

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

杨磊, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院

翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 使用 CFD 方法, 分别就真实喷管边界和简化喷口边界, 计算超声速飞行器侧向喷流干扰流场, 研究边界条件对干扰流场及气动力的影响. 使用 $k-\epsilon$ 湍流模型封闭雷诺平均 N-S 方程, 利用非结构网格对流场进行空间离散. 通过对比, 计算结果与实验值吻合良好, 证明该方法具有一定可靠性. 进一步研究表明喷流边界条件对喷流干扰流场具有一定影响; 相对于简化喷口边界, 真实喷管边界喷流出口的非均匀性导致喷口上游分离涡和激波位置较为靠前, 从而引起附加气动力和力矩的变化; 由于摩擦阻力的作用, 真实喷管静推力存在损失; 喷流压比为 500 时, 总法向力和总俯仰力矩在两种边界条件之间的误差分别为 8.21% 和 22.4%, 误差较大. 在进行侧向喷流干扰流场的精确计算时, 需要考虑边界条件的影响.

关 键 词: 侧向喷流; 超声速流; 干扰流场; 误差分析; 扩张管

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Error analysis of lateral jet interaction flow field of supersonic vehicle with traditional numerical method

YANG Lei, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: With CFD method, the lateral jet interaction flow fields in supersonic cross-flows were simulated under real nozzle boundary condition and simplified nozzle boundary condition respectively. Three-dimensional N-S equations closed with $k-\epsilon$ turbulence model were solved and the unstructured grids were used to process spatial discretization for the flow field. By comparison, the calculated values were in good agreement with the experimental results, validating the numerical method. Further study showed that the boundary conditions had an effect on the lateral jet interaction flow field. Compared with the simplified nozzle boundary condition, due to the nonuniformity of the jet flow field at the nozzle exit, the separation vortex and the shock waves under real nozzle boundary condition moved forwards, thus causing the change of the interaction force and moment. Because of the influence of the frictions, the static thrust of the nozzle under the real nozzle boundary condition had a loss. When the pressure ratio was 500, the errors of the total normal force and total pitching moment between these two boundary conditions were 8.21% and 22.4% respectively, the errors were large. The real nozzle boundary should be considered when simulating the lateral

收稿日期: 2014-04-09

基金项目: 国家自然科学基金(11272262)

作者简介: 杨磊(1988—), 男, 河南郑州人, 博士生, 主要从事空气动力学方面的研究.

式中 v 表示喷口处速度, γ 表示气体比热比, 对于完全气体 $R=287\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$.

对于真实喷管边界条件, 根据喷流出口马赫数确定出口截面和喉道截面面积比 A/A^* , 在几何建模时模拟出喷管扩张段, 并在喷管喉道位置给定喷流边界, 该边界条件参数在流程初始化之前通过等熵流关系式求得

$$M_t^* = \rho v^* = R_j p_\infty \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{\gamma(\gamma+1)}{2RT_{0j}}} \quad (4)$$

$$p_j^* = R_j p_\infty \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

$$T_{0j}^* = T_{0j} \quad (6)$$

式中 v^* 表示喉道处速度; M_t^* , p_j^* , T_{0j}^* 分别表示喉道处的质量流量通量、静压和总温.

可以验证, 两种边界条件的质量流量相同.

1.4 计算网格

使用非结构网格对流场进行空间离散, 为较为精确地计算附面层内流场, 物面附近使用三棱柱网格, 其他流场空间使用四面体网格. 采用简化喷口边界条件的计算网格编号工况 1, 如图 2 所示, 网格单元总数为 241 万; 采用真实喷管边界条

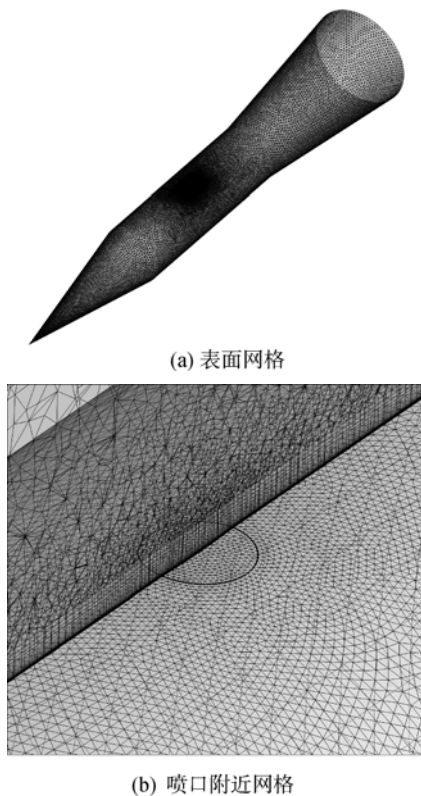


图 2 简化喷管边界计算网格(工况 1)

Fig. 2 Computational grid of the simplified nozzle boundary (case 1)

件的计算网格编号工况 2, 如图 3 所示, 网格单元总数为 248 万.

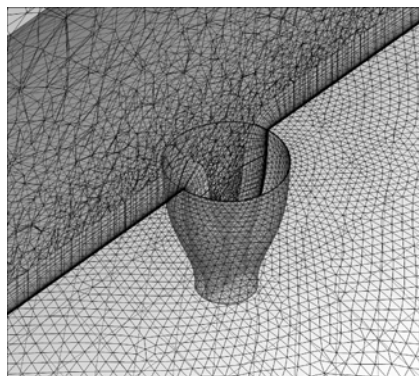


图 3 真实喷管边界计算网格(工况 2)

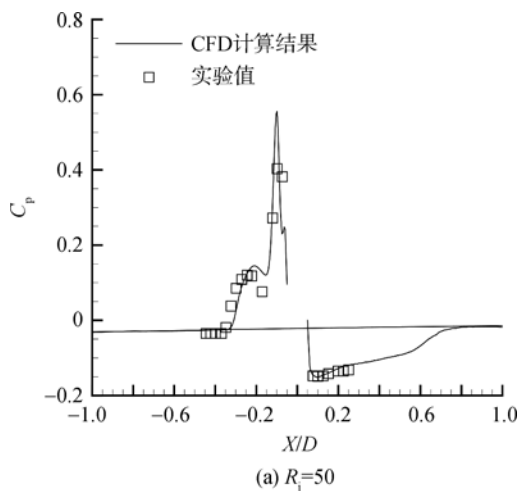
Fig. 3 Computational grid of the real nozzle boundary (case 2)

2 验证算例及计算结果分析

2.1 验证算例

为验证流场求解程序及方法的可靠性, 首先对文献[5]中的流场状态进行求解, 并与文献[5]中的实验值和计算值进行对比. 由于实验时将喷流喷管简化为等截面圆管, 流动在喷管内没有膨胀加速的过程, 为了更好地和实验状态进行匹配, 使用网格工况 1 进行计算.

来流马赫数为 3.0, 来流静压为 19490 Pa, 来流静温为 103.2 K, 飞行迎角为 0° , 喷流压比分别取 50 和 97, 喷流马赫数为 1, 喷流静温为 223 K. 不同压比下, 喷口附近弹体 0° 和 180° 子午线压力系数(C_p)的 CFD 计算结果和实验值对比如图 4 所示, 计算结果与实验值吻合良好. 通过对弹体物面进行压力积分, 可得弹体的附加升力和对弹体



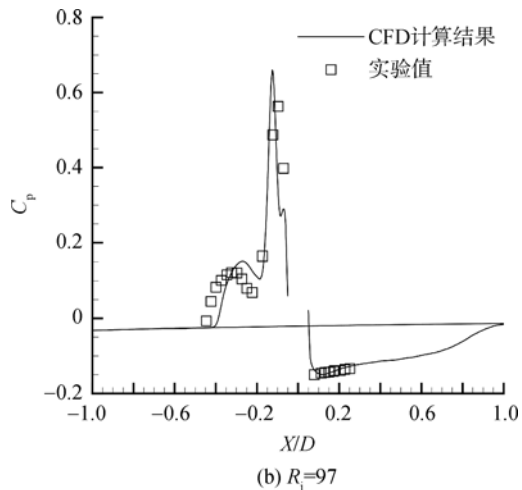


图 4 0° 和 180° 子午线压力系数分布的 CFD 结果与实验值对比

Fig. 4 Comparison of pressure coefficient distribution on 0 and 180 degree meridian for CFD result and experiment

前缘的附加力矩, 计算结果与文献计算值对比如表 1 所示, 计算结果与文献计算值吻合良好. 因此本文所使用的流场求解程序具有一定可靠性.

表 1 附加升力和俯仰力矩的 CFD 结果与文献结果对比
Table 1 Comparison of interaction lift and pitch moment for CFD and literature result

R_j	数据来源	附加升力 L/N	俯仰力矩 $M_y/(N \cdot m)$
50	本文	12.3236	-3.9366
	文献	12.3000	-3.8768
97	本文	17.2826	-5.5652
	文献	17.3000	-5.4306

2.2 边界条件对干扰流场的影响

为研究边界条件对侧向喷流干扰流场的影响, 本文分别对两种边界条件进行计算. 计算选取来流马赫数为 3.0; 飞行高度为 20 km; 此时来流静压为 5529.31 Pa; 来流静温为 216.65 K; 喷流压比 R_j 分别取 37, 50, 100, 300, 500; 喷流出口马赫数为 3.0; 喷流总温为 282.7 K.

喷流压比 $R_j=50$ 时, 计算结果如图 5 至图 7 所示. 图 5 为喷口附近对称面流场马赫数分布, 图 6 为喷口附近对称面流场压力分布及流线, 图 7 为两种边界条件下, 喷口附近弹体 0° 和 180° 子午线压力系数分布.

在两种边界条件下, 流场具有类似的特征. 如图 5 所示, 超声速侧向喷流注入超声速流场, 对超

声速流场具有阻隔效应, 在喷口上游形成弓形激波, 喷口上游流场的剪切效应导致附面层分离, 从而形成分离激波. 如图 5 所示, 喷流在喷口下游剧烈膨胀, 形成马赫盘. 如图 7 所示, 喷口上游由于激波的作用形成一个高压区, 喷口下游由于喷流的膨胀形成低压区, 从而产生了喷流对弹体附加作用力: 当高压区作用较强时附加作用力表现为正推力; 当低压区作用较强时, 附加作用力表现为负推力, 即减弱喷流的作用.

在两种边界条件下, 流场也表现出不同的特性. 如图 5 所示, 工况 2 的马赫盘中心马赫数较低, 而工况 1 马赫盘中心马赫数较高. 由于马赫盘是喷流四周流场膨胀加速形成的 (如图 5 和图 6), 工况 1 直接在喷口截面给边界条件, 其喷口速度均匀分布, 喷流喷出时四周流场马赫数严格为 3, 相对较高, 因此马赫盘中心马赫数较高; 而对于

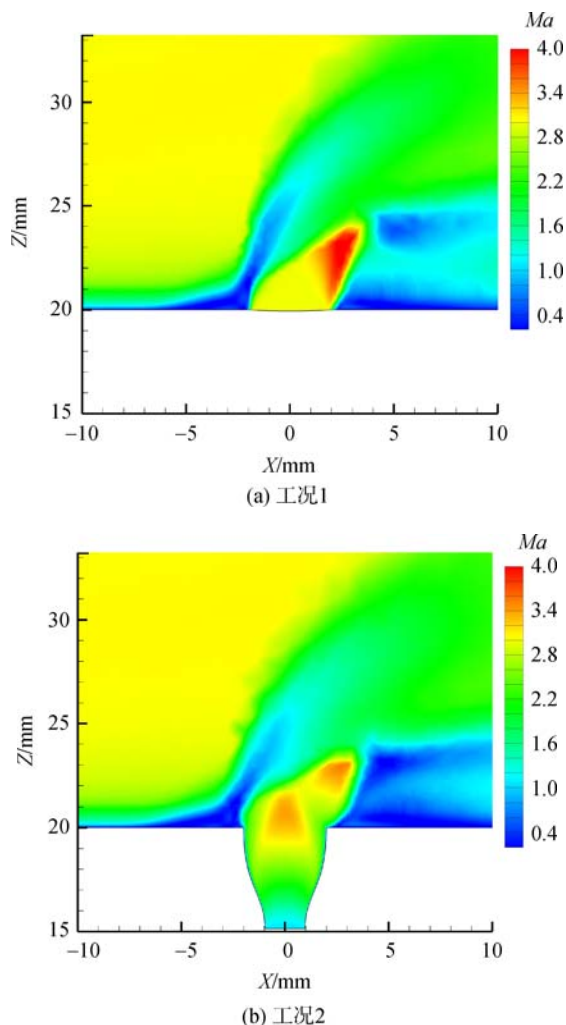
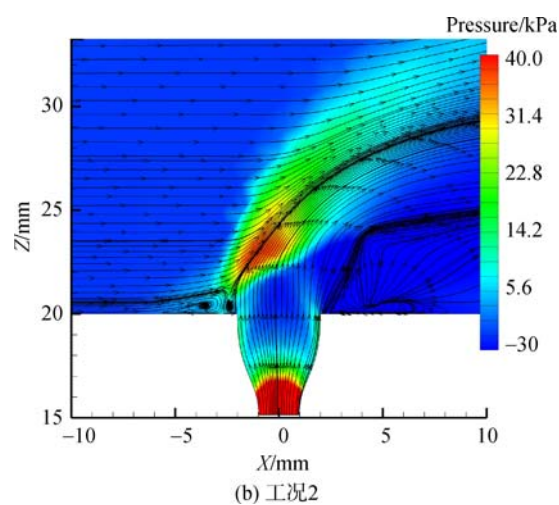
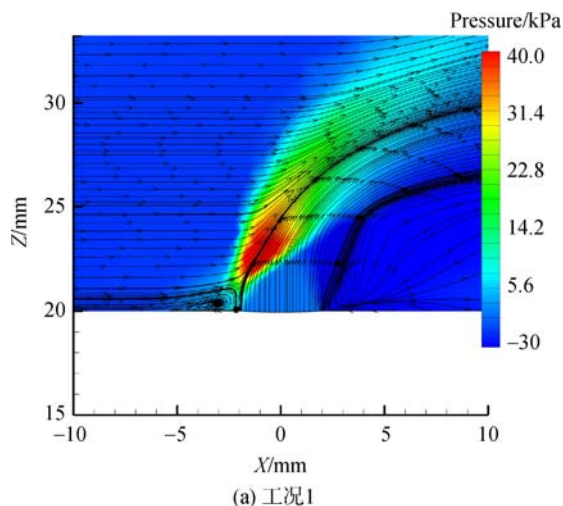


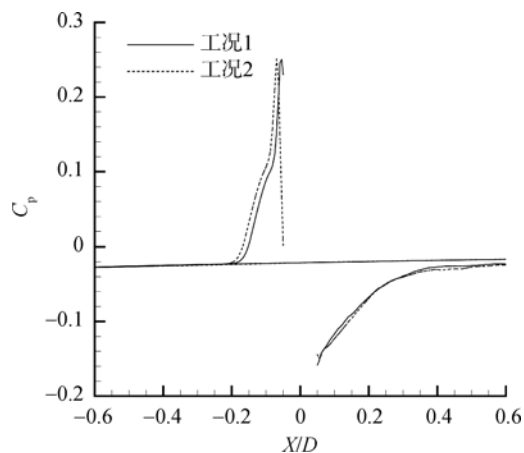
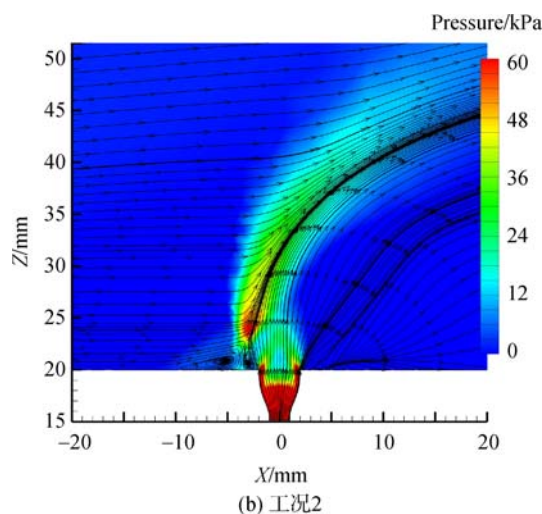
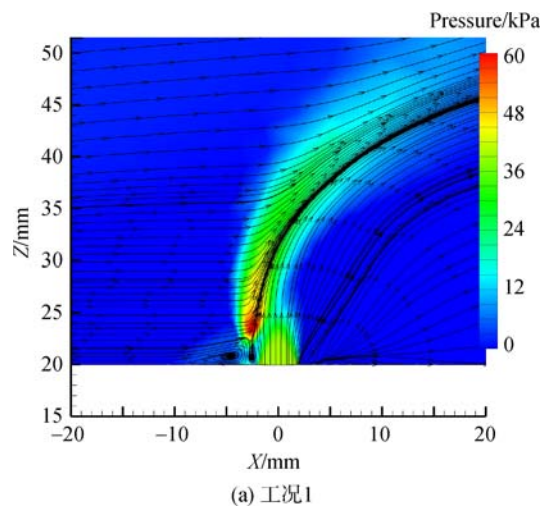
图 5 对称面上马赫数分布

Fig. 5 Mach number distributions on the symmetry plane

图6 对称面上压力分布及流线($R_j=50$)Fig. 6 Pressure distributions and streamline on the symmetry plane ($R_j=50$)

工况2,由于扩张管壁面黏性作用及喷流非均匀膨胀,喷口流场呈非均匀分布,喷流中心马赫数较高(大于3),四周马赫数较低(小于3),且喷口处速度矢量已经有向周边扩散的趋势,表现为向外倾斜,因此马赫盘中心马赫数较低.此外,工况2喷口流场的非均匀性较符合物理事实^[19].如图7所示,工况2激波位置较为靠前,这是由于工况2喷口四周静压较高,对周围流体具有挤压作用,在此挤压下使分离涡前移,激波前移,前移的无量纲尺度(X/D)约为0.02.工况2的二次分离涡尺寸较大,这是喷口处速度矢量向外倾斜导致的.从流管的角度来看,工况2喷流喷出后流管直径较大.

图8为 $R_j=300$ 时喷口附近对称面流场马赫数分布,图9和图10分别为 $R_j=300$ 和 $R_j=500$ 时,喷口附近弹体 0° 和 180° 子午线压力系数分布.对比图6和图8可以看出,随着喷流压比的增加,弓形激波增强、分离区域增大、分离激波增强.

图7 $R_j=50$ 时喷口附近 0° 和 180° 子午线压力系数分布
Fig. 7 Pressure coefficient distributions on 0 and 180 degree meridian near nozzle when $R_j=50$ 图8 对称面上压力分布及流线($R_j=300$)Fig. 8 Pressure distributions and streamlines on the symmetry plane ($R_j=300$)

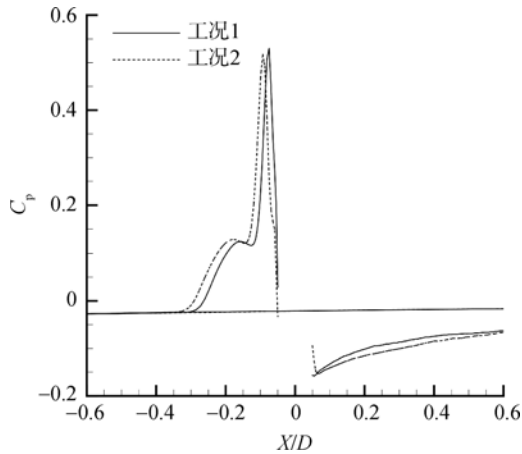
图 9 $R_j = 300$ 时喷口附近 0° 和 180° 子午线压力系数分布

Fig. 9 Pressure coefficient distributions on 0 and 180 degree meridian near nozzle when $R_j = 300$

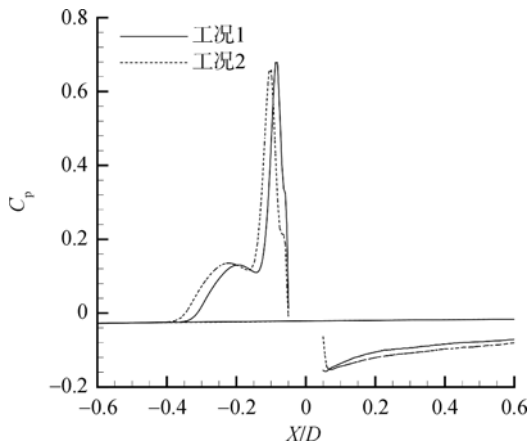
图 10 $R_j = 500$ 时喷口附近 0° 和 180° 子午线压力系数分布

Fig. 10 Pressure coefficient distributions on 0 and 180 degree meridian near nozzle when $R_j = 500$

如图 8 所示,工况 2 喷口四周静压较高,对四周流体具有挤压作用;如图 9 所示,喷口上游分离涡和激波受到喷流喷口高压气体的挤压均明显前移,且相比于 $R_j = 50$ 时前移的无量纲尺度较大,约为 0.05;如图 10 所示, $R_j = 500$ 时前移的无量纲尺度约为 0.06. 因此随着喷流压比的增加,喷口上游分离涡和激波前移尺度增加.

2.3 边界条件对气动力的影响

对弹体物面进行压力积分,可得弹体的附加升力 L 和对弹体前缘的附加力矩 M_y . 工况 1 的喷流静推力 T 可由公式(7)求得

$$T = M_t v A + (p_j - p_\infty) A \quad (7)$$

case 2 的喷流静推力可由公式(8)求得

$$T = M_t^* v^* A^* + (p_j^* - p_\infty) A^* - T_e \quad (8)$$

其中 T_e 表示喷管扩张段压力积分,此值为负.

为研究边界条件对法向力的影响,计算不同喷流压比下附加升力 L 、喷流静推力 T 和总法向力 $N = L - T$,其结果如表 2 所示,百分比表示两种边界条件计算结果之间的误差.

表 2 不同喷流压比下法向力

Table 2 Normal force under different pressure ratios

R_j	工况	L/N	T/N	N/N
37	1	1.0938	0.8824	0.2113
	2	1.0581	0.8449	0.2132
	误差/%	3.26	4.25	-0.88
50	1	1.3927	1.2169	0.1758
	2	1.3595	1.1672	0.1923
	误差/%	2.38	4.08	-9.40
100	1	2.2694	2.5033	-0.2339
	2	2.2632	2.4079	-0.1447
	误差/%	0.27	3.81	38.13
300	1	3.9917	7.6488	-3.6571
	2	4.1142	7.3787	-3.2644
	误差/%	-3.07	3.53	10.74
500	1	4.7678	12.7943	-8.0265
	2	4.9844	12.3524	-7.3679
	误差/%	-4.54	3.45	8.21

由表 2 可以看出,边界条件对附加升力的影响并不显著,但有规律可循. 附加升力在所计算状态下均为正值,即为负推力,有减弱喷流的作用. 在喷口总压较低时,工况 1 的附加升力较大,但随着喷流总压增加,工况 2 的附加升力增大. 这是由于随着喷流总压增加,喷流在出口处向四周扩散性增强,喷口附近弹体壁面低压区压力降低,导致升力增加. 对比工况 1 和工况 2 静推力可以看出,工况 2 静推力较小,这是喷口扩散段的摩擦阻力及非严格的等熵膨胀造成的. 随着喷流总压的增加,静推力减小值的百分比下降,这是由于静推力值的增加量较大,百分比的分母值增加较快. 在喷流压比较小时,附加升力值大于静推力值,因此总方向力为正,此时侧向喷流起到与预计相反的效果. 随喷流压比增加,总法向力由正变为负. 对比工况 1 和工况 2 的总法向力,在喷流压比为 300 和 500 时,总法向力误差绝对值分别为 10.74% 和 8.21%,误差较大. 在喷流压比为 100,附加升

力和静推力大小相当,总法向力数值较小,该状态下误差不具参考价值。

表3为对弹体前缘俯仰力矩计算结果, M_y 表示对弹体前缘附加气动力矩, M_{yt} 表示喷流静推力对弹体前缘的力矩, $M_{y0} = M_y + M_{yt}$ 表示总俯仰力矩。由于附加升力为正,因此对前缘引起低头力矩,由于喷管位于 180° 子午线上,因此喷流引起对前缘的抬头力矩。在喷流压比较小时,附加力矩占主导,总力矩为低头力矩,此时侧向喷流起到与预计相反的效果。随着喷流压比增加,静推力增加,由此引起的抬头力矩增加。由表3可以看出,不同边界条件下附加力矩和静推力引起的力矩均存在一定误差。喷流压比较小时,总力矩误差较小,这是由于总力矩将附加力矩和喷流力矩的误差抵消。随着喷流压比增加,总力矩经过由负值变为正值的过程,此时附加力矩和喷流力矩的值大小相当,总力矩值较小,因此喷流压比为300时的误差不具参考价值。当喷流压比增加到500时,误差为22.4%,误差较大。

表3 不同喷流压比下对弹体前缘俯仰力矩

Table 3 Pitching moment under different jet pressure ratios

R_j	工况	$M_y /$ (N·m)	$M_{yt} /$ (N·m)	$M_{y0} /$ (N·m)
37	1	-0.3361	0.1482	-0.1879
	2	-0.3283	0.1419	-0.1864
	误差/%	2.31	4.25	0.78
50	1	-0.4277	0.2044	-0.2233
	2	-0.4209	0.1961	-0.2248
	误差/%	1.59	4.08	-0.68
100	1	-0.7034	0.4205	-0.2828
	2	-0.7031	0.4046	-0.2986
	误差/%	0.03	3.80	-5.57
300	1	-1.2690	1.2850	0.0160
	2	-1.3056	1.2397	-0.0659
	误差/%	-2.88	3.53	510.84
500	1	-1.5316	2.1494	0.6178
	2	-1.5963	2.0757	0.4794
	误差/%	-4.22	3.43	22.40

3 结 论

本文分别就简化喷口边界条件和真实喷管边

界条件,使用CFD方法计算侧向喷流干扰流场,研究边界条件对干扰流场及气动力的影响。研究发现:

1) 相对于简化喷口边界,真实喷管边界喷流出口流场非均匀分布,喷流中心马赫数较高,四周马赫数较低,压力较高,喷流出口处流场较符合物理事实。

2) 对于真实喷管边界,由于喷流四周马赫数较高,导致马赫盘中心马赫数较低,由于喷流四周压力较高,膨胀作用较强,分离涡和激波受到喷流挤压向前移动,且随着喷流压比的增加,前移尺寸增大。

3) 在本文计算状态下,当喷流压比较小时,侧向喷流导致的总法向力和力矩起到与预计相反的效果。

4) 相对于简化喷口边界,由于摩擦阻力的作用,真实喷管静推力存在损失。

5) 不同边界条件下气动力和力矩的计算值均存在一定误差,喷流压比为500时,总法向力和总俯仰力矩误差较大。

6) 在进行侧向喷流干扰流场的精确计算时,需要考虑边界条件的影响。

参考文献:

- [1] 黄伟,罗世彬,王振国,等. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报,2010,31(5):1259-1265.
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo, et al. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1259-1265. (in Chinese)
- [2] 徐明厚,韩才元,胡平凡. 交叉射流特性的试验研究[J]. 航空动力学报,1993,8(1):19-20.
XU Minghou, HAN Caiyuan, HU Pingfan. Experimental study on turbulent jet in a confined crossflow [J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(1): 19-20. (in Chinese)
- [3] 周伟江,马汉东,李锋. 超声速主流中横向喷流干扰流场数值模拟[J]. 航空动力学报,1993,8(1):6-10.
ZHOU Weijiang, MA Handong, LI Feng. Numerical simulation of interaction between supersonic main stream and transverse jet [J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(1): 6-10. (in Chinese)
- [4] 陈述,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 conic injection in supersonic turbulent boundary layer [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2536-2542. (in Chinese)
- [5] Gnemmi P, Schäfer H J. Experimental and numerical

- investigations of a transverse jet interaction on a missile body[R]. AIAA-2005-52, 2005.
- [6] Aswin G, Chakraborty D. Numerical simulation of transverse side jet interaction with supersonic free stream[J]. Aerospace Science and Technology, 2010, 14(5): 295-301.
- [7] Srivastava B. Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(5): 584-592.
- [8] Srivastava B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experimental comparisons[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146.
- [9] 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.
- [10] 周维, 刘宏, 刘嘉, 等. 超音速来流中侧向喷流干扰流场的数值模拟[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 108-112.
ZHOU Wei, LIU Hong, LIU Jia, et al. Numerical simulation of lateral jet interaction in supersonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 108-112. (in Chinese)
- [11] 马明生, 邓有奇, 郑鸣, 等. 超声速侧向多喷流干扰特性数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 468-473.
MA Mingsheng, DENG Youqi, ZHENG Ming, et al. Numerical investigation of supersonic jet interactions for tactical bodies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4): 468-473. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 陈坚强, 江定武, 张毅锋. 侧向喷流数值模拟精度及实验验证研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 421-425.
CHEN Jianqiang, JIANG Dingwu, ZHANG Yifeng. The study on the precision of numerical simulation for lateral jets flow and the experiment validation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 421-425. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] Stahl B, Esch H, Gülhan A. Experimental investigation of side jet interaction with a supersonic cross flow[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(4): 269-275.
- [16] Stahl B, Emunds H, Gülhan A. Experimental investigation of hot and cold side jet interaction with a supersonic cross-flow[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(8): 488-496.
- [17] 蔡晋生, 刘秋洪. 超声速流场中侧向射流的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 553-558.
CAI Jinsheng, LIU Qiuhong. Numerical investigation of lateral jets in supersonic cross-flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 553-558. (in Chinese)
- [18] Qin N, Foster G W. Computational study of supersonic lateral jet flow interactions[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5): 651-656.
- [19] LÜ Guangliang, YE Zhengyin. Investigation on the mechanism of aeroelastic hazard during ground test of rocket nozzle[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(9): 2462-2473.

(编辑: 叶青)