

高超声速进气道内粉末燃料喷注及流动控制 特性研究*

丁宋毅, 孙波, 卓长飞, 代春良

(南京理工大学 机械工程学院, 江苏南京 210094)

摘要: 为了提高进气道性能以及金属粉末燃料的掺混效率, 本文将粉末燃料的喷注提前到高超声速进气道内完成。以铝粉作为喷注燃料, 氮气作为流化气, 基于连续相-离散相 (CFD-DPM) 耦合模型, 采用数值模拟的方法重点研究了在进气道内喷注粉末燃料对进气道性能和颗粒掺混度的影响。结果表明: 在超额定状态下通过在外压段喷注粉末燃料进行波系控制, 可以用比气体射流控制更低的喷注压力实现激波贴口的效果, 在来流马赫数 $Ma_0=6$ 时, 与气体射流控制相比, 两个喷嘴的入口总压分别降低了 17.9% 和 31.8%。与常规几何进气道相比, 经过粉末燃料喷注后进气道的综合性能有了显著的提高, 低马赫数下流量系数提高 24% 以上, 总压恢复系数也明显提高, 并且实现了粉末燃料与氧气的充分掺混。

关键词: 高超声速进气道; 金属粉末燃料; 波系控制; 喷注; 掺混

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 12-210489-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210489

Characteristics of Powder Fuel Injection and Flow Control in Hypersonic Inlet

DING Song-yi, SUN Bo, ZHUO Chang-fei, DAI Chun-liang

(College of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to improve the performance of the inlet and the blending efficiency of metal powder fuel, the injection of powder fuel is advanced into the hypersonic inlet. Aluminium powder is used as the powder fuel and nitrogen is used as the fluidizing gas. Based on the continuous phase-discrete phase (CFD-DPM) coupling model, the numerical simulation method is used to focus on the effects of the injection of powder fuel in the inlet on the performance of the inlet and the degree of particles blending. The results show that the wave system can be controlled by injecting powder fuel in the external pressure section in the over-rated state, and the effect of shock-on-lip can be achieved with lower injection pressure than the gas jet control. When the incoming flow Mach number $Ma_0=6$, the total inlet pressure of the two nozzles is reduced by 17.9% and 31.8% respectively compared with gas jet control. Compared with the conventional fixed geometry inlet, the overall performance of the inlet has been significantly improved after powder fuel injection. The flow coefficient at low Mach number increased by more than 24%, the total pressure recovery coefficient is also significantly improved, and the powder fuel and

* 收稿日期: 2021-07-22; 修订日期: 2021-12-25。

基金项目: 江苏省研究生科研与实践创新计划项目 (KYCX21_0338)。

作者简介: 丁宋毅, 硕士生, 研究领域为高超声速空气动力学。

通讯作者: 孙波, 博士, 副教授, 研究领域为高超声速空气动力学。

引用格式: 丁宋毅, 孙波, 卓长飞, 等. 高超声速进气道内粉末燃料喷注及流动控制特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210489. (DING Song-yi, SUN Bo, ZHUO Chang-fei, et al. Characteristics of Powder Fuel Injection and Flow Control in Hypersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210489.)

oxygen are fully blended.

Key words: Hypersonic inlet; Metal powder fuel; Wave system control; Injection; Blending

1 引言

随着高新武器装备的进步,火箭发动机已很难满足未来导弹的高性能要求,冲压发动机成为高超声速飞行器理想的动力装置^[1]。冲压发动机根据携带燃料的种类可分为液体燃料冲压发动机、固体燃料冲压发动机和粉末燃料冲压发动机。其中,粉末燃料冲压发动机作为一种新型动力装置,具有燃料流量易调节、结构简单易维护、体积比冲较高的优势^[2]。

高超声速飞行器由于来流速度高,粉末燃料在燃烧室内驻留时间极短,粉末燃料与空气还未充分掺混就已离开燃烧室,导致点火困难、燃烧效率低下及发动机推力不足等问题。目前,关于提高燃料掺混效率及改善燃烧性能的研究主要集中在燃烧室内开展,如驻涡式冲压发动机、燃烧室旁侧进气、改变补燃室头部结构等等^[3-5]。高超声速进气道作为吸气式冲压发动机前端必不可少的关键压缩装置^[6-9],是否可以考虑在进气道内完成粉末燃料的提前喷注来提高粉末燃料的掺混效率。

进气道内喷注燃料具有诸多优势,首先,进气道内的压缩波系有利于促进燃料与空气混合。Sislian等^[10-12]研究了进气道内氢燃料与空气的混合特性,他们在进气道的外压段通过悬臂式喷嘴向来流喷注氢气,发现氢气与空气的混合效率在斜激波和Prandtl-Meyer压缩扇的作用下分别增加了5.7倍和6.3倍。其次,进气道燃料喷注可以利用射流对进气道波系进行调节。谭慧俊等^[13-14]采用射流冲击的方式对定几何高超声速进气道口部波系、有效喉道面积进行调节,在低马赫数下使进气道流量系数提高了20%,前体阻力系数降低了8%。朱呈祥等^[15]对高超声速进气道的裂解碳氢燃料提前喷注开展了研究,重点研究了燃料对波系的控制和燃料的自身掺混。结果表明,进气道在超额定状态下,可以通过调节喷嘴喷注压力实现激波的封口。除此之外,若采用粉末燃料喷注,气固两相之间的热量、动量交换也能提高进气道的性能。Jagannathan等^[16]研究了一种利用纳米硼颗粒喷射改善高超声速进气道性能的新方法。采用OpenFOAM非定常可压缩气固CFD求解器对硼颗粒注入进气道开展了数值研究,结果表明,使用纳米硼颗粒注入的进气道将出口总压恢复系数

提高了16%。

以上研究表明,高超声速进气道的燃料喷注有利于进气道的流动控制,也在一定程度上提高了进气道性能及燃料的掺混效率。然而,对于气体燃料,在进气道喷注时容易附着在壁面,导致出现提前燃烧的现象。事实上,由于粉末燃料的颗粒动量较大,喷注时可以穿透到更深的流场区域,碰到壁面会发生反射,不容易停留在高温边界层区域引起壁面燃烧。而且,关于粉末燃料进气道喷注的研究并不多,进气道流场中颗粒相的流动特性及两相耦合作用机理尚不清楚,因此有必要开展相关方面的研究。在各类金属粉末燃料中,微米级铝粉具有高热值、重量轻、燃烧无污染等优势,在火箭推进剂中应用较广泛,因此本文采用铝粉燃料开展研究。

本文设计了基准进气道模型,介绍了求解气相与颗粒相的数值模拟方法,定义了粉末燃料掺混过程评估办法。详细分析了进气道在超额定状态下如何进行波系控制使进气道保持激波贴口状态,并分析了粉末燃料与氧气的掺混效率。对比了粉末燃料喷注式可调进气道与常规定几何进气道的主要性能参数,研究了不同喷嘴数量对进气道波系控制以及颗粒掺混度的影响。

2 模型方案与数值模拟方法

2.1 模型方案

本文设计的基准进气道模型为二元三楔构型,如图1所示,进气道额定工作状态下,来流马赫数 $Ma_0=5$,自由来流条件参照高度 $h=23\text{km}$ 的标准大气条件给定。进气道对气流的压缩是通过三级楔产生的三道斜激波和一道唇口斜激波完成。三级楔角按Oswatish配波理论设计,三级楔角分别为 7° , 8.8° , 10.3° ,唇口内角为 10° ,粉末燃料采用缝式喷嘴喷注,喷注缝的宽度为 10mm ,进气道总长为 1205.1mm ,隔离段长度为喉道高度的8倍,总收缩比为6.5,内收缩比为1.3。为了减弱唇口激波与附面层的干扰,保证进气道具有较好的性能,进气道肩部采用圆弧过渡。

2.2 数值模拟方法与算例验证

本文采用CFD商业软件Fluent对高超声速进气道内粉末燃料喷注的复杂流动进行了二维数值仿

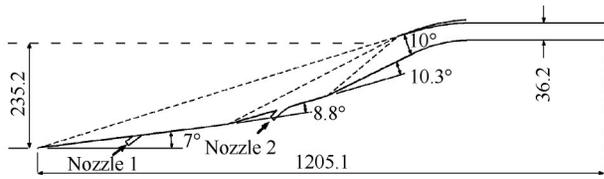


Fig. 1 Sketch of the inlet model (mm)

真。整个计算域采用结构化网格划分,同时对近壁面、喷嘴附近进行局部加密,近壁面处 $y^+ \approx 1$ 。计算域网格划分结果如图2所示。

为了验证本文计算网格的准确性,对网格进行了网格无关性验证。分别采用不同疏密程度的五种网格来模拟来流马赫数6时的进气道的流场状况,以进气道下壁面的压力分布作为指标进行对比验证,如图3所示。可见,当网格单元总数大于14万时,继续增加网格数量对计算结果的影响较小。综合考虑计算精度以及计算资源的合理化运用,本文采用计算网格的网格单元总数为14万左右。

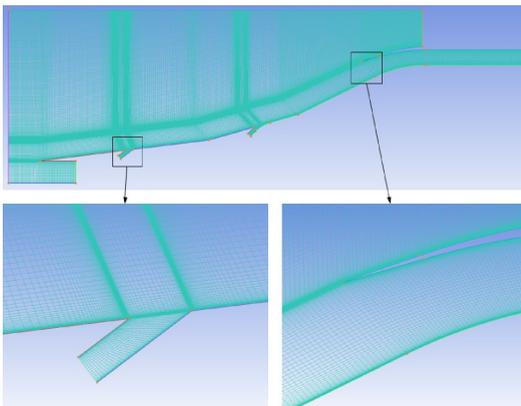


Fig. 2 Mesh of computational domain

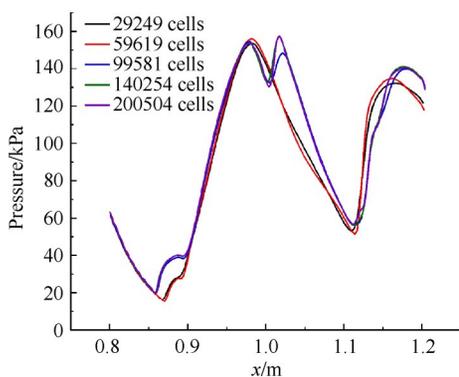


Fig. 3 Pressure distribution of lower wall under different grids

湍流模型为两方程的 $k-\omega$ SST模型,该模型综合了 $k-\omega$ 模型在近壁面以及 $k-\epsilon$ 模型在远场的计算优点,能准确预测压力梯度变化的各种复杂物理现

象^[17-19],空间离散采用二阶精度迎风格式。颗粒相求解采用颗粒轨道模型(DPM),该模型把颗粒相作为离散相来处理,采用拉格朗日法,气相仍采用欧拉方法,耦合求解。为了研究铝颗粒在超声速进气道中的掺混,做了以下假设:颗粒不可压缩、颗粒呈球形、忽略了重力项、忽略了化学反应和相变、系统假设为双向耦合。远场和各个出口的边界条件分别采用压力远场和压力出口,流化气入口边界条件采用压力入口,对壁面取绝热无滑移固体边界条件。气体模型比热采用多项式计算,粘性系数采用Surtherland公式计算。当残差曲线下落到 10^{-3} 量级以下,并且进出口流量差值与出口流量之比小于0.005时,即可认为计算收敛。

为了验证以上方法的可靠性,本文以文献[20]中的GK01进气道模型实验结果和Yan Fei等^[21]利用PIV技术得到的水平横管内两相流颗粒相浓度实验结果为依据,开展数值验证。图4为GK01进气道下壁面压力系数与CFD仿真结果对比。图5为水平横管两相流实验中,在颗粒直径 $d_p=2.3\text{mm}$,来流空气质量流量 $G_s=0.45\text{kg/s}$,入口无鳍片工况下,距离进料口3.5m处的仿真和实验结果对比图,其中纵坐标 y/D 为检测点高度与管径的比值,横坐标为标准化后的局部颗粒浓度。本文计算得到的壁面压力分布与实验数据基本吻合,计算得到的颗粒相浓度分布与实验结果在管道顶部存在一定差别,但在其他位置吻合的较好且两者具有一致的变化规律,这表明本文所采用的数值计算方法具有较高的可信度。

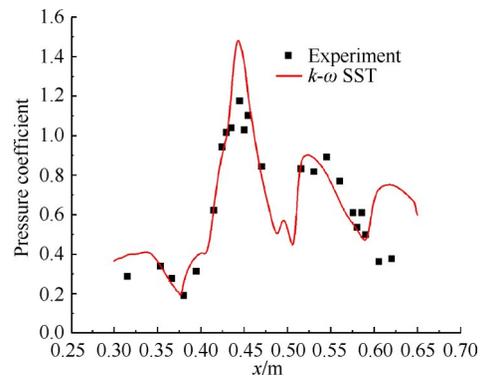


Fig. 4 Pressure coefficient of lower wall

2.3 颗粒掺混过程评估方法

颗粒与氧气掺混是指颗粒与氧气在空气中混合扩散的过程,常以掺混度评估颗粒与氧气的掺混效果。为了更好地研究进气道内颗粒与氧气的掺混过程以及不同喷注结构对颗粒掺混的影响,本文参考

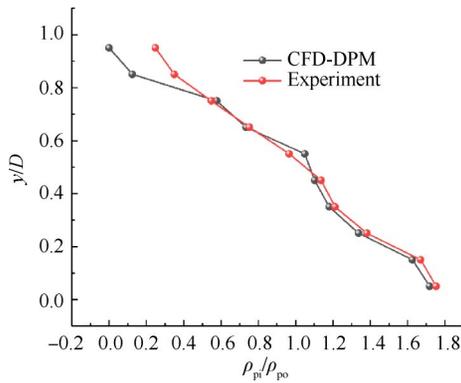


Fig. 5 Concentration distribution in horizontal tube

文献[22]中的掺混度定义方法,重新定义颗粒掺混度的指标,即

$$\alpha = 1 - \frac{1}{1 + \rho_{O_2} \rho_p \eta / (\rho_{O_2} - \rho_p \eta)^2} \quad (1)$$

式中 α 为颗粒掺混度, ρ_{O_2} 为氧气密度, ρ_p 为颗粒密度, η 为进入进气道内的氧气与铝颗粒的总质量流量之比。分析可知,当氧气密度远大于颗粒密度或颗粒密度远大于氧气密度时,式中 α 将趋近于0;当氧气密度与颗粒密度的比值趋近于 η 时,式中 α 将趋近于1。 α 的取值在0~1, α 的值越接近1,掺混的效果越好。

3 结果与讨论

3.1 进气道波系控制与掺混效率分析

常规的定几何高超声速进气道只能在设计点时达到激波贴口的状态。在低马赫数状态下,进气道的流量系数很低。在进气道内喷注粉末燃料时,由于来流速度远高于燃料喷注速度,因此,壁面上会形成“气动型面”,推动压缩激波向外偏转。基于燃料喷注对激波的外推效应,可以通过调节喷嘴的喷注压力来控制激波形状。对于最高来流马赫数 $Ma_0=6$ 的进气道,本文以来流马赫数 $Ma_0=5$ 为设计点设计进气道的压缩型面,当来流马赫数在5~6内,通过调节喷注压力使进气道始终保持激波贴口状态。图6为不对进气道进行波系控制, $Ma_0=5$ 和 $Ma_0=6$ 时的马赫数云图。

可以发现当 $Ma_0=5$ 时,进气道的三道压缩激波在唇口交汇,当 $Ma_0=6$ 时,三道斜激波直接打入冲压通道内并发生反射,进气道收缩段下壁面形成分离包。

因为粉末燃料需要在流化气的携带下才能喷入进气道内,本文选择氮气作为流化气来输送铝粉。选择氮气的原因在于氮气不仅可以输送铝粉,还能对铝粉起到化学保护作用,减小铝粉与氧气的反应,

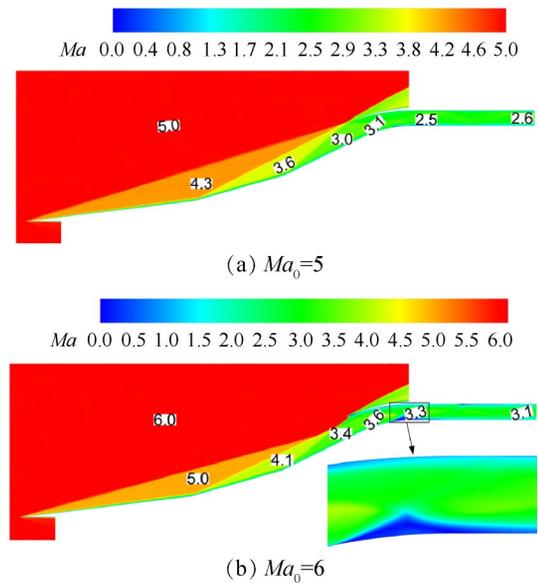


Fig. 6 Mach number contour ($h=23\text{km}$)

防止燃料在进气道内提前燃烧。但是在工程应用中,选择氮气需要额外携带氮气瓶,增加了系统的重量,如果需要减小系统负载,可以直接采用来流空气作为流化气。

针对 $Ma_0=6$ 工况,使用喷嘴往进气道内喷注氮气,喷嘴的入口压力先取某一初始值,通过数值模拟计算氮气喷注后的激波位置,根据激波位置来不断调整喷嘴入口压力,经过反复迭代直到进气道达到激波贴口状态,此时的压力即为喷注所需的入口压力。图7为氮气喷注后的马赫数云图,喷嘴与气流方向的夹角为 30° 。图8为无喷注、喷注氮气后的数值纹影图。可以发现喷注氮气后进气道外压段的激波向外偏转,进气道重新达到激波封口状态。

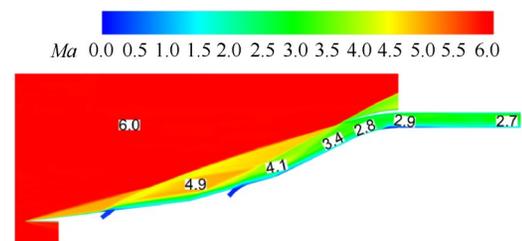


Fig. 7 Mach number contour after nitrogen injection ($Ma_0=6$)

图9为喷嘴处的流线图,可见注入的流体会迫使近壁面处的主流向外偏转,产生一束弱压缩波,其与前缘发出的激波相交后会使得前缘激波弯曲,这是喷注流体能控制激波形状的原因。

在喷注氮气后的基础上进行粉末燃料(铝粉)的喷注,粉末燃料的粒径为 $20\mu\text{m}$ 。图10为当量比 φ 为

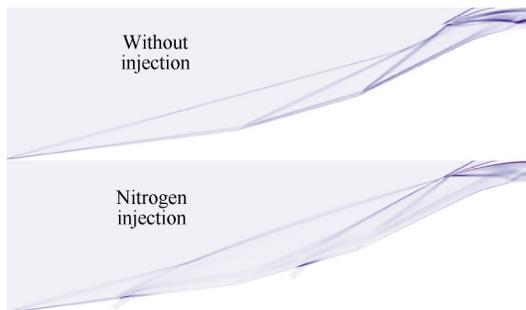


Fig. 8 Numerical schlieren (without injection and after nitrogen injection)

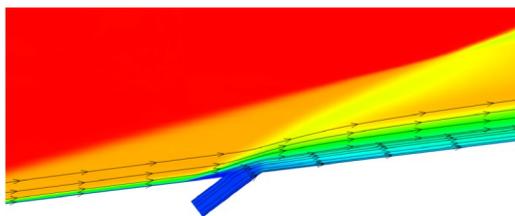


Fig. 9 Nozzle area streamline ($Ma_0=6$)

0.1~0.4时,同时喷注氮气与粉末燃料后的马赫数云图。其中当量比为铝粉完全燃烧理论所需要的空气量与实际供给得空气量之比,与喷注氮气体量无关。

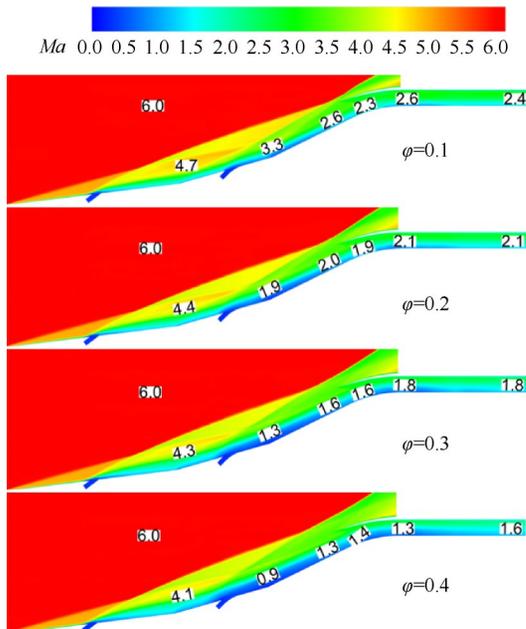


Fig. 10 Mach number contour with different equivalence ratios ($Ma_0=6$)

可以发现喷注粉末燃料后,进气道激波再次被向外推,随着当量比的增加,进气道流场受到的影响也越大,为了使进气道有较高的性能,选择当量比为0.1进行粉末燃料的喷注,此时铝粉的总质量流量为0.608kg/s。

图11为当量比为0.1时,喷注粉末燃料后与未喷注时内收缩段分离区对比图,可以发现喷注后壁面处形成的分离包与无喷注时相比更小,且不存在回流区。因此,通过喷注粉末燃料控制激波位置对进气道流内收缩段流场状况的优化效果是十分显著的。

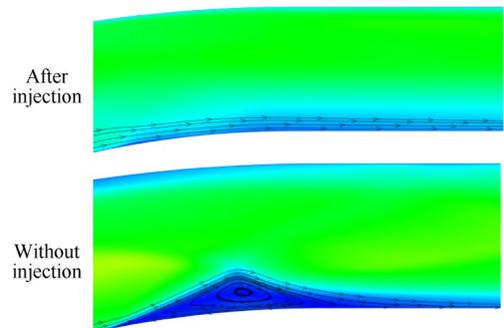


Fig. 11 Separation zone streamline ($Ma_0=6, \phi=0.1$)

由于喷注氮气与喷注铝粉都会对激波产生外推效应,因此在满足激波贴口条件下,同时喷注氮气与铝粉时,喷嘴的喷注压力可以比只喷注氮气时更低。图12为当量比为0.1时,再次调整喷注压力使激波重新贴口后的马赫数云图。

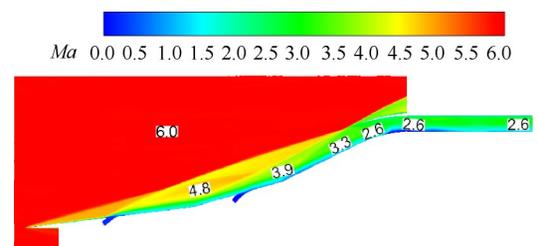


Fig. 12 Mach number contour after powder injection ($Ma_0=6, \phi=0.1$)

只喷注氮气时,要使激波达到贴口状态,两个喷嘴的入口总压分别为来流静压的8.4倍和11.0倍,质量流量分别为进气道出口流量的1.55%和1.45%。同时喷注氮气和铝粉时,要使进气道达到激波贴口状态,两个喷嘴的入口总压分别为来流静压的6.9倍和7.5倍,氮气的质量流量分别为进气道出口流量的0.94%和0.26%。同时喷注氮气和铝粉与单纯喷注氮气相比,两个喷嘴的喷注压力分别降低了17.9%和31.8%,喷注氮气的质量流量也明显下降。

图13为氮气喷注、粉末燃料喷注时的数值纹影图。可以发现氮气喷注和粉末燃料喷注后进气道的波系结构差别不大,都能实现进气道的激波贴口。因此,与以往只通过气体射流对进气道进行波系控

制相比,粉末燃料射流控制可以通过更低的喷注压力、更小的氮气流量实现相同激波贴口的效果,这有利于降低对附件系统的要求。

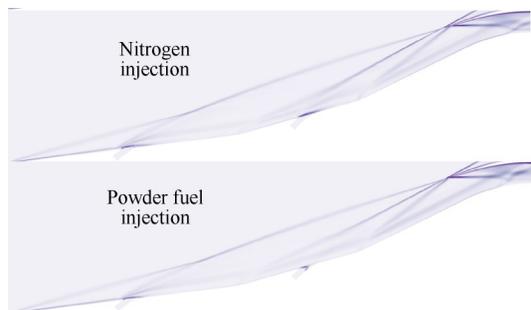


Fig. 13 Numerical schlieren (nitrogen injection and powder fuel injection)

在 $Ma_0=6$ 时,喷注粉末燃料后的颗粒轨迹图、颗粒掺混度云图如图 14~15 所示。可以发现,在喷嘴附近,颗粒处于局部密集状态,此时颗粒的密度大,而氧气的密度低,因而颗粒掺混度较低。随着气流向下游发展,颗粒与氧气的掺混会逐渐加强,掺混度迅速增大,在进气道出口处颗粒已经充分掺混。

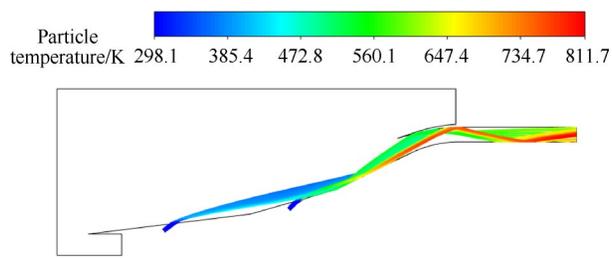


Fig. 14 Particle tracks and particle temperature ($Ma_0=6, \phi=0.1$)

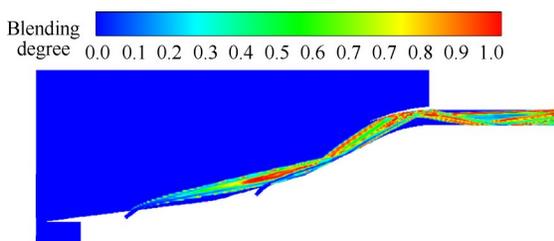


Fig. 15 Blending contour ($Ma_0=6, \phi=0.1$)

在进气道内喷注粉末燃料是否会发生提前燃烧一直是该类方案可行性的关键。图 16 给出了在 $Ma_0=6$ 时,喷注粉末燃料后的流场温度云图。可见,进气道内大部分区域温度不高,只有边界层内的温度超过 900K。由图 14 可见,颗粒的最高温度仅达到 812K。而根据文献[23]给出的铝粉临界点火温度公

式计算,铝粉粒径为 $20\mu\text{m}$ 时,临界点火温度约为 1600K,远高于进气道内颗粒的温度,因此,理论上不会发生提前燃烧。

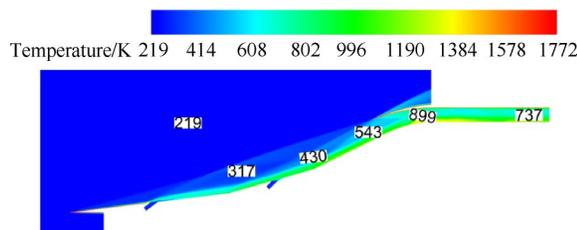


Fig. 16 Temperature contour ($Ma_0=6, \phi=0.1$)

上述分析表明,进气道内喷注粉末燃料不仅有利于控制激波的形状、改善流场状况,还能增加粉末燃料与氧气的掺混效率,降低粉末燃料的点火难度,提高燃烧性能。

当飞行器的飞行马赫数 $Ma_0=5$ 时,进气道本身处于激波贴口状态,此时再通过外压段喷注粉末燃料会使进气道脱离激波贴口状态,降低进气道的性能。因此,当 $Ma_0 \leq 5$ 时,可以关闭外压段的两个喷嘴,不在进气道内进行粉末燃料的喷注。

3.2 粉末燃料喷注后进气道性能分析

为了对比本文所设计的粉末燃料喷注式可调进气道与常规几何进气道在性能上的区别,将文献[24]中以 $Ma_0=6, h=25\text{km}$ 为设计点设计的定几何二元进气道的性能参数与本文设计粉末燃料喷注式可调进气道进行对比。表 1,图 17 中对比了粉末燃料喷注式可调进气道与常规几何进气道在 4~6 马赫数下的主要性能参数,其中 Φ 为进气道流量系数, σ_{exit} 和 Ma_{exit} 分别为出口的总压恢复系数与平均马赫数。不同的飞行马赫数的来流参数采用“等动载”飞行条件计算。其中,可调进气道在 $Ma_0=5.5$ 和 $Ma_0=6$ 时,通过粉末燃料喷注进行射流控制,粉末燃料当量比均为 0.1, $Ma_0=5.5$ 时两个喷嘴的入口总压分别为 14kPa 和 17kPa。 $Ma_0=6$ 时两个喷嘴的入口总压分别为 16kPa 和 18kPa。考虑到喷注粉末时向进气道内喷注了流化气,有喷注粉末燃料的工况在计算进气道流量系数时,流量系数=出口流量/(捕获面积的流量+流化气流量)。

固定几何进气道在 $Ma_0=6$ 时流量系数达到了 0.987,但随着马赫数下降,进气道脱离激波贴口状态,流量系数迅速下降,在 $Ma_0=4$ 时,流量系数仅为 0.576。对于粉末燃料喷注式可调进气道,由于马赫数在 5~6 内,可以通过合理的喷注压力控制激波贴口,流量系数可以始终保持在 0.97 以上。当马赫数

Table 1 Main performance parameters

Scheme	Ma_0	h/km	Φ	σ_{exit}	Ma_{exit}
Fixed geometry inlet	4.0	19.78	0.576	0.591	1.73
	5.0	22.65	0.769	0.504	2.15
	6.0	25.00	0.987	0.423	2.46
Adjustable inlet	4.0	19.78	0.716	0.738	1.92
	4.5	21.28	0.842	0.699	2.17
	5.0	22.65	0.977	0.660	2.39
	5.5	23.87	0.982	0.454	2.33
	6.0	25.00	0.998	0.388	2.41

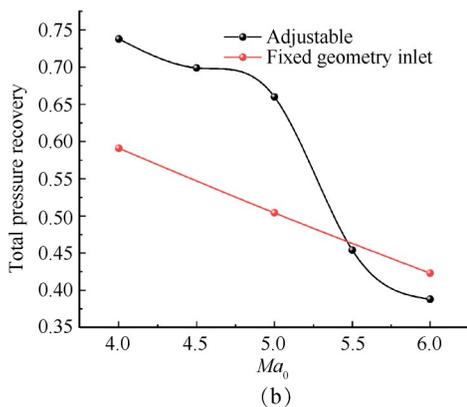
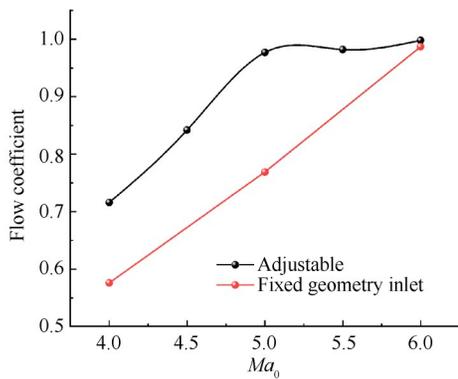


Fig. 17 Main performance parameters

小于5时流量系数才有明显下降,在 $Ma_0=4$ 时流量系数仍有0.716。当马赫数在5.5以上时,粉末燃料喷注式可调进气道的总压恢复要低于定几何进气道,这主要是因为喷注粉末燃料造成了额外的总压损失,这是实现粉末燃料与氧气充分掺混无法避免的代价。但在5马赫以下时,由于可调进气道的设计点比固定几何进气道低,可调进气道的低速特性显著优于固定几何进气道。 $Ma_0=4$ 时,可调进气道的总压恢复系数和流量系数分别比固定几何高24.9%和24.3%。因此粉末燃料喷注式可调进气道对于提高进气道流量系数和低马赫数下的总压恢复系数较为有利。

3.3 喷嘴数量的影响

为了研究不同喷嘴数目对波系控制的影响,不改变喷嘴的位置,仅把原先的单喷嘴结构改为三喷嘴结构。当 $Ma_0=6$,当量比为0.1时,通过三喷嘴结构喷注氮气与铝粉使进气道达到激波贴口状态,此时的进气道马赫数云图和颗粒掺混度云图如图18,19所示。

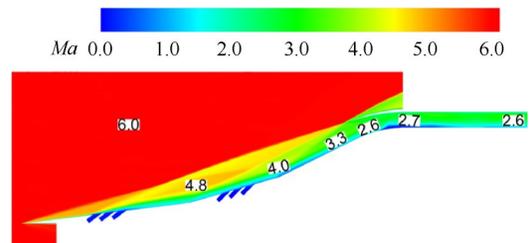


Fig. 18 Mach number contour (three nozzles)

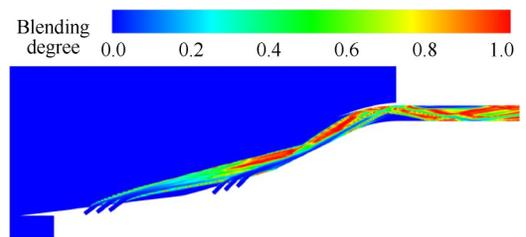


Fig. 19 Blending contour (three nozzles)

采用三喷嘴结构喷注控制进气道激波贴口后的流场与图12(单喷嘴射流控制)基本一致,两者的流量系数和总压恢复系数也差别不大。此时前后两个楔面上的喷嘴入口总压分别为来流静压的4.9倍和6.9倍,与单喷嘴喷注时两个喷嘴入口总压分别为6.9倍和7.5倍来流静压相比,喷嘴的喷注压力有了明显的下降,其原因在于三喷嘴结构的喷注面积增加,同样喷注压力下喷注的流化气质量流量更大,因而达到相同的激波控制效果三喷嘴结构所需的喷注压力更小。三喷嘴结构和单喷嘴结构的进气道出口截面上的颗粒掺混度平均值分别为0.784,0.461,对比图15,图19也能明显看出三喷嘴结构的颗粒掺混效率较高。因此增加喷嘴的数量可以用更小的喷注压力实现相同的激波控制效果,并且多喷嘴更有利于粉末燃料的掺混。

4 结论

本文针对粉末燃料掺混效率低的问题开展了高超声速进气道内粉末燃料喷注及流动控制特性研究,主要得到以下结论。

- (1)在来流马赫数5~6内,通过调节喷嘴的喷注

压力可以使进气道始终保持激波贴口状态。与只通过气体射流控制相比,粉末燃料射流控制可以通过更低的喷注压力、更小的气体流量实现激波贴口的效果。马赫数6时使激波达到贴口状态,两个喷嘴的入口总压分别来流静压的6.9倍和7.5倍,比只通过气体射流控制分别降低了17.9%和31.8%。

(2)与常规定几何进气道相比,粉末燃料喷注式可调进气道的流量系数在马赫数4~6内均较高。低马赫数下流量系数提高24%以上,总压恢复系数也高于定几何进气道。并且,粉末燃料喷注式可调进气道能够实现粉末燃料与氧气的充分掺混,综合性能较常规定几何进气道有了显著的提高。

(3)使用三喷嘴喷注结构控制进气道达到激波贴口状态时的流场与单喷嘴射流控制基本一致,但是三喷嘴喷注结构所需的喷注压力更小, $Ma_0=6$ 时使激波达到贴口状态,三喷嘴结构在两个喷注位置上所需的入口总压分别比单喷嘴结构要低29.0%和8%。并且三喷嘴喷注结构的进气道出口截面上的颗粒掺混度平均值更高,约比单喷嘴喷注结构高出70%。

致谢:感谢江苏省研究生科创与实践创新计划项目的资助。

参考文献

- [1] 杨晋朝. 粉末燃料冲压发动机内镁颗粒群着火燃烧特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2013.
- [2] 申慧君, 夏智勋, 胡建新, 等. 粉末燃料冲压发动机理论性能分析[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 181-185. (SHEN Hui-jun, XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, et al. Theoretical Performance Analysis of the Powdered Fuel Ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2): 181-185.)
- [3] 孔龙飞. 驻涡式粉末燃料冲压发动机燃烧组织技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.
- [4] 陈静敏, 李志永, 王登云, 等. 旁侧突扩加热器燃烧性能研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1677-1681. (CHEN Jing-min, LI Zhi-yong, WANG Deng-yun, et al. Combustion Performance Study of Side Dump Heater [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(12): 1677-1681.)
- [5] 任蒙飞, 席文雄, 罗世彬, 等. 粉末燃料冲压发动机头部组织掺混流动数值模拟[J]. 火箭推进, 2020, 46(5): 35-41.
- [6] 代春良, 孙波, 张堃元. 马赫数3~6宽速域内转进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2191-2202.
- [7] 田亚洲, 袁化成, 张玲玲, 等. 流线追踪内转式低音爆进气道的设计方法及流动特征[J]. 推进技术, 2021, 42(8): 1798-1806. (TIAN Ya-zhou, YUAN Hua-cheng, ZHANG Ling-ling, et al. Designing Method and Flow Characteristic of Streamline-Traced Inward-Turning Low-Boom Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1798-1806.)
- [8] 程代姝, 张悦, 高婉宁, 等. 结合局部次流循环的变几何轴对称进气道研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2003-2011. (CHENG Dai-shu, ZHANG Yue, GAO Wan-ning, et al. Investigation of a Variable Axisymmetric Inlet with Local Secondary Flow Recirculation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(9): 2003-2011.)
- [9] 王卫星, 朱婷, 张仁涛, 等. 高超声速内转式进气道型面流场重构[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 183-192.
- [10] Parent B, Sislian J P, Schumacher J. Numerical Investigation of the Turbulent Mixing Performance of a Cantilevered Ramp Injector [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40: 1559-1566.
- [11] Sislian J P, Parent B. Hypervelocity Fuel/Air Mixing in a Sheramjet Inlet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(2): 263-272.
- [12] Parent B, Sislian J P. Hypersonic Mixing Enhancement by Compression at a High Convective Mach Number [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(4): 787-795.
- [13] 谭慧俊, 陈智, 李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学(E辑:技术科学), 2007(11): 1469-1479.
- [14] Tan Hui-Jun, Li Cheng-Hong, Zhang Yue, et al. Investigation of a Fluidic Shock Control Method for Hypersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1072-1072.
- [15] 朱呈祥, 黄雨柔, 陈荣钱, 等. 高超声速进气道的裂解碳氢燃料提前喷注研究[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 196-202. (ZHU Cheng-xiang, HUANG Yu-rou, CHEN Rong-qian, et al. Pre-Injection of Cracked Hydrocarbon Fuel in Hypersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(1): 196-202.)
- [16] Jagannathan R, Hinman W S, Johansen C. Performance Assessment of Supersonic and Hypersonic Intake Systems with Nano-Particle Injection [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 159: 609-621.
- [17] Chan W, Jacobs P A, Mee D J. Suitability of the $k-\omega$

- Turbulence Model for Scramjet Flowfield Simulations[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2012, 70(4): 493-514.
- [18] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [19] Malge A, Pawar P. Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows[J]. *Journal of Renewable & Sustainable Energy*, 2015, 87(2): 123-867.
- [20] Jürgen Hberle, Gülhan A. Investigation of Two-Dimensional Scramjet Inlet Flowfield at Mach 7[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 24(3): 446-459.
- [21] Yan Fei, Rinoshika A. Characteristics of Particle Velocity and Concentration in a Horizontal Self-Excited Gas - Solid Two-Phase Pipe Flow of Using Soft Fins[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2012, 41: 68-76.
- [22] 陈斌斌, 夏智勋, 王德全, 等. 固冲发动机补燃室掺混过程评估方法研究[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(6): 731-735.
- [23] 邹祥瑞, 王宁飞, 石保禄, 等. 铝颗粒云燃烧研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(12): 2641-2651. (ZOU Xiang-ru, WANG Ning-fei, SHI Bao-lu, et al. Progress on Aluminum Dust Clouds Combustion Research[J] *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 2641-2651.)
- [24] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(9): 1553-1560.

(编辑:梅 瑛)