

超声速内流道摩擦阻力分析及 减阻技术研究

王 帅, 何国强, 秦 飞, 魏祥庚
(西北工业大学 航天学院 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对带有后向台阶的等截面受限空间,通过三维数值模拟开展了超声速内流道摩擦阻力分析及减阻技术研究。分析对比了飞行马赫数为 5、6、6.5 及 7 对应的燃烧室入口条件下相同质量氢气喷注、燃烧对壁面摩擦阻力的影响机制以及不同喷注压力对喷孔下游壁面剪应力的影响。研究表明,同等质量的氢气,低速喷注优于高速喷注(507、50.7 kPa 喷注压力分别得到 10%、5%左右的减阻效果)。近壁区燃烧得到接近 70%的减阻效果;气流经过突扩结构之后,壁面剪应力呈现规律地不均匀变化,最大差异达 100%;剪应力与密度变化趋势基本吻合。因此,发动机内流道减阻的关键在于营造近壁区低密度场;稳定、有效的减阻区域发生在靠后方的位置,但由于流动掺混、燃料的燃烧消耗,减阻效果沿流向逐渐减弱。

关 键 词: 宽速域; 超声速内流道; 摩擦阻力; 边界层燃烧; 减阻
中图分类号: V236 **文献标志码:** A

Research on skin-friction drag and drag reduction technics in a supersonic inner flow path

WANG Shuai, HE Guoqiang, QIN Fei, WEI Xianggeng
(Science and Technology on Combustion,
Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,
School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In a constant-cross-confined-space with rearward facing steps, the skin-friction drag and drag reduction technics in a supersonic inner flow path was developed by three-dimensional numerical simulation. The influential mechanism of skin-friction drag in the same mass hydrogen injection and combustion but under different air inlet conditions and combustor entry conditions when the scramjet engine operated from flight Mach number 5, 6, 6.5 and 7, and different injecting pressure effects on the wall shear stress beheading the injectors were analyzed and compared. The results show that the drag reduction effect under low injection speed is more obvious than that under high injection speed. 507 kPa obtains 10% drag reduction and 50.7 kPa obtains 5%. Boundary layer combustion achieves almost 70% drag reduction. When the fluid passes backward facing step, regularly uneven changes of wall shear stress will appear and the biggest difference is 100%. The trends of wall shear stress and density are basically the same. Therefore, the key point of skin-friction drag reduction in inner flow path is building low density field near the wall surface. The area with

收稿日期:2018-07-25
基金项目:国家自然科学基金(51676165)
作者简介:王帅(1993—),男,博士生,研究方向为航空宇航推进理论与工程。

引用格式:王帅,何国强,秦飞,等. 超声速内流道摩擦阻力分析及减阻技术研究[J]. 航空动力学报,2019,34(4):908-919. WANG Shuai, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Research on skin-friction drag and drag reduction technics in a supersonic inner flow path[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 908-919.

stable and effective drag reduction effect is located more backwards of the injectors. However, due to the mixing and consumption of fuel, the drag reduction effect gradually decreases along the flow direction.

Key words: wide-speed-range; supersonic inner flow path; skin-friction drag; boundary layer combustion; drag reduction

超声速飞行器的阻力本质上由无黏阻力和黏性阻力两部分组成,并且这两部分阻力的形成和大小受很多因素影响。黏性阻力的占比在宏观上取决于多个因素,包括飞行器结构设计、飞行马赫数和飞行攻角。对于高超声速飞行器,研究发现黏性阻力占飞行器总阻力的 50% 以上^[1],有时甚至会达到 80%^[2],而发动机的内流道摩擦阻力占总摩擦阻力的 60% 以上^[3]。因此,“高摩擦阻力”是高马赫数飞行时所面临的一项严峻挑战。

湍流边界层内的摩擦阻力由分子黏性和湍流脉动两方面引起。其中湍流脉动所带来的附加应力——雷诺应力($-\rho \overline{u'v'}$)会随着湍流度的增加逐渐主导壁面剪应力的发展^[4]。关于摩擦阻力形成机理的研究按照关注点的不同可以分为两条研究路线。一方面,自从 1993 年 Kravchenko 等发现湍流流动下的高摩擦阻力与湍流相干结构相关^[5]以来,以“流场结构”为关注点的壁湍流流动控制受到广泛的关注,进而发展出表面吹吸^[6-7]、壁面微结构设计^[8-9]、等离子体干扰^[10-11]等控制手段,通过这些技术去控制近壁区的湍流相干结构从而达到比较理想的减阻效果。另一方面,以“流质属性”为关注点的近壁区宏观控制技术在高超声速领域的减阻方面更为有效。最典型的控制技术则是以 2000 年昆士兰大学的研究团队提出的边界层燃烧^[12]为代表。该研究机构的 Stalker、Chan 等^[13-14]和西密西根大学的 Clark 等人^[15]通过边界层燃烧的方法使得壁面摩擦阻力最大能够降低 70%。研究者在不同的来流状态下将氢气或者乙烯以不同的喷注方式喷注进近壁面区域,并进一步组织燃烧,在近壁区营造低密度场,使得雷诺应力(雷诺应力在湍流边界层中主导壁面剪应力的发展)大大降低。这种方式看似有悖超声速燃烧的概念,增加热防护难度,但是 Pudsey 等人的研究发现这种边界层燃烧的技术在飞行器以高马赫数的飞行速度工作时有助于缓解壁面的高热流密度^[16],这是由于边界层燃烧在降低摩擦阻力的同时也大大降低了由于流质与固体壁面的摩擦所引起的壁面热流密度^[16]。因此,“燃烧放热”

与“减阻降热”的平衡主导着该技术对热防护所带来的利弊。在航海领域气膜减阻^[17]通过降低近壁区的流质黏性和密度同时降低分子黏性和湍流脉动两方面所引起的摩擦阻力。上述的两条研究路线体现出共同的减阻机理,即通过控制近壁区的“流场结构”或“流质属性”降低雷诺应力以达到减小摩擦阻力的目的。

目前,高超声速飞行器的工作范围马赫数是 4~7^[18]。发动机的性能是飞行器设计的关键,然而高摩擦阻力制约发动机性能的进一步提升。以往的边界层燃烧减阻技术主要应用于飞行马赫数大于 10 的飞行器,对于飞行器的飞行马赫数在 6 左右工作的发动机研究较少,最新研究^[19]表明飞行马赫数为 6 时,发动机内流道的摩擦阻力占净推力的 45% 左右,因此,飞行器在飞行马赫数为 6 左右工作时,发动机内的高摩擦阻力问题也亟待解决。本文剥离复杂构型对摩擦阻力的影响,以一个上下壁面带有微小后向台阶的等直冲压流道为研究对象,选取飞行马赫数为 5~7 区间工作的发动机燃烧室入口条件^[20],模拟发动机隔离段及燃烧室环境,尝试从控制近壁区“流质属性”的角度出发研究近壁区氢气喷注及燃烧对于壁面摩擦阻力的影响及机制,为该技术在未来吸气式高超声速飞行器发动机中的应用提供参考。

1 计算状态简介

1.1 数值计算模型

湍流模型采用基于 Boussinesq 假设的 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型^[21-22]。 $k-\omega$ SST 模型对于自由剪切层、附着边界层以及适度分离流动具有较好的计算精度^[23]。其中,分子黏度采用 Sutherland 公式计算,湍流黏性按 $k-\omega$ SST 模型进行建模。

燃烧流动过程采用有限速率模型描述,该模型取 Arrhenius 公式计算反应速率。氢气/氧气的化学动力学模型采用 7 组分 7 步反应^[24],具体方程及相关参数见表 1,其中 A 、 T_a 、 n 分别代表化学反应中的指前因子、反应活化能以及温度指数。

表 1 7 步氢气动力学模型^[24]

Table 1 Seven-step hydrogen kinetic model^[24]

反应方程	A	T _a /K	n
H ₂ +O ₂ ↔OH+OH	2.66×10 ¹⁰	24 044	0
H+O ₂ ↔OH+O	6.21×10 ¹⁰	8 456	0
OH+H ₂ ↔H ₂ O+H	3.01×10 ⁶	1 660	1.60
O+H ₂ ↔OH+H	1.60×10 ³	3 163	2.67
OH+OH↔H ₂ O+O	5.21×10 ⁶	50	1.14
H+OH+M↔H ₂ O+M	1.30×10 ²¹	0	-2.00
H+H+M↔H ₂ +M	9.78×10 ¹⁶	0	-0.60

表 1 中的 7 步氢气化学反应出自 Davidenko 等^[24],在超声速燃烧的相关研究中,Fureby 等^[25]和鲁阳^[26]均对该机理做过校验,对比该机理,在计算超声速燃烧的流场速度、组分分布等方面的参数,均与实验结果吻合较好。该机理在边界层燃烧减阻的研究^[19,27]中也常被应用。因此,该化学反应机理在模拟近壁区燃烧方面的准确性可以接受。

1.2 数值算法校验

作者对 2011 年日本学者 Tsuru 等^[28]的实验数据进行了校验,本文校验了传感器直接测量的壁面剪应力。该实验采用氢气/氧气燃烧加热模拟 1000 K±5% 来流总温,总压 1.5 MPa±4%,经过入口马赫数为 2.5 的设备喷管加速气流,出口为常压。其构型是一个二元冲压流道,横截面尺寸为 142 mm×32 mm。流道由设备喷管、等直段及测试段 3 段组成,等直段总长为 900 mm,测试段总长为 80 mm。壁面剪应力传感器安装于测试段,更多细节详见参考文献^[28]。

实验分两次进行,分别将测试段安装于等直段出口 1 和等直段出口 2,得到这两个出口处的壁面剪应力,从而得到等直段出口 1 至出口 2 的壁面平均剪应力,实验值为 1072 Pa±5%,数值计

算结果为 950 Pa,相对误差为 11%,这应该与等直段出口 1 至等直段出口 2 这段流道的实验压力偏高有关。

另一方面,本文所采用的 $k-\omega$ SST 湍流模型在之前的边界层燃烧减阻^[15,27]、进气道摩擦阻力^[29]等研究中多有用到,结果也得到了国际同行的认可,结合该模型的自身特点,可以共同佐证本文所开展的三维数值计算能够较为真实地反映超声速内流道摩擦阻力变化。

1.3 构型及计算状态介绍

为了解耦复杂构型对计算结果的影响,同时考虑发动机内流道空间受限的特点,本文将计算构型定为如图 1 所示的带有后向台阶的等截面流道。计算区域如图 1 所示,总长为 900 mm,宽为 29 mm,空气入口高度为 54 mm,沿流向(x 方向)250 mm 处上下壁面各有 3 mm 高的后向台阶,台阶上以间距为 5 mm 布置 1×3 mm 大小的燃料喷孔,喷孔距上壁面 1 mm。主要关注喷孔后 650 mm 的计算区域。网格数为 330 万,所有壁面附近均进行了局部加密,距壁面最近的第一层网格落在对数层内($30 < y^+ < 300$)^[30]。空气入口和燃料入口分别采用压力入口及质量入口,出口采用

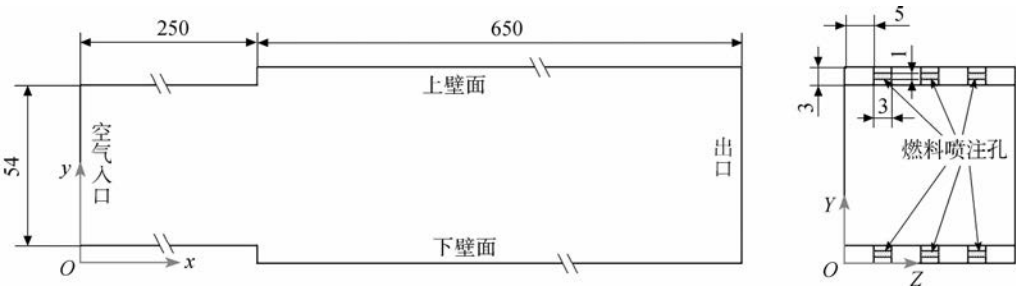


图 1 数值计算构型示意图(单位:mm)

Fig. 1 Simulation configuration (unit:mm)

压力出口,壁面采用无滑移等温壁面^[31-32]。

计算工况按照来流总温及对应的飞行马赫数分为四组。研究发现,在以飞行马赫数为 5~7 工作时的发动机燃烧室入口条件为该构型的入口条件时,氢气难以在冲压流道内自持燃烧。考虑到发动机燃烧室内的气流存在降速增压的情况,在本文工况的设计中,将来流总温为 1 850 K 和

2 070 K 的两组工况降低入口马赫数 Ma_{in} 提高静温,使氢气可以在近壁区域自持燃烧,进而研究近壁区燃烧在对应来流条件下的减阻效果及其减阻机制。具体工况如表 2 所示。其中,空气入口和燃料入口的流质流动方向均为入口截面的法向方向,与上、下壁面相互平行,燃料入口质量流量为 $\dot{m}$ 方向单位时间、单位长度上的流量。

表 2 数值计算边界条件
Table 2 Simulation boundary conditions

工况	空气入口				燃料入口		
	飞行马赫数	总温/K	静压/kPa	入口马赫数	总温/K	质量流量/(g/(s·m))	静压/kPa
1-1	5	1 180	50	2	300	100	50.7
1-2							
1-3							
2-1	6	1 600	30	2.5	300	100	50.7
2-2							
2-3							
3-1	6.5	1 850	25	3	300	100	50.7
3-2							
3-3							
3-4			117	2	300	100	507
3-5							
3-6							
4-1	7	2 070	20	3	300	100	50.7
4-2							
4-3							
4-4			50	2.4	300	100	507
4-5							
4-6							

2 研究结果分析与讨论

2.1 总摩擦阻力分析

总摩擦阻力通过积分考察平面上的壁面剪应力得到,本文的研究中考察平面为后向台阶喷注孔后的上壁面和下壁面,由于上下壁面几何结构和边界条件完全对称,因此全文的分析研究只取上壁面作为考察平面(650 mm×29 mm)。表 3 给出了 4 组 18 个工况下的上壁面总摩擦阻力,并且以每一个来流条件下不喷注氢气时的摩擦阻力作为基准,对比喷注氢气及燃烧后摩擦阻力的减少

量,即减阻能力。

表 3 中的积分结果以及不同结果之间的对比揭示了边界层燃烧以及氢气喷注对壁面摩擦阻力的重要影响。由所列的 4 组结果的对比可见,当氢气以 50.7 kPa 压力喷入近壁区但不组织燃烧时,上壁面的摩擦阻力均可被降低 5% 左右,并且其减阻能力并不与基准工况下摩擦阻力的大小呈同向变化,比如工况 2-1 的总摩擦阻力低于工况 3-1 的总摩擦阻力,但工况 2-2 的减阻能力却高于工况 3-2 的减阻能力。这种不确定性同样体现在工况 1-1、工况 2-1、工况 3-1 与工况 4-1 的对比之

中,随着模拟飞行马赫数的提高,考察平面的摩擦阻力并未呈现规律性变化。这说明从宏观角度来讲,摩擦阻力的变化与来流条件的关系复杂,冲压流道的整体摩擦阻力表现受来流总温、总压及马赫数的综合影响,并不能与某一个单独的变量建立直接的映射关系。在真实发动机中也是如此,当来流条件不变时,由于发动机构型的变化、燃烧组织的设计及当地温度、压力等影响,发动机不同位置的壁面剪应力差异性较大,甚至变化十分剧烈。

表 3 总摩擦阻力统计
Table 3 Global skin-friction drag performance

工况	总摩擦阻力/N	降幅 $\Delta/\%$
1-1	5.724	
1-2	5.446	4.9
1-3	5.101	10.9
2-1	5.415	
2-2	5.132	5.2
2-3	4.791	11.5
3-1	5.774	
3-2	5.533	4.2
3-3	5.121	11.3
3-4	13.137	
3-5	12.039	8.4
3-6	4.042	69.2
4-1	4.854	
4-2	4.661	4.0
4-3	4.295	11.5
4-4	7.928	
4-5	7.504	5.3
4-6	2.593	67.3

对比不同氢气喷注压力的结果可以发现,当氢气喷注流量不变,喷注压力较高时,减阻效果更为明显,统计数据看出 507 kPa 喷注时的减阻效果比 50.7 kPa 喷注时的减阻效果高出一倍甚至接近两倍。较低的喷注压力的形成必须依靠较高的喷注速度,因此 50.7 kPa 喷注时的氢气喷注速度远高于 507 kPa 喷注时的速度,这使得前一种喷注条件下,靠近喷孔的近壁区速度梯度远高于后一种喷注条件下所营造的速度梯度,这种差异直接造成了摩擦阻力的差别。

从工况 3-4~工况 3-6 和工况 4-4~工况 4-6 中组织近壁区燃烧时的结果发现,近壁区燃烧后的壁面摩擦阻力降低接近 70%,这表明强烈的化学放热反应很大程度地改变了近壁区的流动状态及气体属性。分析其原因,应该是放热反应使得边界层膨胀,边界层变厚,进而使得边界层速度梯度减小;另一方面大大降低边界层密度,使得雷诺应力减小,以往的研究结果也指出雷诺应力主导着高雷诺数下的湍流边界层摩擦阻力,因此雷诺应力的降低使得边界层摩擦阻力也随之降低。这两组研究边界层燃烧对摩擦阻力的影响的结果与其他研究人员如 Pudsey 等^[16]、Suraweera^[33] 和 Goyne 等^[12] 的研究结果具有一定的相似性。

2.2 当地摩擦阻力分析

从表 3 的数据可以看出不组织燃烧时各组之间相对应的工况具有一定的相似性,组织燃烧的两组亦是如此。因此,本节选取两小组具有代表性的工况作为分析重点。不组织燃烧时,选取工况 3-1~工况 3-3,组织燃烧时选取工况 3-4~工况 3-6。图 2 给出了这两组工况后向台阶后方的上壁面流向壁面剪应力分布,直角坐标系的三个方向分别代表了流向位置(x 向)、展向位置(z 向)和剪应力(τ_w)值,同时以壁面剪应力值着色。工况 3-1 和工况 3-4 为只有空气来流,无氢气喷注的工况,气流在经过后向台阶时会在突扩的后向台阶后侧形成回流区,因此回流区处的流向壁面剪应力与流动方向相反,即在图 2 中呈现为负值,经过回流区之后会迅速上升。同时可以发现壁面剪应力受激波影响十分明显,当激波与边界层相互作用时,壁面剪应力骤降,作用位置之后迅速上升到与激波前相当的水平,沿流向随着激波强度的减弱,壁面剪应力受激波的影响也随之减弱。

另外,以典型工况工况 3-1 为例,如图 3 所示,在喷孔至第一道激波作用点之间,从剪应力的变化中发现一个有意思的现象:壁面剪应力沿展向(z 方向)呈现规律性地不均匀变化—靠近前后壁面处剪应力值出现凸脊,紧接着出现很窄的凹谷,中间为发展平缓的平台,由于壁面无滑移,因此前后壁面处的剪应力值很低,最大差异达 100%。

由于雷诺应力在高速流动中主导壁面剪应力的发展^[4],因此分析图 3 中的现象,猜想可能是由于雷诺应力的类似分布导致。剪应力中的雷诺应力成分与密度密切相关,因此图 4 给出了流向(x 方向)不同位置($x=250\sim340$ mm,间隔为 10

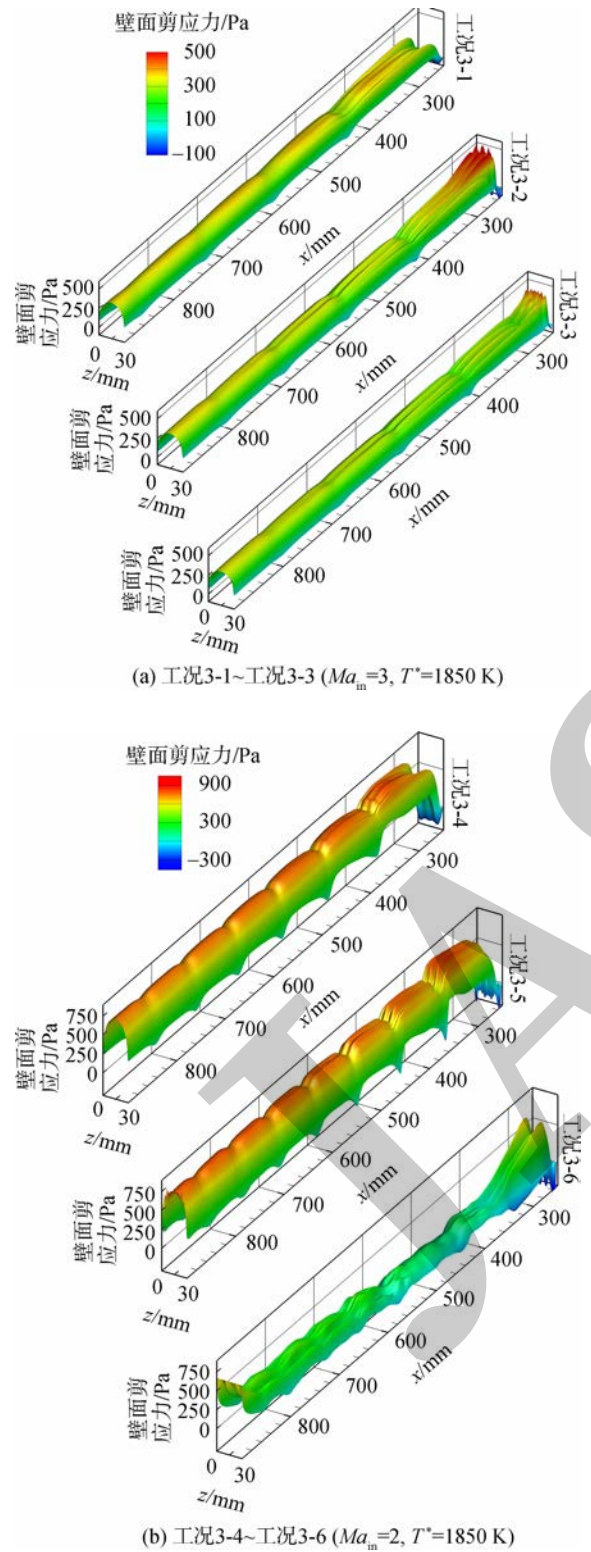


图 2 上壁面剪应力分布

Fig. 2 Shear stress on up wall surface

mm)的横截面上的密度分布以及 $x=310\text{ mm}$ 处的横截面上近壁区的密度分布。

3 mm 高的后向台阶位于 $x=250\text{ mm}$ 处,从图 4 可以看出,当超声速气流经过该后向台阶时,后向台阶的空间突扩会诱导形成扇形膨胀波、壁

面处形成再附激波,并且在后向台阶后方靠近壁面的位置会形成对称的旋涡。这种涡流中心处的密度比涡流外部密度低,这样的密度分布则直接引起了图 3 所示的壁面剪应力分布,低密度旋涡所在位置即为图 3 中剪应力凹谷出现的位置。关于涡流形成的原因,应该与前后壁面的流动限制和壁面黏性有关,无前后壁面的平板流动在展向上的流动差异则比较小,壁面剪应力分布也更加均匀。

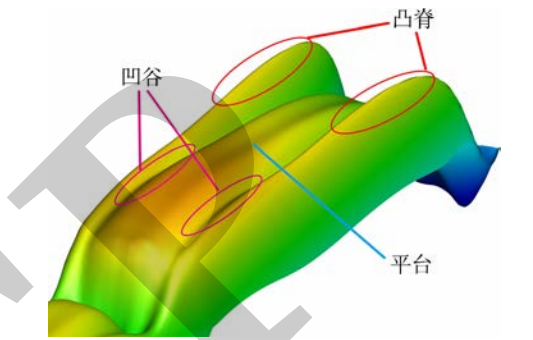


图 3 喷孔附近壁面剪应力分布

Fig. 3 Wall shear stress distribution near injectors

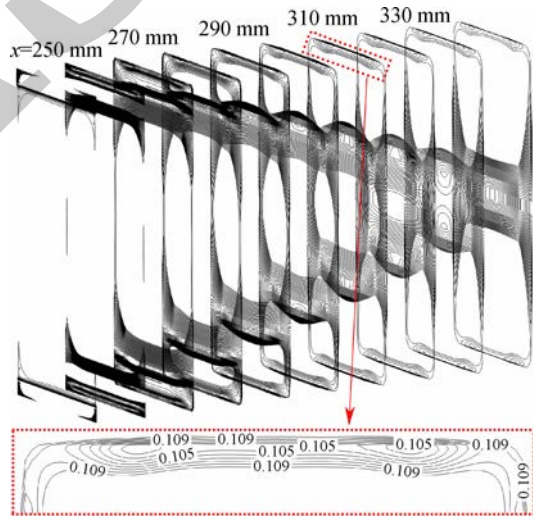


图 4 不同横截面上的密度分布(单位: kg/m^3)

Fig. 4 Density distribution on different cross-sections (unit: kg/m^3)

从图 2 工况 3-2 的结果可以看出当氢气以较低的压力、较高的速度喷注时,喷孔后方的壁面剪应力水平很高,工况 3-3 和工况 3-5 的结果表明较低的喷注速度较之前者引起的剪应力增量相对较小,因此,应当本着低动量喷注的原则去设计喷注条件。图 5 给出了四组 12 个工况喷孔附近的剪应力结构,大部分都表现出相似的结果。

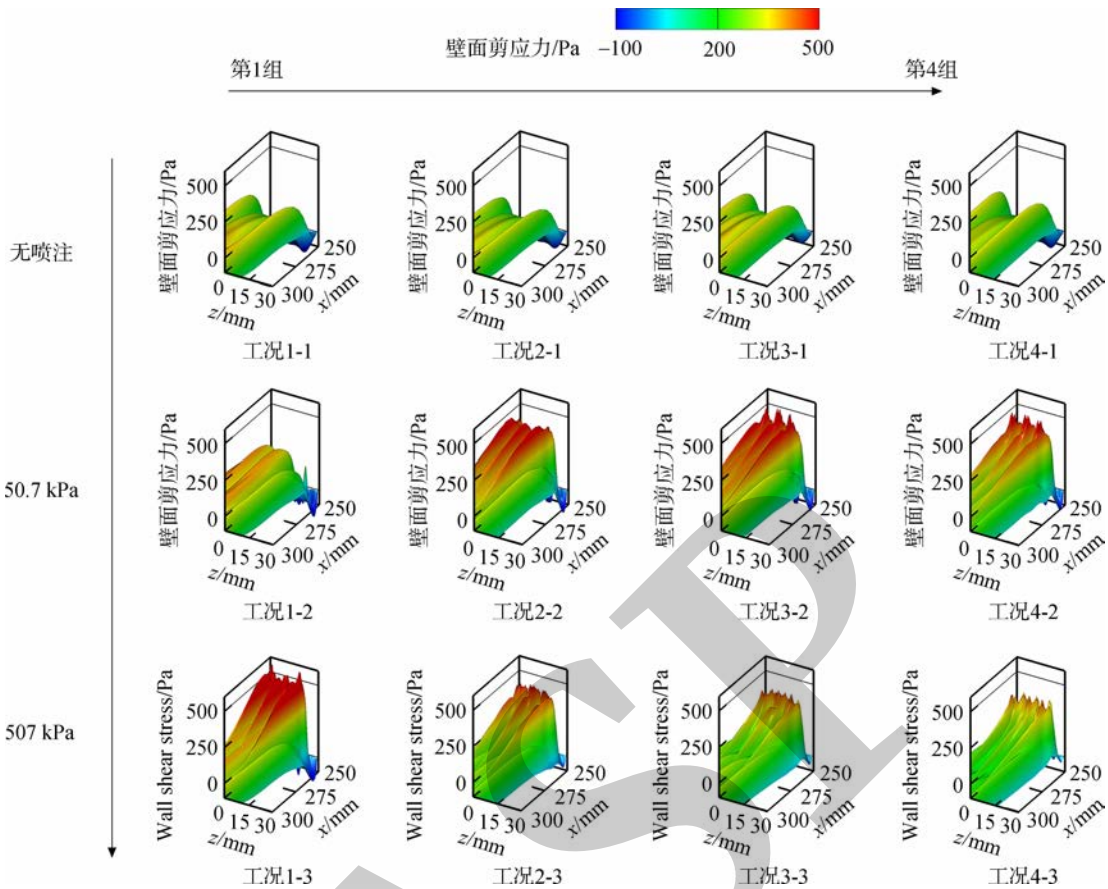


图 5 不同工况下喷孔附近壁面剪应力分布

Fig. 5 Wall shear stress distributions near injectors of different cases

氢气喷入之后,在喷孔附近,由于氢气与来流空气掺混的不均匀性,造成越靠近喷孔的位置,上壁面剪应力沿展向的差异性越强,随着流动掺混,流场后方的由于氢气喷注引起的展向剪应力差异逐渐变小。同样由于前后壁面的影响,考察面的壁面剪应力总体上表现为中间应力高于两侧应力。

在喷孔后合适区域模拟火花塞强迫点火后,强烈的燃烧放热反应使得边界层流场膨胀、进而变厚,密度降低,雷诺应力也随之大大降低,进一步使得湍流边界层壁面摩擦阻力降低。从图 2(b)中可以看出由于湍流与燃烧的相互作用,复杂的燃烧反应引起考察面壁面剪应力的不均匀发展。由于点火延迟,喷孔后侧一段距离内壁面剪应力仍然会维持较高的水平。

图 6 给出了工况 3-1~工况 3-2 展向中间截面上的当地马赫数分布。可以看出,氢气从喷孔喷注后膨胀加速并与主流空气相互作用,影响再附激波的再附点位置,增大其与上壁面之间的初始角度,使得主流中的激波交汇点前移。同时,在氢气与主流空气未充分掺混之前,氢气射流与上壁面、主流空气之间存在强剪切作用,随着剪切层

法向上的质量和能量运输,流动掺混更加均匀,速度梯度逐渐减小。也正是因为紧邻喷孔位置的强剪切作用,使得喷孔附近的壁面剪应力出现如图 5 所示的现象。这也再次印证了“低动量喷注”的必要性。但是,一方面受喷注燃料的许用质量流量、喷孔尺寸及其附近压力环境等限制;另一方面需要考虑喷注后的有效作用区间、不同喷注质量带来的减阻效果和组织近壁区燃烧后壁面的热流

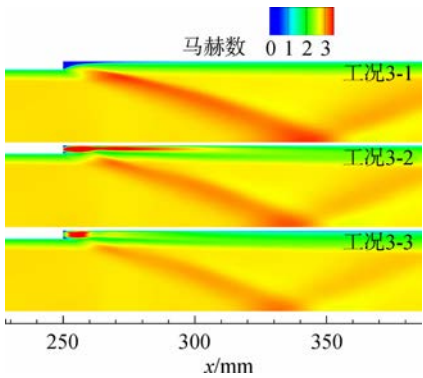


图 6 喷注前后流道马赫数分布

Fig. 6 Mach number distribution before and after injection

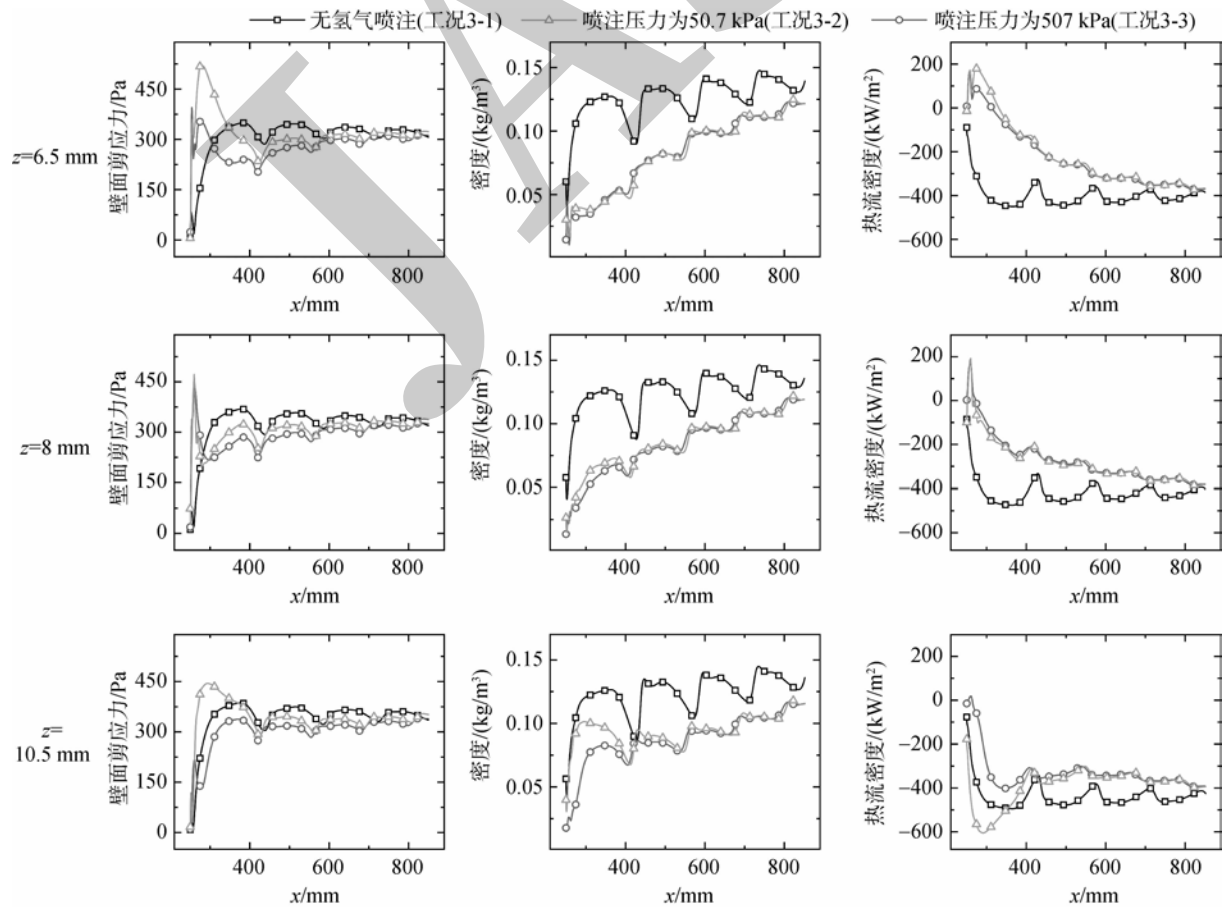
密度变化等因素,“低动量喷注”的具体设计方法应根据具体构型、流场状态、燃料体系等先行条件进一步研究。

图 7 选取了考察面上三条典型直线($z=6.5$ mm 为喷孔中间, $z=8$ mm 为喷孔边缘, $z=10.5$ mm 为两个相邻喷孔中间,具体位置可参考图 1 给出的计算构型示意图)上的壁面剪应力、密度、壁面热流密度进行定量考察,为了前后对比,依然选取第三组计算数据,即工况 3-1~工况 3-6。图 7(a)的三条曲线分别代表无氢气喷注、氢气以 50.7 kPa 的压力喷注、氢气以 507 kPa 的压力喷注时的数据,图 7(b)的三条曲线分别代表无氢气喷注、喷注氢气、喷注氢气并组织燃烧时的数据。

如果不考虑喷注条件引起的高应力区域,氢气喷注后,在这三条线所在的位置均可以达到不同程度的减阻效果。表明在整个考察平面上均有不同程度的减阻效果,其中 507 kPa 的喷注带来的减阻效果更加明显。由于随着雷诺数的增加,雷诺应力逐渐主导壁面剪应力,因此密度的变化与壁面剪应力的变化呈现一致性。从图 7 所给的数据可以看出密度场受激波影响强烈,激波与边界层相互作用的位置密度骤降,激波后迅速上升

到与波前相同的水平,同时壁面剪应力也呈现与此相同的变化趋势。但是,沿着流向,在等直冲压流道内密度逐渐升高,而壁面剪应力却非如此,实际上在等直冲压流道内,壁面剪应力沿着流向会逐渐降低,这与等直冲压流道减速增压的特点密切相关。氢气喷入边界层后,近壁区密度明显降低,同时由于氢气以 300 K 总温喷注,因此也有薄膜冷却的效果,壁面热流密度也随之降低。在激波与边界层相互作用的位置壁面热流密度减小,但相比于壁面剪应力及密度,壁面热流密度受激波影响相对较小,尤其是氢气喷入之后,从图中可以看出激波对壁面热流密度几乎没有影响。

图 7(b)给出了工况 3-4~工况 3-6 的结果,燃烧对壁面剪应力、密度、壁面热流密度的影响十分强烈。近壁区组织燃烧之后壁面剪应力最高可降低一个数量级之多,其值在 $x=350$ mm 处达到最低,并且之后沿流向逐渐升高。点火延迟对密度场的变化并未产生明显的影响,喷孔之后密度沿流向均逐渐升高并且无明显波动。对比密度变化,发现喷注氢气、但不组织燃烧时流场后方的密度较无喷注时几乎没有什么变化,只是燃料喷注增大了再附激波与上壁面的初始角度,使得每一



(a) 工况3-1~工况3-3

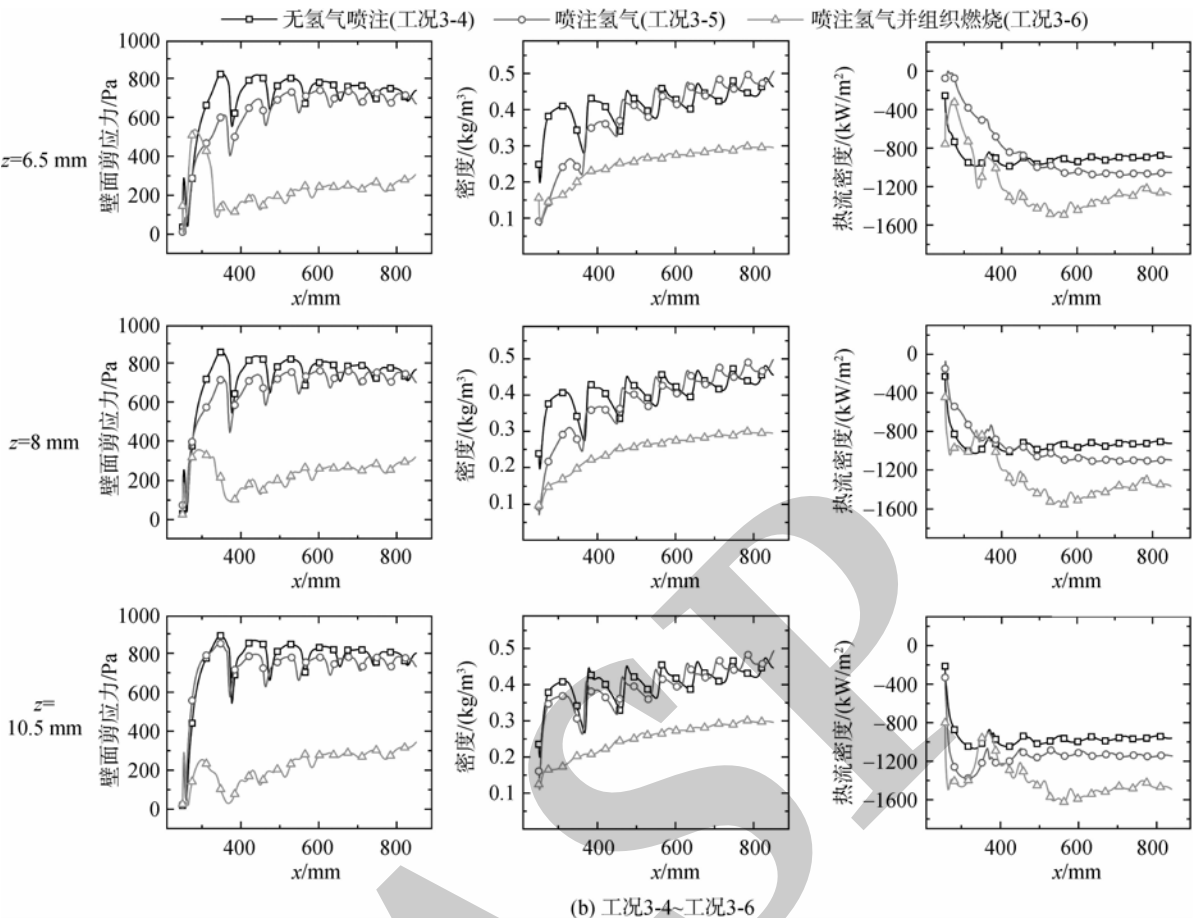


图 7 工况 3-4~工况 3-6 壁面剪应力、密度及热流分布

Fig. 7 Wall shear stress, density and heat flux on up-wall surface of case 3-4~3-6

个激波作用点都稍有前移,密度场的这种现象在壁面剪应力上则表现为两种情况下的剪应力差异沿流向逐渐缩小。喷氢无燃烧时壁面热流密度沿流向逐渐升高,在流场后侧高于无喷注时的热流密度,并且差异沿流向逐渐加大。从热流曲线也可以看出,组织燃烧时强放热区位于 $x=570\text{ mm}$ 处,此处的热流密度增加了一倍左右, $x=570\text{ mm}$ 之后热流密度逐渐减小。结合剪应力的变化发现此处并非是减阻幅度最大的位置。因此,从燃烧角度出发,并非燃烧越剧烈、放热越高,减阻越明显。故而合理的热管理也是边界层燃烧减阻后续工作应该考虑的问题之一。

2.3 沿程阻力分析

为了考察氢气喷注之后沿流向的有效作用区间,将考察平面沿流向分为三段,每段长为 200 mm ,将上述三条典型直线上的壁面剪应力值做线积分并求和,求和后的 F'_N 反映相应区间内的壁面剪应力的整体水平。将结果总结于表 4 之中。

$$F'_{N1} = \int_{250}^{450} \tau_w dx_1 + \int_{250}^{450} \tau_w dx_2 + \int_{250}^{450} \tau_w dx_3 \quad (1)$$

$$F'_{N2} = \int_{450}^{650} \tau_w dx_1 + \int_{450}^{650} \tau_w dx_2 + \int_{450}^{650} \tau_w dx_3 \quad (2)$$

$$F'_{N3} = \int_{650}^{850} \tau_w dx_1 + \int_{650}^{850} \tau_w dx_2 + \int_{650}^{850} \tau_w dx_3 \quad (3)$$

式中 F_N 表示壁面剪应力的线积分值。

从表 4 的数据可以发现降幅最大的几乎都为第二个区间,在无燃烧的情况下,工况 4-3 相较于其基准工况工况 4-1 在该区间内摩擦阻力降低 20.4% ,同时工况 4-3 也在所有无燃烧的工况中降幅最多。由于入口条件的影响使得大部分工况第一个区间内的摩擦阻力升高,尤其是以 50 kPa 压力喷注的工况,工况 2-2 相较于其基准工况工况 2-1 的增幅甚至接近 17% 。第三个区间内的降幅总体来看普遍小于第二个区间,工况 4-5 甚至有小幅度增加。两个组织燃烧后的工况相比于其基准工况在三个区间内均有大幅度的减阻效果,并且第二区间为其最大减阻区域。由此可以看出此类近壁区燃料喷注、燃烧减阻的技术在应用层面稳定的减阻区域为类似于本节第二区间的区域内,距离喷孔最近的位置受到喷注条件、点火延迟

表 4 流向摩擦阻力分布

Table 4 Skin-friction drag distribution along flow path

工况	$F'_{N1}/(\text{N/m})$	降幅 $\Delta_1/\%$	$F'_{N2}/(\text{N/m})$	降幅 $\Delta_2/\%$	$F'_{N3}/(\text{N/m})$	降幅 $\Delta_3/\%$
1-1	59		67		68	
1-2	67	—12.9	63	7.1	63	7.7
1-3	63	—5.9	58	14.3	59	13.5
2-1	54		62		60	
2-2	63	—16.6	57	7.0	59	1.0
2-3	54	1.1	55	11.4	57	5.0
3-1	60		68		67	
3-2	66	—10.7	63	7.6	65	3.4
3-3	53	11.0	59	13.4	63	6.6
3-4	134		155		153	
3-5	117	12.9	143	8.0	147	3.7
3-6	40	70.1	44	72.0	54	64.3
4-1	53		62		61	
4-2	56	—6.9	53	13.9	54	11.0
4-3	44	15.3	49	20.4	52	14.4
4-4	83		94		91	
4-5	82	1.5	85	8.7	91	—0.3
4-6	27	67.5	23	75.6	41	54.8

的影响,减阻效果参差不齐,距离喷孔太远的位置由于流动掺混、燃料消耗使得减阻效果逐渐减弱。

3 结 论

本文利用三维数值模拟的研究手段,基于一个带有后向台阶的受限空间,从控制近壁区“流质属性”的角度出发,针对不同来流条件开展了超声速内流道摩擦阻力分析及近壁区氢气喷注及燃烧减阻研究,获得以下结论:

1) 燃料的喷注条件对整体的减阻效果有较为明显的影响。在燃料的许用质量流量、喷孔尺寸及其附近压力环境等先决条件允许的情况下,燃料喷注应本着“低动量喷注”的原则去设计。但同时也应考虑喷注后的有效作用区间、不同喷注质量带来的减阻效果和组织近壁区燃烧后壁面的热流密度变化等因素。当氢气喷注质量一定时,50 kPa 和 500 kPa 喷注压力分别可获得 5%左右和 10%左右的减阻效果。组织近壁区燃烧后可达到将近 70%的减阻效果。

2) 矩形冲压流道内,气流经过突扩结构之

后,壁面剪应力沿展向呈现规律性地不均匀变化—靠近两侧壁面处剪应力值出现凸脊,紧接着出现很窄的凹谷,中间为发展平缓地平台,展向最大差异达 100%。

3) 湍流边界层壁面剪应力的变化与密度变化趋势基本吻合,因此,湍流边界层壁面剪应力受湍流雷诺应力主导。故而发动机内流道减阻的关键在于营造近壁区低密度场。

4) 不同的喷注条件使得喷注孔后壁面剪应力变化复杂,不合理的喷注条件可引起紧邻喷孔后侧的一段区域的摩擦阻力内接近 17%的上升。稳定、有效的减阻区域发生在靠后方的位置,但由于流动掺混、燃料的燃烧消耗,减阻效果沿流向逐渐减弱。

参考文献:

[1] ANDERSON J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics[M]. 2nd. ed. New York: AIAA, 2006.

[2] MITANI T, TOMIOKA S, KANDA T, et al. Scramjet performance achieved in engine tests from M 4 to M 8 flight conditions[C]// AIAA International Space Planes and Hy-

- person Systems and Technologies. Norfolk, US: AIAA, 2003:1-13.
- [3] KIRCHHARTZ R, MEE D, STALKER R. Skin friction drag with boundary layer combustion in a circular combustor[C]//AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton: AIAA, 2008: 934-939.
- [4] BARTH J E, WHEATLEY V, SMART M K. Hypersonic turbulent boundary-layer fuel injection and combustion; skin-friction reduction mechanisms[J]. AIAA Journal, 2013, 51(9):2147-2157.
- [5] KRAVCHENKO A G, CHOI H, MOIN P. On the relation of near-wall streamwise vortices to wall skin friction in turbulent boundary layers[J]. Physics of Fluids, 1993, 5(12):3307-3309.
- [6] 李舰, 沈娟, 李椿萱. 一种可用于微吹吸流动控制技术研究的孔隙壁模型[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2014, 44(2):221-232.
- LI Jian, SHEN Juan, LEE Chunxuan. A micro-porous wall model for micro-blowing/suction flow system[J]. Scientia Sinica: Physics, Mechanica and Astronomica, 2014, 44(2): 221-232. (in Chinese)
- [7] 葛铭伟. 基于近壁相干结构的湍流减阻主动控制研究[D]. 北京:清华大学, 2011.
- GE Mingwei. Study on active control of turbulence for drag reduction based on near-wall coherent structures[D]. Beijing: Tsinghua University, 2011. (in Chinese)
- [8] VISWANATH P R. Aircraft viscous drag reduction using riblets[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(6): 571-600.
- [9] RASTEGARI A, AKHAVAN R. The common mechanism of turbulent skin-friction drag reduction with super-hydrophobic micro-grooves and riblets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 838(1):68-104.
- [10] SATHEESH K, JAGADEESH G. Effect of electric arc discharge on hypersonic blunt body drag[R]. Gottingen, Germany: 26 th International Symposium on Shock Waves, 2007.
- [11] 王宇天, 张百灵, 李益文, 等. 等 离子体激波控制激波与边界层干扰流动分析数值研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2):364-371.
- WANG Yutian, ZHANG Bailing, LI Yiwen, et al. Numerical investigation for control of shock wave and boundary layer interactions flow separation with plasma actuation [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 364-371. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] CHAN W Y K, MEE D J, SMART M K, et al. Boundary layer combustion for viscous drag reduction in practical scramjet configurations[C]//27th International Congress of The Aeronautical Sciences (ICAS 2010). Nice, France: ICAS, 2010:1-10.
- [15] CLARK R J, BADE SHRESTHA S O. Boundary layer combustion for skin friction drag reduction in scramjet combustors[R]. AIAA-2014-3667, 2014.
- [16] PUDSEY A S, WHEATLEY V, BOYCE R R. Supersonic boundary-layer combustion via multiport hole injector arrays[J]. AIAA Journal, 2015, 53(10):2890-2906.
- [17] HU Haibao, WEN Jun, BAO Luyao, et al. Significant and stable drag reduction with air rings confined by alternated superhydrophobic and hydrophilic strips[J]. Science Advances, 2017, 3(9):e1603288. 1-e1603288. 9.
- [18] JOSEPH M H, JAMES S M, RICHARD C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [19] WANG Shuai, HE Guoqiang, YAN Dekun, et al. Analysis and reduction of skin-friction in a rocket-based combined-cycle engine flow path operating from Mach 1.5 to 6.0 [J]. Acta Astronautica, 2018, 151(1):357-367.
- [20] 范周琴, 刘卫东, 孙明波, 等. 超声速湍流燃烧火焰面模型理论分析[J]. 中国科学:信息科学, 2012, 42(4):443-455.
- FAN Zhouqin, LIU Weidong, SUN Mingbo, et al. Theoretical analysis of flamelet model for supersonic turbulent combustion [J]. Science China: Technological Sciences, 2012, 42(4):443-455. (in Chinese)
- [21] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.
- [22] WILCOX D C. Turbulence modeling for CFD[M]. La Canada, US: DCW Industries Inc., 1998.
- [23] 王亚军. 宽适应性 RBCC 亚燃模态工作过程研究[D]. 西安:西北工业大学, 2017.
- WANG Yajun. Investigation of operation process in ramjet mode for wide flight Mach number operation RBCC[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [24] DAVIDENKO D, GÖKALP I, DUFOUR E, et al. Systematic numerical study of the supersonic combustion in an experimental combustion chamber[R]. AIAA-2006-7913, 2006.
- [25] FUREBY C, FEDINA E, TEGNÉR J. A computational study of supersonic combustion behind a wedge-shaped flameholder[J]. Shock Waves, 2014, 24(1):41-50.
- [26] 鲁阳. 超燃冲压发动机燃烧室内流动与燃烧的数值模拟[D]. 杭州:浙江大学, 2014.
- LU Yang. Numerical simulation of the flow and combustion in a scramjet combustor[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014. (in Chinese)
- [27] WANG Shuai, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Numerical investigation of skin-friction reduction in a supersonic channel[R]. AIAA-2017-2324, 2017.

[28]

TSURU T, TOMIOKA S, YAMASAKI H. Accuracy of direct skin-friction measurements in high-enthalpy supersonic flows[J]. AIAA Journal, 2011, 49(6):1267-1271.

[29]

张正泽, 刘佩进, 秦飞, 等. 中心支板顶角对 RBCC 进气道影响数值研究[J]. 推进技术, 2018, 39(4):768-775.
ZHANG Zhengze, LIU Peijin, QIN Fei, et al. Numerical investigation for effects of strut angle on RBCC inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4):768-775. (in Chinese)

[30]

刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适用性进气道研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
LIU Xiaowei. Investigation of wide applicability inlet for RBCC power[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[31]

UEDA S, TAKEGOSHI M, KOUCHI T, et al. Evaluation of heat-flux on scramjet engine wall in Mach 6 flight condition[C]// AIAA 57th International Astronautical Congress. Valencia, Spain: AIAA, 2006:6344-6353.

[32]

JING Tingting, HE Guoqiang, LIN Binbin, et al. Thermal analysis of RBCC engine at ejector, ramjet and scramjet modes[R]. AIAA-2016-4913, 2016.

[33]

SURAWEERA M. Reduction of skin friction drag in hypersonic flow by boundary layer combustion[D]. Brisbane, Australia: The University of Queensland, 2006.

(编辑:陈 越)