

带舵旋成体侧向喷流流场特性分析

赵法明, 王江峰

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 针对带舵旋成体外形, 来流马赫数为 2.0, 迎角为 0° , 10° 和 20° , 喷口位于 $\times$ 字舵中间, 首先开展了喷主流干扰流场的数值模拟与风洞实验校验, 得到相符的喷口附近子午线压力分布, 验证了数值模拟方法的可行性; 然后根据数值模拟得到的喷主流干扰流场结构和流动参数分布, 分析了喷主流干扰流场结构随迎角的变化特点; 最后从喷口附近旋成体和尾舵表面压力分布的变化分析了喷主流干扰对气动力/力矩放大因子的影响。研究表明: 随迎角增大, 喷流前激波向喷口靠近, 分离区减小, 喷主流压比增大, 喷流穿透高度增大; 气动力/力矩放大因子均大于 1.0, 随迎角增大, 放大因子减小。喷口位于 $\times$ 字舵中间时, 喷主流干扰对喷流直接力有增益作用; $\times$ 字舵的存在减弱了喷流的包裹作用, 对流场起到了有利干扰。

关 键 词: 流场特性; 超声速主流; 侧向喷流; 风洞实验; 放大因子

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Analysis on flow field characteristics of lateral jet on slender body

ZHAO Fa-ming, WANG Jiang-feng

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Study was carried out for a slender body with rudders, with free stream Mach number of 2.0, attack angle of 0, 10, 20 degrees respectively, and the jet spout located between the $\times$ -shape rudders. First of all, numerical simulation and wind tunnel tests were carried out, and consistent radial pressure distribution near jet spout was obtained, verifying the feasibility of numerical simulation method. And then, the characteristics of change with attack angle of the interaction flow field were analyzed on the basis of flow field structure and flow parameters distribution obtained from numerical simulation. At last, influence of jet interaction on amplification factors was examined according to surface pressure distribution of slender body and rudders near jet spout. Results showed that, with increasing angle of attack, shock before jet moved towards jet spout with reduction of separation region, and pressure ratio increased with augmentation of penetration height. Amplification factors were larger than 1.0 and decreased with increasing angle of attack. When jet spout was located between $\times$ -shape rudders, jet interaction was beneficial to the enhancement of jet force. Existence of $\times$ -shape rudders eased the wraparound effect of jet, leading to favorable interference to the flow field.

Key words: flow field characteristics; supersonic mainstream; lateral jet; wind tunnel test; amplification factor

喷流控制技术在航空航天和军事领域有着重要的应用^[1-5],当飞行器作大幅度快速机动飞行时,传统气动控制面提供的控制力不足,控制面响应时间有限,无法满足高机动性要求,喷流控制技术能有效地解决这些问题.近二十年来,随着高速高机动性飞行器发展的需要,喷流控制机理方面的研究得到了国内外学者的广泛关注,开展了大量数值模拟和风洞实验研究^[6-10],由于喷流和超声速来流干扰所形成的流场结构非常复杂,直接影响飞行器的全机气动力和载荷分布,因此在干扰流动的机理研究方面,主要是针对平板和旋成体外形^[11-15].

本文在发展现有数值模拟技术的基础上,对超声速来流与带舵旋成体侧向喷流干扰流场进行了数值模拟,开展了超声速风洞实验,以喷口附近压力分布为对比参数,完成了数值模拟与风洞实验的相互校验;根据来流马赫数为2.0及不同来流迎角时数值模拟得到的流场结构、流场参数分布及气动力特性,分析了喷主流干扰流场随迎角的变化特点,从物面压力分布及流线特征的变化分析了喷主流干扰对带舵旋成体气动力和力矩放大因子的影响.

1 数值模拟方法及验证

1.1 控制方程及求解技术

经过多年发展,南京航空航天大学高超声速气动研究中心(HARC)开发了具有自主知识产权的基于混合网格技术的三维复杂流场计算程序UnPerf3D,其主控方程为Navier-Stokes(N-S)方程,含多种空间离散格式、湍流模型和时间推进格式,并且基于PCs-Cluster机群发展了基于混合网格的高效分布式并行计算技术.

本文研究的喷主流干扰流动中,来流为超声速空气流动,喷流为高压空气射流,因此在数值模拟中采用三维N-S方程为主控方程,远场采用无反射边界条件,物面采用无滑移边界条件及绝热壁条件.在数值格式、网格等方面经过多次计算与对比后,最终采用Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型,空间离散采用2阶精度Roe格式,时间离散采用lower-upper symmetric Gauss-Seidel(LU-SGS)隐式格式.在喷流边界上,给定喷口马赫数、总压和总温,并依此计算喷口其他参数.由于国内外在三维N-S方程计算技术方面发展已相当成熟,这里不再赘述.

1.2 计算外形建模与计算网格

在完成带喷流边界的三维N-S方程计算程序后,本文针对超声速主流中侧向喷流干扰特性,构造了一个带×字舵旋成体外形(如图1),总长 $L=560.0\text{ mm}$,喷口为直径4 mm的圆孔,位于×字舵之间,喷口中心距旋成体头部为525.6 mm.

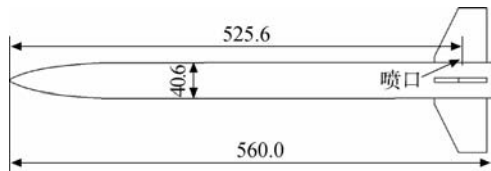
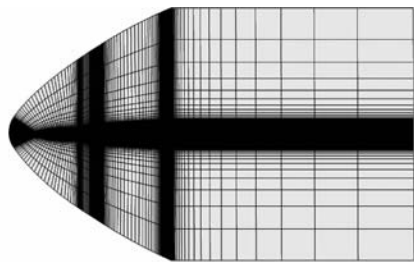


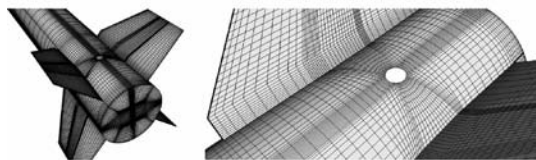
图1 旋成体几何示意图(单位:mm)

Fig. 1 Configuration of slender body (unit:mm)

根据理论分析的流场结构,对构造外形进行了块结构网格生成,整体网格共划分为163个拓扑块.众所周知,计算网格的单元分布特性及疏密特性对计算结果的影响非常重要,黏性流场计算中,计算网格距物面第1层网格的高度(以下简称网格高度)是一个重要参数.为消除网格效应在喷流流场计算中带来的误差,在给定喷、主流参数下,针对不同网格高度($1.0\text{ }\mu\text{m}$, $0.1\text{ }\mu\text{m}$)和不同网格单元疏密程度(喷口附近局部加密)开展了对比计算,根据分析结果,最终确定用于本文有喷/无喷流场计算的网格高度为 $1.0\text{ }\mu\text{m}$ 、单元总数约413万,并且在喷口附近进行了网格局部加密.图2给出了计算网格整体示意图和局部示意图.由于本次计算来流为超声速,因此在网格区域划分上,前远边界取为 $0.3L$,后远边界为 $2.0L$.图中的圆孔



(a) 整体外边界网格



(b) ×字舵及喷口附近表面网格

图2 计算网格

Fig. 2 Grid of computation

即为喷口(喷口网格未显示),喷口平面与当地物面法向一致,在网格生成时作为单独一个拓扑块处理.

1.3 计算状态

为细致对比喷流的干扰特性,本文选取的计算条件分为无喷流状态和有喷流状态两类,其来流条件均为:来流马赫数 $Ma_\infty=2.0$,迎角 $\alpha=0^\circ,10^\circ,20^\circ$;有喷流时喷流马赫数 $Ma_j=1.0$. 来流静压 p_∞ 、来流静温 T_∞ 和喷流总压 p_{0j} 、喷流总温 T_{0j} 、压力比 R_p (喷流总压比来流静压)见表 1. 喷流与主流的比热比相同,都取为 1.4.

表 1 计算条件

Table 1 Condition of computation

p_∞/MPa	T_∞/K	p_{0j}/MPa	T_{0j}/K	R_p
0.0273	293.3	1.20	352.0	44.0

2 数值模拟与风洞实验校验

由于影响喷主流干扰流场的因素很多,难以在公开发表资料中找到类似外形用于验证本文采用分析技术的可靠性,因此针对本文构造的外形及分析技术,开展了数值模拟与高速风洞实验校验,目的在于验证本文数值模拟技术的可靠性.

2.1 风洞实验模型设计

实验所用风洞系统为南京航空航天大学 NH-1 高速风洞,实验马赫数为 0.5~3.0,带自动变迎角机构,实验段口径为 600 mm×600 mm.

实验模型按计算外形进行等比例设计加工,由于喷口位置靠近模型末端,综合考虑供气管、测压管、尾支杆与模型的连接等因素,将模型与尾支杆进行一体化设计加工. 采用喷口附近子午线压力分布对数值模拟与风洞实验进行相互校验,开展了测压实验,实验模型在喷口子午线上设计了 6 个测压孔,分布情况如图 3 所示,测压孔轴向位置见表 2.

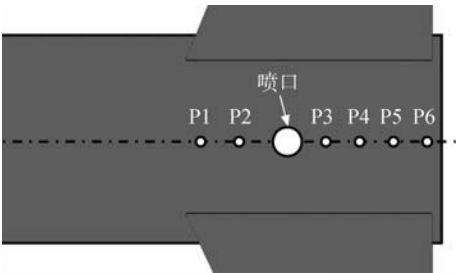


图 3 测压孔分布

Fig. 3 Pressure tap distribution

表 2 测压孔轴向位置

Table 2 Axial location of pressure tap

轴向位置	测压孔编号					
	P1	P2	P3	P4	P5	P6
x/m	0.505	0.515	0.535	0.540	0.548	0.556

2.2 数值模拟与风洞实验对比分析

图 4 为无喷/有喷时测压孔位置上数值模拟与风洞实验压力系数(C_p)的对比. 无喷时测压孔附近压力分布平缓;有喷时喷流前压力较高,经过喷口压力迅速下降,然后缓慢上升,随迎角增大压力系数峰值和谷值降低. 无喷状态下计算与实验压力系数曲线相符合;有喷状态下,在除了 P2 测压孔之外的其他 5 个测量点上,数值模拟与风洞

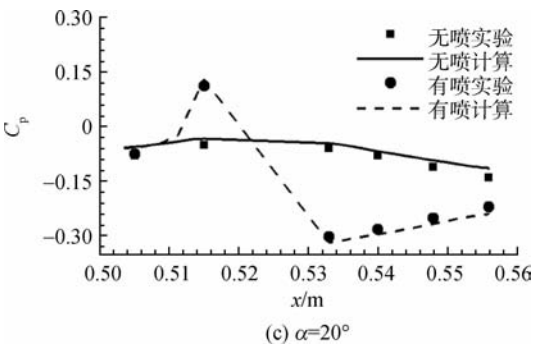
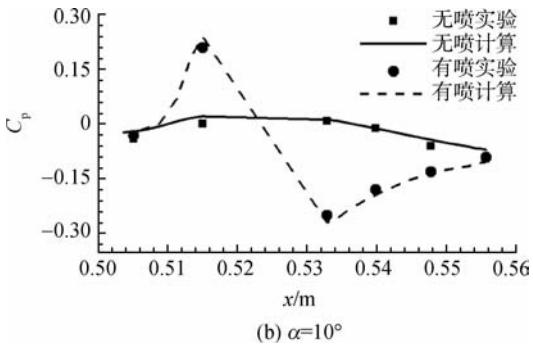
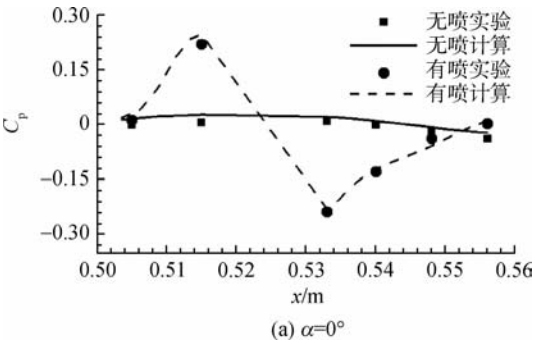


图 4 数值模拟与风洞实验压力系数对比

Fig. 4 Pressure coefficients distribution of CFD vs. wind tunnel tests

实验测量结果都符合的很好, P2 测压孔处实验结果略低于计算结果. 在对数值模拟结果和风洞实验结果的细致对比后发现, P2 测压孔的位置刚好位于喷口前的回流区, 实验测量时会产生测量误差, 因此带来差异.

以上数值模拟与风洞实验相互校验的结果可以说明, 本文发展的喷主流干扰流场数值模拟技术可行, 数值模拟结果可靠, 可用于超声速主流与侧向喷流干扰流场的特性分析中.

3 超声速喷主流干扰流场特性分析

采用本文发展的喷流流场数值模拟技术在 IBM PCs-Cluster 系统(节点内存为 32 Mb)上, 对表 1 列出的计算状态进行分布式并行计算. 无喷状态平均耗时为 14.5 h, 有喷状态平均耗时为 46.5 h.

3.1 喷口附近物面流场结构

喷主流干扰特性的重要表征之一是喷口附近物面极限流线的分布特征. 旋成体喷流的数值模拟与风洞油流实验均表明^[16-17], 喷口附近存在复杂的分离线、再附点及鞍点结构. 图 5 清晰地显示了喷口附近流场的拓扑结构, 这与文献[17]和理论分析一致. 可以清晰地看到, 在喷口上游不远处有一个鞍点和再附结点, 从鞍点发出两组离喷口较远的分离线, 在上游喷口头部有一个鞍点, 从这个鞍点发出两组离喷口很近的分离线, 这两组分离线分别向喷口下游的一对分离焦点汇聚; 在喷口下游, 有一个鞍点、一个再附结点和一对鞍点.

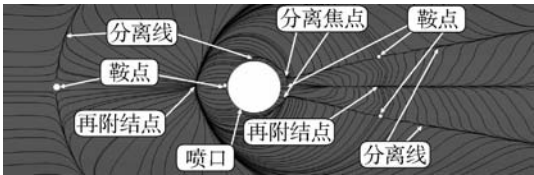


图 5 喷口附近流场拓扑结构

Fig. 5 Flow field topology structure near jet spout

图 6 给出了迎角变化对喷口附近壁面极限流线分布的影响, 从图中可以看出, 随着迎角增大: ①喷口上游的鞍点和再附结点沿轴向向喷口靠近; ②喷口下游的一对分离焦点沿径向向子午线靠近, 离喷口较近的鞍点轴向位置基本不变; ③离喷口较远的一对鞍点沿轴向和径向向喷口靠近, 喷口下游的再附结点向喷口靠近. 这种物面流场结构的变化对气动力特性的影响将在下文中讨论.

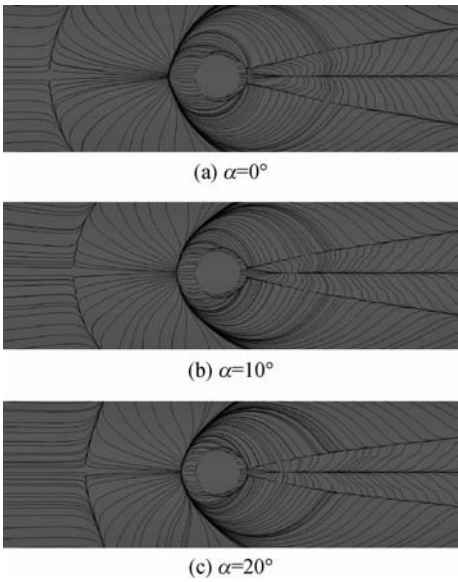


图 6 喷口附近物面极限流线

Fig. 6 Extreme streamlines near jet spout

3.2 喷口附近空间流场结构

喷主流干扰流场的另一个重要表征是喷口附近的空間流场结构, 研究表明在这个区域内存在喷流边界、喷流核、马赫盘和分离流等重要流场结构. 图 7 采用本文计算的一个状态给出了喷口附近子午面空間流场的典型结构, 这与文献[13]和理论分析相一致. 可以看到, 超声速来流受到喷流的阻碍作用在喷流前形成喷流弓形激波, 喷流前的激波-边界层干扰引起了边界层分离并形成局部回流区, 喷流上游沿流向依次有一个鞍点和再附结点, 与图 5 显示的物面流场结构一致; 喷流弓形激波后为干扰区域, 喷口周围由于喷主流干扰形成桶形激波, 此桶形激波沿流向向后倾斜, 终止于马赫盘.

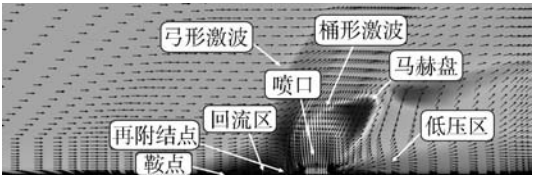


图 7 喷口附近子午面流场拓扑结构

Fig. 7 Flow field topology structure of meridian plane near jet spout

图 8 给出了不同迎角喷口附近子午面速度矢量分布和马赫数云图, 随着迎角增大: ①喷流弓形激波沿轴向向喷口靠近, 喷流上游鞍点和再附结点向喷口靠近, 喷口前回流区范围缩小; ②喷流桶形激波范围扩大, 喷流穿透高度增大. 这种变化是

因为计算外形迎角为正时喷口位于背风区,来流经超声速膨胀后压强和密度降低、速度增大,随迎角增大超声速膨胀作用更明显。在本文计算条件下,随迎角增大,喷流弓形激波前的当地来流马赫数增大,喷流前激波向喷口靠近,激波诱导边界层分离减弱,分离区域减小,喷口前回流区范围缩小;喷主流压比增大,喷流穿透高度增大。

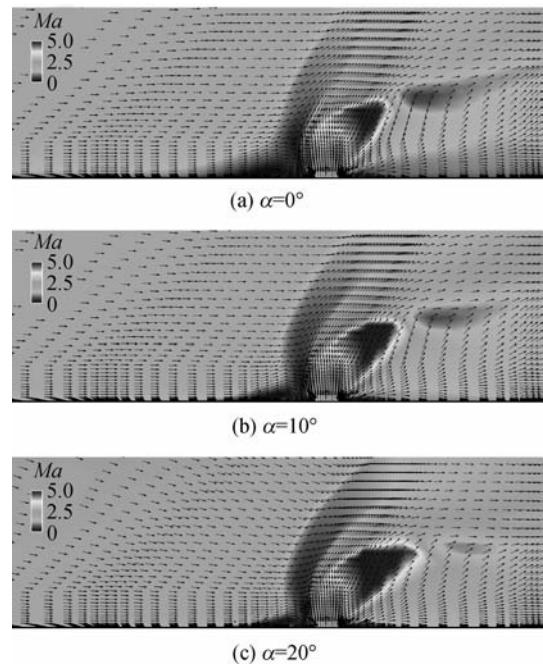


图 8 喷口附近子午面速度矢量分布及马赫数云图
Fig. 8 Velocity distribution and Mach number contour of meridian plane near jet spout

图 9 为不同迎角喷口附近物面和上尾舵上表面压力分布及子午面压力等值线,随着迎角增大,旋成体表面喷流前高压区范围缩小,喷流后低压区范围扩大,低压压力值降低,上尾舵上表面压力降低,舵面激波位置后移。舵面的这种压力分布随迎角的变化特性在实际工程的舵面/喷流联合控制技术中要格外注意。图 10 为旋成体和下尾舵下表面压力分布,下表面处于迎风面,随着迎角增大,旋成体和尾舵下表面压力升高,因喷口位于上尾舵中间,故喷流效应对旋成体下表面压力变化没有贡献。

3.3 喷流放大因子

在喷流干扰特性分析方面,工程上一般采用力和力矩放大因子分析喷流干扰的力学特性,定义如下^[15]:

$$K_F = 1 + \frac{F_{jeton} - F_{jetoff}}{F_j} \tag{1}$$

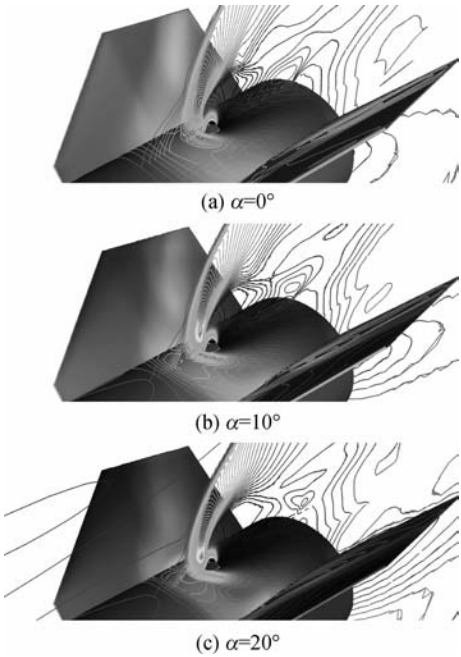


图 9 喷口附近上表面及子午面压力分布
Fig. 9 Pressure distribution of upper surface and meridian plane near jet spout

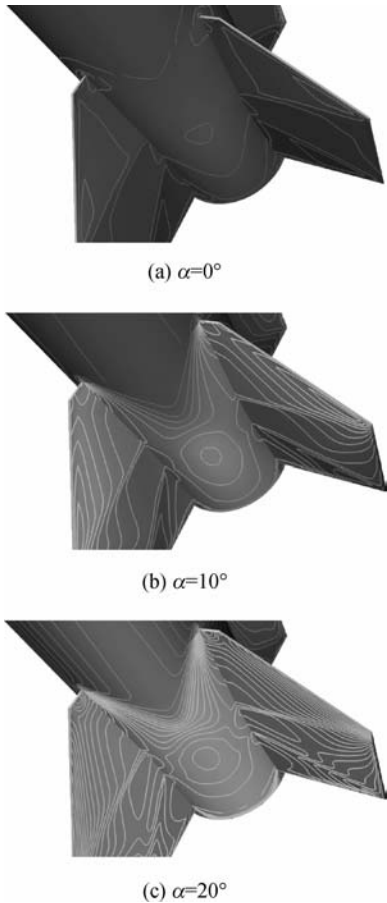


图 10 旋成体后体和尾舵下表面压力分布
Fig. 10 Pressure distribution of lower surface of slender body and rudders

$$\begin{cases} K_M = 1 + \frac{M_{\text{jeton}} - M_{\text{jetoff}}}{M_j} \\ M_j = F_j L_j \end{cases} \quad (2)$$

式中 K_F 为力放大因子, K_M 为力矩放大因子, 下标 jeton 表示喷流打开时的气动力/力矩, jetoff 表示喷流关闭时的气动力/力矩, F_j 表示喷流产生的力, M_j 表示喷流产生的力矩, L_j 为喷口与物体质心的距离, F_j 由固体火箭发动机推力估算公式来计算^[18]

$$F_j = (\rho_j V_j^2 + p_{sj} - p_\infty) S_j \quad (3)$$

式中 ρ_j 为喷流工质密度, V_j 为喷流速度, p_{sj} 为喷流静压, p_∞ 为来流静压, S_j 为喷管出口面积. 本文计算所得的放大因子见表 3, 从表 3 可以看出: ①力放大因子均大于 1.0, 说明喷流干扰对喷流直接力有增益效果, 喷口位于×字舵中间, 喷流包裹作用因舵面干扰而减弱, 喷主流干扰没有带来与喷流直接力方向相反的法向力增加, 因此喷流直接力作用得到增强. 当力放大因子为 1.8416 时, 喷流直接力增强了约 84%, 随着迎角增大, 增益作用减弱; ②力矩放大因子均大于 1.0, 说明喷主流干扰增强了喷流产生的力矩, 随着迎角增大, 增益作用减弱.

表 3 放大因子
Table 3 Amplification factors

$\alpha/(^{\circ})$	K_F	K_M
0	1.8416	4.9198
10	1.8327	4.8773
20	1.7226	4.3230

图 9、图 10 旋成体和尾舵的表面压力分布说明了这种现象: ①随迎角增大, 旋成体和尾舵下表面压力升高, 产生的法向力增量与喷流直接力作用方向相反, 削弱了喷流直接力作用; ②随迎角增大, 旋成体上表面喷流后低压区范围扩大, 上尾舵上表面压力降低, 旋成体和下尾舵下表面压力升高, 产生的俯仰力矩增量为低头力矩, 而喷流直接力产生的为抬头力矩, 削弱了喷流的力矩增益作用.

4 结 论

本文基于三维复杂流场并行数值模拟技术, 开展了超声速主流中位于×字舵中间的侧向喷流干扰流场特性研究. 为验证喷主流干扰流场数值模拟技术的可靠性, 完成了超声速侧向喷流的数

值模拟与风洞实验校验; 针对构造外形, 分析了超声速主流情况下来流迎角对喷口附近物面极限流线和空间流场结构的影响特点. 研究结果表明: ×字舵的存在使得喷流的包裹作用减弱, 喷主流干扰没有带来与喷流直接力方向相反的法向力增加, 因而喷流直接力作用得到增强, ×字舵对喷主流干扰起到有利作用. 文献[15]中无舵外形或喷口离舵面较远时, 超声速主流情况下声速喷流的包裹效应通常对喷流放大因子的影响较大, 本文的喷口/舵面布置方式对工程应用有一定的参考价值.

实际飞行器的舵面/喷流联合控制技术中大多采用多喷联合控制, 如俯仰喷流控制、滚转喷流控制等, 而且喷流工质多为包含复杂多组元化学反应的热高压燃气. 冷喷流与热喷流因流动介质的物理化学特性不同, 必然会在喷流干扰效应方面带来差异. 有关超/高超声速主流与热喷流干扰流场特性方面的研究工作正在进行中.

参考文献:

[1] 戎宜生, 刘伟强. 再入飞行器鼻锥逆向喷流对流场及气动热的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1552-1557.
RONG Yisheng, LIU Weiqiang. Influence of opposing jet on flow field and aerodynamic heating at nose of reentry vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1552-1557. (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] 李波, 王一白, 杨立军, 等. 尾部二次喷流抑制喷管分离流动的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2615-2620.
LI Bo, WANG Yibai, YANG Lijun, et al. Numerical investigation of nozzle flow separation control by injecting secondary jet from nozzle exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2615-2620. (in Chinese)

[4] Schoenenberger M, Rhode M, Paulson J, et al. Characterization of aerodynamic interactions with the Mars Science Laboratory reaction control system using computation and experiment[R]. Grapevine, TX: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.

[5] Morimoto N, Yoon J Y, Aso S, et al. Reduction of aerodynamic heating with opposing Jet through extended nozzle in high enthalpy flow[R]. AIAA-2014-0705, 2014.

[6] Srivastava B. Asymmetric divert jet performance of a supersonic missile: computational and experimental comparisons[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(5): 621-632.

- [7] Graham M J, Weinacht P, Brandeis J. Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(3): 376-383.
- [8] 孙姝, 张红英, 程克明, 等. 喷流反压模拟技术在高超声速进气道实验中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1667-1672.
SUN Shu, ZHANG Hongying, CHENG Keming, et al. Back pressure simulation by cavity injection and its application in hypersonic inlet experiment[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1667-1672. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 陈遯, 刘卫东, 孙明波, 等. 超声速湍流边界层中横向声速喷流的混合 LES/RANS 模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2536-2542.
CHEN Ti, LIU Weidong, SUN Mingbo, et al. Hybrid LES/RANS simulation of transverse sonic injection in supersonic turbulent boundary layer[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2536-2542. (in Chinese)
- [11] ZHEN Huaping, GAO Zhenxun, LEE Chunhian. Numerical investigation on jet interaction with a compression ramp[J]. Chinese Journal of Aeronautics 2013, 26(4): 898-908.
- [12] Brandeis J, Gill J. Experimental investigation of super-and hypersonic jet interaction on missile configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(3): 296-302.
- [13] Graham M J, Weinacht P. Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 675-683.
- [14] Dickmann D A, Lu F K. Shock/boundary-layer interaction effects on transverse jets in crossflow over a flat plate[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 1132-1141.
- [15] De Spirito J. Factors affecting reaction jet interaction effects on projectiles[R]. AIAA-2011-3031, 2011.
- [16] Cassel L A. Applying jet interaction technology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 523-537.
- [17] Dickmann D A, Lu F K. Shock/boundary layer interaction effects of transverse jets in cross-flow over a body of revolution[R]. AIAA-2009-4146, 2009.
- [18] Gnemmi P, Schäfer H. Experimental and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body [R]. AIAA-2005-0052, 2005.

(编辑: 叶 青)