超声速场中的反向喷流数值模拟

田 婷 阎 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：采用了高分辨率的N-S(Navier-Stockes)方程数值模拟方法，对钝头体头部反向喷流进行研究.计算并分析了头部反向喷流现象中喷流马赫数、来流马赫数、攻角等因素对流场细致结构的影响，并对反向喷流减少阻力和减少气动加热的原理进行了深入分析和探讨.研究分析表明这些因素通过决定弓形激波、马赫盘的强度和位置，来影响回流区的大小和位置，从而使有反向喷流时阻力系数所受到的影响比无喷流时更大.

关 键 词：反向喷流；高超声速；阻力；数值模拟

中图分类号：V 211.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)01-0009-04

Numerical simulation on opposing jet in hypersonic flow

Tian Ting Yan Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The detailed influences of the free mach number, jet mach number, attack angle on the drag coefficient reduction were studied by high precise simulation of N-S(Navier-Stockes) equations. The Numerical results show good agreement with the experiments. It is indicated that the opposing jet is effective in reducing the aerodynamic heating and drag coefficient. Conclusions were got that the opposing jet enlarges the factors of affections by influencing the strength and the positions of the barrel shock, the mach disk and the recirculation region. It is believed that the drag coefficient turns out to be very sensitive to the flow field's structure which is highly depended on the free mach number, jet mach number and attack angle due to the opposing jet.

Key words: opposing jet; hypersonic; drag; numerical simulation

高超声速飞行器会受到严重的气动加热，其中头部最严重，对其进行热防护是其设计的重要任务.在钝头体头部设置喷口进行反向喷流，可以通过改变流场结构来减小阻力、减少热流.由于反向喷流流场结构非常复杂，所以对流场细致结构的研究及其减小阻力、减少热流机理的探讨，无论是应用还是理论方面都有十分重要的意义.

国内外开展了大量反向喷流的实验研究和数值模拟.文献[1－3]研究了超声速气流中的反向喷流降低气动加热，以及不同压比下流场稳定性；文献[4－5]研究了反向喷流流场的基本结构和稳定性；文献[6]研究了反向喷流的振荡现象.国内关于反向喷流的研究主要集中在减阻、减少气动加热[7－8]和流场相互干扰等方面[9].

本文采用高分辨率的N-S(Navier-Stockes)方程数值模拟方法，研究了超音速钝头体头部反向喷流，准确地捕捉到了马赫盘和桶形激波的位置，计算并分析了喷流马赫数、来流马赫数、攻角对流场结构的影响，对减阻、减少气动加热的原理进行了深入的分析和探讨.研究表明反向喷流放大了上述因素对阻力的影响.

1 计算方法及验证

1.1 计算方法

对于定常流动，薄层假设的三维可压非定常薄层N-S方程(TLNS方程)的应用范围较广并

收稿日期：2006-12-27

作者简介：田 婷(1983－)，女，四川资中人，硕士生，deadfishlittle@sina.com.cn.

与实验数据吻合良好.本文控制方程采用 TLNS 方程,空间离散采用 AUSMDV 格式,时间离散采用 LU-SGS 格式,湍流计算采用 Baldwin-Lomax 代数模型.

取远场边界为无反射边界条件,物面边界为无滑移条件,壁面压力按法向零压力梯度取内场点一阶插值,固壁为恒温壁,喷口边界条件为无量纲守恒变量为$(\rho,\rho u,\rho v,\rho w,\rho e)^{\mathrm{T}}$,全场取自由来流为初始条件.

1.2 验证计算

为了验证计算方法的可靠性,首先计算了文献[1]的反向喷流算例.计算外形为圆形钝头体,直径 50 mm,圆形喷口位于来流正前方,直径 4 mm.计算网格中物面法向 175 个结点,流向 170 个结点,周向 71 个结点,物面法向第 1 层网格高度参考文献[10—11]的结论,取 8×10^{-6} m.来流马赫数 $Ma_\infty=3.98$,来流温度 $T=295$ K,喷流马赫数 $Ma_j=1.0$,喷流和来流的压力比取 0.8,攻角为 0°.图 1～图 3 给出部分计算流场及计算流体力学(CFD, Computational Fluid Dynamics)结果.

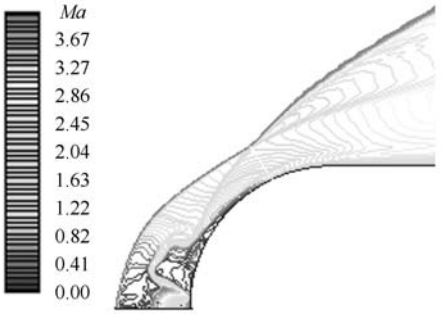


图 1 有喷流等马赫线图($Ma_\infty=3.98$,$Ma_j=1.0$)

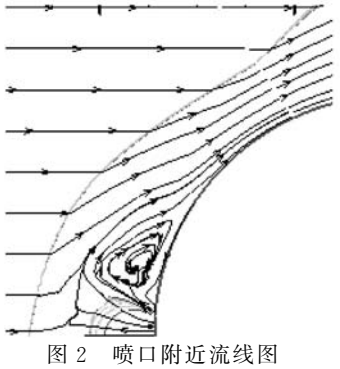


图 2 喷口附近流线图

热流值用无因次量斯坦顿数(St)表示:

$$St=\frac{q_w}{(T_{aw}-T_w)\rho_\infty\cdot C_{p\infty}\cdot\mu_\infty} \tag{1}$$

$$T_{aw}=T_\infty\left(1+R\frac{\gamma-1}{2}Ma_\infty^2\right) \tag{2}$$

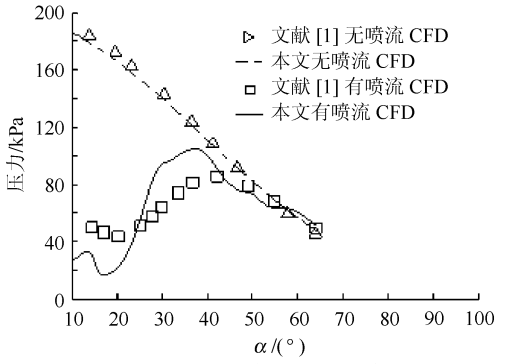


图 3 子午线上压力分布图

$$R=\sqrt[3]{Pr}\qquad \text{紊流} \tag{3}$$

其中,q_w 为壁面热流值;T_{aw} 为壁面恢复温度;T_w 为壁面温度;ρ_∞ 为来流密度;$C_{p\infty}$ 为来流等压比热;μ_∞ 为动力粘性系数;Pr 为普朗特数,取 0.71;γ 为气体比热比.

图 4 为反向喷流流场的结构示意图[1],高压气体由喷口喷射出来使头部的弓形激波远离钝体头部,反向喷流在自由来流的作用下又附着在物体表面上,由于剪切作用在喷口附近形成低压回流区,从而使得阻力减小.由于在喷口附近膨胀波的过度膨胀,在它的前方产生悬挂的马赫盘.此外激波脱体距离增大,使驻点热流值降低.

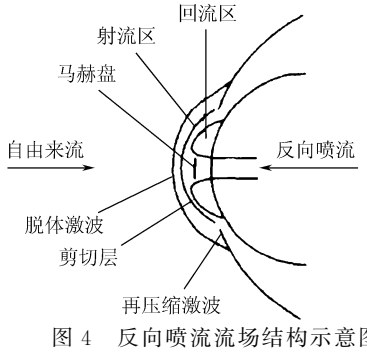


图 4 反向喷流流场结构示意图

图 1、图 5 分别为有喷流和无喷流的等马赫线图.图 1 清晰地显示了喷流的波系结构,可以看出喷流使整个流场结构发生了变化.图 2 为喷流的流线图和喷口附近的局部流线图,可以看到喷口附近的低压回流区.

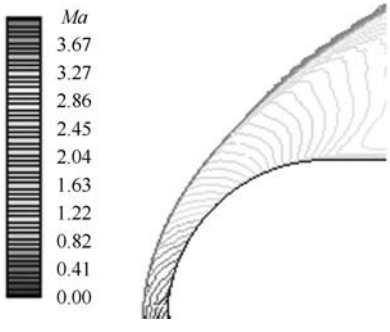


图 5 无喷流等马赫线图($Ma_\infty=3.98$)

图 3、图 6 分别为对称面子午线上的压力分布和热流分布. 以钝头体球心为原点,自由来流的反方向定义为 x 轴正方向,建立极坐标,该极坐标的角度定义为 α. 图 3 中看到喷流使头部压力明显减小,物面上 38°处出现峰值,说明这是回流区的再附点. 图 6 中看到喷流使头部热流明显减小,再附点附近出现热流峰值.

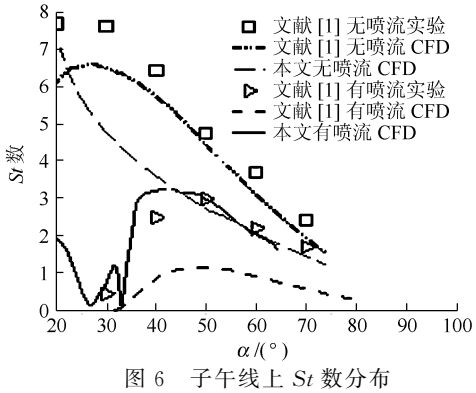


图 6　子午线上 St 数分布

综上所述,本文计算结果和文献[1]结果吻合,说明计算方法是正确的,网格生成是合理的.

2　计算结果及分析

文献[1]研究了喷流不同压比对压力、热流的影响以及流场稳定性的影响. 本文针对压力比为 0.8 的情况计算并分析了 Ma_j,Ma_∞ 及攻角等因素对流场结构以及阻力的影响.

图 7 为 0°攻角、$Ma_\infty=3.98$、无喷流以及不同 Ma_j 下的阻力系数图. 喷流使阻力系数明显减小,无喷流阻力系数为 0.41,有喷流平均为 0.22. 分析表明在 $Ma_j=1.2$ 左右阻力系数最小,随后 Ma_j 越大阻力系数越大.

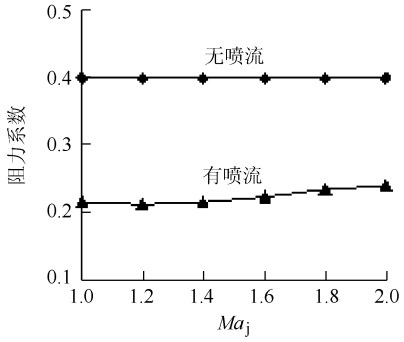


图 7　无喷流及各 Ma_j 下阻力系数比较图

图 8 为 0°攻角、$Ma_j=1.0$、不同 Ma_∞ 的阻力系数图. 结果显示有喷流时阻力系数明显减小. 有喷流时阻力系数随 Ma_∞ 增大明显减小. $Ma_\infty=4.98$时阻力系数比 $Ma_\infty=2.98$ 时减少 61.8%,而无喷流时反而略微增加,增幅为 1.4%.

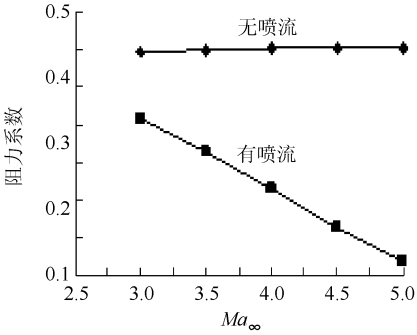


图 8　无喷流及各 Ma_∞ 下有喷流阻力系数比较图

分析说明喷流中,Ma_∞ 对阻力的影响比无喷流时更大. 由于喷流改变了钝头体头部的流场结构,形成回流区. 阻力系数受到回流区的大小、位置变化的影响. Ma_∞ 增大,头部正激波变强,波后压力增加量变大,喷流压力不变的情况下,需形成更强的马赫盘来达到压力平衡. 这就增大了回流区,阻力系数明显减小.

图 9 为 $Ma_\infty=3.98$、$Ma_j=1.0$、不同攻角的阻力系数图. 结果显示阻力系数随着攻角的增加而增加,有喷流的增加趋势更大,20°攻角时增加了 54.8%,无喷流增幅仅为 0.055%.

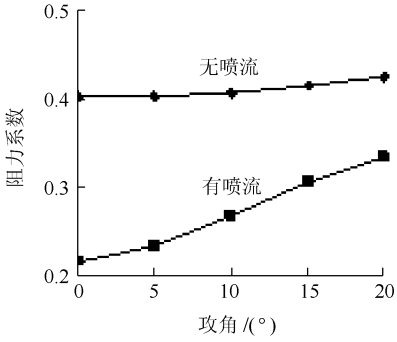
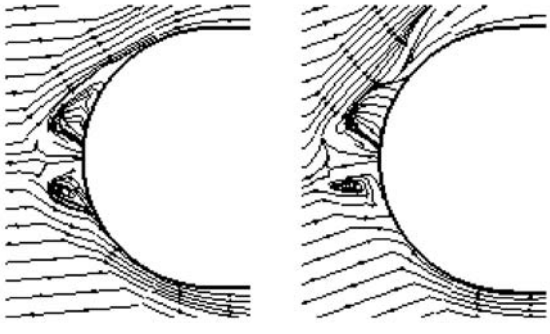


图 9　无喷流及各攻角下有喷流阻力系数比较图

上述分析说明有喷流时,攻角对阻力的影响更大. 0°攻角时,回流区位置对称. 如图 10 所示,有攻角时迎风一侧回流区被压缩,并被推离物面,再附点位置角度变小. 背风一侧,回流区大小、位



a　5°攻角　　b　20°攻角

图 10　不同攻角下的流线图

3 结 论

本文就钝头体反向喷流现象，对不同来流马赫数、喷流马赫数、攻角进行了计算和细致分析，得出以下结论：

1）本文验证算例中，压力分布和 St 数分布与文献[1]的实验结果和计算结果吻合.说明计算方法是准确的，网格生成是合理的.

2）结果分析表明有反向喷流时阻力系数明显减小.这是由于反向喷流改变了流场结构，在流场中形成低压回流区，回流区内的压力远低于无喷流时的压力，压差阻力减小，从而总阻力减小.计算发现喷口附近存在二次涡，说明在 38°处不是真正压力极值点[4].但这一局部特征对阻力和热流的影响不大.

3）通过细致的研究分析，本文认为反向喷流通过改变流场结构，使阻力系数对来流马赫数、喷流马赫数、攻角的影响更大.因为回流区的大小和位置直接导致阻力系数发生变化.上述因素通过决定弓形激波、马赫盘的强度和位置，来影响回流区的大小和位置，从而使有反向喷流时阻力系数所受到的影响比无喷流时更大.

参考文献（References）

[1] Hayashi K, Aso S, Tani Y. Numerical study of thermal protection system by opposing jet[R]. AIAA 2005-188, 2005

[2] Hayashi K, Aso S. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet[R]. AIAA 2003-4041, 2003

[3] Wada Y, Liou M S. A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities[R]. AIAA 94-0083, 1994

[4] Finley P J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1966, 26: 265－272

[5] Fujita M. Axisymmetric oscillations of an opposing jet from a hemispherical nose[R]. AIAA 1995-33(10), 1955

[6] Aso S, Hayashi K, Mizoguchi M. A study on aerodynamic heating reduction due to opposing jet in hypersonic flow[R]. AIAA 2002-0646, 2002

[7] 刘君，张涵信，高树椿.超声速主流中逆向喷流流场的数值模拟[J].空气动力学报，1994，12(4)：383－390
Liu Jun, Zhang Hanxin, Gao Shuchun. Numerical simulation for the flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 1994, 12(4): 383－390(in Chinese)

[8] 耿湘人，桂业伟，王安龄.利用二维平面和轴对称逆向喷流减阻和降低热流的计算研究[J].空气动力学学报，2006，24(1)：85－89
Geng Xiangren, Gui Yewei, Wang Anling. Numerical investigation on drag and heat-transfer reduction using 2-D planar and axisymmetrical for ward facing jet[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2006, 24(1):85－89(in Chinese)

[9] 周伟江，马汉东.反向喷流与主流干扰数值模拟[J].空气动力学学报，1994，12(3)：295－300
Zhou Weijiang, Ma Handong. Numerical simulation of the interaction between a supersonic stream and a countering nose jet[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 1994, 12(3):295－300(in Chinese)

[10] 李君哲，阎超.气动热 CFD 计算的格式效应研究[J].北京航空航天大学学报，2003，29(11)：1022－1025
Li Junzhe, Yan Chao. Research on scheme effect and mesh effect of computation fluid dynamic in aerothermal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11):1022－1025(in Chinese)

[11] 阎超，李君哲.热流 CFD 计算中格式和网格效应若干问题研究[J].空气动力学报，2006，24(1)：125－130
Yan Chao, Li Junzhe. A new method to determine the first mesh's height of computational fluid dynamic in aerothermal[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2006, 24(1):125－130(in Chinese)

（责任编辑：赵海容）