基于边界层燃烧方法的宽速域飞行器 内流道减阻研究^{*}

王 璐^{1,2},钱战森^{1,2},高亮杰^{1,2}

(1. 中国航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034;2. 中国航空工业空气动力研究院 高超声速气动力/热技术重点实验室, 辽宁 沈阳 110034)

摘 要:为了降低宽速域飞行器的内流阻力,基于边界层燃烧方法,分析了系列进口马赫数条件下 二维扩散段总阻力中摩阻和压阻的特性,研究了不同进口马赫数下摩阻和压阻分量对总减阻的贡献、燃 烧影响区域和壁面热流密度,探讨了喷射参数对减阻效果的影响,探索了边界层燃烧方法在典型混压式 进气道中的减阻应用。结果表明,随着进口马赫数的增加,总阻力中摩阻分量随之增加;边界层燃烧对 摩阻和压阻减阻的机理有所不同,壁面附近流场特性变化使得摩擦系数减小,燃烧局部增压对壁面产生 的增推效果使得压力系数减小;从总内阻减阻百分比看,在相同燃料/空气当量比下,低马赫数工况下 边界层燃烧减阻效果不如高马赫数工况,且在低马赫数工况下,喷嘴附近壁面热流密度会显著增加;在 本文所研究的参数范围内,摩阻和压阻对当量油气比更为敏感,而对喷射方向和喷射速度不敏感。

关键词:宽速域飞行器;内流;减阻;低燃点燃料;边界层燃烧;数值模拟
中图分类号: V219 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 06-200982-10
DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 200982

Drag Reduction by Boundary Layer Combustion on Internal Flowpath in a Wide-Range Mach Numbers Vehicle

WANG Lu^{1,2}, QIAN Zhan-sen^{1,2}, GAO Liang-jie^{1,2}

(1. Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China;

 Key Laboratory of Hypersonic Aerodynamic Force and Heat Technology, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China)

Abstract: In order to reduce the internal flow drag of wide-range Mach numbers vehicle, based on boundary layer combustion, the characteristics of friction and pressure components in the total drag of two-dimensional diffusion section at a series of inlet Mach numbers are analyzed. The contribution of the friction and pressure components in the total drag reduction, the combustion influence domain, and the heat flux on the wall surface at different inlet Mach numbers are investigated. The effects of the injection parameters on the internal drag reduction are discussed. The effects of drag reduction by boundary layer combustion in a designed supersonic mixed compression inlet are explored. The results indicate that with the increase of inlet Mach number, the friction drag component in the total drag increases. The friction drag reduction mechanism mainly depends on the change of the

^{*} 收稿日期: 2020-12-11;修订日期: 2021-03-02。

作者简介: 王 璐, 硕士, 高级工程师, 研究领域为飞行器减阻技术。

通讯作者: 钱战森, 博士, 研究员, 研究领域为空气动力学。

引用格式: 王 璐,钱战森,高亮杰.基于边界层燃烧方法的宽速域飞行器内流道减阻研究[J].推进技术,2022,43(6):
 200982. (WANG Lu, QIAN Zhan-sen, GAO Liang-jie. Drag Reduction by Boundary Layer Combustion on Internal Flowpath in a Wide-Range Mach Numbers Vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(6):200982.)

flow characteristics in the boundary layer. The pressure drag reduction is mainly caused by the effect of the thrust enhancement by boundary layer combustion. From the view of total internal drag reduction, the effect of the internal drag reduction at lower Mach number condition is not as good as that at higher Mach number condition for the same fuel/air equivalence ratio. Furthermore, it is also found that at lower Mach number condition, the wall heat flux will increase significantly, which needs to be paid a special attention. For the parameters' scope investigated in this paper, the friction drag and the pressure drag are more sensitive to the fuel/air equivalence ratio, but not to the injection direction and velocity.

Key words: Wide-range Mach numbers vehicle; Internal flow; Drag reduction; Low ignition temperature fuel; Boundary layer combustion; Numerical simulation

1 引 言

相比传统的航空飞行器和其他高马赫数飞行器,TBCC组合动力宽速域飞行器具有十分宽广的飞行包线^[1]。在宽速域飞行器整个飞行包线中,减阻都是一项重要的研究课题,特别是在中低马赫数条件下,"推阻不匹配"已成为制约TBCC组合动力宽速域飞行器研制和应用的瓶颈问题^[2],尽可能降低TBCC组合动力宽速域飞行器整个飞行包线内的阻力是解决这一问题的有效途径之一。

在TBCC组合动力宽速域飞行器跨声速爬升过 程中,冲压通道处于关闭状态,此时冲压发动机进气 道前体预压缩面和进气道外压缩面迎风阻力较强; 在中低马赫数模态转换过程中,冲压通道逐渐开 启,但此时冲压发动机进气道可能出现不起动现象, 会使飞行器面临较大的波阻和溢流阻力;在高马赫 数巡航状态下,冲压通道完全开启,冲压发动机进气 道正常起动,此时内流道摩阻较大^[3]。由此可见, 在宽速域飞行器不同的飞行阶段,飞行器内流阻力 的大小、构成和占比会发生变化,故而探索能够适 用于宽速域范围的减阻方法对该类飞行器具有重 要意义。

射流技术作为一种传统的减阻方法,多年以来 受到了很多关注和研究。从20世纪60,70年代开 始,研究人员发现沿壁面切向喷射射流可以有效减 小超声速飞行器表面摩擦阻力,并开展了一系列研 究^[4-7],研究中采用的射流介质多为空气、氮气等。 2000年,Goyne等^[8]在研究射流减阻技术时发现,射 流介质如果是氢气,在高马赫数高总温来流试验条 件下,氢气注入边界层后会发生自燃,随之内流道表 面摩擦系数的减少会一直持续到燃烧区域下游。与 没有射流的工况相比,内流道表面摩擦系数降低高 达70%~80%。数值模拟中也发现,注入氢燃料后,燃 烧可使表面摩擦系数降低约50%。此后,许多研究人 员进行了一系列的实验、数值模拟和理论推导^[9-16], 证实了边界层燃烧相比单纯的射流,确实能对壁面 摩擦系数产生更好的减阻效果。由于需要燃料自 燃,这些研究都集中在飞行马赫数>6.0的高马赫数高 总温条件下,选择自燃温度较低的氢气作为燃料,结 果适用于高超声速超燃冲压发动机。

宽速域飞行器飞行包线中有很大一部分是非高 超声速状态(中低马赫数模态转换过程乃至亚高超 声速状态),当飞行马赫数<5时,内流道中空气静温 要低于氢气的自燃温度,更低于普通航空煤油。在 这种情况下,燃料自燃的可能性很小。因此,在相对 较低的飞行马赫数下边界层燃烧减阻的研究还未见 文献报道。但高超声速超燃冲压发动机中的边界层 燃烧减阻的研究结果为宽速域飞行器内流道减阻技 术的发展提供了一条新思路,即,如果在冲压发动机 内流道近壁面的位置喷入可燃射流,燃料燃烧产生 的减阻效果可能会比单纯射流的减阻效果更好。近 年来随着燃料技术的发展,研究人员提出了燃点更 低的液态煤油燃料[17],这种燃料具有很好的自燃特 性,它的出现使得在相对较高的气流速度和相对较 低的总温条件下利用边界层燃烧方法进行减阻成为 可能。

本文尝试利用文献[17]中提出的低燃点液态碳 氢燃料,对宽速域范围内的边界层燃烧减阻效果进 行探索,以二维扩散段为研究对象,分析不同进口马 赫数(1.5,2.0,3.0,4.0)下二维扩散段总内阻中摩阻 和压阻的相对分量。在燃料/空气当量比为0.2的情 况下,研究不同进口马赫数下的流场结构以及边界 层燃烧对摩阻和压阻的降低效果,分析燃料喷射的 减阻机理和空间影响域,给出不同进口马赫数下燃 烧前后壁面热流密度的变化,进而研究喷油参数影 响下的减阻特性,并探索边界层燃烧方法在一种典 型混压式进气道内流中的减阻应用。

2 数值方法与验证

冷态流场求解基于 RANS 方法, 对于空间离散, 无粘项采用二阶 Roe 格式解算器, MUSCL 插值^[18]对 原始变量进行离散, 粘性项采用二阶中心差分格式 离散, 采用两方程剪切应力输运(SST)湍流模型。 SST模型采用靠近壁面的 Wilcox *k*-ω模型, 在边界层 外边界层和自由剪切层中使用 *k*-ε模型, 可以更精确 地预测包含强压力梯度的流动^[19]。

文献[17]提出的低温燃点液态烃燃料是一种新型燃料,其化学反应机理尚未完全研究。由于本文重点研究燃料燃烧后对减阻效果的影响,在数值模拟中,燃料分子式简化为C₁₂H₂₃,并将化学反应机理简化为单步总包反应,如下:

 $C_{12}H_{23} + 17.75O_2 = 12CO_2 + 11.5H_2O$ (1)

破碎、雾化和蒸发过程用拉格朗日离散相模型^[20]模拟,用随机颗粒轨道模型^[21]预测湍流对颗粒 扩散的影响,给定液滴初始分布、速度和质量,采用 涡团耗散模型^[22]模拟燃料的化学反应。

以上数值模型的验证选取两个算例进行计算: 算例 A 是中国空气动力研究与发展中心的燃烧室实 验模型^[23],如图 1 所示,燃烧室由等截面段加扩张段 组成,距扩张段燃烧室入口 15.0mm 处,上下壁面各有 7 个直径 1.2mm 的等距燃烧喷孔,气态氢燃料通过这 些孔以马赫数 1.0 的速度垂直于来流方向进行喷射, 实验进口马赫数 2.05,总压 2.83MPa,总温 1897K。算例 B 是中国科学院力学研究所直联式超声速燃烧室标准实验模型^[24],实验模型几何外形如图 2 所示,实验进口总温 1800K,总压 1.11MPa,静压 84kPa,气流流量 1.34kg/s,推算进口马赫数 2.33。两个算例详细的模型参数、实验状态和实验结果参考文献[23-24],算例 A、算例 B数值计算与实验对比结果已公开发表于文献[25],如图 3 所示,可以看出,算例 A 的氢气燃烧、算例 B 的煤油燃烧壁面压力分布计算数据均与实验数据符合较好。



Fig. 1 3D configuration of Case A (mm)^[23]

3 边界层燃烧在典型二维扩散段中的减阻特 性研究

在高超声速飞行条件下,高马赫数飞行器细长 几何形状造成表面摩阻在总内阻中占比很大^[26],因







此表面摩阻的减小对于总内阻的减小影响很大。 所以,现有的公开文献中燃烧减阻实验和数值研 究[4-11, 13-14, 27-33]主要关注壁面的摩阻,而压阻却没有 受到重视。但当飞行器在宽速域范围内飞行时,飞 行马赫数变化极大,摩阻和压阻在壁面总阻力中的 占比也随之变化极大。为了详细研究边界层燃烧对 宽速域飞行器内流通道摩阻和压阻减阻的机理和变 化规律,本节首先选取一种简化的进气道典型内流 路径——二维扩散段,分析不同进口马赫数(Main= 1.5, 2.0, 3.0, 4.0)下,壁面压阻和摩阻在总阻力中的 占比变化。然后研究该马赫数范围内、当量油气比 为0.2时的内流道流动结构、壁面压阻和摩阻减阻量 对总内阻减小量的贡献,并考察减阻影响范围。此 外,考虑到工程应用,研究中特别关注了燃烧释热对 壁面热流的影响。最后改变喷嘴的当量油气比、喷 射速度、喷射方向等参数,研究喷嘴参数对减阻的 影响。

3.1 模型与网格

如图 4 所示,忽略侧壁影响,二维扩散段进口高度 24.85mm,出口高度 43.30mm,下壁面水平,喷嘴置于上壁面距进口 30% 位置(即 x=300mm)处,喷射液态煤油燃料,喷射方向初始选择为顺流向水平喷射。为了观察燃烧在下游的扩展情况,整个扩散段长度设置为 1m。



网格生成如图5所示,流场计算域网格采用全结 构化四边形网格划分。壁面第一层边界层高度为 10μm,保证第一层网格y⁺在10的量级上,满足湍流 模型所要求的数值范围。





为了兼顾计算效率和精度,首先在Main=2.0,静 压 82157Pa, 静温 508K 来流条件下, 出口背压设置为 100Pa,进行模型网格收敛性分析。由于研究中首要 关心壁面阻力的变化,因此选取上壁面的剪应力积 分值(Integrated shear stress)为收敛指标。网格数分 别 3.25 万、6.5 万、13 万和 26 万,即按初始粗网格 3.25万,网格数增长比例2进行加密,分别命名为 Case 1~4,此外增加一个对比算例 Case 5,将 Case 4中 第一层网格高度10µm减小到1µm进行对比,网格量 与 Case 4 相同。接下来分别对这5 套网格进行冷态 流场数值计算,结果如图6所示。由图可见,随着网 格量的成倍增加,壁面剪应力值趋于稳定,在Case 3 和 Case 4 计算中,该值相差为 0.06%。而作为对比计 算的 Case 5 与 Case 4 相比, 差值为 0.25%。由此可以 认为网格量大于等于13万时,该指标收敛。因此,选 取Case 3的网格边长为参考值用于下文中所有网格 生成中,即单个网格边长约为0.67mm。



Fig. 6 Grid independent test (integrated sheer stess at the up-wall)

3.2 不同进口马赫数下的壁面阻力构成

保持3.1节中所述静温静压不变,改变扩散段进口马赫数 Ma_{in}分别为1.5,2.0,3.0和4.0。为了后文描述方便起见,以下将 Ma_{in}=1.5和2.0的工况称为"低马赫数工况",将 Ma_{in}=3.0和4.0的工况称为"高马赫数 工况"。

数值结果如图 7 所示,图中 C_d为壁面总阻力系 数,C_f为壁面摩擦系数。结果表明,在Ma_{in}=4.0时,C_f/ C_d的比值高达 80% 以上,意味着此时壁面总阻力构 成中摩阻占主导地位。随着Ma_{in}的减小,C_f/C_d迅速 下降,意味着此时壁面总阻力构成中摩阻占比迅速 减小。相对而言,压阻在总内阻中占比迅速增加。 在低马赫数工况下,当Ma_{in}=1.5时,压阻在总阻力中 占比 60%。研究中还对相对更低的Ma_{in}进行过模拟 计算,当Ma_{in}接近 1.0时,压阻在总阻力中占比高达 79%,意味着此时壁面总阻力构成中压阻占主导地位。



3.3 边界层燃烧对壁面阻力的影响

3.2节中得到,随着 Ma_{in}的降低,压阻在总阻力中 的占比逐渐增大。特别是在低马赫数工况下,压阻 成为总阻力的主要部分。因此本节首先研究了燃料 喷射燃烧后,不同 Ma_{in}下二维扩散段内的流动结构以 及摩阻和压阻的变化,分析边界层燃烧的减阻机理。 然后比较不同 Ma_{in}下边界层燃烧减阻的空间影响 区域。

在第3.2节中的算例基础上,以油气当量比α= 0.2在扩散段上壁面沿流向切向喷射燃料,喷射速度 为5m/s。燃料燃烧后上壁面附近的流动结构如图8 所示。可以看出,燃料注入后,流场内会产生一道斜 激波,然后交替地在上下壁面之间反射。经过多次 反射后,激波强度逐渐减弱。随着 Ma_{in}的增加,燃烧 引起的激波角减小,反射距离变长。

图9给出了不同 Ma_{in}下,上壁面加入边界层燃烧 后,上壁面压力系数 C_p和摩擦系数 C_t与冷态相比减 小的比例。纵坐标代表减小的比例,下标 comb 代表 燃烧工况,no代表冷态工况。可以看到,在低马赫数 工况下,Ma_{in}=1.5时,C_t降低3.9%,C_p降低了4.85%,燃 烧后 C_p降低比例略高于 C_t的降低比例。随着 Ma_{in}的 增加(尤其是当 Ma_{in}>2.0)时,燃烧后 C_t的降低比例迅 速增加,而对 C_p的降低比例与低马赫数工况下保持 一致。

为了分析不同 Ma_{in} 下阻力分量的变化,表1列出 了各阻力分量和总阻力的数值,边界层燃烧后压阻 的减小量(ΔC_p)和摩阻的减小量(ΔC_f)在总阻力减小 量(ΔC_d)中的贡献比例,以及燃烧后总阻力减小量 (ΔC_d)与燃烧前总阻力($C_{d,no}$)的比值。表中数据显 示,在低马赫数工况下,压阻减小量/总阻力减小量比 例大于摩阻减小量/总阻力减小量。在*Ma*_{in}=1.5时, 压阻减小量占总减阻量的64.64%。随着*Ma*_{in}的增 加,摩阻减小量对总减阻量的贡献迅速增大。当 *Ma*_{in}=3.0时,摩阻减小量占总减阻量的78.16%;*Ma*_{in}= 4.0时,摩阻减小量占总减阻量比例高达88.87%。在 这种情况下,边界层燃烧的减阻效果主要由摩阻的



Fig. 8 Mach number contours for different inlet Mach numbers



Fig. 9 Reduction rate of C_p and C_f after combustion

Table 1 Keduction of pressure drag and friction drag for different Ma_{in}									
$Ma_{ m in}$	$\Delta C_{\rm p}/{ m N}$	$\Delta C_{\rm f}/{ m N}$	$\Delta C_{ m d}/{ m N}$	$(\Delta C_{\rm p}/\Delta C_{\rm d})/\%$	$(\Delta C_{\rm f}/\Delta C_{\rm d})/\%$	$(\Delta C_{\rm d}/C_{\rm d,no})/\%$			
1.5	25.13	13.75	38.88	64.64	35.36	4.51			
2.0	24.44	22.96	47.4	51.56	48.44	4.92			
3.0	18.78	67.23	86.01	21.84	78.16	6.55			
4.0	14.86	118.64	133.51	11.13	88.87	8.26			

减小所体现的。与摩阻相比, Main 的变化对压阻减阻 影响不大。从总减阻量的角度看,低马赫数工况下 的边界层燃烧减阻效果不如高马赫数工况。

边界层燃烧减阻的原因一方面是燃料燃烧后局 部压力的增加对壁面有推动作用;另一方面,化学反 应改变了边界层内气体的物理性质,让纯空气变为 高能混合气体,局部马赫数降低,雷诺应力也随之减 小,最终导致摩阻减小。在Main较高的工况下,当摩 擦减阻占总阻力减阻的主导地位时,减阻机理主要 取决于边界层燃烧改变了壁面附近气流特性(马赫 数、雷诺应力、密度等)。在Ma, 较低的工况下, 壁面 总阻力构成中摩阻占比小,燃料燃烧后对壁面产生 推力是阻力减小的主要原因。因此,低马赫数和高 马赫数工况下的减阻机理不同。

图 10 给出了不同进口马赫数下,上壁面当地摩 擦系数(c_f)分布,c_f定义式见式(2)。图10纵坐标表示 边界层燃烧后当地摩擦系数(cf.comb)与燃烧前当地摩 擦系数(c_t)的比值。如图 10 所示,随着 Ma,的增加, c,的还原区域变长,意味着边界层燃烧的影响域向下 游扩展得更广。



图 11 给出在有和无边界层燃烧的不同 Ma.,下, 上壁面当地压力系数(c₀)分布,c₀定义式见式(3)。注 意到燃油喷射后,c。明显增加,意味着壁面压力上升。 在喷嘴附近,由于激波的反射,壁面压力急剧上升,

然后在下游壁面区域多次上升。结果表明,边界层 燃烧对壁面产生增压推动作用。随着扩散段进口马 赫数的降低,这种"增压效应"变得更强。

$$c_{\rm p} = (p - p_{\rm in})/(\rho v^2/2)$$
 (3)

图 12 给出了不同 Main 下扩散段上壁面附近燃料 的当地摩尔百分比(Y_{C,,H}),它反映沿流动方向的未 燃燃料与空气的混合程度。综合图 10 和图 11 可以 得到,随着Main的增加,燃料燃烧影响区域变长,摩阻 分量的减小在总内阻减阻量中的作用增大。



Fig. 11 Local pressure coefficient c_{n} at the up-wall



Fig. 12 Local molar fraction of C₁₂H₂₃ near the up-wall

3.4 边界层燃烧对壁面热流的影响

工程应用中还必须评估边界层燃烧对壁面热流 的影响。图13给出了不同Main下加入边界层燃烧后 上壁面热流的变化,纵坐标是边界层燃烧后当地壁 面热流 $(q_{w,comb})$ 与冷态当地壁面热流 $(q_{w,m})$ 的比值,若 该值越接近1,则意味着边界层燃烧对壁面热流影响 越小。结果表明,随着 Ma_{in}的增加,边界层燃烧对壁 面热流的影响减小。在 Ma_{in}=4.0时,燃烧后壁面热流 几乎没有增加太多。当 Ma_{in}减小时,壁面相对热流密 度上升更为显著。特别是 Ma_{in}=1.5时,喷嘴附近的壁 面热流增量较大。因此工程中应用边界层燃烧方法 时需要特别注意内流通道低进口马赫数的工况,可 能需要一些冷却保护装置或特殊的燃烧组织方法来 保护壁面不受高热流增长率的影响。



Fig. 13 Distribution of $q_{w,comb}/q_{w,no}$ at the up-wall

3.5 边界层燃烧中喷嘴参数的影响

本节研究在 Main=2.0的情况下,不同的喷嘴参数 (当量油气比、喷射速度、喷射方向)对内流阻力的影 响。首先,计算了喷射速度 5m/s时, α=0.05, 0.1, 0.2, 0.4的四种当量油气比的数值结果。图 14给出了 Main=2.0时不同当量油气比的马赫数云图。可以看 出,随着当量油气比的增大,激波的强度和角度越来 越大。图 15分别给出了上壁面 c_f和 c_p的分布,并与无 边界层燃烧的结果进行了比较。结果表明,边界层 燃烧使燃油喷射点下游一定距离内的摩擦系数明显 减小。除此之外,燃烧对壁面产生增压推动作用, c_p 在喷嘴处突增,并由于激波的反射,在下游区域数次 上升。随着当量油气比的增大,燃烧影响区内的局 部 c_f减小, c_p增大。在本文计算的当量油气比范围内, 喷油量越大,放热量越大, c_f和 c_o的减小也越大。

在上述4种不同当量油气比的基础上,将喷嘴喷 射速度由5m/s改为20m/s,其他设置不变,分析燃料 注入速度对c_r和c_p的影响,上壁面c_r和c_p分布的数值 结果仍标示在图15中。结果显示在同一当量油气比 下,改变喷射速度后,c_r和c_p并未发生明显变化。此后 基于这8个算例,又改变了喷嘴的喷射方向,由切向 喷射改为垂直主流喷射,同样,对比同一当量油气比 下不同喷射方向的计算结果发现,壁面c_r和c_p相差很 小,与图中切向结果基本重合。为了简洁显示,这部 分的计算结果就未在图15中。由于在数值模拟中, 假设低点火温度的碳氢燃料与空气接触时立即发生 燃烧,因此燃料穿透深度太小,无法到达主流中心区 域。同时,两种燃料喷射的速度差(Δ)相对于主流速 度的差值很小。因此在这个喷油速度水平下,喷油 速度和喷油方向的变化都不会使 c_r和 c_p发生很大的 变化。







Fig. 15 $c_{\rm f}$ and $c_{\rm p}$ at the up-wall with/without combustion

综合以上这些结果可以推测,边界层燃烧方法 减阻效果对当量油气比敏感。这一结果提供了一个 有价值的参考,即如果将这种低点火温度的碳氢燃料应用于该构型的内流道减阻,在当量油气比<0.4的范围内,减阻效果对喷射方向和喷射速度都不敏感,因此在喷嘴参数设计上可以更加灵活。此外采用边界层燃烧方法时,化学反应释热集中在壁面附近,对高速主流流场结构影响不大。相较于常规主流燃烧增推的措施而言,避免了主流燃烧增推可能导致的内流管道热壅塞乃至进气道不起动现象。

4 边界层燃烧方法在某混压式进气道中的减 阻应用

在前文简单二维扩散段参数化研究的基础上, 进一步考察边界层燃烧方法在更接近实际飞行工况 中的减阻应用。选取一个典型的混压式进气道,设 计点为飞行高度24km,飞行马赫数4.0,外压段为两 级压缩,内压段型线用三次曲线拟合,该进气道设计 参数与优化方法见文献[34]。为了评估宽速域飞行 范围内的边界层燃烧减阻效果,计算工况按等动压 轨道设计,如表2所示。图16给出了不同飞行马赫 数 Ma_x 下不加边界层燃烧的进气道冷态流场结构,图 17给出了不同 Ma。下进气道上下壁面的 C。和 C, 可 以看到,随着Ma_x的下降,进气道内激波系逐渐前移, 当 Ma_x<3.0 时,进气道溢流增大,逐渐进入不起动的 状态,此时进气道上壁面C。迅速上升,而下壁面C。和 上下壁面的c_i则随马赫数变化不大。随着 Ma_x的增 加,摩阻在总阻力中的占比随之增加,对于本节中的 进气道构型来说,当Ma_w=4.0时,摩阻占总阻力76%。

Table 2 Freestream conditions

Ma	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0		
Static pressure/Pa	11820.68	7565 23	5253 63	3850.81	2055 17		
Static pressure/1 a	11020.00	7505.25	5255.05	3037.01	2)33.17		
Static temperature/K	216.65	216.65	216.91	218.88	220.60		
Dynamic pressure/Pa	33097.9						

在进气道上壁面距离进气道前缘点 650mm 位置 处,布置喷嘴,设计三种边界层燃烧减阻方案,喷嘴 方向为水平顺流向喷射,喷射速度 1m/s,当量油气比 分别为 0.05,0.1 和 0.2。计算发现,加入边界层燃烧 后,上壁面 C_p和 C_f有明显下降,而下壁面 C_p和 C_f变化 不大。与冷态工况数据相比,加入边界层燃烧后上 壁面 C_p和 C_f减小百分比如图 18 所示,上壁面总阻力 减小百分比如图 19 所示。从图 18 中可以看到,上壁 面 C_p对当量油气比变化比较敏感,当量油气比增大 时,壁面压阻明显下降,降幅随 Ma_x升高而迅速升 高,当 Ma_x=3.5 及以上时,降幅高达 15%。上壁面 C_f



Fig. 17 Force coefficient at up-wall and down-wall for different flight Mach numbers

降幅也较大,降幅范围达15%~18%。从图19中可知,在Ma_{*}=3.5,4.0下,边界层燃烧显著减小了上壁面总阻力,当量油气比0.2时减阻达14.6%和15.4%; 在Ma_{*}=2.0,2.5和3.0,上壁面阻力也得到了有效减小,当量油气比0.2时减阻分别达到3.1%,4.3%和5.1%。由于喷嘴设置在上壁面,在加入边界层燃烧后,喷嘴下游壁面附近马赫数分布有明显变化,但边界层燃烧并未影响到进气道的外部流场结构。以图20中为例,在设计点下,燃烧前后进气道激波完全封口,未出现溢流。



Fig. 18 Drag reduction rate at the up-wall after boundary layer combustion



Fig. 19 Total drag reduction rate on the up-wall after boundary layer combustion



Fig. 20 Mach number contours in the inlet at the design point

5 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)随着进口马赫数的增加,总阻力中的摩擦分 量增加。在低马赫数工况下,压阻在总内阻占主导; 在高马赫数工况下,摩阻在总内阻占主导。

(2)边界层燃烧方法对摩阻和压阻的减阻机理 不同:摩阻减小主要由于燃烧改变了壁面附近的流 动特性;压阻减小主要由于燃烧对壁面产生了推力 增强效应。

(3)从总减阻的百分比看,在相同当量比下,低 马赫数工况下的总减阻效果略低于高马赫数工况; 在低马赫数工况下,壁面热流密度将显著增加,这在 工程应用中需要特别注意。

(4)在本文所研究的参数范围内,内流阻力对当 量油气比更为敏感,而对喷射方向和喷射速度不敏 感,故而在边界层燃烧减阻方案的工程设计中喷嘴 参数设置可相对灵活。

参考文献

- Mcdaniel J C, Chelliah H, Goyne C P. US National Center for Hypersonic Combined Cycle Propulsion: An Overview[R]. AIAA 2009-7280.
- [2] 罗金玲,李 超,徐 锦.高超声速飞行器机体/推进 一体化设计的启示[J].航空学报,2015,36(1):39-48.
- [3] 贺元元,郑中华,张 勇.一体化高超声速飞行器升 阻、推阻、配平性能研究[C].长沙:第十三届全国激波 与激波管会议,2008.
- [4] Dershin H, Leonard C, Gallaher W. Direct Measurement of Skin Friction on a Porous Flat Plate with Mass Injection[J]. AIAA Journal, 1967, 5(11), 1934-1939.
- [5] Kenworthy M, Schetz J. Experimental Study of Slot Injection into a Supersonic Stream [J]. AIAA Journal, 1973, 11(5): 585-586.
- [6] Schetz J, Van J. Skin-Friction Reduction by Injection Through Combinations of Slots and Porous Sections [J]. AIAA Journal, 1975, 13(8): 971-972.
- [7] Bushnell D. Calculation of Relaxing Turbulent Boundary Layers Downstream of Tangential Slot Injection [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(5): 550-551.
- [8] Goyne C P, Stalker R J, Paull A, et al, Hypervelocity Skin-Friction Reduction by Boundary-Layer Combustion of Hydrogen [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(6): 740-746.
- [9] Stalker R J. Control of Hypersonic Turbulent Skin Friction by Boundary-Layer Combustion of Hydrogen [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(4): 577-587.
- [10] Kirchhartz R M. Skin Friction Drag with Boundary Layer Combustion in a Circular Combustor [J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008, 4(4): 1– 10.
- [11] Chan W Y K, Mee D J, Smart M K, et al. Boundary Layer Combustion for Viscous Drag Reduction in Practical Scramjet Configurations [C]. Yokohama: 27th International Congress of the Aeronautical Science, 2010.

- Barth J E, Wheatley V, Smart M K, et al. Streamwise Porthole Fuel Injection for Baundary-Layer Combustion Inside a Scramjet Engine [C]. Brisbane: 28th International Congress of the Aeronautical Science, 2012.
- [13] Hansen D J. Boundary Layer Combustion for Skin Friction Drag Reduction in Scramjet Combustors [R]. AIAA 2014-3667.
- [14] Chan W Y K, Mee D J, Smart M K, et al. Drag Reduction by Boundary-Layer Combustion: Effects of Flow Disturbances from Rectangular-to-Elliptical-Shape-Transition Inlets [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(5): 1256-1266.
- [15] Chan W Y K, Mee D J, Smart M K, et al. Drag Reduction by Boundary-Layer Combustion: Influence from Disturbances Typical of Cross-Stream Fuel-Injection [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(5): 1486-1491.
- [16] Gao Z, Jiang C, Pan S, et al. Combustion Heat-Release Effects on Supersonic Compressible Turbulent Boundary Layers[J]. AIAA Journal, 2015, 53(7): 1949–1968.
- [17] Li X, Huang X, Liu H. A Composite-Fuel Additive Design Method for n-Decane Low-Temperature Ignition Enhancement [J]. Combustion and Flame, 2018, 188: 262-272.
- [18] Van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme V. A Second-Order Sequel to Godunov's Method [J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32: 101-136.
- [19] Wilcox D C. Turbulent Modeling for CFD[M]. California: DCW Industries, 2000.
- [20] Cundall P, Strack O. A Discrete Numerical Model for Granular Assemblies [J]. Geo Technique, 1979, 29(1): 47-65.
- [21] Goren R, Mainardi F. Random Walk Models for Spacefractional Diffusion Processes [J]. Fractional Calculus and Applied Analysis, 1998, 1: 167-191.
- [22] Sarpkaya T. New Model for Vortex Decay in the Atmosphere[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(1): 53-61.

- [23] 郑忠华.双模态冲压发动机燃烧室流场的大规模并行 计算及试验验证[D].长沙:国防科技大学,2003.
- [24] 中国科学院高超声速科技中心. CASH-001: 直连式 超声速模型燃烧室[EB/OL]. http://www.hrccas.com/ newshow.asp?pkid=26, 2010-03-09.
- [25] Wang L, Qian Z, Gao L, et al. Numerical Study of the Combustion Field in Scramjet Dual-Cavity Combustor
 [J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 313-319.
- [26] Anderson J. Fundamentals of Aerodynamics [M]. New York: McGraw-Hill, 2001.
- [27] Brescianini C, Morgan R. Numerical Modeling of Wallinjected Scramjet Experiments [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(2): 169-175.
- [28] Trenker M, Mee D, Stalker R. Reducing Skin Friction by Boundary Layer Combustion on a Generic Scramjet Model[C]. Beijing: Proceedings of the 24th International Symposium on Shock Waves, 2004.
- [29] Rowan S, Paull A. Viscous Drag Reduction in a Scramjet Combustor with Film Cooling[R]. AIAA 2001–1818.
- [30] Suraweera M, Mee D, Stalker R. Skin Friction Reduction in Hypersonic Turbulent Flow by Boundary Layer Combustion[R]. AIAA 2005-613.
- [31] James E, Vincent W, Michael K. Streamwise Porthole Fuel Injection for Boundary-Layer Combustion Inside a Scramjet Engine[C]. Brisbane: Proceeding of 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.
- [32] Kirchhartz R, Mee D, Stalker R, et al. Supersonic Boundary-Layer Combustion: Effects of Upstream Entropy and Shear Layer Thickness [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(1): 57-66.
- [33] Barth J, Wheatley V, Smart M. Hypersonic Turbulent Boundary Layer Fuel Injection and Combustion: Skin Friction Reduction Mechanisms [J]. AIAA Journal, 2013, 51(9): 2147-2157.
- [34] Xiang X, Liu Y, Qian Z. Aerodynamic Design and Numerical Simulation of Over-Under Turbine-Based Combined-Cycle(TBCC) Inlet Mode Transition[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 129-136.

(编辑:朱立影)