钝体逆向喷流减阻降温数值仿真 研究

王立强*,钱勤建

中国空空导弹研究院,河南 洛阳 471009

摘 要:本文采用基于结构化网格的Navier-Stokes方程数值模拟方法,开展基于不同来流迎角逆向喷流技术的钝体减阻降 温影响研究。结果显示,随着来流迎角变化,无喷流状态的钝体阻力大小基本无变化,而有喷流状态的阻力随迎角增大而单 调增大,上母线有喷流状态热流值均小于无喷流状态,而下母线远离喷口位置的壁面温度基本无减少。背风侧与迎风侧的 壁面压力及热流分布发生明显变化。

关键词:结构化网格,数值模拟方法,迎角,逆向喷流,减阻降温

中图分类号:V235.211

文献标识码:A

随着技术的发展和武器装备的更新,作战目标性能越来 越强,飞行器飞行速度也越来越快。飞行速度超过*Ma*5(也 称高超声速)的飞行器成为未来航空航天发展的重要目标方 向^[1],正逐步成为世界军事大国重点发展的新型进攻性武器 之一^[2]。美国海军和国防部预研局联合开展了高超声速研究 计划-TATTLRS(高速打击)计划^[3]、美国空军的X-51A飞行 演示验证计划等项目^[3]。在高超声速条件下飞行时,飞行器 将遭受极大的飞行阻力和气动加热问题。减阻降温的措施 有多种,如激波杆技术^[4]、能量投放技术^[5]、逆向喷流技术^[6]。 激波杆可能会影响导引头的探测能力且易被烧毁,能量投放 容易使弓形激波内形成等离子体,阻碍正常的电磁通信,因 此逆向喷流技术得到了国内外学者的广泛关注。

逆向喷流技术是喷流与自由来流发生相互作用,喷流 将飞行器头部弓形激波推离头部,弱化激波对飞行器头部 的影响,以达到减小阻力,降低气动热的目的。与横向喷流 干扰流场⁽⁷⁾的复杂程度类似,逆向喷流与自由来流相互作 用形成的干扰流场结构非常复杂,包括激波(弓形激波、桶 形激波、再附激波)、膨胀波、分离界面、回流区等,因此研究 飞行器减阻降温效果,需要对干扰流场进行详细分析。

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.05.014

国外学者很早就对逆向喷流减阻降温技术进行了详细 研究^[8-10],国内近年对此项技术从不同角度展开了研究,如 何琨等^[11]研究了逆向喷流流场模态及飞行器减阻特性,周 超英等^[12,13]对逆向喷流与自由来流干扰流场存在的模态形 式及其对减阻的影响进行了分析,田婷^[14]对喷流马赫数、来 流马赫数、迎角等因素对流场结构的影响进行了分析,王 兴^[15]对有无逆向喷流对钝体的减阻降温特点进行了研究。 这些文献主要是基于零度飞行迎角的状态进行的研究,虽 然也有个别学者提到了基于迎角影响的流场特性的研究内 容,但不够深入和全面。对于飞行器而言,带迎角飞行是不 可避免的,高速飞行器的巡航迎角范围一般在±10°之间^[16]。

本文基于Navier-Stokes方程数值仿真方法,通过对自由来流不同迎角情况下,逆向喷流与自由来流相互作用产 生的干扰流场对飞行器阻力及气动加热的影响效果进行研 究与评估。

1 数值方法

1.1 网格

计算外形采用球形钝头体(简称钝体),直径50mm,圆

收稿日期:2019-01-07;退修日期:2019-04-09;录用日期:2019-04-20 基金项目:航空科学基金(2016ZA12001)

基立项日:加工件子基立(20102A12001)

*通信作者.Tel.: 13683867328 E-mail: 1019179650@qq.com

引用格式: Wang Liqiang, Qian Qinjian.Numerical simulation investigation on drag and heat-transfer reduction of blunt body with counter-flow jet[J].Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(05):75-81. 王立强, 钱勤建. 钝体逆向喷流减阻降温数值仿真研究[J]. 航空科 学技术, 2019, 30(05):75-81. 形喷口位于来流正前方,直径为4mm。

计算网格采用多块结构化网格,网格拓扑、物面和喷口 附近的网格分布如图1(a)~图1(c)所示。



图 1 拓扑及网格 Fig.1 Topology and grid

1.2 控制方程

考虑飞行器三维黏性绕流流场,控制方程采用雷诺时 均的Navier-Stokes方程,其守恒形式为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial X} + \frac{\partial G}{\partial Y} + \frac{\partial H}{\partial Z} = \frac{1}{R_e} \left(\frac{\partial F_v}{\partial X} + \frac{\partial G_v}{\partial Y} + \frac{\partial H_v}{\partial Z} \right)$$
(1)

式中:Q为守恒通量项;F,G,H为无黏矢通量; F_v , G_v , H_v 为 黏性矢通量。Navier–Stokes方程组采用守恒形式的有限体 积法来离散,空间离散采用二阶精度的Roe格式,时间离散 采用双时间步长与隐式的LU–SGS^[17]时间步的推进相结合 的方法,湍流模型为k–ε模型。

1.3 边界条件

(1) 入口边界

入口采用 inflow-outflow 边界条件,自由来流速度 1074.557m/s,压强为9.2kPa,温度为95K。

迎角 a=0°、5°、8°、10°、12°、15°(考虑到未来高速飞行器 不排除会出现"巡航+机动"飞行模式,因此研究的迎角范围 尽量广泛)。

(2) 出口边界

出口采用 outlet, 采用流场参数外插得到出口参数值。

(3) 壁面边界

壁面速度满足无滑移条件,壁面采用等温壁,温度为 295K。

(4) 喷口边界

反向喷流速度为316.938m/s,压强为0.7MPa,温度为250K。

(5) 初始条件

初始条件采用的参数入口边界参数值。

2 流场结果

图2为不同迎角(0°,5°,8°,10°,12°,15°)条件下,钝体 喷绕流流场的流线(马赫数云图)分布,从各图中看出,迎角 较小时,上下流场基本对称,如马赫盘与射流层的分布基本 对称,回流区域的形状也上下基本对称。随着迎角增大,对 称流态逐渐发生改变。当迎角大于10°时,马赫盘、射流层 等流场结构分布发生明显倾斜,回流区域的形状上限也明 显不一致。在迎角增大过程中,迎风母线前的回流区明显 被向上挤压,而背风母线回流区则向后方拖拽,随迎角增 大,趋势越发明显。



Fig.2 Streams and Mach flood drawing

图3、图4分别给出钝体绕流流场及壁面温度、压力分 布。由于飞行迎角的存在,使得钝体实际迎风驻点位置发 生改变,流场的轴对称性被破坏,在较大迎角时,流场分布 在*X*—*Z*平面上下有很大不同。由图3可知,随着迎角增 大,背风区母线的再压缩激波逐渐变弱,逐渐与脱体激波直 接融为一体,连成了一线。而在迎风母线上,再压缩激波随 迎角增大愈加强烈,在波后出现了一个明显的高温高压区。 并且在钝体壁面与喷口之间也形成了一个局部高温区。比 较各图上、下母线的温度、压力,在迎风面(即下母线)上的



Fig.3 Temperature distribution



温度、压力要高于背风面(上母线)上的温度、压力。

2.1 气动力

(1) 阻力

由图3对称面上,不同迎角条件钝体壁面温度分布云 图可以看出,逆向喷流将弓形激波推离钝体后形成了不同 的包络外形,相当于改变了钝体的外形,这使得钝体受到阻 力也会有差异。

不同迎角条件下的阻力系数见表1。各系数计算参考 长度、参考面积均取1。当飞行迎角在0°~15°之间变化,无 喷状态下的阻力系数随迎角增大变化不大,而有喷状态下, 阻力值随迎角增大而增大。从表中不难看出,在小迎角时, 有喷相对于无喷阻力减小幅度较大,在迎角0°时减小幅度 最大为24.72%,迎角越大减小幅度越小。

表1 有、无喷状态钝体阻力 Table1 Drag of blunt body with and without jet

迎角 状态	0°	5°	8°	10°	12°	15°
无喷	0.0356	0.0357	0.0357	0.0357	0.0356	0.0357
有喷	0.0268	0.0276	0.0284	0.0288	0.0291	0.0306
减幅/%	24.72	22.63	20.35	19.53	18.47	14.13

有、无喷的阻力曲线如图5所示。从图中可直观看出, 随迎角增大,无喷状态阻力比较平稳,基本随迎角变化略微 波动,而有喷状态阻力随迎角增大在单调变大。



(2) 壁面压力

各迎角下,钝体纵向对称面的壁面压力曲线及压力云 图如图6所示,其中p_up、p_down分别表示钝体上、下母线 压力。

图 6(a)是迎角为0°时的压力分布,由于流场参数是对称的,因此上母线与下母线的压力是相同的,在图中二者的压力曲线完全重合。随着来流迎角的增大,下母线(受力由虚线所示)受到的气流的"挤压"变得愈发明显,并且压力

最大点由下游往上游移动(逐渐靠近喷口区域),而背风区 的回流区随迎角增大而增大,气动压力也逐步减小,所有带 迎角的对称壁面压力分布均为下母线压力大于上母线压 力,这可以从图6(b)~图6(f)可以看出。 图 6(g)中给出不同迎角条件下,钝体对称壁面压力分 布对比,随迎角增大下母线壁面压力峰值逐渐减小且向下 游移动,各上母线的压力值相差不大,基本上随迎角增大略 有减小。



2.2 气动加热

不同迎角条件下,对称壁面热流分布如图7所示。从壁面 热流图可以看到,钝体的下表面壁面热流较上表面更大,左右呈 对称状态。随着钝体迎角的增加,高温区的范围逐步减小,局部 高温区逐渐向喷口移动。

图7(a)、图7(b)从左至右的热流分布图分别是迎角0°、5°、 8°、10°、12°、15°。



逆向喷流钝体下有、无喷流状态下,对称面钝体下母线 (迎风)与上母线(背风)的热流分布如图8所示。由图8可知, 对于有逆向喷流状态,由飞行迎角对钝体流场的影响,逆向喷 流钝体下母线(迎风面)热流值均高于上母线(背风面)。迎角 越大,这种趋势越明显,钝体迎风母线上的热流越高。对于相 同母线的有、无喷流状态的热流对比,在上母线有喷流状态的 热流值均大于无喷流状态的热流了,在上母线有喷流状态的 热流值均大于无喷流状态的热流值,这说明此位置的逆向喷流 的作用效果是显著的,而在下母线,有喷流状态条件下,喷流作 用效果仅限于喷口区域附近,在远离迎角的壁面区域,逆向喷流 基本无降温效果,且随着迎角增大效果愈加不明显,甚至在热流 峰值附近区域,有喷状态比无喷状态的热流值还要大。

在图8(g)中能够明显看到,有喷流状态下母线的热流曲 线均存在一个大的跳跃(峰值),这说明钝体壁面局部存在高 温区。下面对此现象进行具体分析。以迎角10°为例,如图8 (d)为此工况下的热流曲线,可以看出在周向角Angle=42.5° 时,迎风母线出现热流峰值,而对应的温度云图如图9所 示,从该云图可以清晰看出,Angle=42.5°位置处("A"处区







域)为再附激波的再附点区域,从图中可以直观看出,此位 置壁面温度最高,热流值最大。从各热流图中还可以看出, 迎角越大,局部高温区温度越高,壁面热流跳跃越明显,而 且高温区越靠近喷口位置。

3 结论

通过对不同自由来流迎角下钝体逆向喷流流场进行数

值模拟,并对流场特性及钝体的受力和受热进行分析,可得 出如下结论:

(1)有迎角时,迎风侧压力值大于背风侧压力值。且 迎角越大,迎风侧的压力逐渐增大,背风侧压力逐渐减小, 因此数值差别增大。随着迎角增大,迎风侧压力峰值逐渐 靠近喷口,而背风侧峰值逐渐远离喷口。

(2)不同迎角下,壁面热流差别较大,迎角越大,迎风 侧的热流值逐渐增大,背风侧热流值逐渐减小,因此数值差 别增大。随着迎角增大。迎风侧热流峰值逐渐靠近喷口, 而背风侧热流峰值逐渐远离喷口,这与壁面压力变化规律 类似。

(3)随着迎角增大,无喷状态的钝体的阻力基本无变 化,但有喷流状态的钝体的减阻效果变弱,0°时减小为 24.72%,15°时减小幅度仅为14.13%,且由于大迎角会产生 大的壁面热流,因此,飞行器实际飞行时尽量避免带迎角或 者尤其是带大迎角飞行。

参考文献

[1] 陈雄昕,刘卫华,罗智胜.高超声速飞行器气动热研究进展[J].航空兵器,2014(5):8-13.

Chen Xiongxin, Liu Weihua, Luo Zhisheng. Research progress on aerothermodynamics of hypersonic vehicles[J]. Aero Weaponry,2014(5): 8-13.(in Chinese)

[2] 张同鑫,李权.对抗高超声速武器的机载激光武器发展研究
[J].航空科学技术,2016,27(3):5-8.
Zhang Tongxin, Li Quan. Research on the development of airborne laser weapons against hypersonic weapons[J].
Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(3): 5-8. (in

Chinese)
[3] 战培国.美国陆军先进高超声速武器气动问题分析[J].航空

[3] 战宕国·夫国陆车尤近高超户迷武器气切问题分析[J]. 机空 科学技术,2015,26(1):7-11.

Zhan Peiguo. Aerodynamic analysis of U. S. army advanced hypersonic weapon[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26(1):7-11.(in Chinese)

- [4] Feszty D, Badcock K J, Richards B E. Driving mechanisms of high-speed unsteady spiked body flows, Part 1: pulsation mode [J].AIAA Journal,2004, 42(1):95-106.
- [5] Riggins D W, Nelson H F, Johnson E. Blunt body wave drag reduction using focused energy deposition[J]. AIAA Journal, 1998,37(4):460-504.
- [6] Finley P J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1966, 26:337-368.
- [7] 王庆轩,李斌,刘仙名.横向喷流对复杂外形导弹气动特性影 响研究[J].航空兵器,2011(3):3-7.
 Wang Qingxuan, Li Bin, Liu Xianming. Performance effect of

lateral jet on missile with complex configuration[J]. Aero Weaponry,2011(3):3-7.(in Chinese)

- [8] Warren C H E. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960,8(3):400-417.
- [9] Fujita M. Axisymmetric oscillations of an opposing jet from a hemispherical nose[J]. AIAA Journal, 1995,33(10):1-11.
- [10] Schmidt D L, Sen B, Bogard D G. Film cooling with compound angle holes: adiabatic Effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4):807-813.
- [11] 何琨,陈坚强,董维中.逆向喷流流场模态分析及减阻特性研究[J].力学学报,2006,38(4):438-445.

He Kun, Chen Jianqiang,Dong Weizhong.Pentration mode and drag reduction research in hypersonic flows using a counterflow jet[J]. Journal of Mechanics, 2006, 38(4): 438-445. (in Chinese) [12] 周超英,纪文英,张兴伟.球头体逆向喷流减阻的数值模拟研 究[J].工程力学,2013,30(1):441-447.

Zhou Chaoying, Ji Wenying, Zhang Xingwei. Numerical investingation on counter-flow jet drag reduction of a spherical body[J].Journal of Engineering Mechanics,2013,30(1):441-447. (in Chinese)

- [13] 周超英,纪文英,张兴伟.超声速钝体逆向喷流减阻的数值模 拟研究[J].应用力学学报,2012,29(2):159-164.
 Zhou Chaoying, Ji Wenying, Zhang Xingwei. Numerical investigation on counter-flow jet drag reduction of a blunt body in supersonic flow[J]. Journal of Applied Mechnaics, 2012,29(2):159-164.(in Chinese)
- [14] 田婷, 阎超. 超声速场中的反向喷流数值模拟[J]. 北京航空航 天大学学报,2008,34(1):9-12.
 Tian Ting, Yan Chao. Numerical simulation on opposing jet in hypersonic flow[J]. Journal of Beijing Unversity of Aeronautics

and Astronautics, 2008,34(1):9-12. (in Chinese)

- [15] 王兴,裴曦,陈志敏. 超声速逆向喷流的减阻与降热[J]. 推进 技术,2010,31(3):261-264.
 Wang Xing, Pei Xi, Chen Zhimin. Supersonic with counterflowing jets on drag and heat-transfer reduction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010,31(3):261-264.(in Chinese)
- [16] 黄伟,王振国.高超声速飞行器迎角特性数值研究[J].固体火 箭技术,2008,31(6):561-568.
 Huang Wei, Wang Zhenguo. Numerical study of attack angle

characteristic for hypersonic missile[J].Journal of Solid Rocket Technology, 2008,31(6):561-568.(in Chinese)

 [17] Sharov D ,Nakahashi K.Reordering of 3-D hybrid unstructured grids for vectorized LU-SGS Navier-Stokes computations[R].
 AIAA Paper 97-2102, 1997:131-138. (责任编辑 王昕)

作者简介

王立强(1978-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞 行器设计。 Tel: 13683867328 E-mail:1019179650@qq.com 钱勤建(1986-) 男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞 行器预研设计。 Tel: 18613792573 E-mail:1365429867@qq.com

Numerical Simulation Investigation on Drag and Heat-transfer Reduction of Blunt Body with Counter-flow Jet

Wang Liqiang*, Qian Qinjian

China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China

Abstract: The Navier–Stokes equations numerical simulation based on structrued grids is applied to investigate the impact of counter–flow jet to blunt body for drag and heat reduction based on different angle of attack of free flow. The results show that with the change of angle of attack, the blunt body drag is nearly unchaged, while the the drag with counter–flow–jet is increasing monotonically with angle of attack increasing. The heat flux value of up highway UHW is bigger than that of down highway UHW, while the wall temperature away from the nozzle is basically unreduced. There are no obviously changing of wall pressure & heat flux of leeward side or upwind side of blunt body.

Key Words: structured grids; numerical simulation method; angle of attack; counter-flow jet; drag and heat reduction

Received:2019-01-07;Revised:2019-04-09;Accepted:2019-04-20Foundation item:Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA12001)*Corresponding author.Tel.:13683867328E-mail:1019179650@qq.com