

【流体力学】

高超声速钝头体支杆侧向射流减阻 新机理试验研究

刘云峰 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室,北京,100190)

摘要 对高超声速钝头体激波减阻技术的发展进行了综述。在此基础上,提出了支杆侧向射流减阻的新机理。通过理论分析和数值模拟证实了该机理,即通过扩大激波角来避免激波-激波相互作用。在高超声速风洞上进行了M6试验研究,试验结果同数值结果吻合得很好。研究结果表明,侧向射流扩大了锥激波的激波角,钝头体再附点的压力降低了50%,侧向射流的减阻效果为30%。这一机理是对高超声速飞行器减阻技术的最新发展。

关键词 高超声速, 激波减阻, 气动支杆, 侧向射流

一、高超声速激波减阻技术发展综述

对高超声速飞行器而言,激波阻力和激波加热是两个主要问题^[1]。其中,激波阻力大约占总巡航阻力的2/3,摩擦阻力大约占1/3^[2]。因此,研究激波减阻技术对高超声速飞行器而言具有重要的意义。

激波减阻技术大体分为两类。第一类是通过减小鼻部直径和增加长细比来改变头激波的形状,另一类是通过流场重构来改变头激波的形状。减小鼻子直径可以变强的弓形激波为弱的斜激波,因此可以减少激波阻力。当长细比达到5以上时,进一步增加长细比的减阻效果变得不明显。过大的长细比会带来其他的问题,如操控安全性、结构强度以及容积率效率等。另外,驻点处的剧烈加热,使得鼻部直径不能够选取的太小。已有研究结果表明,鼻部直径并非越小减阻效果越好,应该有一个优化值。

第二类激波减阻方法就是充分利用空气动力学的理论知识,对飞行器的头部流场进行重构,通过流场重构来减小激波阻力。在这类方法中,目前主要有两种代表性的方法。

第一种流场重构方法就是气动支杆^[3-5]和逆向射流技术^[6-8]。对轴对称钝头体,气动支杆或逆向射流会增加弓形激波的脱体距离,变弓形激波为锥形激波,在钝头体前面形成低压回流区,从而起到减小激波阻力的作用。减阻效果随支杆长度的增加而增加,但是当支杆长度与钝头体直径的比值大于5以上时,减阻效果不明显。气动支杆对流场进行重构,实际上是增加了钝头体头部的长细比。逆向射流技术的激波减阻机理同气动支杆基本相同。在零攻角时,二者都基本可以达到50%的减阻效果,这两种技术已经发展了有50多年了。但是,当有攻角飞行时,这两种方法的减阻效果会变差,因为迎风面分离区的体积变小,头部斜激波会打在钝头体的肩部,形成激波-激波相互作用,再附点的压力比驻点压力还要高,对减阻和防热都不利。这一问题,50多年来一直没有解决。对逆向射流技术,还存在两个问题。一是对逆向射流的总压要求很高,射流的总压要高于驻点的皮托压力才能够将激波推离钝头体。要达到一定的减阻效果,射流的总压要是驻点总压的几倍才可以。第二个问题是,逆向射流对攻角非常敏感,即使是2°的攻角,其减阻效果也变得非常差,只适合于零攻角和稳定飞行的情况^[6]。

第二种流场重构方法的核心思想就是通过改变上游流场的来流参数来减小激波阻力,主要是减小来流的压力和密度。我们知道,在激波关系式中,激波前后的压比是一个参数,保持该比值不变,降低来流的压力,那么波后的压力就会降低,从而起到减阻的效果。同时,激波的强度也会相应降低。主要代表技术就是钝头体上游能量注入法^[9-11]。能量注入法的具体技术有激光脉冲、等离子体、微波技术、电子束、脉冲爆轰/爆炸等。

当能量聚焦在上游流场时,瞬时产生的高温气体形成激波将周围的气体向外推离。这种膨胀效应在核心区形成了低压低密度区域。当这些低压低密度气体穿过钝头体的弓形激波的时候,激波后面的气体压力就会降低,激波产生的阻力就会减小。如果核心区的气体温度足够高的时候,飞行器相对于这部分高温高声速的气体是亚声速的,激波就会变弱或者消失,减阻效果更明显。理论上减阻效果可以达到96%^[10]。这一减阻效果是非常诱人的,但是,这一概念在工程应用上还存在着很大的问题,主要是系统复杂、所需能量巨大,其次是对飞行器防热不利。所以,这一技术虽然也发展了将近50年,但还是处于初级阶段^[2]。



上面对激波减阻技术的国内外研究现状进行了综述。在本研究中,为了解决支杆有攻角飞行的问题,为了解决逆向射流所需压力非常大和对攻角敏感的问题,为了解决激波-激波相互作用带来的问题,我们对上述技术进行了发展,提出了新的钝头体激波减阻技术,即支杆侧向射流减阻技术^[12]。气动支杆进行流场重构,增加激波的脱体距离,侧向射流进一步增加锥形激波的激波角,从而可以避免激波-激波相互作用,起到非常明显的减阻效果。同时,侧向射流对攻角不敏感,而且所需压力比较低,对飞行器的防热又有好处,因此具有非常好的工程应用前景。下面,我们对这一新技术进行理论分析、数值模拟和试验研究,并给出主要的研究结果。

二、理论基础和数值模拟

1. 理论分析

要达到激波减阻的目的,最终是需要降低激波后的压力。

斜激波关系式:

$$\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \theta} = \frac{(\gamma + 1) \frac{P_2}{P_1} + (\gamma - 1)}{2\gamma} \quad (1)$$

式中, M_1 是来流马赫数, Θ 是斜激波角, δ 是半锥角, P_1 是激波波前压力, P_2 是激波波后压力, γ 是气体比热比。

根据公式(1),要降低波后压力 P_2 ,第一种方法是降低波前压力 P_1 ,这就是上面介绍的能量注入法的主要思想,再就是降低 $M_1^2 \sin^2 \theta$ 的值。对公式(1)进行推导得到以下公式:

$$\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \theta} = 1 - \frac{\gamma + 1}{2} \frac{1}{\sin^2 \theta + \sin \theta \cos \theta \cot \delta} \quad (2)$$

一般来讲,斜激波角 Θ 和半锥角 δ 是相互关联的,增加半锥角,斜激波角度变大,激波强度变强,阻力增加。但是,如果我们通过某种技术来解耦二者的关系,即固定固体半锥角不变,只增加斜激波角的半锥角,那么公式(2)就变成以下形式:

$$\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \theta} \approx 1 - \frac{\gamma + 1}{2} \frac{1}{\sin^2 \theta} \quad (3)$$

从公式(3)中我们很容易看出,如果斜激波角 Θ 增大,那么 $M_1^2 \sin^2 \theta$ 的值就会减小,根据公式(1), P_2/P_1 的比值就会减小,从而波后压力降低,激波阻力减小。这就是本研究最新提出的激波减阻理论基础。

2. 数值模拟

对钝头体支杆侧向射流的减阻机理和效果进行数值模拟研究,飞行马赫数是M6,飞行高度是30 km,来流的总压是20 atm,侧向射流的总压是6 atm。图1给出了零度攻角下的激波结构密度云图,其中图1(a)是没有侧向射流的结果,图1(b)是有侧向射流的结果。从图上可以看出,在没有侧向射流的时候,锥激波的角度比较小,大约为15°,斜激波打在钝头体的肩部,形成了激波-激波相互作用,再附区域的压力和温度都非常高。在支杆头部使用侧向射流后,侧向射流增大了锥激波的激波角,将锥形激波推离钝头体表面,避免了激波-激波相互作用,再附点的压力显著降低,从而起到了减小激波阻力的作用。图2是对应的流场流线图,从图中可以看出横向射流改变了斜激波波后的流动状态,起到了流场重构激波减阻的作用。

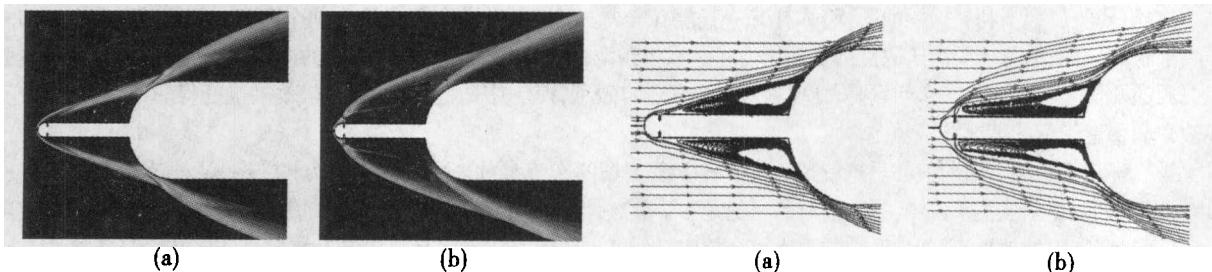


图1 在0°攻角下的激波结构密度云图

(a) 没有侧向射流;(b) 有侧向射流

图2 在0°攻角下的流线图

(a) 没有侧向射流;(b) 有侧向射流

这一流场重构减阻机理同样被4°攻角下的结果所证实。图3给出了4°攻角下的流场密度云图,可以看出,在4°攻角下,侧向射流同样具有扩大激波角的作用,再附点区域的压力明显降低。而没有侧向射流的情况下,再附点区域的压力值非常高,比驻点的压力还高,这就是气动支杆在非零度攻角下减阻效果变差的主要原因。

三、试验研究

根据上面的理论分析和数值模拟的结果,在高超声速风洞上进行了钝头体支柱侧向射流减阻机理的测压试验研究。在北京空气动力技术研究院的FD-07上进行了试验研究,风洞的名义马赫数是M6,喷管出口直径是 $\phi 500$ mm,试验总压是20 atm,喷流总压是6 atm。钝头体模型的底部直径是 $\phi 80$ mm,支柱长度同底部直径之比为1。图4给出了 0° 攻角下的试验纹影照片,图5给出了在 $\pm 4^\circ$ 攻角下的试验纹影照片。可以看出,试验得到的纹影照片同数值模拟得到的流场结果是一致的。

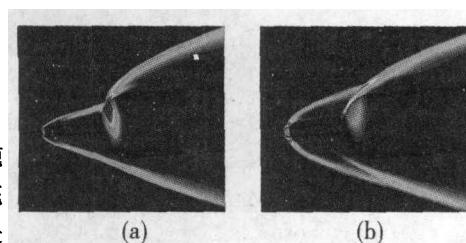
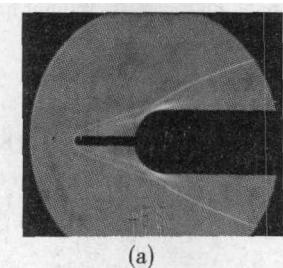
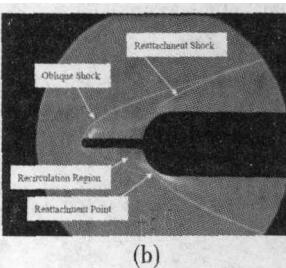


图3 在 4° 攻角下的激波结构密度云图

(a)没有侧向射流;(b)有侧向射流



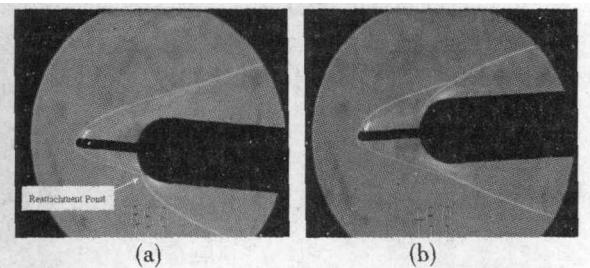
(a)



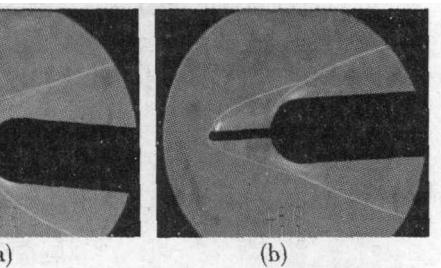
(b)

图4 在 0° 攻角下试验纹影照片

(a)没有侧向射流;(b)有侧向射流



(a)



(b)

图5 在 $\pm 4^\circ$ 攻角下试验纹影照片

图6给出了试验获得的模型表面的压力分布曲线。从图中可以看出,在 0° 攻角和 4° 攻角下,侧向射流将再附点的压力降低了66%,减阻效果非常显著。对压力曲线进行积分可以得到,侧向射流的减阻效果为30%。

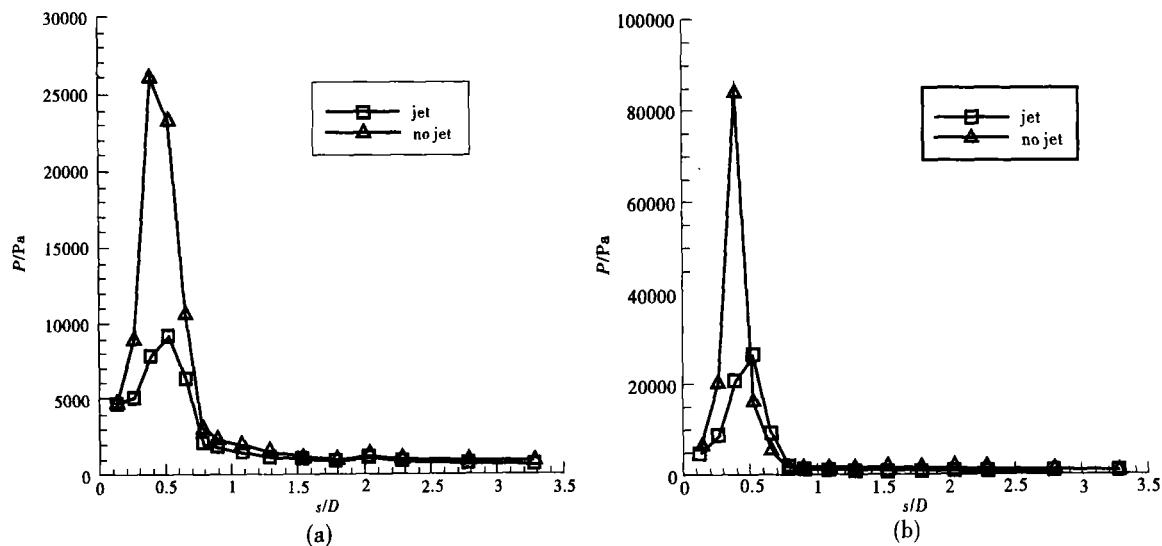


图6 模型表面压力分布曲线

(a) 0° 攻角;(b) 4° 攻角

四、结论

本文提出了新的高超声速钝头体激波减阻的理论和方法,即气动支柱和侧向射流法。通过气动支柱来增加激波的脱体距离,变弓形激波为锥形激波;通过侧向射流来扩大锥形激波的激波角,避免了再附点区域的激波-激波相互作用,有效地减小了激波阻力。理论分析证明了该机理。试验结果表明,再附点的压力降低了66%,激波阻力减小了30%,该方法在 0° 攻角和 4° 攻角下都有减阻效果。这是在国内外高超声速钝头体激波减阻理论和方法研究方面的最新进展,对工程应用具有重要意义。



参考文献

- [1] Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics. New York: McGraw - Hill, 1989.
- [2] Bushnell D M. Shock wave drag reduction. Annu. Rev. Fluid. Mech. ,2004(36) :81 - 96.
- [3] Crawford D H. Investigation of the flow over a spiked - nose hemisphere - cylinder at a Mach number of 6. 8. NASA TN - D118, 1959.
- [4] Milićev S S, Pavlović M D, Ristić S, et al. On the influence of spike shape at supersonic flow past blunt bodies. Facta Universitatis, Series: Mechanics, Automatic Control and Robotics, 2002, 3(12) :371 - 382.
- [5] Menezes V, Saravanan S, Jagadeesh G, et al. Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes. AIAA Journal, 2003, 41(10) :1955 - 1961.
- [6] Remeo D J, Sterrett J R. Exploratory Investigation of the Effect of a Forward - Facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach Number 6 Free Stream. NASA TN D - 1605, 1963.
- [7] P J Finley. The flow of a jet from a body opposing a supersonic freestream. J. Fluid Mech, 1966(26)337 - 368.
- [8] B Venkumar, G Jagadeesh, K P J Reddy. Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow. Physics of Fluids, 2006.
- [9] David Riggins, H F Nelson, Eric Johnson. Blunt - Body Wave Drag Reduction Using Focused Energy Deposition. AIAA JOURNAL, 1999.
- [10] Kevin Kremeyer, Kurt Sebastian, Chi - Wang Shu. Computational Study of Shock Mitigation and Drag Reduction by Pulsed Energy Lines. AIAA JOURNAL, 2006.
- [11] D Knight Survey of Aerodynamic Drag Reduction at High Speed by Energy Deposition. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 2008.
- [12] Zonglin Jiang, Yunfeng Liu, Guilai Han, et al. Experimental demonstration of the new concept for drag reduction and thermal protection of hypersonic vehicles. Acta Mechanica Sinica, 2009, 25:417 - 419.

作者简介

刘云峰,男,1971年2月生,高级工程师,研究领域:高超声速空气动力学/热力学、激波和爆轰物理。

姜宗林,男,1955年4月生,研究员,研究领域:高超声速空气动力学/热力学、激波和爆轰物理、计算流体力学。

基金项目

该研究得到了国家空气动力学预研项目(513130401)、国家自然科学基金项目(90916028)和513130401的资助,在此表示感谢。作者对中科院力学所赵伟研究员、韩桂来博士、王一伟硕士在研究中所提供的帮助表示感谢。