

# 镁-二氧化碳冲压发动机粉末燃料供应特性研究\*

王旭<sup>1,2</sup>, 卜彦鹏<sup>3</sup>, 徐旭<sup>1</sup>, 于洋<sup>1</sup>, 关铭<sup>4</sup>, 刘佳迅<sup>1</sup>, 杨庆春<sup>1</sup>

- 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;
- 北京航空航天大学 沈元学院, 北京 100083;
- 湖南航天有限责任公司飞行器技术分公司, 湖南长沙 410205;
- 中国航天科工集团有限公司科研生产部, 北京 100038)

**摘要:** 为了研究镁-二氧化碳冲压发动机粉末燃料供应特性, 搭建了粉末流量实时监测系统、高背压模拟系统和粉末喷注可视化实验系统, 对所供应粉末流量的准确性和稳定性、不同载气流量下供粉状态和粉末喷注特性等供应性能进行了详细分析。结果表明: 采用气固两相流壅塞式供应方式, 可以确保供应系统在模拟发动机工作过程中的高背压环境下稳定且精确地供应粉末, 实测粉末流量与理论最大偏差4.8%; 为保证发动机工作稳定性, 燃烧试验应在载气压力稳定阶段开展, 此过程中供粉流量仅与活塞速度和粉末装填密度有关; 在研究的载气流量范围内, 载气流量对供粉流量影响不明显, 但对粉末喷注特性有显著影响。粉末喷注速度随载气流量增大而线性增加, 同时喷注锥角随载气流量增大则先减小后增大。综合粉末掺混、分散和发动机组织燃烧性能等多方面考虑, 为提高模型冲压发动机理论燃烧性能, 在后期点火试验中载气流量与粉末流量比可以初步设计在0.68附近。

**关键词:** 粉末冲压发动机; 粉末供应; 粉末流化; 供应特性; 镁粉

**中图分类号:** O359 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 01-2212044-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2212044

## 1 引言

资源原位利用目前被认为是探索火星的一种高效技术途径。通过利用火星本土资源来支撑大规模火星任务, 这将显著降低人类探索火星的时间和成本。幸运的是火星是一颗拥有大气层的行星, 其中95%的成分为二氧化碳。因此, 一种极具吸引力的吸气式火星巡航飞行飞行器推进系统——镁-二氧化碳冲压发动机被提出<sup>[1-3]</sup>。这种发动机可以利用火星大气中的二氧化碳和火星土壤中的镁金属来组织燃烧, 从而提供飞行动力。由于这种发动机在火星上具备天然的优势, 因而近年来引起了国内外广泛的关注<sup>[4]</sup>。

关于镁-二氧化碳发动机的研究目前尚处于初级阶段, 尤其是实验研究。近年来关于镁-二氧化碳的研究主要集中在燃烧机理研究与成熟度相对较

高的火箭发动机地面实验研究。归纳起来这些研究主要关注于镁粉颗粒尺寸、环境温度、环境压力以及燃烧产物一氧化碳浓度等方面对燃烧的影响<sup>[5-9]</sup>。研究者普遍认为采用小粒径、高室压和高燃温的方案会更加有利于提升镁粉在二氧化碳中的燃烧性能。Wickman<sup>[10]</sup>对镁-二氧化碳粉末火箭的实验研究发现, 过大的粉末粒径燃烧性能较低, 而过小的粒径则粘附性过强, 容易导致供粉管路堵塞。因而其认为直径在250目水平的球状粉末更有利于粉末供应与燃烧。Xi等<sup>[11]</sup>等对粉末冲压发动机的粉末喷注与掺混进行了仿真研究。通过设计不同的燃烧室头部形状和排气入口型式, 以改善燃烧室内粉末与燃气的混合效果。其发现锥形头部和圆形头部的的设计相比于圆柱形而言, 燃烧室内的喷粉和混合方面更具优势。但研究并未尝试改变粉末喷注孔布局的效果。西北工业大学胡春波<sup>[5, 12-13]</sup>团队针

\* 收稿日期: 2022-12-20; 修订日期: 2023-03-30。

基金项目: 载人航天领域预先研究项目 (050303)。

作者简介: 王旭, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术。

通讯作者: 杨庆春, 博士, 副教授, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: yangqc@buaa.edu.cn

引用格式: 王旭, 卜彦鹏, 徐旭, 等. 镁-二氧化碳冲压发动机粉末燃料供应特性研究[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 2212044. (WANG X, BU Y P, XU X, et al. Characteristics of powder fuel supply for Mg-CO<sub>2</sub> ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 2212044.)

对镁-二氧化碳火箭发动机开展了详细的研究工作。在火箭发动机实验研究中发现镁粉供应流量的波动会引起严重的燃烧室压力振荡,因而选择合适的流化气体可将其相对振幅抑制在1.8%~5.3%。但其后续并未专门针对粉末供应特性进行详细研究。由此可见,粉末供应的稳定性、准确性和均匀性对镁-二氧化碳发动机燃烧起着至关重要的作用。因此,为了更好地开展镁-二氧化碳冲压发动机的研究,有必要首先针对粉末燃料供应特性进行研究。

粉末供应特性一直是影响粉末发动机工作的关键因素。国内外关于粉末供应的研究报道也络绎不绝。为了实现粉末发动机的稳定工作且满足推力可调节特性等。这就要求粉末燃料供给系统满足以下三点要求:一、粉末流量供应稳定,分布均匀;二、粉末流量大小可控可调,且供应流量准确;三、能够在高背压(下游燃烧室高压环境)条件下稳定供应。目前所使用的粉末燃料供应装置大致可按照供给方式可分为三类,流化床式、气流夹带式 and 旋转阀式。其中技术更为成熟的是气流夹带式供应。这种方案最早是由 Goroshin 等<sup>[14]</sup>提出,其主要就是针对镁-二氧化碳火星发动机。因此,后续关于镁-二氧化碳火箭和粉-二氧化碳冲压发动机地面试验中也基本采用这种方案进行。

因此,为了详细研究镁-二氧化碳冲压发动机粉末供应特性,本研究搭建了粉末流量实时监测系统 and 粉末喷注可视化实验系统。实验中利用实时质量测量系统进行粉末流量监测,同时采用高速摄像机对粉末喷注均匀性、喷注速度、喷注锥角等参数进行研究与分析。此外,为了研究粉末供应系统在喷注出口高背压环境下的供应特性,还搭建了一套高背压模拟系统以模拟发动机入口环境压力。通过以上这些实验方法,对粉末燃料供应特性进行了深入研究。这也为未来镁-二氧化碳冲压发动机粉末供应系统设计提供了参考依据<sup>[15]</sup>。

## 2 实验

### 2.1 实验系统

镁-二氧化碳冲压发动机粉末供应系统如图1所示。其主要采用气流夹带与活塞的共同作用为发动机供粉。当活塞将粉末前缘推至储粉筒收敛段时,用于夹带粉末的二氧化碳载气会在经过一个0.2 mm环缝时加速至声速,并利用这种高速气流对粉柱表面的流动卷吸作用将粉末不断掺混到载气中。同时

环缝后设置有一个2 500目滤网,以防止粉末回流。最后这种气固两相流会经过一个4 mm内径的喷注器喷注到发动机燃烧室中。这种方案相对简单可靠,已经在许多粉末发动机供应系统中得到广泛应用<sup>[15-16]</sup>。

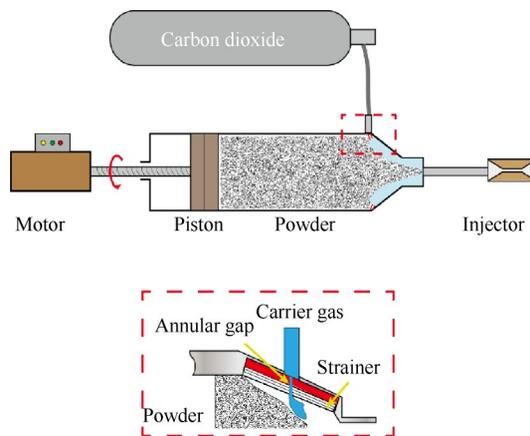


Fig. 1 Ramjet powder supply system

用于储存粉末的圆柱形储箱内径为40 mm,长度450 mm。同时活塞最大速度24 mm/s。假设装填系数为0.6,一次可装填粉镁粉0.59 kg。由于冲压发动机的点火试验镁粉为30 μm的雾化球形镁粉,密度1.74 g/cm<sup>3</sup>。考虑到采用镁粉试验的危险性,在本研究中采用与试验镁粉密度和颗粒粒径接近的二氧化硅粉末代替研究。因此选择使用平均粒径为30 μm,密度2.2 g/cm<sup>3</sup>的球形氧化硅粉末替代试验用镁粉。图2所示为使用高频等离子体法生产的球形氧化硅粉末,纯度为99.9%,具有粒径分布均匀、流动性好的优点。此外对比试验中颗粒,其具有相同粒径范围30 μm±3 μm,且均为表面光滑的球形颗粒。由于气固两相流动中阻力是影响颗粒运动的首要因素,而阻力主要由压差阻力和摩擦阻力两部分组成。由阻力公式得

$$F_D = \frac{1}{2} C_D S \rho_{mf} |v_f - v_p| (v_f - v_p) \quad (1)$$

式中 $C_D$ 为阻力系数, $S$ 为迎风面积, $v_f$ 和 $\rho_{mf}$ 分别表示流体速度和密度, $v_p$ 表示颗粒速度, $\frac{1}{2} |v_f - v_p| (v_f - v_p)$ 表示相对运动的动压头。当颗粒粒径相同时,颗粒阻力主要与阻力系数有关,而阻力系数主要依赖于流体雷诺数。因此在目前研究条件范围内,基本可以认为这两种颗粒具备相近的随流性。同时在研究过程中,在保持相同的固气比条件下,该比例主要影响流体速度或雷诺数,不会明显受到颗粒物理性质差异影响。因此采用二氧化硅代替镁粉进行研究具备合理性。

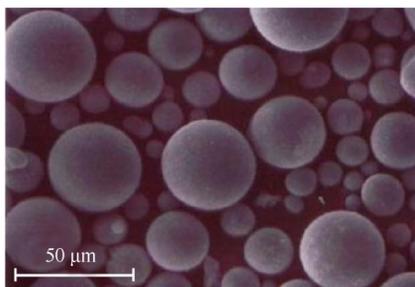


Fig. 2 Electron microscopic image of silica powder

## 2.2 实验原理

粉末供应流量的准确性是评估供应系统性能的第一指标,也是最基本的要求。理论供粉流量可以通过以下公式计算获得,即

$$\dot{m} = k\rho Av \quad (2)$$

$$k = \frac{m}{\rho AL} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}$ 为粉末流量, $k$ 为粉末装填系数, $\rho$ 是粉末装填密度, $A$ 为储箱内径, $v$ 为活塞速度, $m$ 为装填的粉末质量, $L$ 是装填后粉末深度。由于在电机上装备有位移传感器(精度为 $\pm 2$  mm),可以实时测量活塞位置,因此可以通过位移曲线获得活塞实时速度,从而计算获得理论粉末流量。

为了对供粉流量的准确性进行评估,实验中设计了如图3所示的粉末流量标定装置。将供粉装置供应的粉末通过软管横向喷入(减少轴向作用力对对称重的影响)一个直径200 mm且带有滤网的过滤筒,使得粉末储存在粉筒中而二氧化碳载气通过滤网排出。在该过程中通过粉筒底部高精度质量测量传感器进行实时质量监测。因此通过质量曲线的斜率即可获得准确的粉末流量,结果用于评估供粉流量的精度。

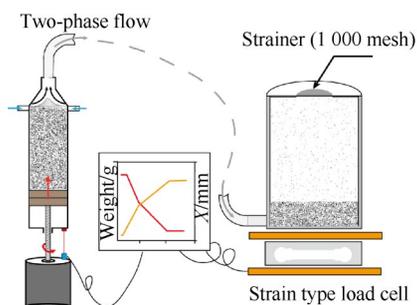


Fig. 3 Real-time calibration device for powder mass flow rate

由于粉末和载气组成的气固两相流会在喷注器处达到壅塞的状态,因此在理论上喷注器下游的燃烧室压力不会对粉末供应造成影响。为了探究

燃烧室压力对粉末供应稳定性的影响。本研究设计了如图4所示的装置,模拟发动机工作过程中燃烧室压力对供应系统的影响。该模拟装置利用空气来流模拟冲压发动机工作工程中的主流压力,同时也利用一部分氮气模拟发动机火炬点火时的压力波动。

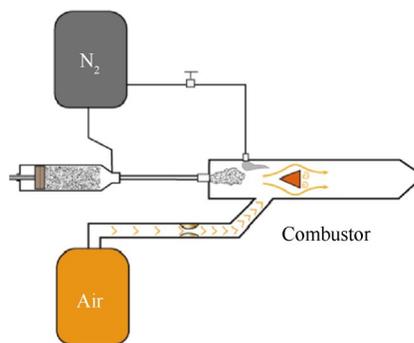


Fig. 4 High back-pressure simulation test system

在验证了供粉系统供粉流量准确性与高背压工作可行性的基础上,利用如图5所示试验装置,开展了载气流量对粉末喷注特影响的研究。这里主要采用高速摄像机对粉末喷注过程进行记录,并通过图像处理以针对喷注速度和喷注锥角进行研究。

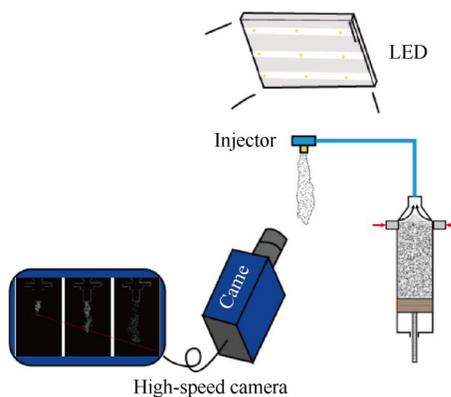


Fig. 5 Equipment for the study of powder injection characteristics

## 2.3 实验条件

模型发动机试验中采用的构型如图4所示。发动机为直筒构型,由“V”型火焰稳定器将其在空间上分为掺混段和下游的补燃段,总长670 mm,内径50 mm。主流二氧化碳采用 $45^\circ$ 侧向进气。模型发动机试验中主流为100 g/s的高焓二氧化碳气体,设计工作室压0.2~0.3 MPa。点火方式为在掺混段安装的一个火炬。这是为了在粉末喷注器附近首先形成一个富燃的环境,以便于更好地维持燃烧。根据图6所

示氧燃比(对于发动机喷注器附近则相当于粉气比)与燃烧温度和凝相产物的关系,综合这两方面的因素,发动机喷注器附近的氧燃比被设计在0.3~0.7。而补燃室为了获得更高的发动机比冲,氧燃比被设计为5~12。

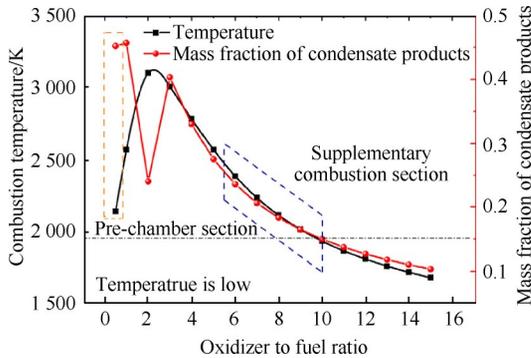


Fig. 6 Mass fraction of condensate products and the temperature of combustion under oxidizer to fuel ratios<sup>[16]</sup>

根据模型发动机的试验条件,供应系统的具体实验工况如表1所示。根据理论供粉流量公式可知,其供应流量主要与活塞速度、装填密度有关,而与载气流量无关。因此,为了验证该点,利用工况#1~#3进行了试验说明。在此基础上针对粉末流量供应准确性、活塞速度与粉末流量及流化气对粉末喷注状态等粉末供应特性进行了详细的研究。其中 $p_{cg}$ 表示二氧化碳流化气压力, $\dot{m}_{cg}$ 为流化气流量。

Table 1 Experimental conditions

Case	$v/(mm/s)$	$k$	$p_{cg}/MPa$	$\dot{m}_{cg}/(g/s)$
#1	0.00	0.64	1.10	4.01
#2	6.46	0.64	1.51	5.49
#3	6.48	0.64	2.49	9.06
#4	11.7	0.64	1.58	5.75
#5	5.46	0.64	1.59	5.79
#6	7.01	0.56	1.01	3.64
#7	7.01	0.56	1.41	5.12
#8	7.01	0.56	1.83	6.64

### 3 结果与讨论

#### 3.1 粉末流量供应稳定性与准确性

典型的粉末供应特性曲线如图7和图8所示。图7中展现了活塞位移与实时测量系统收集到的粉末质量存在一个非常好的线性对应关系,在一定程度上说明了系统供粉的稳定性。这里主要以活塞速度及称重中质量曲线的斜率来计算实时流量。另一方面,为了监测气固两相流压力,在气固两相喷注器

前设计了一个两相压力测点,同时在环缝上游的载气通道上也设置了一个载气压力测点。从图8中载气压力和喷注器前气固两相流压力曲线可以看出,在启动时两个压力都会存在一个启动峰值,并且时间上具有先后顺序,这种现象在每次试验中均可重现。这主要是由于载气开关阀启动导致的压力峰,不过这个压力很快便能够达到稳定水平,不影响此后的测试试验,这也是保障稳定供粉的基础。

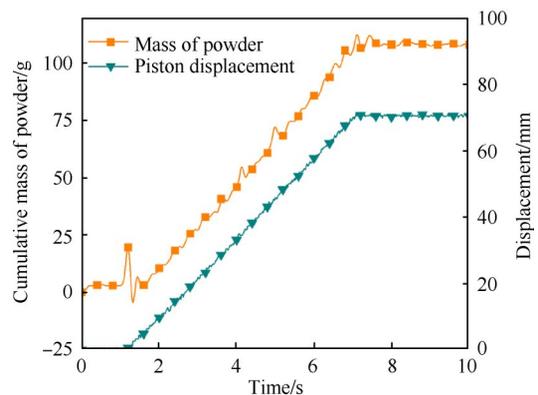


Fig. 7 Relation between piston displacement and mass of powder during calibration (case 4)

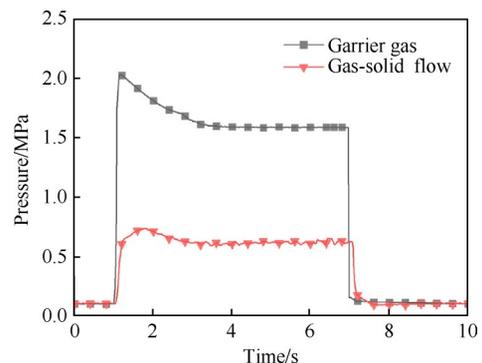


Fig. 8 Carrier gas pressure and gas-solid two-phase flow pressure (case 4)

为了有效证明二氧化硅替代镁粉作为研究工质的可行性,试验中进行了一次真实镁粉喷注的验证性实验<sup>[16]</sup>,结果如图9所示。通过改变活塞速度以调整喷注粉末流量,实现从10 g/s到20 g/s的调节。镁粉流量在0.6 s后达到了设计值,在整个喷注过程中整体有一定的波动,这主要是受到如图3所示的收集粉末的粉筒中滤网影响。但镁粉流量同样与活塞速度具有较稳定的线性关系,且利用2.2节中质量流量计算公式所获得的结果与试验结果基本吻合。因此,说明该方案所获得的流量数据对直径和密度接近的粉末并不敏感。所以利用二氧化硅代替研究的方案具备可行性。

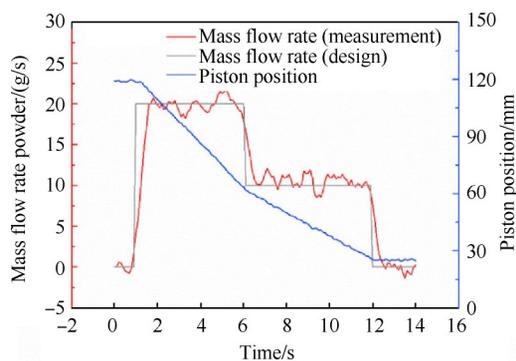


Fig. 9 Result of unsteady mass flow rate calibration experiment [16]

为了研究实际发动机工作过程中的高背压条件下的稳定性,利用图 4 中模拟发动机工作工程中高背压的试验装置,对供粉稳定性进行了探究。在实验过程中利用空气模拟发动机工作工程中的燃烧室压力,并人为制造一个不稳定的压力。同时,在开始喷粉后,利用高压氮气模拟实际冲压发动机启动时火炬点火带来的压力峰值。图 10 中可见,在 24 s 时粉末开始向发动机中喷注,同时燃烧室室压也在逐渐升高。在第 30 s 时,利用氮气模拟的火炬点火压力峰也导致室压上升至 0.28 MPa。因此,以上整体给气固两相流喷注器出口营造了一个不稳定的高背压环境。

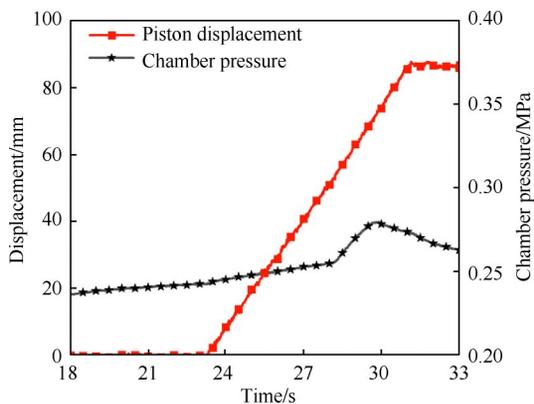


Fig. 10 Simulated combustion chamber pressure fluctuation

然而,从对载气压力和喷注压力的监测情况来看,粉末喷注器下游的这种压力波动并未对粉末供应造成明显的影响。图 11 中清晰可见,粉末供应系统在经过启动阶段后,基本不受下游背压的影响。典型如图 10 中所示,利用高压氮气营造的不稳定的背压在第 30 s 时达到高峰,但载气和喷注压力一直处于稳定状态。这主要是由于气固两相流在喷注器内已经达到壅塞的状态,因此这种设计使得供粉不受发动机工作压力影响。基于该特性,在接下来的研

究中,为了便于光学和其他测量,喷注器出口均置于常压下环境下进行。

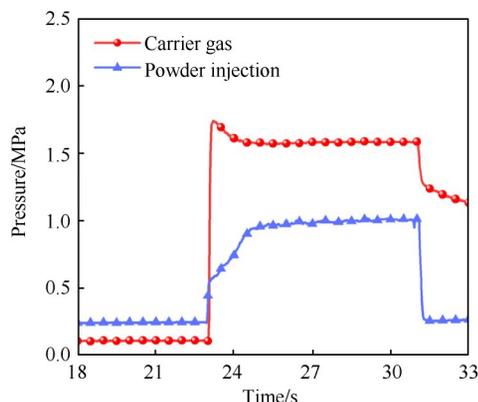


Fig. 11 Carrier gas pressure and powder injection pressure during the combustion chamber pressure fluctuation

除了对高背压下进行粉末供应可行性验证外,还应对流量供应精度进行评估。针对带有载气的实验工况#2~5进行了流量实时测量,并对比采用理论计算得到的粉末流量,结果如表 2 所示。

Table 2 Powder flow rate calibration results

Case	Calculation/(g/s)	Measurement/(g/s)	Relative error/%
#2	11.42	10.88	-4.8
#3	11.46	10.92	-4.7
#4	19.41	18.62	-3.4
#5	9.06	8.74	-4.1

由表 2 可见,粉末流量在 9.06~19.41 g/s 内,粉末流量的计算值与实测值(质量曲线斜率)误差在 4.8% 以内,并且随着供粉流量增加时,总体上误差也会越小。该误差主要源于如图 3 的实时测量过程中,由于采用的滤网为 1 000 目(最小过滤直径 13 $\mu$ m),小比例的小粒径粉末仍然会被载气携带着从滤网流出,因此测量结果相比理论计算结果偏低。而相比镁颗粒的测试,测试结果与理论结果相比二氧化硅的损失会偏大,这主要是有两者密度差异导致。二氧化硅的密度比镁颗粒大一些,因而被流化气携带通过滤网的小比例颗粒的质量流量就会相应偏大,从而导致了这样的结果。但从整体上看,该差异对于研究粉末供应规律不会产生明显的影响。同时在模型发动机试验的供粉过程中,由于不存在这部分损失,实际误差理论上就会更小。这也说明了该粉末供应系统具备良好的供应精度。

### 3.2 载气对供粉流量的影响

通过分析理论供粉流量式(1)可知,载气流量对供粉流量没有直接影响。然而在上节测试过程中,可以发现当刚通入载气时,伴随着载气压力峰,供粉流量也存在一定程度的不稳定性。因此,为了研究载气对粉末供应的影响,针对工况1~3进行了不同载气流量下的供粉研究。其中工况1设计为只通载气,活塞不运动,作为对照试验。

当活塞和载气共同作用时,可以看到尽管载气流量不同( $\dot{m}_{cg} = 5.49$  或  $9.06$  g/s),但两者曲线斜率相同,即在本文研究流量范围内,其工作过程中供粉流量对载气流量并不敏感。同时两者均显示有一定的振荡,这主要是收集装置无法完全避免载气在粉筒内带来的影响。但就整体而言,对于主要参数质量曲线的斜率的影响仍旧有限,因此并不会对最终结果产生显著影响。而仅有载气,活塞不工作的情况,理论上不会有粉末带出。但实际上,由于装填的原因,会有一小部分粉末堆积在气体出口环缝周围。在载气通入的瞬间,会将这部分粉末带出。因此可以从图12中看到,尽管活塞不动,但在载气供应瞬间仍然监测到带出了约10g粉末。但在不到1s后喷出的粉末质量不再增加,说明载气仅在启动有一定的影响。

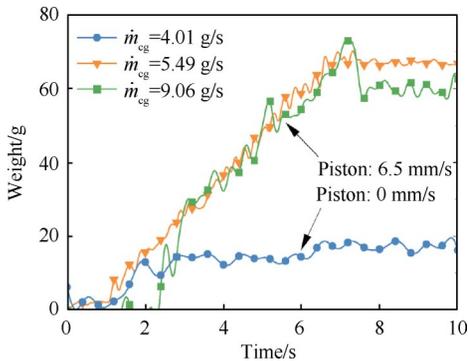


Fig. 12 Effect of carrier gas mass flow rate and piston speed on powder supply

为了更清晰了解完整的粉末供应过程,利用石英玻璃制作的透明收敛段进行了供粉的光学观测。如图13所示,一个典型的粉末喷注过程(活塞和载气共同作用)主要由三个阶段组成。在0~1s,处于供粉装置启动阶段,前缘堆积的粉末已经没过载气的喷注环缝。因此即使活塞没有启动,只要载气通入瞬间就会卷吸一部分粉末喷出。但当这部分粉末流出后,活塞与载气共同作用下,粉末堆积界面沿载气流迹线形成一个稳定的圆锥台。如1~3s,该过程中

载气将活塞推出的粉末逐层带出供粉装置,整个粉末界面随时间处于一种动态平衡状态。在该过程中粉末流量只与活塞速度和装填密度有关。而当活塞和载气停止时,供粉将会进入第三阶段(4~5s)。收敛段内的粉末会在重力作用下自然沉降,在粉筒内形成一个蓬松的“堆积坡”,至此整个供粉过程结束。

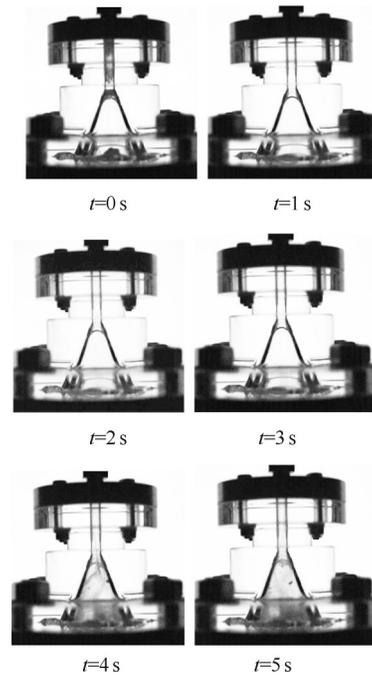


Fig. 13 Typical powder supply process

### 3.3 载气流量对粉末喷注特性的影响

前文的研究已经证明了在工作过程中载气对粉末流量没有显著的影响,仅在启动和结束阶段会造成一定的粉末流量波动。然而这并不能推断载气对喷注特性没有影响。同时,根据前期的研究结果显示,喷注速度和喷注锥角等特性对粉末发动机中的掺混和燃烧有较大的影响<sup>[11]</sup>。为此,利用图5所示的实验系统对不同载气流量下粉末供应系统的粉末喷注特性进行了研究。

根据模拟冲压发动机试验中实际粉末流量需求(9.7 g/s),对工况#6~8(流量9.7 g/s,仅改变载气流量)中喷注速度、和喷注锥角进行了研究。为了进行定量化研究,本文利用图像处理的方法进行。如图14所示,对高速摄像机所拍摄的图像首先进行去背景化处理,再根据图像灰度值进行二值化处理。此后可根据二值化结果对喷注特性展开相关研究。

为了了解不同载气下粉末喷注速度的变化,利用高速相机记录了喷注过程中气固两相流前缘的位

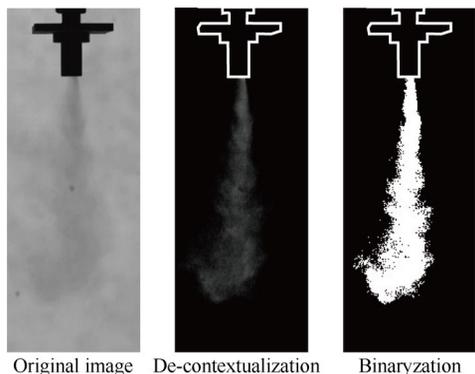


Fig. 14 Image processing method

置随时间的变化(图 15),利用多次试验平均化处理,从而可以计算得到出口附近粉末喷注速度,如图 16。根据相机与喷注器出口的相对位置,可以对图像中任意点进行定位。已知图像高度 300 mm,对应 1 020 个像素。(由于粉体在气相中加速具有迟滞性,该喷注速度仅为粉体在喷注器出口附近的速度,并不代表其中气相速度。)

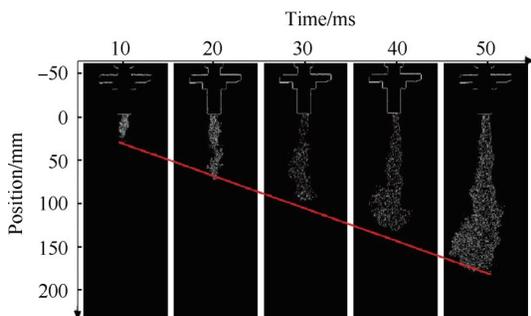


Fig. 15 Powder injection process during system startup

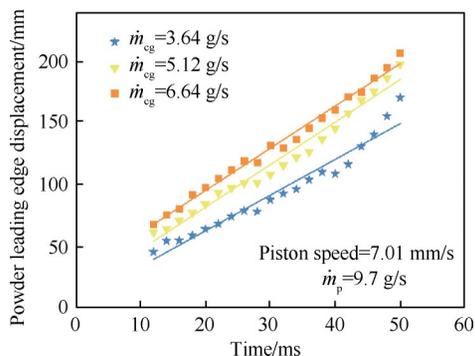


Fig. 16 Variation of powder leading edge displacement with time

结合图 15 和 16,基本可以认为粉末在喷注出口,速度恒定。随载气流量的提升,粉末的喷注速度也会进一步提高。对研究的上述工况中喷注速度与载气流量进行拟合,在图 17 中清晰可见喷注速度与载气流量有一个良好的线性关系,这也符合基本的物

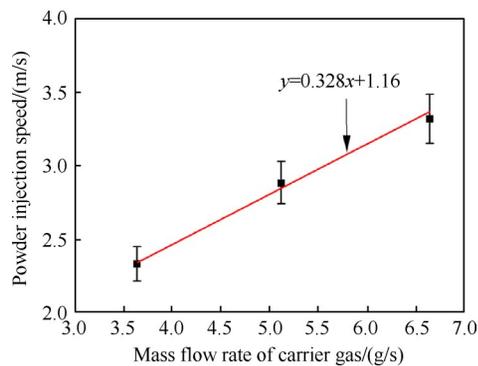


Fig. 17 Relationship between carrier gas flow rate and injection velocity

理规律。随着载气流量的提升,载气速度也在增加,因此粉末在流动过程中所受曳力增强,速度也随之增加。对于粉末冲压发动机而言,在一定范围内,提高粉末喷注动量有利于粉末在主流中有更大的穿透深度和充分掺混。

在粉末被供应到燃烧室参与燃烧前,为了使粉末更好地与主流进行掺混和燃烧,会通过喷注器以一定的雾化锥角喷出,这与液体火箭发动机喷注器类似。通常较大的喷注锥角会更有利于粉末燃料的扩散、掺混,从而提高粉末在冲压发动机中的燃烧效率。在本研究中选取喷注器出口轴向 150 mm 长度区间为喷注锥角识别区,并利用如图 18 所展示的图像处理方法,对图像边界进行识别与拟合。根据前期研究结果显示,在初始阶段粉末供应处于相对不稳定阶段。因此,为了减小图像处理过程中带来的误差,这里在载气稳定阶段拍摄并选取不同数量图像进行平均化处理。

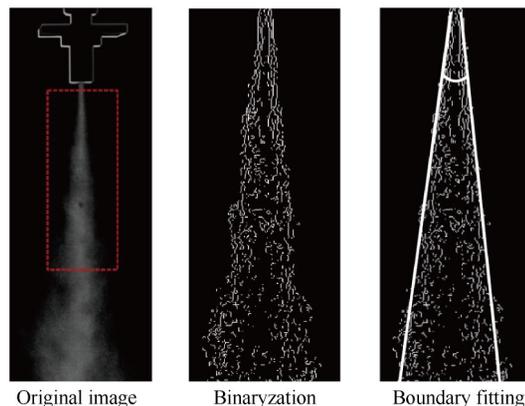


Fig. 18 Method of fitting cone angle from image

图像处理得到的喷注锥角平均值与选取处理的图像数量的关系展现在图 19 中。随着选取的进行平均化处理的图像数量增加至 250 张以上后,三种工况

下的喷注锥角逐渐稳定在  $13.25^\circ$ ,  $9.83^\circ$  和  $11.22^\circ$ 。这里对载气流量与喷注锥角进行拟合,结果如图 20 所示。喷注锥角整体随载气流量的增加,先减小而后逐渐增大。推测造成这种现象的主要原因如下:当载气流量处于较低水平时,气流流速小,对粉末的曳力较小,因而粉末在载气中呈现自由分散状态,此时喷注锥角会较大。然而随着载气流量继续增加,粉末颗粒速度得到提升,在惯性作用下形成一股稳定的射流,此时粉末更加集中,因而喷注锥角减小。但载气流量进一步加大后,载气对粉末的曳力有质的提升,使得大部分粉末在气体作用下分散,因此喷注锥角又逐渐增加。

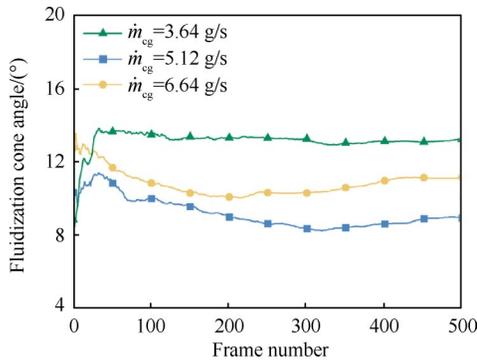


Fig. 19 Mean value of cone angle changes with the number of selected images

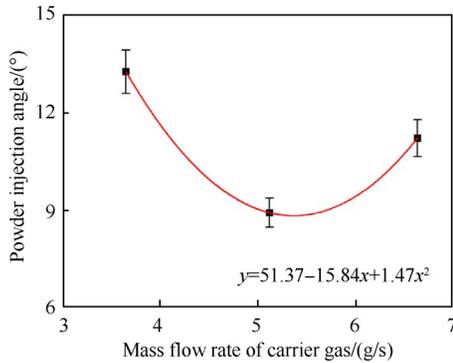


Fig. 20 Relationship between injection cone angle and carrier gas flow rate

最后,对粉末喷注过程中的均匀性进行了分析。如图 21 所示,在高速相机拍摄的图像中取线段 1-2,实际长度 62 mm。使用计算机进行图像处理可以得到直线上的亮度值。当不同容积浓度的粉末流经拍摄区域时,会导致拍摄的画面亮度值发生改变,亮度值越低代表容积密度越高。通过这种类似于比色法的方式可以用于判断物质浓度,而亮度值的波动,则可以间接反映两相流动的波动。亮度值在时间轴上的波动越小,代表粉末供应越稳定。因

此,增对上面的三个工况,进行了粉末喷注均匀性分析。

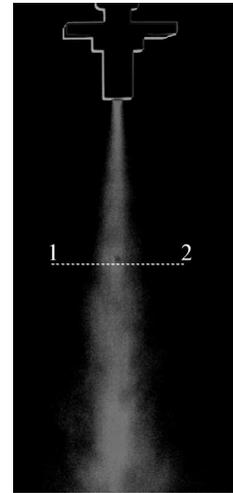


Fig. 21 Monitoring locations for powder uniformity analysis

假设图像亮度差值  $B$  是时间  $t$  和线段 1-2 上位置  $X$  的函数。设共有  $m$  个时间点和  $n$  个位置点数据,即  $B$  为一个  $m \times n$  的矩阵  $B(t_i, X_j)$   $i = 1, 2, 3 \dots m; j = 1, 2, 3 \dots n$ 。通过计算得到亮度差值  $B(t_i, X_j)$  在不同位置时均值  $\bar{B}(X_j)$ ,其只与位置  $X_j$  有关。然后将任意时刻的亮度差值  $B(t_i, X_j)$  与此平均值的相对误差进行加权平均,从而得到亮度差值波动随时间的变化  $\Delta B_i(t_i)$ 。最后对此波动值再次进行加权平均得到所有数据点沿时间方向的绝对波动幅值  $\Delta B_{ix}$ ,计算过程如下所示。

$$\bar{B}(X_j) = \frac{\sum_{i=1}^m B(t_i, X_j)}{m} \quad (4)$$

$$\Delta B_i(t_i) = \frac{\sum_{j=1}^n |B(t_i, X_j) - \bar{B}(X_j)|}{n} \quad (5)$$

$$\Delta B_{ix} = \frac{\sum_{i=1}^m \Delta B_i(t_i)}{m} \quad (6)$$

根据以上方法得到如图 22 所示的代表粉末喷注波动性与载气质量流量之间的关系。从图中可知,当载气流量低于约 5 g/s 时,由于载气动量较小,被携带的粉末波动性较大,均匀性较差。当载气逐渐增加至 5 g/s 以上后,均匀性会显著提升,同时不再受载气流量影响。

综合上述载气对粉末供应特性的影响,可以发现:在同样的粉末流量(9.7 g/s)的条件下,载气流量

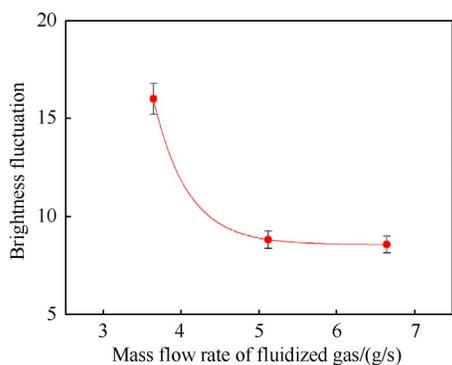


Fig. 22 Effects of carrier gas mass flow rate on powder injection uniformity

越大,流动卷吸能力越强,因而其携带粉末流动速也会增大,这是有利于粉末在发动机内的掺混和分散的。但从分散的角度来看,当载气流量高于5 g/s后,粉末才能真正在载气内稳定分散开来,并且有一个较大的分散锥角。同时,结合实际工程应用中飞行器携带载气量最小化的考虑,载气流量在6.64 g/s附近是一个更合适的选择,其对应载气与粉末流量之比为0.68。

#### 4 结论

本文对镁-二氧化碳冲压发动机粉末燃料供应特性进行了研究,可以得到如下结论:

(1)针对本研究所设计的冲压发动机粉末供应系统,在供粉过程中,除了启动阶段由于载气的原因导致供粉波动,整体上粉末供应稳定,供应流量误差小于4.8%。因此,后期模型发动机点火试验中,点火时应避开粉末供应系统启动阶段。

(2)模拟发动机工作状态下喷注器出口高背压及不稳定室压下的粉末供应状态,可以发现采用气固两相流壅塞式供应的方式,可以有效地避免下游压力波动对上游的供应稳定性的影响。

(3)尽管在研究流量范围内载气对粉末供应流量不敏感,但其对粉末喷注特性却有显著的影响。粉末喷注速度会随着载气流量增大而增加,并且两者间保持了一个良好的线性关系。喷注锥角随着载气流量的增加则表现为先减小后增加的趋势,这是由于粉末受到载气曳力的影响,在载气中分散的状态不同而引起。为了粉末在模型冲压发动机中有更好的掺混和分散特性,同时组织燃烧的角度考虑,理论上载气流量与粉末流量之比可以初步设计在0.68附近。

致谢:感谢载人航天领域预先研究项目和北航沈元博士卓越研究基金的资助。

#### 参考文献

- [1] 李慧强,徐旭,朱清波,等.以粉末燃料冲压发动机为动力的火星巡航飞行器方案初步研究[J].载人航天,2021(3):334-338.
- [2] GONYEA K C, BRAUN R D, AUSLENDER H. Propulsion system design for a Martian atmosphere-breathing supersonic retropropulsion engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(3): 574-582.
- [3] LINNELL J, MILLER T. A preliminary design of a magnesium fueled Martian ramjet engine[C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [4] 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 H J, XIA Z X, HU J X, et al. Theoretical performance analysis of the powdered fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 181-185.)
- [5] HU J, HU C, CHE Y, et al. Experimental study on the working performance of powdered magnesium and liquid carbon dioxide bipropellant rocket engine for Mars missions[J]. Acta Astronautica, 2021, 184: 274-285.
- [6] ZHU X, LI C, GUO Y, et al. Experimental investigation on the ignition and combustion characteristics of moving micron-sized mg particles in CO<sub>2</sub>[J]. Acta Astronautica, 2020, 169: 66-74.
- [7] YANG J Z, XIA Z X, HU J X, et al. Numerical studies of ignition and combustion of pulverized magnesium particle cloud[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(7): 074701.
- [8] LEGRAND B, MARION M, CHAUVEAU C, et al. Studies of the burning of levitated magnesium particles in CO<sub>2</sub>[C]. Chernogolovka: 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998.
- [9] SZABO J, MILLER T, HERR J, et al. Magnesium bipropellant rockets for Martian ascent vehicles[C]. San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
- [10] WICKMAN J. In-situ Mars rocket and jet engines burning carbon dioxide[C]. Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [11] XI W, LIU J, MENGFEI R. Improvement of mixing efficiency in the combustion chamber of a powder-fuel ramjet engine[J]. Frontiers in Energy Research, 2021, 9: 538.
- [12] ZHU X, LI C, WEI R, et al. Quantitative analysis of the carbon generation characteristics during Mg/CO<sub>2</sub> combustion: implications for suppressing carbon deposition[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 103: 105966.

- [13] ZHU X, LI Y, HE P, et al. Reaction kinetics of an Mg/CO<sub>2</sub> power system for mars exploration [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 192: 233–244.
- [14] GOROSHIN S, HIGGINS A, LEE J. Powdered magnesium-carbon dioxide propulsion concepts for Mars missions [C]. Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [15] 李超, 胡春波, 武冠杰, 等. 喷注压降对 Al/AP 粉末火箭发动机工作特性影响研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(12): 2873–2880. (LI C, HU C B, WU G J, et al. The Influence of injection pressure drop on the performance of Al/AP powder rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2873–2880.)
- [16] WANG X, BU Y, XU X, et al. Experimental investigation on the thrust regulation of a Mg-CO<sub>2</sub> Martian ramjet [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 197: 191–199.

(编辑:白 鹭)

## Characteristics of powder fuel supply for Mg-CO<sub>2</sub> ramjet

WANG Xu<sup>1,2</sup>, BU Yanpeng<sup>3</sup>, XU Xu<sup>1</sup>, YU Yang<sup>1</sup>, GUAN Ming<sup>4</sup>, LIU Jiaxun<sup>1</sup>, YANG Qingchun<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Shen Yuan Honors College, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Aircraft Technology Branch of Hunan Aerospace Co., Ltd, Changsha 410205, China;

4. Research and Production Department of China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100038, China)

**Abstract:** In order to study the powder fuel supply system characteristics of Mg-CO<sub>2</sub> ramjet, a real-time monitoring system for the flow rate of powder, a high back-pressure simulation system and a powder injection visualization experiment system were built. The accuracy and stability of powder supply, powder supply state and powder injection characteristics under different carrier gas flow rates were analysed. Results show that the gas-solid two-phase flow cocked supply method ensured a stable and accurate supply of powder in the high back-pressure during simulated engine operation. The maximum measuring error of powder mass flow rate compared to the theoretical prediction is 4.8%. For the stability of the engine, the combustion experiments should be carried out in the stable stage of the carrier gas pressure. During this process, the mass flow rate of powder supply is only related to the piston speed and powder packing density. Within the studied carrier gas mass flow rate range, the carrier gas mass flow rate has no significant effect on the powder supply mass flow rate, but has a significant effect on the powder injection characteristics. Powder injection velocity increases linearly with the carrier gas mass flow rate, while the injection cone angle tends to decrease first and then increase with the carrier gas mass flow rate. Factors such as powder mixing, dispersion and engine combustion organization were considered. In order to improve the theoretical combustion performance of the model ramjet, the ratio of carrier gas flow rate to powder flow rate should be chosen to be around 0.68 in the later combustion experiments.

**Key words:** Powder ramjet engine; Powder supply; Powder fluidization; Supply characteristics; Magnesium powder

Received: 2022-12-20; Revised: 2023-03-30.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2212044

Foundation item: Advanced Research Projects in the Field of Manned Spaceflight(050303).

Corresponding author: YANG Qingchun, E-mail: yangqc@buaa.edu.cn