

氧化剂气量配比对 Mg/CO_2 发动机性能影响实验

朱小飞, 胡春波, 胡加明, 李悦, 李超, 胡旭

(西北工业大学 燃烧、流动与热结构国家级重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 基于国内外粉末火箭发动机的研究基础以及工业上粉体燃烧器设计方法, 提出了一种 Mg/CO_2 粉末火箭发动机构型和氧化剂气体分3次进气的燃烧组织方案, 并针对其工作过程开展了实验研究。主要研究了在氧燃比为4:1条件下, 氧化剂不同进气方案时发动机的燃烧效率和燃烧室内沉积情况, 从而为后续的 Mg/CO_2 发动机多次起动实验工况参数设定提供依据。发动机热试实验结果表明: 当燃烧室头部氧燃比较大时, 发动机稳焰失败, 无法正常工作; 发动机热试实验中燃烧效率最高为64.0%; 当氧化剂进气方案满足流化气、旋流气与侧向气量配比为2:0.5:1.5时, 燃烧室内基本无沉积。

关 键 词: Mg/CO_2 粉末火箭发动机; 氧化剂气量配比; 燃烧效率; 燃烧室沉积; 多次起动
中图分类号: V439 **文献标志码:** A

Experiments on influence of oxygen gas intake plan on performance of Mg/CO_2 engine

ZHU Xiaofei, HU Chunbo, HU Jiaming, LI Yue, LI Chao, HU Xu

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A type of Mg/CO_2 powder rocket engine configuration and a combustion organization plan with three times intake of oxidant gas were put forward based on the research of powder rocket engines at home and abroad as well as the design methods of powder burners in industry. Experimental researches on its working process were carried out. The engine combustion efficiency and chamber deposit were studied under different oxygen gas inlet plans under the oxygen to fuel ratio 4:1, so as to provide the basis for setting the parameters of Mg/CO_2 powder rocket engine multiple-start working conditions. The engine hot-experiment results showed that the flame failed to keep stable and the engine can not work normally when the oxygen to fuel ratio in combustion chamber head was too large. The highest combustion efficiency was 64.0% among all hot experiments. There were almost no deposits in combustion chamber under the oxygen gas intake plan when the amount ratio of fluidization gas, cyclone gas and lateral gas was 2:0.5:1.5.

Key words: Mg/CO_2 powder rocket engine; oxygen gas intake plan; combustion efficiency; combustion chamber deposit; multiple-start

收稿日期: 2018-03-28

基金项目: 载人航天领域预先研究项目(050303)

作者简介: 朱小飞(1994—), 男, 博士生, 主要从事粉末发动机相关研究。

引用格式: 朱小飞, 胡春波, 胡加明, 等. 氧化剂气量配比对 Mg/CO_2 发动机性能影响实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 479-485.
ZHU Xiaofei, HU Chunbo, HU Jiaming, et al. Experiments on influence of oxygen gas intake plan on performance of Mg/CO_2 engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 479-485.

火星大气环境中有 95.3% 的气体成分为二氧化碳, Ash 等^[1]在 1978 年就提出了原位资源利用技术, 直接利用火星大气中的二氧化碳作氧化剂, 即可实现氧化剂就地取材, 从而能够使火星探测任务飞行器在地球上的发射质量大大减少。而 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机是目前普遍认为比较具有优势的一种火星探测原位资源利用(In-situ resource utilization, ISRU) 方案^[2-4], 经计算, 采用 Mg/CO₂ 火箭发动机, 进入火星轨道时刻星际飞行器质量最大可节省 12%^[4]。且该发动机所使用的燃料形式为镁粉, 理化性质较为稳定, 不存在低温下力学性能差、易老化等问题, 便于长期储存, 因而可以直接从地球携带, 而不需要在火星表面进行额外的操作。Mg/CO₂ 粉末火箭发动机可以通过改变镁粉和二氧化碳的流量大小与开关实现推力调节和多次起动, 从而可很好的适应未来在火星上复杂多变的任务。

1999 年, Wickman^[5]利用氮气作流化气对镁粉进行流化, 并采用电弧点火方式对 Mg/CO₂ 火箭发动机进行了点火实验, 获得了持续 3 s 的 180 N 推力, 然而由于在点火电极表面覆盖了大量的碳沉积物导致发动机无法再次点火。2011 年, 美国宾州州立大学应用研究实验室^[6]利用氩气作流化气流化镁粉颗粒, 使用氢/氧火箭发动机点火方式, 对 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机进行了点火实验研究, 发动机工作时间 42.5 s, 燃烧室最高压力达到了 2.6 MPa, 后来由于燃烧室内充满了碳沉积物导致发动机无法继续正常工作。西北工业大学的李芳、姚亮、张胜敏等^[7-10]从粉末火箭发动机的点火起动和稳定燃烧的角度出发, 设计了一种粉末火箭发动机构型并加工了一种螺杆挤压式供粉系统, 利用高能火花塞进行点火, 开展了针对 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机的点火实验研究。研究初步实现了高压环境下粉末燃料供给、发动机点火起动以及推进剂混合物的自持燃烧、发动机脉冲式起动和推力调节等目的, 但仍然存在一些问题需要解决。如: 由于供粉系统工作不够稳定, 导致燃烧室压强出现大幅度波动; 燃烧过程中大量凝相燃烧产物在锥形钝体表面沉积, 导致燃烧后期出现熄火现象; 由于大量的碳在高能火花塞表面沉积, 使得发动机无法实现多次起动; 由于燃烧室设计还不够合理, 喷管尾流中存在大量火星、燃烧效率较低等。

由理论计算分析可知, Mg/CO₂ 的当量氧燃质量比为 1.833, 在此氧燃比条件下, 发动机理论

比冲最高。然而在未来火星探测实际应用中, 该发动机将直接利用火星大气中的二氧化碳作为氧化剂, 自身只需携带燃料 Mg 即可, 因而提出了有效比冲的概念, 其定义为发动机推力与燃料 Mg 质量流率之比。因此, 在火星探测应用中, 一般采用有效比冲来衡量该发动机比冲性能的优劣。本文在总结国内外研究的基础上^[11], 并结合理论分析, 综合考虑比冲、点火及燃烧性能等因素^[12-16], 初步确定发动机氧燃比为 4:1, 此氧燃比条件下发动机具有较高的有效比冲, 且其燃烧温度在 2000 K 以上, 从而有利于减少碳沉积的生成。发动机点火器选择空气射流等离子点火装置^[17-19], 其点火稳定性和点火延迟时间与传统点火发动机相比具有明显优势。通过参考现有粉末火箭发动机燃烧室以及粉体燃烧器构型设计经验, 确定了燃烧室的基本构型。通过热试车实验对发动机工作过程中燃料供应系统特性、发动机燃烧效率及燃烧室内沉积的相关影响因素进行了研究。

1 实验方案

1.1 实验系统

Mg/CO₂ 火箭发动机实验系统如图 1 所示, 由空气气源、二氧化碳气源、粉末燃料供应系统、等离子点火系统、控制系统及测试系统等几部分组成。其中空气气源为驱动、点火器保护气提供气源, 气源压力为 6 MPa; 二氧化碳气源为流化、旋流、侧向进气提供气源, 气源压力为 5 MPa。

发动机热试时, 打开控制驱动、流化、旋流、侧向进气的电磁截止阀以及粉末储箱出口处的气动球阀, 同时点火器工作。某些工况下旋流气需滞后 2 s 进入燃烧室, 以防止其破坏初始稳焰结构导致点火失败。待点火器工作一段时间后关闭点火器使发动机处于自持燃烧状态, 该状态持续一段时间后关闭所有阀门, 热试过程终止。

热试过程中测试系统采集的数据包括手动减压阀后压强、驱动流化压强、燃烧室压强及粉箱活塞位移。此外通过视频监控系统拍摄发动机工作过程中的尾焰羽流情况。热试结束后, 拍摄、搜集并分析燃烧室内沉积。

1.2 粉末燃料供应系统

粉末供给系统借鉴文献^[20-22]所使用装置, 图 2 为其结构示意图, 主要由驱动与流化气路、活塞、位移传感器、粉末燃料储箱和球阀构成。其工作原理为活塞在空气驱动气的挤压作用下以给定

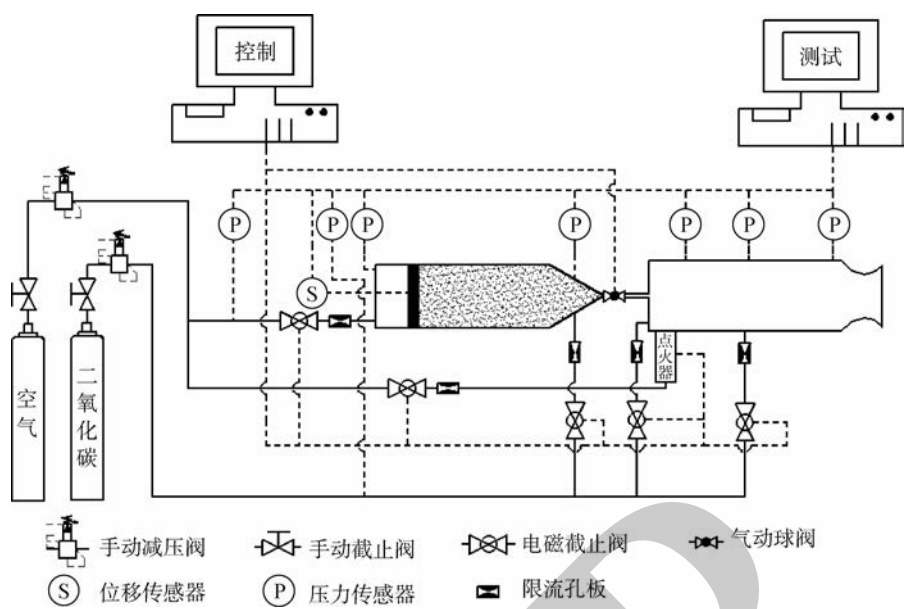


图 1 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机点火实验系统

Fig. 1 Mg/CO₂ powder rocket engine ignition experiment system

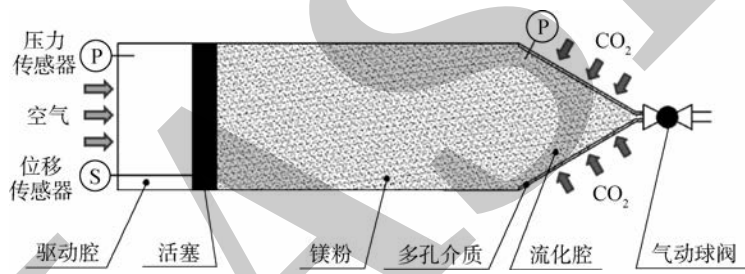


图 2 粉末燃料供给系统

Fig. 2 Powder fuel supply system

速度推动粉末推进剂进入流化腔,流化腔内的粉末燃料在二氧化碳流化气的裹挟作用下形成气固两相流,然后一同喷注到燃烧室内,实现粉末燃料的输运,通过气动球阀控制粉末储箱启闭。位移传感器通过测量供粉装置工作时活塞位移来表征粉末燃料质量流率。

1.3 燃烧室构型

本文发动机采取了氧化剂二氧化碳气体分三次进气的燃烧组织方案,燃烧室基本构型如图 3 所示。其中一次进气为流化气,既起到流化运输镁粉的作用,又可与镁粉进行一次燃烧,产生大量的热,为后续的多次进气补燃提供稳定的热源。二次进气为旋流进气方式,在增强氧化剂气体与燃料颗粒掺混的同时,也增加了粉末离散器稳焰钝体后的回流区大小,从而有利于提高预燃室在气体质量流率较大条件下的燃烧稳定性,并且旋流燃烧也可增加镁颗粒在燃烧室内的滞留时间。三次

进气为燃烧室中段侧向进气,可与预燃室中未燃尽的镁颗粒进一步掺混燃烧,提高镁颗粒的燃烧效率,同时增加了做功工质,提高发动机的比冲性能。

1.4 等离子点火系统

空气射流式等离子点火器工作原理如图 4 所示,通过在点火器阴极与阳极之间的环形通道内引入少量空气,直流电流在一定介质气压的条件下引弧,并在强磁场控制下获得稳定功率的定向流动空气等离子体,该等离子体在点火器中形成温度大于 4 000 K 的梯度极大的局部高温火核。镁粉颗粒在二氧化碳的携带下通过该等离子“火核”时,迅速升温熔化并挥发燃烧,从而达到使发动机点火的目的。

常温常压下,空气的化学成分近似为体积分数为 79% 的 N₂, 20% 的 O₂, 和 1% 的微量组元,如 Ar、He、CO₂ 和 H₂O 等,在高温下, N₂ 和 O₂ 之间将发生碰撞离解反应、置换反应、缔合电离反

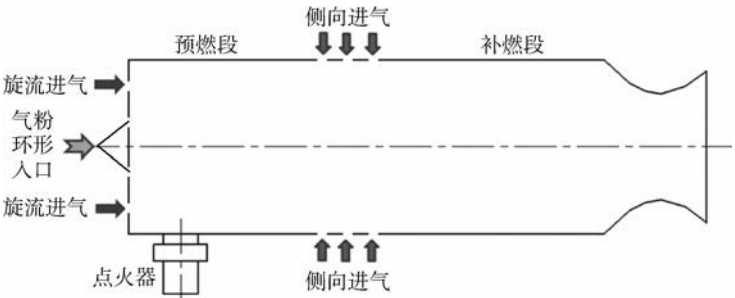


图 3 燃烧室构型

Fig. 3 Combustion chamber configuration

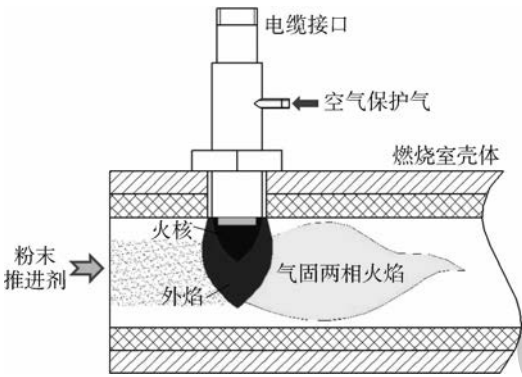


图 4 射流式等离子点火器工作原理

Fig. 4 Working principle of jet-type plasma igniter

应等化学反应。空气射流式点火咀通过射出高温、高化学活性气体将来流粉末推进剂点燃。其安装时与燃气流动方向相垂直，自身可处于来流主火焰区域之外。由于燃料颗粒流动方向与其通道方向相互垂直，且在空气保护气的射流保护作用下，燃料颗粒很难进入通道内，从而可有效避免颗粒凝相燃烧产物堵塞通道，在发动机工作过程中能够保证自身结构的完整性，因此在发动机多次启动点火工作时，具有较强的点火稳定性和重复性，是粉末火箭发动机较为理想的点火方式。

2 实验及结果分析

2.1 实验工况

综合考虑比冲、点火及燃烧性能等因素，本文选取氧燃比为 4 : 1 进行发动机点火实验，并研究氧化剂三次进气不同气量对比对发动机燃烧效率及燃烧室内沉积的影响，为后续研究 Mg/CO₂ 发动机多次启动功能进行可行性验证及提供经验参考。实验工况设计参数见表 1，其中 $\dot{m}_{\text{Mg}}$ 为镁粉质量流率； R 为氧燃比，定义为氧化剂二氧化碳气体质量流率与燃料镁粉颗粒质量流率之比； $\dot{m}_f$ 、 $\dot{m}_c$ 和 $\dot{m}_l$ 分别为二氧化碳流化进气、旋流进气和侧向进气质量流率。

表 1 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机点火实验工况

Table 1 Mg/CO₂ powder rocket engine ignition experiment conditions

工况编号	$\dot{m}_{\text{Mg}} / (\text{g/s})$	R	$\dot{m}_f : \dot{m}_c : \dot{m}_l$
1 #	14	4	1 : 2 : 1
2 #	14	4	2 : 1 : 1
3 #	14	4	1 : 1 : 2
4 #	14	4	2 : 0 : 2
5 #	14	4	2 : 0.5 : 1.5

2.2 燃烧室压强

实验结果表明，工况 1 #、2 # 发动机均稳焰失败，如图 5(a)所示为工况 1 # 工作过程截图，可以看出有大量火星从喷管喷出，然而并未形成稳定的火焰羽流。这一方面可能是由于燃烧室头部氧燃比过大，从而气固两相燃烧平均温度较低，不利于颗粒着火的稳定，另一方面可能是由于头部气量过大进而导致气固两相流流速过快，虽然部分颗粒会被点着，但是其形成的火焰无法向上游回传，从而无法形成稳定的火焰。工况 3 # ~ 5 # 均点火成功，如图 5(b)所示为工况 3 热试过程中发动机火焰羽流情况，可以看出发动机羽流饱满而有刚性。工况 3 # ~ 5 # 实验过程详细工作参数见表 2，其中 $\overline{\dot{m}}_{\text{Mg-actual}}$ 为实际镁粉平均质量流率， $\overline{\dot{m}}_{\text{CO}_2\text{-actual}}$ 为实际 CO₂ 平均总质量流率，包括流化气、旋流气和侧向气 3 部分， R_{actual} 为发动机实际

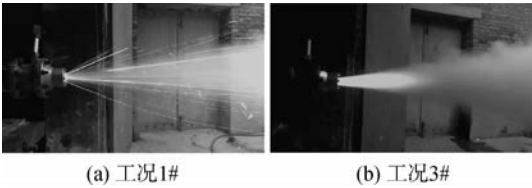


图 5 发动机火焰羽流

Fig. 5 Engine flame plume

表 2 实验结果

Table 2 Experiment results

工况编号	$\overline{m}_{\text{Mg-actual}}/(\text{g/s})$	$\overline{m}_{\text{CO}_2\text{-actual}}/(\text{g/s})$	R_{actual}	$\overline{m}_{\text{air}}/(\text{g/s})$	$\overline{p}_c/\text{MPa}$	$\eta_c^*/\%$
3 #	14.6	49.6	3.4	1.2	0.8	63.6
4 #	13.7	48	3.5	1.2	0.62	51.7
5 #	12.6	49.3	3.9	1.2	0.75	64.0

氧燃比, $\overline{m}_{\text{air}}$ 为点火器空气保护气平均质量流率, $\overline{p}_c$ 为燃烧室平均工作压强, η_c^* 为计算所得燃烧效率。

图 6 为工况 3 #~5 # 发动机热试过程中的燃烧室压强和活塞位移曲线, 可以看出燃烧室压力振荡仍比较厉害, 这可能与粉末供给不稳定有关, 说明本装置的粉末燃料供应系统仍需作进一步改善。与工况 3 # 相比, 由于工况 4 # 和工况 5 # 的流化气量配比较大, 导致了比较严重的点火延迟, 分别为 0.5 s 和 1.1 s, 同时也造成了点火初始阶段压力较为剧烈的波动, 从而说明了燃烧室头部氧化剂气量配比对于点火稳定性具有重要影响。在稳定工作阶段, 工况 3 #~5 # 燃烧室平均压强分别为 0.8、0.62、0.75 MPa。由此可以看出, 氧化剂不同进气方案对发动机工作过程会产生较大影响, 应该会存在某一最优进气方案使发动机性能达到最高, 这也是接下来应该研究的方向。

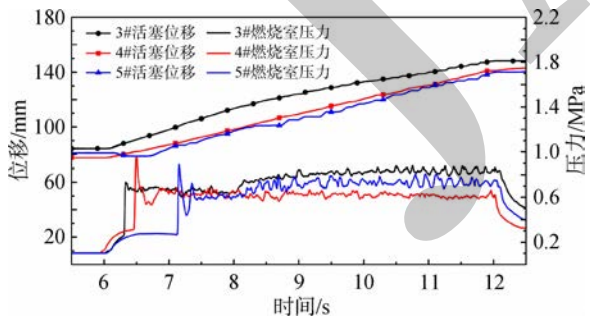


图 6 燃烧室内压力和活塞位移曲线

Fig. 6 Curves of combustion chamber pressure and piston displacement

2.3 发动机燃烧效率

本文针对不同工况下 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机的燃烧效率展开了研究。金属燃料颗粒的燃烧效率一般应通过其燃烬率大小来表征, 然而由于实际发动机工作环境比较恶劣, 工作过程尤为复杂, 燃料颗粒的实际燃烬率大小很难准确获得。而特征速度也是表征推进剂能量大小及其在燃烧

室中燃烧效率的参数, 因而借鉴固体火箭发动机中特征速度效率 η_c^* 来表征粉末火箭发动机的燃烧效率。 η_c^* 可由式(1)求得。

$$\eta_c^* = \frac{C_{\text{exp}}^*}{C_{\text{th}}^*} \tag{1}$$

式中 C_{th}^* 为发动机理论特征速度, 在推进剂种类、氧燃比和燃烧室压强确定的条件下可由热力计算得到。 C_{exp}^* 为实际热试过程中发动机特征速度, 通过式(2)求得。

$$C_{\text{exp}}^* = \frac{\overline{p}_c A_t}{\overline{m}_{\text{Mg-actual}} + \overline{m}_{\text{CO}_2\text{-actual}} + \overline{m}_{\text{air}}} \tag{2}$$

通过计算, 3 #、4 # 和 5 # 实验的燃烧效率依次为 63.6%、51.7% 和 64.0%, 可以看出, 工况 4 # 实验发动机的燃烧效率明显低于工况 3 # 和 5 #, 这可能是由于工况 4 # 的流化气量过大导致镁粉流速相应的增大, 从而镁粉从离散器出来后由于惯性迅速打到壁面上, 由于没有旋流气的补充燃烧, 导致一部分镁粉颗粒未能完全反应便沉积在壁面上, 因而导致燃烧效率过低。这也可以从文中第 2.4 节的沉积分析中看出。这 3 次实验发动机燃烧效率普遍不高, 因此, 下一步研究工作的重点应该是更好地实现 Mg/CO₂ 火箭发动机燃烧室内粉末燃料与 CO₂ 气体两相的掺混和组织燃烧, 以及针对发动机结构进行优化设计。

2.4 燃烧室沉积

2002 年, King^[23] 建立了一个简化的镁二氧化碳反应模型。由该模型可知, 镁与二氧化碳之间的反应由两步组成, 第一步为均相反应 $\text{Mg}(v) + \text{CO}_2 = \text{MgO}(l, s) + \text{CO}$, 该反应发生在距颗粒表面一定距离的一个薄层内, 形成火焰面。该过程中生成的一氧化碳一部分向火焰面外扩散, 其余部分向颗粒表面扩散, 继续与镁颗粒发生第二步异相反应 $\text{Mg}(l) + \text{CO} = \text{MgO}(s) + \text{C}(s)$ 生成氧化镁和凝相碳颗粒。在 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机工作过程中, 第二步异相反应的发生不仅将导致做功工质量明显减少, 从而降低发动机的比冲性能, 还会加剧燃烧室内的沉积, 不利于发动

机长时间稳定工作和多次起动功能的实现。因此在设计发动机燃烧组织方案时应当尽量避免或减少第二步反应的发生,从而提高发动机的比冲性能和工作稳定性。由镁、二氧化碳燃烧理论可知,颗粒表面二氧化碳摩尔分数对两步反应权重影响较大,其在发动机中则表现为局部氧燃比。

在前期的研究过程中发现,减少甚至消除燃烧室内的沉积,尤其是燃烧室头部粉末分散器出口附近的沉积,对于 Mg/CO_2 粉末火箭发动机多次起动功能的实现具有重要意义。若粉末分散器出口被堵不仅将导致粉末燃料供给流量不稳定和喷洒不均匀,从而造成燃烧室剧烈的压力振荡,还会影响发动机再次起动初始点火时的粉末燃料有效供给,降低点火可靠性,严重时沉积甚至可能会堵塞全部粉末出口,导致粉末燃料供给过程无法正常进行。同时,由于等离子点火系统安装在燃烧室头部粉末分散器出口附近,若在该处内壁面附着大量碳沉积,将会导致其点火电极放电位置发生改变,无法形成稳定的射流火焰,从而降低点火可靠性,因此也应尽量减少甚至消除燃烧室头部内壁面处的沉积。

因而本文研究了燃烧室头部不同氧燃比条件下燃烧室内沉积情况,从而为后续发动机多次起动燃烧组织方案的设计提供一定参考。不同工况下粉末分散器出口处沉积和燃烧室内壁沉积分别如图 7、图 8 所示。

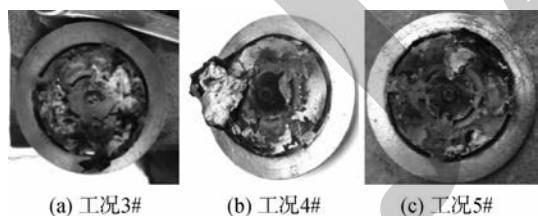


图 7 粉末喷注器出口处沉积

Fig. 7 Deposits outlet the powder injector

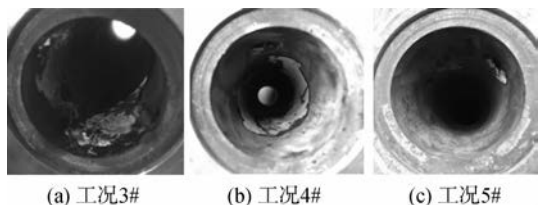


图 8 燃烧室内壁面沉积

Fig. 8 Deposits on the internal wall of combustion chamber

由图 7、图 8 可以发现,工况 3 粉末分散器出口处被堵严重,沉积多为黑色物质,这是由于分散器出口处氧燃比过低,导致镁与生成的一氧化碳继续发生表面异相反应,产生大量的微小凝相碳颗粒,这些微小的碳颗粒将在范德华力的作用下发生聚团,并在分散器出口钝体后的回流区内发生沉降,黏附在粉末分散器出口附近,从而形成碳沉积物。而该碳沉积一旦产生便很难再被氧化,从而堵住分散器出口。这必然将不利于多次起动功能的实现。因而在工况 3 的基础上,将旋流流量全部加在流化气上,即为工况 4。由图 7(b)、图 8(b)可以发现,分散器粉末通道出口处基本无沉积,然而燃烧室头部内壁面沉积严重,这是由于分散器出口处氧燃比为 2,此处有充足的二氧化碳与镁发生均相反应,因而不会生成凝相碳颗粒。但是镁粉的惯性大于二氧化碳气体,因而从分散器出来的镁粉大都抵达壁面,而二氧化碳流化气从分散器出来后仅有一部分抵达壁面,其余的都会向燃烧室轴线方向扩散,从而导致了燃烧室头部靠近壁面处氧燃比急剧下降,镁便与生成的一氧化碳发生表面反应产生凝相碳颗粒,黏附并沉积在燃烧室内壁上。且根据能谱分析结果,该处沉积底部还有部分的残余镁粉颗粒未参与反应,这也导致了该工况下燃烧效率较低。进而在工况 4 的基础上,将部分的侧向气改为旋流气,即为工况 5。由图 7(c)、图 8(c)可以看出,该工况下粉末分散器出口处及燃烧室内壁面均基本无沉积。从燃烧室内沉积的角度出发,该工况的工作参数设定适合于 Mg/CO_2 粉末火箭发动机多次起动功能的实现。

3 结 论

本文提出了一种 Mg/CO_2 粉末火箭发动机构型和氧化剂气体分 3 次进气的燃烧组织方案,并简单介绍了实验系统,进行了发动机热试,针对其工作过程开展了实验研究,得到以下结论:

1) 当燃烧室头部氧燃比较大时,发动机稳焰失败,无法正常工作。而当燃烧室头部氧燃比过小时,在粉末分散器出口和燃烧室内壁将生成大量碳沉积,影响发动机长时间正常稳定工作和多次起动功能的实现。

2) 在不同的燃烧组织方式下发动机燃烧效率有较大差异,本文中发动机热试实验燃烧效率最高为 64.0%。

3) 当氧化剂二氧化碳气体进气配比方案为 $\dot{m}_f : \dot{m}_c : \dot{m}_1 = 2 : 0.5 : 1.5$ 时,燃烧室内基本无沉积。

参考文献:

[1] ASH R L, DOWLER W L, VARSI G. Feasibility of rocket propellant production on Mars [J]. *Acta Astronautica*, 1978, 5(9): 705-724.

[2] SHAFIROVICH E Y, GOLDSHLEGER U I. Prospects for using CO₂/metal propellants in Mars missions[R]. San Diego: American Astronautical Society Science and Technology Series, 2000.

[3] GOROSHIN S, HIGGINS A J, LEE J H S. Powdered magnesium-carbon dioxide propulsion concepts for Mars missions[R]. AIAA 99-2408, 1999.

[4] FOOTE J P, LITCHFORD R J. Powdered magnesium-carbon dioxide combustion for Mars propulsion[R]. AIAA-2005-4469, 2005.

[5] WICKMAN J H. In-situ Mars rocket and jet engines burning carbon dioxide[R]. AIAA 99-2409, 1999.

[6] JAMES S, TIMOTHY M, JOHN H, et al. Metal bipropellant rockets for Martian ascent vehicles[R]. AIAA-2011-5834, 2011.

[7] 李芳, 胡春波, 何国强, 等. Mg 粉/CO₂ 点火燃烧性能实验研究[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(2): 193-196

LI Fang, HU Chunbo, HE Guoqiang, et al. Experimental study on ignition and combustion performance of Mg/CO₂ [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(2): 193-196. (in Chinese)

[8] 李芳. Mg 粉/CO₂ 粉末火箭发动机性能分析与实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

LI Fang. Theoretical performance analysis and experimental researches of Mg/CO₂ powdered rocket engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[9] 姚亮. Mg 粉/CO₂ 粉末火箭发动机点火实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2011.

YAO Liang. Firing test study on the Mg/CO₂ powdered rocket motor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2011. (in Chinese)

[10] 张胜敏. Mg/CO₂ 粉末火箭发动机工作过程理论与试验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2012.

ZHANG Shengmin. Theoretical and experimental research on the operation process of the Mg/CO₂ powdered rocket motor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)

[11] SHAFIROVICH E Y, SHIRYAEV A A, GOLDSHLEGER U I. Magnesium and carbon dioxide: a rocket propellant for

Mars missions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(2): 197-203.

[12] SHAFIROVICH E Y, FILONENKO A K. Model of magnesium particle burning in carbon dioxide[J]. *Soviet Journal of Chemical Physics*, 1985, 2(9): 2115-2126.

[13] SHAFIROVICH E Y, GOLDSHLEGER U I. Ignition and burning of magnesium particles in gaseous oxides of carbon [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1990, 26(1): 1-8.

[14] SHAFIROVICH E Y, GOLDSHLEGER U I. Combustion of magnesium particles in CO₂/CO mixtures[J]. *Combustion Science and Technology*, 1992, 84(1): 33-43.

[15] YUASA S, FUKUCHI A. Ignition and combustion of magnesium in carbon dioxide streams[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1994, 25(1): 1587-1594.

[16] LEGRAND B, SHAFIROVICH E, MARION M, et al. Ignition and combustion of levitated magnesium particles in carbon dioxide[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1998, 27(2): 2413-2419.

[17] LI Yue, HU Chunbo, DENG Zhe, et al. Experimental study on multiple-pulse performance characteristics of ammonium perchlorate/aluminum powder rocket motor[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 455-466.

[18] 冯喜平, 纪海龙, 张鹏, 等. 等离子体助燃含硼富燃气燃烧实验研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(3): 597-603.

FENG Xiping, JI Hailong, ZHANG Peng, et al. Experimental study on plasma assisted combustion of fuel-rich gas containing boron particles[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 597-603. (in Chinese)

[19] 祁文涛, 何立明, 赵兵兵, 等. 空气等离子体射流点火器特性实验研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(11): 2107-2113.

QI Wentao, HE Liming, ZHAO Bingbing, et al. Experimental investigation on air plasma jet igniter characteristics[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2107-2113. (in Chinese)

[20] LOFTUS H J, MONTANINO L N. Powder rocket feasibility evaluation[R]. AIAA 72-1162, 1972.

[21] 邓哲, 胡春波, 卢子元, 等. Metal/N₂O 粉末火箭发动机实验研究[J]. *固体火箭技术*, 2015, 38(2): 220-224.

DENG Zhe, HU Chunbo, LU Ziyuan, et al. Experimental research on metal/N₂O powder rocket engine[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(2): 220-224. (in Chinese)

[22] LI Chao, HU Chunbo, XIN Xin, et al. Experimental study on the operation characteristics of aluminum powder fueled ramjet[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 129: 74-81.

[23] KING M K. Simplified two-reaction zone model of magnesium combustion in carbon dioxide[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(2): 2931-2938.

(编辑: 王碧珺)