

零攻角 NADTPS 重构高超声速流场气动力/热研究

韩桂来, 姜宗林

(中国科学院力学研究所, 中国科学院高温气体动力学重点实验室, 北京, 100190)

摘要: 长时间、远距离高超声速飞行要求飞行器设计兼顾减阻和防热特点, 论文提出无烧蚀自适应减阻防热新概念 (NADTPS) 并展开相关研究。NADTPS 基于支杆-钝头体结构重构流场, 利用侧向射流重点防护支杆头部。本文通过数值求解二维轴对称 Navier-Stokes 方程, 对零攻角下 NADTPS 重构流场进行模拟, 研究流场基本特征、气动力/热特性, 分析新概念的减阻和防热机理。

关键词: 减阻防热系统; 高超声速; 流场重构; 气动力/热; 数值模拟

0 引言

钱学森^[1]将“hypersonic”定义为马赫数远大于 1 的流动, 并指出阻力系数受相似率控制。六十多年来, 人类多次成功实现短时间的高超声速飞行, 如 X-15、X-43 和航天飞机等, 但这些过程飞行时间仅维持在几秒至几十秒的量级, 飞行距离也只是几十公里的量级。然而, 未来高超声速飞行的发展趋势则要求必须突破目前的时间量级, 实现小时量级上的飞行, 而飞行距离则达到 10000 公里量级。长时间高超声速飞行对飞行器设计提出了更高的要求 and 标准, 主要包括两个方面: 一方面, 降低飞行器的气动阻力尤其是激波阻力, Bushnell 指出^[2]高超声速飞行中激波阻力所占的份额甚至可以超过 2/3, 而阻力每降低 1% 对应地可以使有效载荷增加 5-10%; 另一方面, 长时间气动加热使得飞行器的温度变化过程造成的影响成为一个更加突出的问题, Bertin 等^[3]指出热防护形式的选择受热流和热流积分 (对于飞行时间积分) 的控制, 因此要求对飞行器的热防护和热管理进行更为合理和全面的设计, 在关注局部热流的同时还必须考察壁面热流在时间跨度上的积分效果, 选择合适的结构和热防护形式进行飞行器的设计。简单而言, 上述两方面的要求对应了减阻和防热两个基本问题。

高超声速流动的特点^[4]是头激波形成高温环境、粘性摩擦产生气动加热, 因此从本质上讲气动加热是以气动阻力形式体现出来的机械能耗散, 气动阻力和加热两者相互关联、相互制约。降低高超

声速飞行的阻力能够从总体上减少飞行器所承受的气动热通量, 缓解气动加热, 对于长时间飞行而言可以降低热防护的难度; 但是减阻过程往往会提高局部的热流, 又在一定程度上增加了热防护的难度和复杂性。所以, 长时间、远距离的高超声速飞行要求合理解决减阻和防热问题, 兼顾者的作用形式和特点, 在构型设计和热防护方式选择上做到相辅相成, 并保证飞行器结构无烧蚀、多次重复使用等特点。这向多个专业和学科提出了新的要求, 更需要有技术上的革新和概念上的突破。

传统的被动式防热形式在不同程度上增加了结构的重量和阻力, 无法适用于长时间的高超声速飞行。目前, 相当多的研究者正极力发展主动式的减阻防热方法, 其中具有代表性的工作是在钝头体前方设置逆向射流 (counterflow jet)、集中能量释放 (concentrated energy release) 或者支杆-钝头体结构 (spiked body)。这三种方法的特点在于采用主动方式实现流场重构, 从而达到减阻和防热目的, 被视为减阻防热方式中的新概念。逆向射流^[5-9]在零攻角下具有较好的减阻和防热效果, 但对射流总压、气流量要求较高, 不适用于长时间飞行, 并且无法适应带攻角飞行, 作为减阻和防热方式具有较大的局限性。集中能量释放^[10-13]是通过高能形式在飞行器前方产生爆炸, 形成密度较低、温度相对不高、存在径向流动的来流形式, 其减阻效果明显, 这种方式极大地依赖于激光、等离子等的技术储备, 目前只是进行概念性的探索。支杆-钝头体结构的概念最早由 Bogdonoff 等^[14]提出, 利用支杆可以明显降

低钝头体上的热流和压力分布。这种方式结构简单、效果明显,被国际上众多研究者所接受,并开展了大量的工作^[15-19]。但关于支杆-钝头体结构仍有一些问题未能解决,在很大程度上限制了其在高超声速领域内的实质性进展,包括三个方面:一是保证支杆在苛刻的热环境中不受损毁,维持其重构流场的基本功能;二是控制钝头体肩部的流动和相互作用形式,降低壁面压力和热流分布;三是改善带攻角飞行时支杆-钝头体结构的气动力/热特性、流场稳定和激波相互作用形式,适应真正的飞行过程。姜宗林^[20-22]、韩桂来^[23]在支杆-钝头体概念的基础上提出无烧蚀自适应减阻防热新概念。

1 NADTPS 概念

无烧蚀自适应减阻防热新概念(Non-ablation and Adaptive Drag-reduction and Thermal Protection System, 简称为 NADTPS)利用支杆-钝头体结构重构流场,其基本结构和工作原理如图 1 所示。

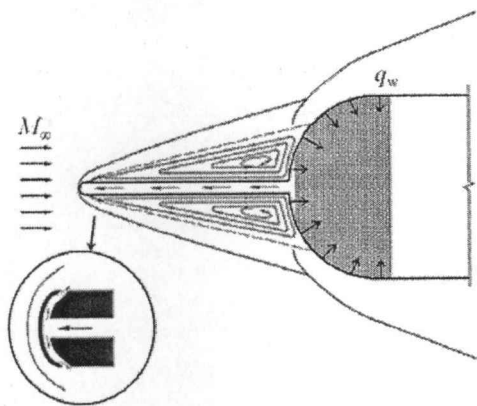


图 1 无烧蚀自适应减阻防热新概念示意图

NADTPS 新概念将钝头体头部设置为空腔盛放冷却液,吸收钝头体部位的气动热形成一定压力的蒸气;蒸气沿空心支杆流至头部,通过侧向喷口形成射流进入外流场;蒸气在支杆端部产生对流换热,带走支杆头部吸收的气动加热对其进行重点防护,避免支杆结构的烧蚀或损毁,维持其重构流场的基本功能;射流气体可以进一步缓解钝头体部位的气动热。NADTPS 利用钝头体的气动热,并通过

高超声速来流、气动加热、射流强度等形成正反馈机制,达到自适应控制的效果,从而构成一套结构无烧蚀、自适应匹配控制的减阻和防热系统。NADTPS 基本特点在于:利用支杆结构重构流场变弓形头激波为锥激波,大幅降低激波阻力;通过侧向射流重点防护支杆头部,并且在带攻角飞行时可以将激波吹离轴线,控制流动形式并适应带攻角情形;利用气动加热耦合结构传热,构成自适应控制机制;总体而言无需附加动力,系统和结构简单,具有较大的发展潜力和应用前景。

本文对零攻角下 NADTPS 重构流场基础问题展开研究,通过对比不同支杆长度、不同来流马赫数和声速侧向射流作用下的流场结构和气动力/热特性,总结流场基本结构和特征以及各种参数的影响规律;与球头的气动力/热特性进行比较,突出 NADTPS 的减阻和防热优势,并分析其减阻和防热的机理和控制因素。

2 模型和方法

本文对零攻角下 NADTPS 流场进行模拟时采用二维轴对称 Navier-Stokes 方程作为控制方程,突出流场的主要形式和特征。由于未考虑真实气体效应,流场介质不发生变化,可以看作单一组元,采用热完全气体模型和理想气体状态方程;控制方程中不包含扩散效应,粘性系数的根据 Sutherland 公式计算,并取 $Pr=0.72$ 。流动介质热力学参数直接从标准大气层表获得。数值模拟采用有限差分方法进行,可以保证精度和稳定性,无粘对流项采用二阶精度 DCD 格式^[24]离散,粘性项离散则采用普通的二阶中心差分格式,时间推进采用显式格式,并应用局部时间步长法加速收敛。计算域采用正交化网格进行划分,并在固壁边界附近进行加密,尽量降低这方面因素对计算过程和准确性的影响。

模型基本几何尺寸和参数标识如图 2 所示,其中 $d/D=0.1$ 、 $Rt/D=0.2$ 。为研究不同支杆长度的影响,无量纲支杆长度 L/D 范围在 0.5 至 1.0 之间,共设置了 6 种尺寸,间隔为 0.1;为研究来流马赫数的

影响, 本文选择了 6 种 M_∞ , 如表 1 所示; 数值模拟中, 壁面边界设置为恒温, $T_w=300.0\text{K}$; 侧向射流位置为 $(0, d/2)$, 尺寸为 $d/10$, 强度为环境声速。

表 1 6 种来流条件及其相应参数

M_∞	$u_\infty / \text{ms}^{-1}$	$Re_\infty / 10^6$
5.0	1507.6	1.88
6.0	1809.1	2.26
7.0	2110.6	2.64
8.0	2412.2	3.02
9.0	2713.7	3.39
10.0	3015.2	3.77

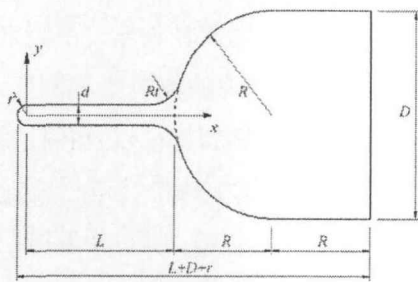


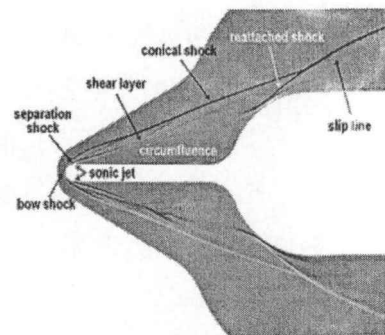
图 2 NADTPS 外形和尺寸标识

3 结果和讨论

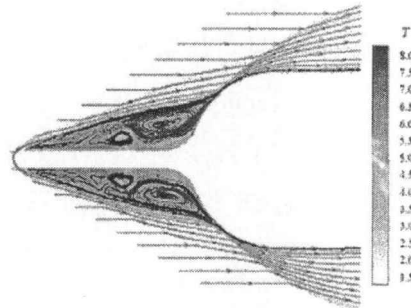
3.1 流场基本结构

通过数值结果的处理, 典型流场的纹影、温度云图、流线等如图 3 所示。NADTPS 重构流场包括锥激波、再附激波、回流区、剪切层、分离激波和滑移线等典型结构。由于侧向射流作用, 支杆头部附近边界层被迫抬升, 扰动沿边界层向驻点方向传播, 形成分离激波和次涡结构; 分离激波的波后流动和射流气体的相对运动成为剪切层的一个组成部分。侧向射流附近的温度云图表明: 射流气体并未直接进入回流区, 而是在回流区和锥激波后气流之间形成的剪切层中运动; 射流气体的初始温度较低, 在向下游运动的过程中吸收热量, 温度逐渐升高。同时, 射流气体的运动过程减弱了剪切层内外的流动交换强度, 回流区内的涡结构相对简单。综合不同支杆长度和来流速度组合成的 36 种工况: 随着 M_∞ 提高, 锥激波、再附激波以及两者的相互作用位置均向轴线逐渐偏移; 而随着 L/D 增加, 再附激波及其与锥激波的相互作用位置又逐渐偏离

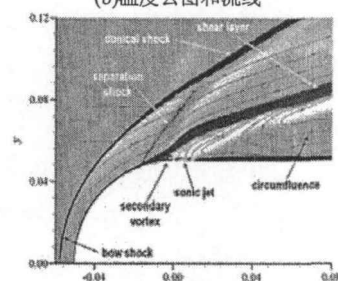
轴线。本文的研究所采用的侧向射流强度相对较低, 流场结构所受到的影响也较为有限。对于高强度的侧向射流^[22], 射流可以直接与锥激波结构产生作用并明显扩大其激波角, 但高强度的射流要求更高的能量和流量, 并不能适用于长时间的高超声速飞行。



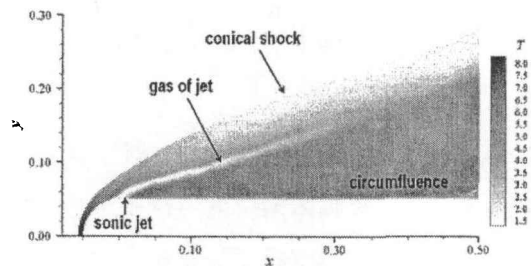
(a) 数值流场纹影



(b) 温度云图和流线



(c) 侧向射流附近流场纹影和流线



(d) 侧向射流附近温度云图

图 3 声速侧向射流作用下 NADTPS 重构流场 ($L/D=1.0, M_\infty=6.0$)

3.2 气动力特性

声速侧向射流作用下, NADTPS 的气动阻力系数 C_d 如图 4 所示: 随着 L/D 增加, 阻力系数逐渐 C_d 下降, 但下降趋势逐渐减缓; 与 L/D 的影响相比, 来流马赫数 M_∞ 对阻力特性影响较小, C_d 随着来流速度变化不大。与圆球高超声速绕流相比, 声速侧向射流作用下 NADTPS 减阻效果得达到 45-70%。这在一定程度上体现出了声速侧向射流对于 NADTPS 重构流场的改善作用, 射流使得剪切层和锥激波偏离轴线, 降低了钝头体肩部的流动再附的强度, 同时也将锥激波与再附激波的作用位置推离轴线, 减弱流动对于回流区内压力分布的影响, 从而达到减阻目的。

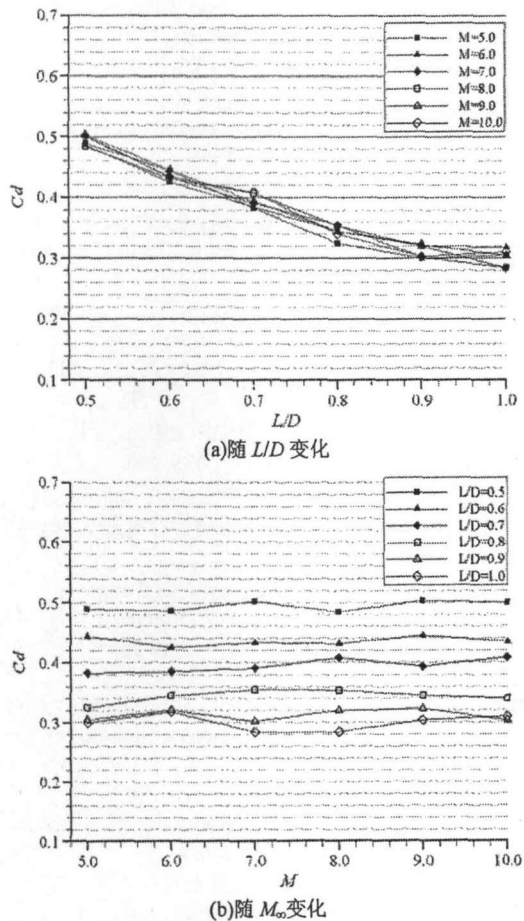


图4 声速侧向射流作用下 NADTPS 阻力系数

3.3 气动热特性

声速侧向射流作用下, 部分工况下的 NADTPS 壁面热流分布如图 5 所示, 不同支杆长度 L/D 和来流马赫数 M_∞ 对应的 36 种工况下热流分布形式类似。支杆头部驻点位置热流明显高于流场其他部位热流, 并在支杆肩部附近迅速下降, 在整个回流区中热流值都相对较低; 再附点位置附近, 热流曲线上会呈现出一个钝头体部位上的热流峰值。

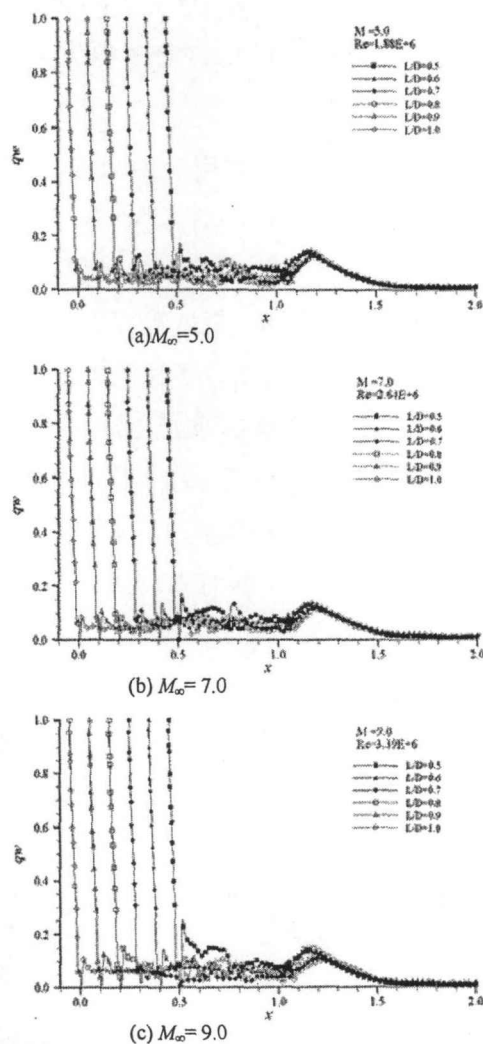


图5 声速侧向射流作用下 NADTPS 壁面热流分布 (归一化)

本文提取 NADTPS 钝头体肩部的热流峰值, 并与球头驻点热流对比, 总体观察发现: 随着 L/D 增加, 声速侧向射流降低钝头体肩部热流峰值的效果趋于稳定, 对于缓解钝头体的气动热环境有明显作用, 其降幅达到 48-68%, 并主要集中于 53-65% 范围内, 如图 6 所示。这在一定程度上说明, 声速侧

向射流的设置能够适应 L/D 和 M_∞ 变化而形成的各种组合。

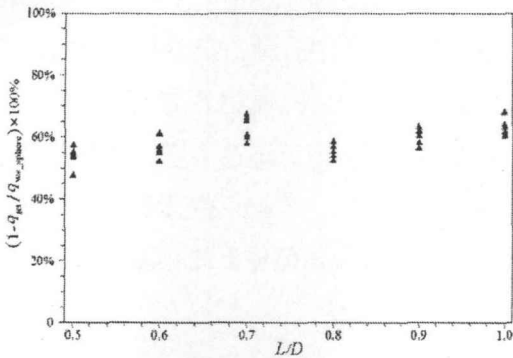


图6 NADTPS 肩部热流峰值相对于球头驻点热流的降幅

本文对声速侧向射流作用下 NADTPS 壁面热流进行空间积分形成总体气动热通量 Q_{NADTPS} , 并与对应工况下球头的总体热通量 Q_D 比较: NADTPS 可以明显降低总体热通量, 其降幅可达 20-40%, 如图 7 所示。结合前面分析, 声速侧向射流作用下 NADTPS 重构流场, 总体热通量大幅下降, 飞行器的气动热环境得到明显改善。对于长时间、远距离高超声速飞行过程有明显优势。本文所提出的利用支杆结构重构流场、组合侧向射流重点防护支杆头部的无烧蚀自适应减阻防热新概念初步显示出其优越性和发展潜力。

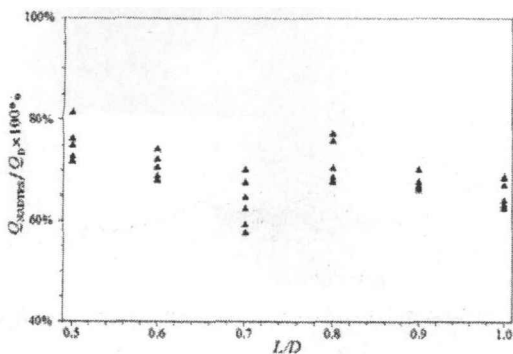


图7 NADTPS 与球头总体热通量之比

4 结论

声速侧向射流作用 NADTPS 流场包括锥激波、再附激波、剪切层、回流区等基本结构。侧向射流低温射流气体在剪切层中运动并减弱了剪切层两

侧流动交换, 回流区内的涡结构相对简单, 回流区内热流分布相对规则。与球头高超声速绕流相比, 其减阻效果高达 45-70%; 钝头体肩部热流峰值降幅主要集中于 53-65% 范围内; 总体气动热通量降低 20-40%, NADTPS 新概念具有一定的可行性和发展潜力。

致谢: 本文工作得到了国家自然科学基金(90916028)的资助, 在此表示感谢。

参考文献

- [1] Tsien HS. Similarity laws of hypersonic flows. *Journal of Mathematics and Physics*, 1946, 25: 247-251.
- [2] Bushnell DM. Shock Wave Drag Reduction. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2004, 36:81-96.
- [3] Bertin JJ, Cummings RM. Fifty Years of Hypersonics: Where We've Been, Where We're Going. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 511-536.
- [4] 姜宗林. 触摸高温气体动力学. *力学与实践*, 2006, 28(5): 1-7.
- [5] Finley PJ. The Flow of a Jet from a Body opposing a Supersonic Free Stream. *Journal of Fluid Mechanics*, 1966, 26(2): 337-368.
- [6] Menezes V, Saravanan S, Jagadeesh G, et al. Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes. *AIAA Journal*, 2003, 41(10): 1955-1966.
- [7] Venukumar B, Jagadeesh G, Reddy KPJ. Counterflow Drag reduction by Supersonic Jet for a Blunt Body in Hypersonic Flow. *Physics of Fluids*, 2006, 18(11): 118104.
- [8] 何琨, 陈建强, 董维中. 逆向喷流流场模态分析及减阻特性研究. *力学学报*, 2006, 38(4): 438-445.
- [9] 耿湘人, 桂业伟, 王安龄等. 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. *空气动力学学报*, 2006, 24(1): 85-89.
- [10] Toro PGP, Myrabo LN, Nagamatsu HT. Pressure Investigation of the Hypersonic "Directed-Energy Air Spike" Inlet at mach Number 10 up to 70kW. *AIAA* 98-0991.
- [11] Riggins D, Nelson HF, Johnson E. Blunt-body Wave Drag Reduction Using Focused Energy Deposition. *AIAA Journal*, 1999, 37(4): 460-467.
- [12] Kremeyer K. Lines of Pulsed Energy for Supersonic/Hypersonic Drag Reduction: Generation and Implementation. *AIAA-2004-0984*.
- [13] 毛枚良, 董维中, 邓小刚等. 强激光高超声速球锥流场干扰数值模拟研究. *空气动力学学报*, 2001, 19(2): 172-176.
- [14] Bogdonoff SM, Vas IE. Preliminary investigations of spiked bodies at hypersonic speeds. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1959, 26(2): 65-74.
- [15] Maull DJ. Hypersonic Flow over Axially Symmetric Spiked Bodies. *Journal of Fluid Mechanics*, 1960, 8(4): 584-592.
- [16] Wood CJ. Hypersonic Flow over Spiked Cones. *Journal*

- of Fluid Mechanics*, 1962, **12**(4): 614-624.
- [17] Mehta RC. Peak Heating for Reattachment of Separated Flow on a Spiked Blunt-body. *Heat and Mass Transfer*, 2000, **36**(4): 277-283.
- [18] Menezes V, Saravanan S, Reddy KPJ. Shock Tunnel Study of Spiked Aerodynamic Bodies Flying at Hypersonic Mach Numbers. *Shock Waves*, 2002, **12**(3): 197-204.
- [19] Panaras AG, Drikakis D. High-speed Unsteady Flows around Spiked-blunt Bodies. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, **632**: 69-96.
- [20] 姜宗林, 韩桂来, 李岐. 一种高超声速飞行器无烧蚀自适应防热和减阻系统. ZL2006101696839.
- [21] 姜宗林, 韩桂来, 刘云峰. 一种高超声速飞行器逆向脉冲爆炸防热和减阻方法. ZL2006101696843.
- [22] Jiang Z, Liu Y, Han G, et al. Experimental Demonstration of a New Concept of Drag Reduction and Thermal Protection for Hypersonic Vehicles. *Acta of Mechanica Sinica*, 2009, **25**(3):417-419.
- [23] 韩桂来. 高超声速飞行器无烧蚀自适应减阻防热新概念研究. 中国科学院力学研究所, 博士论文, 2010.
- [24] Jiang Z. On the Dispersion-controlled Principles for Non-oscillatory Shock Capturing Schemes. *Acta Mechanica Sinica*, 2004, **20**(1):1-15.