了通过内置管道引流实现翼尖喷流驱动的可行性。

传统的边界层控制主要指边界层吸除技术,利用吸除装置通过数百个微小直径孔将边界层内的低动量气体吸走,以抑制边界层分离,提高高超声速进气道流量捕获、起动性能。边界层吸除能够在某种程度上抑制逆压梯度导致的边界层分离,但由于边界层吸除需要增加额外结构重量与设计复杂度,同时使进气道阻力增加,为了获得理想效果需要对边界层吸除流量与位置进行仔细设计。Kumar、Ahmed等^[18-19]采用阵列微喷技术进行虚拟激波调节,通过调整喷流参数,可进行激波位置与强度的控制。由于每一个喷流前缘均产生弓形激波,当两个喷流距离很近时,喷流前缘激波将交汇在一起,最终形成类似二维斜面激波的形状,如图1所示。阵列微喷技术的优点在于每个喷孔尺度较小(喷孔直径通常小于1 mm),喷流前缘产生弓形激波强度相对较弱,减少了激波导致的流动损失。

多孔流动控制技术(如图2)是指在飞行器表面不同部位采用多个微小尺寸的通气孔阵列设计,在飞行器内部通过涵道将各个孔连通,由于飞行器表面压力分布不均匀,则气体从高压部位的通气孔流入涵道,在涵道内部达到压力平衡后从低压部位的通气孔排出,从而实现调节飞行器表面压力分布的目的。可将通气孔布置在飞行器头部以及机身尾部,由于飞行器头部表面压力最高,

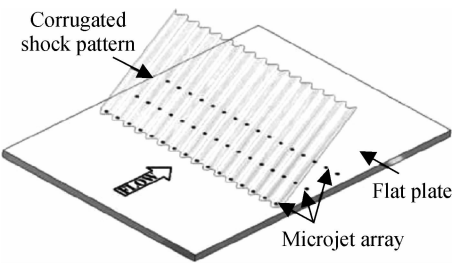


图 1 微喷流阵列模型^[18]

Fig. 1 Corrugated shock pattern with microjet array^[18]

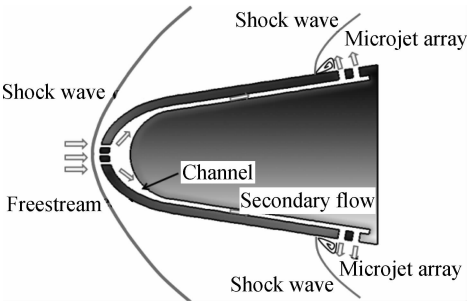


图 2 多孔流动控制装置流动特征

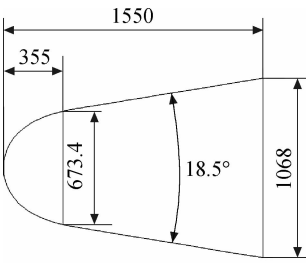
Fig. 2 Flow pattern of multi-jets interaction

则头部高压气体会通过进气孔流入涵道,涵道内高压气体通过机身尾部排气孔排出并形成横向喷流,在喷流激波的影响下,喷流前产生高压区,喷流后产生低压区,使飞行器机身表面压强改变,从而实现调节力矩的目的,避免了采用活动气动控制部件带来的气动热问题。

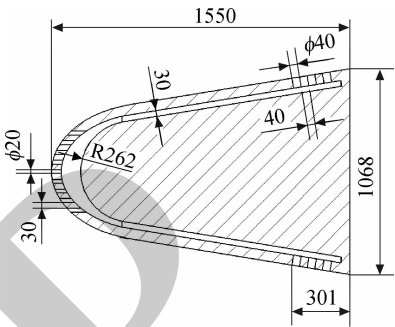
1 多孔流动控制模型设计

1.1 计算模型及网格

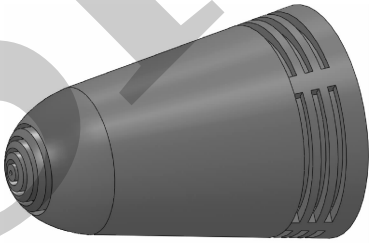
本文对于高超声速钝体飞行器有无进/排气孔模型开展了三维 RANS 数值模拟研究,分别设计了无孔模型和有孔模型,如图 3 所示。对于无孔模型,采用钝锥旋成体外形设计,头部采用椭圆弧曲线设计,机身上下表面母线夹角为 18.5°,全长为 1.55 m。对于有孔模型,为了便于计算网格生成,采用进/排气槽方式简化模拟进/排气孔,通过靠近机身表面布置的涵道将进气槽与排气槽连通。图中进气槽共 5 圈环形槽道,最内圈为直径 20 mm 圆孔,其他槽宽为 20 mm,槽间距为 30 mm。排气槽分上下左右共 4 个部分,分别用于控制俯仰通道和偏航通道,每部分有 3 排槽道,每个槽道宽为 40 mm,槽间距为 40 mm。在实际应用中只打开一个部分的槽道进行力矩调节,例如打开上或下排气槽道进行俯仰通道调节,打开左



(a) 无孔模型



(b) 有孔模型剖面视图



(c) 有孔模型三维视图

图 3 无孔模型和有孔模型示意图(单位:mm)

Fig. 3 Schematic of no-holes model, side-holes model (unit:mm)

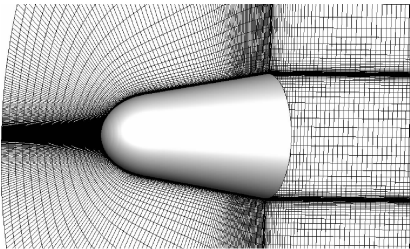
或右排气槽道进行偏航通道调节。

为了研究俯仰通道力矩调节效果,针对有孔模型分别计算了只打开下排气槽和只打开上排气槽状态。两种模型质心相对位置均为 50%,参考面积为 1.04 m²,参考长度为 1.55 m。针对两种外形分别生成了三维结构网格,如图 4 所示。由于流场对称性只生成了一半网格,无孔模型网格数量为 188 万,下排气孔模型网格数量为 280 万。为了模拟壁面边界层,近壁面网格法向距离选取为 10 μm。

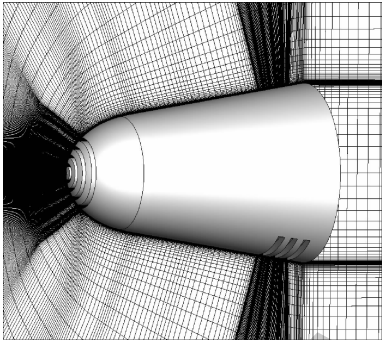
1.2 计算方法

基于商业软件 Fluent 采用有限体积法进行数值模拟,无黏对流项求解采用二阶 Roe 格式和 minmod 通量限制器,黏性项采用中心差分格式离散。为了准确地模拟湍流流动,采用 SST (shear-stress transport) 两方程湍流模型模拟湍流效应,在保证足够计算精度的前提下具有较低

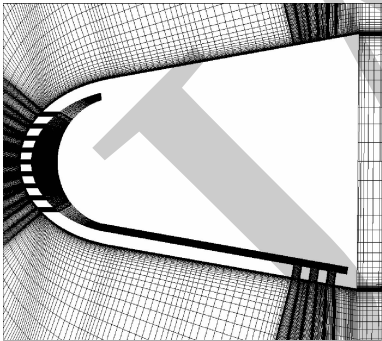
的计算成本。计算域远场采用压力远场边界条件,模型壁面采用无滑移绝热物面边界条件,采用自由来流参数初始化流场。三种模型计算状态如表 1 所示。



(a) 无孔模型网格三维视图



(b) 下排气孔模型网格三维视图



(c) 下排气孔模型对称面网格

图 4 两种模型计算网格

Fig. 4 Computational grids of no-holes model, side-down holes model

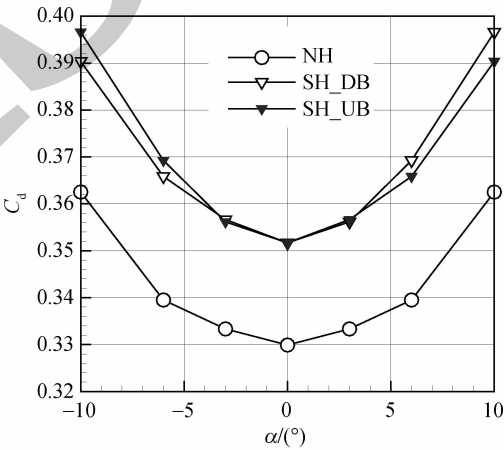
表 1 计算状态
Table 1 Computational conditions

模型	马赫数 Ma	高度 H/km	攻角 $\alpha/(^{\circ})$
无孔	6	25	-10,-6,-3,0,3,6,10
下排气孔	6	25	-10,-6,-3,0,3,6,10
上排气孔	6	25	-10,-6,-3,0,3,6,10

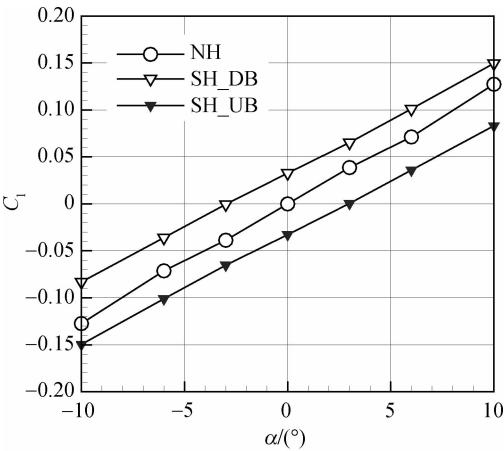
2 结果分析

图 5 给出了有孔模型、上排气孔模型与下排气孔模型与无孔模型在马赫数 $Ma=6$,高度 $H=25\text{ km}$ 不同攻角状态下的气动系数对比。图中 C_d 为阻力系数, C_l 为升力系数, x_f 为法向力系数, C_{mz} 为俯仰力矩系数, NH 代表无孔模型, SH_DB 代表下排气孔模型, SH_UB 代表上排气孔模型。从阻力系数对比来看,有孔模型在 0° 攻角状态下的阻力系数比无孔模型增加约 6.6%,但产生了的法向力系数和俯仰力矩系数增量,下排气孔模型产生了正的 0.032 的升力系数和 0.0125 的低头力矩,上排气孔模型产生了负的 0.032 的升力系数和 0.0125 的抬头力矩。在小攻角存在进排气流动时状态下($-5^{\circ}\sim 5^{\circ}$),飞行器焦点位置略有后移,有利于飞行器的静稳定设计。

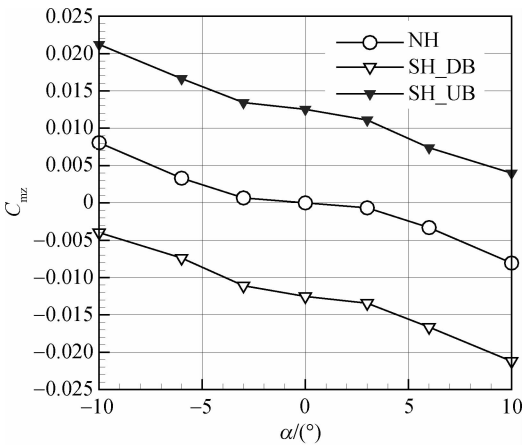
为了分析不同攻角状态下排气孔打开对气动性能的影响,图 6 给出了下排气孔模型与无孔模型的阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数差量随攻角变化曲线。可见在各攻角状态下,下排气孔



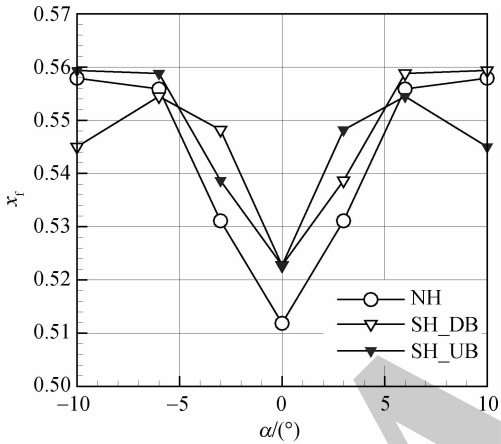
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 俯仰力矩系数



(d) 焦点位置

图 5 有孔模型与无孔模型气动特性对比
Fig. 5 Comparison of aerodynamic coefficient

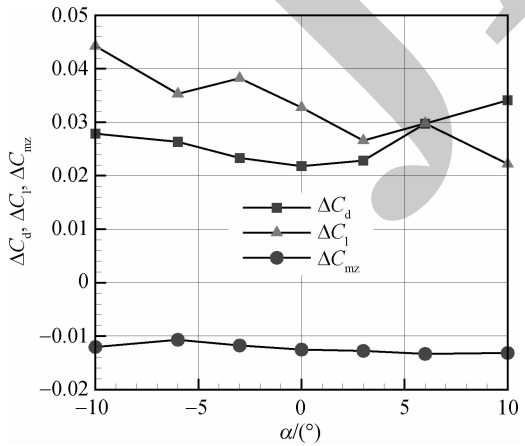
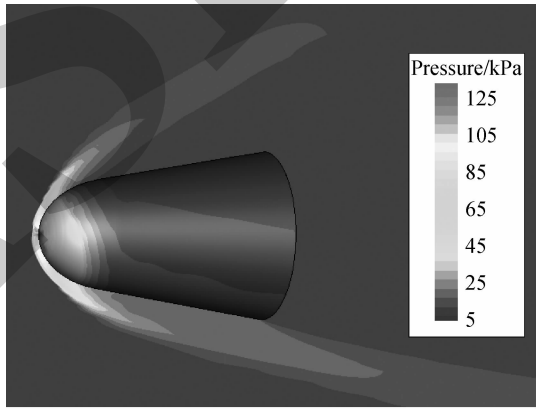


图 6 下排气孔模型与无孔模型的气动系数差量对比
Fig. 6 Comparison of aerodynamic coefficient dispersion

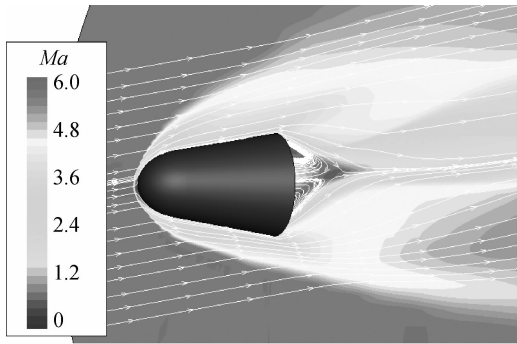
打开后均导致阻力系数、升力系数增加,10°攻角状态阻力系数增量最大,-10°攻角状态下升力系数增量最大。升力增量的作用点位于质心之后,产生了低头力矩增量,各攻角状态下的俯仰力矩

系数增量变化不大,变化量在-0.01~-0.013之间。

为了分析流场特征,图 7 和图 8 分别给出了无孔模型和下排气孔模型在 $Ma=6$, $H=25$ km, $\alpha=10^\circ$ 状态下压力云图、马赫数云图以及流线分布。可见对于有孔模型,在进气孔、涵道、排气孔周围均产生了复杂的流场特征。头部脱体激波后高压气体经进气孔流入涵道,并经涵道从机身后部排气孔排出。但由于排气孔出口仍位于迎风面,排气射流与主流发生干扰,在喷流前缘产生弓形激波,多道喷流前缘激波交汇在一起,最终形成类似“气动斜坡”结构,在“气动斜坡”前缘产生一道斜激波。这些复杂的激波结构对喷流附近机身表面压力分布产生直接影响,在喷流前缘分离区内的机身表面压力升高,在喷流后缘区域内压力降低,这一壁面压力的显著变化将会产生附加的法向力和力矩,并改变飞行器焦点位置。

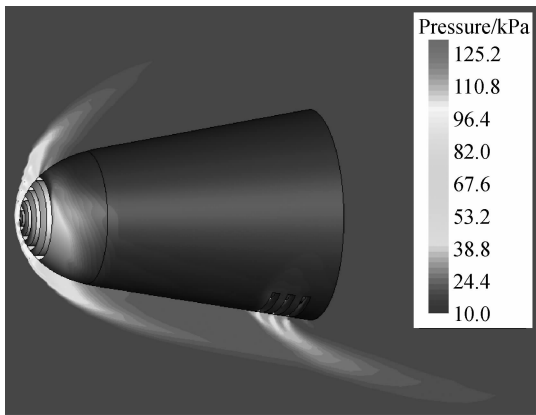


(a) 对称面及机身表面压力云图

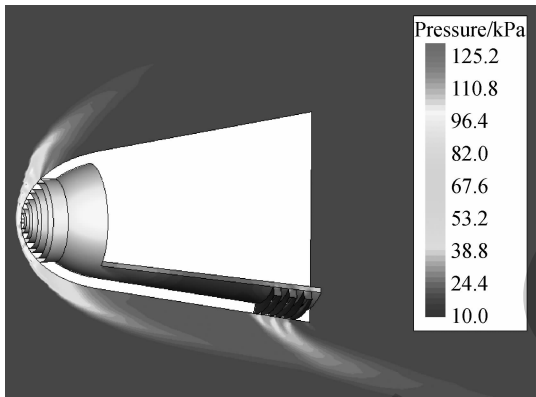


(b) 对称面马赫数云图及流线

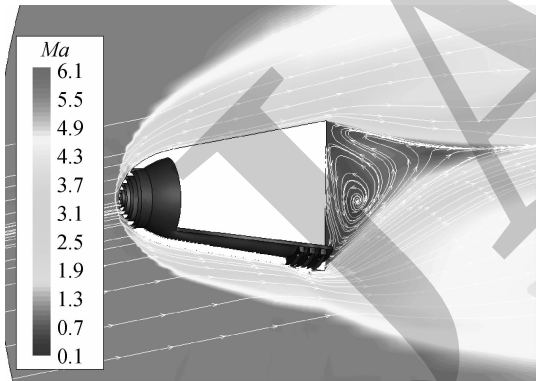
图 7 无孔模型 $Ma=6$, $H=25$ km, $\alpha=10^\circ$ 状态压力及马赫数云图
Fig. 7 Contours of static pressure and Mach number streamlines at $Ma=6$, $H=25$ km, $\alpha=10^\circ$ for NH model



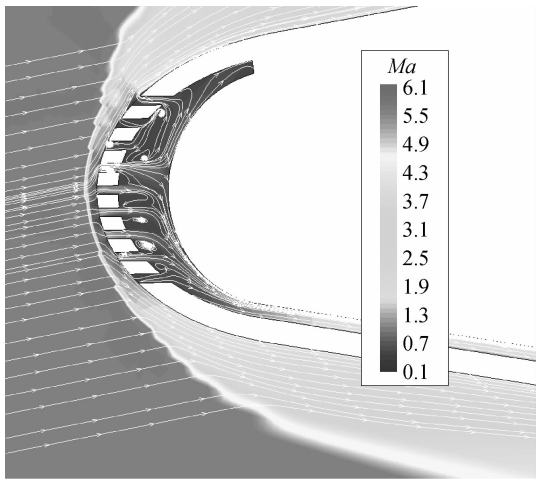
(a) 对称面及机身表面压力云图



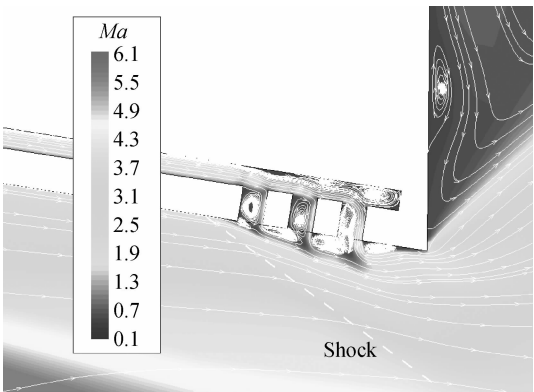
(b) 对称面及涵道压力云图



(c) 对称面马赫数云图及流线



(d) 进气孔附近马赫数云图及流线



(e) 排气孔附近马赫数云图及流线

图 8 下排气孔模型 $Ma=6, H=25\text{ km}, \alpha=10^\circ$ 状态压力及马赫数云图

Fig. 8 Contours of static pressure, Mach number and streamlines at $Ma=6, H=25\text{ km}, \alpha=10^\circ$ for SH_DB model

为了定量分析进排气孔对壁面压力的影响,图 9 给出了下排气孔模型与无孔模型在马赫数 $Ma=6, H=25\text{ km}, \alpha=10^\circ$ 状态上、下表面对称中心线压力沿程分布,其中壁面压力根据自由来流压力进行了无量纲处理,可见下排气孔模型在排气喷流的影响下,机身后部下表面压力比无孔模型明显升高,由于该部分仍处于机身后下侧的迎风面,压力升高导致了阻力和升力增加,并且由于该部分区域位于质心之后,升力增量产生了低头力矩增量;由于机身后部上表面无喷流,下排气孔模型上表面压力分布与无孔模型基本相同。

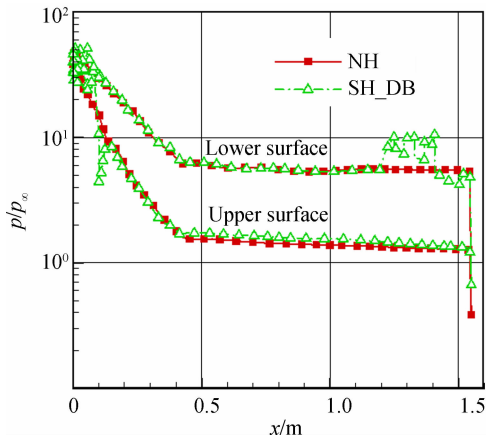


图 9 下排气孔模型与无孔模型上下表面对称中心线压力对比

Fig. 9 Static pressure ratio along centerline of upper and lower walls

3 结 论

本文针对高超声速再入飞行器有无进/排气孔模型开展了三维 RANS 数值模拟研究,分别设计了无孔模型和上/下排气孔模型,数值模拟结果表明存在进/排气孔对飞行器气动特性产生较大的影响。飞行器存在进排气状态时阻力系数增加,下排气孔模型产生正的升力系数增量和低头力矩增量,上排气孔模型产生负的升力系数增量和抬头力矩增量,与偏转空气舵的力矩调节效果相当,实现了无活动气动部件产生控制力矩的目的。本文提出的多孔流动控制技术可作为气动控制及 RCS 控制的辅助手段,在实际工程应用中,还需要考虑气孔内部的气动热、涵道结构容积等方面的影响。

参考文献:

[1] 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 740-755.
LI Suxun. Progress in aerodynamics of combination control for vehicles at high speed[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 740-755. (in Chinese)

[2] ALKANDRY H, BOYD I D, REED E M, et al. Aerodynamic interactions of reaction-control-system jets for atmospheric entry aeroshells[J]. AIAA Journal, 2013, 51(5): 1105-1118.

[3] DYAKONOV A A, GLASS C E, DESAI P N, et al. Analysis of effectiveness of phoenix entry reaction control system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(5): 746-755.

[4] JOHANSEN C T, DANEHY P M, ASHCRAFT S W, et al. Planar laser-induced fluorescence of mars science laboratory reaction control system jets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(4): 781-792.

[5] GROVER M R, CICHY B D. Overview of the phoenix entry, descent, and landing system architecture[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(5): 706-712.

[6] 杨希祥, 费阳, 江振宇, 等. 超声速/高超声速来流中侧向喷流干扰流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2437-2442.
YANG Xixiang, FEI Yang, JIANG Zhenyu, et al. Numerical simulation of lateral jet interaction flow field in supersonic/hypersonic flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2437-2442. (in Chinese)

[7] 杨磊, 叶正寅. 超声速飞行器侧向喷流干扰流场传统数值模拟方法的误差分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2508-2515.
YANG Lei, YE Zhengyin. Error analysis of lateral jet interaction flow field of supersonic vehicle with traditional numerical method[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2508-2515. (in Chinese)

[8] 赵法明, 王江峰. 带舵旋成体侧向喷流流场特性分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 726-732.
ZHAO Faming, WANG Jiangfeng. Analysis on flow field characteristics of lateral jet on slender body[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 726-732. (in Chinese)

[9] SRIVASTAVA B. Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(5): 584-592.

[10] JACOBSEN L S, SCHETZ J A, NG W F. The flowfield near a multiport injector array in a supersonic flow[R]. AIAA 98-3019, 1998.

[11] 王军旗, 李素循. 超声速多喷流干扰流场特性研究[J]. 力学学报, 2009, 41(4): 575-583.
WANG Junqi, LI Suxun. Study on the characteristics of interaction flowfields induced by supersonic multi-jets[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(4): 575-583. (in Chinese)

[12] 徐筠, 徐翔, 王志坚, 等. 多喷口喷流对侧向喷流流场影响的风洞试验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(5): 13-16.
XU Yun, XU Xiang, WANG Zhijian, et al. Experimental investigation on multi-jet interference[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(5): 13-16. (in Chinese)

[13] RUFFIN S M, GUPTA A, MARSHALL D. Supersonic channel airfoils for reduced drag[J]. AIAA Journal, 2000, 38(3): 480-486.

[14] GUPTA A, RUFFIN S M, NEWFIELD M E, et al. Aerothermodynamic performance enhancement of sphere-cones using the artificially blunted leading-edge concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(2): 235-241.

[15] 王江峰, 伍兆光. 非结构网格高超声速绕流数值模拟及涵道构型减阻特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 671-676.
WANG Jiangfeng, WU Yizhao. Numerical simulation for hypersonic flow on unstructured grid and analysis of drag induction effects on channel-configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(6): 671-676. (in Chinese)

[16] 耿云飞, 阎超. 曲形槽道 ABLE 概念在超声速翼型减阻中的应用[J]. 空气动力学报, 2010, 28(1): 70-75.
GENG Yunfei, YAN Chao. Application of curved channel ABLE conception to supersonic airfoil drag reduction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(1): 70-75. (in Chinese)

[17] 黄礼铿, 高正红. 翼尖喷流引流管道内流数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2101-2106.
HUANG Likeng, GAO Zhenghong. Numerical simulation of conductive pipe's inner flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2101-2106. (in Chinese)

[18] KUMAR R, ALI M Y, ALVI F S, et al. Generation and control of oblique shocks using microjets[J]. AIAA Journal, 2011, 49(12): 2751-2759.

[19] AHMED K A, ALI M Y, ALVI F S. Mixing characteristics of active microjet-based actuators in a supersonic backward-facing-step flow[J]. AIAA Journal, 2014, 52(12): 2855-2866.