

扰流环对粉末发动机燃烧流动影响的数值模拟

胡加明¹, 胡春波¹, 李悦¹, 李超², 胡旭¹, 朱小飞¹

(1. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072;

2. 西安交通大学 化工学院, 西安 710049)

摘 要: 为了提高粉末火箭发动机的燃烧效率,通过数值模拟方法研究了扰流环的有无、通径及位置对燃烧室燃烧流动特性的影响。结果表明:扰流环会增强 Al 颗粒和气相的掺混和换热程度,促进 Al 颗粒蒸发和燃烧,从而提高粉末火箭发动机的燃烧效率。当扰流环通径比在 0.538~0.846 范围内时,扰流环的通径越小,燃烧效率越高;当扰流环头部距离比在 0.3~0.8 范围内时,扰流环位置离头部越近,燃烧效率越高。设计扰流环时,应在距离燃烧室头部 30%~40%的位置布置小通径的扰流环。

关 键 词: 粉末火箭发动机; 扰流环; Al 颗粒; 掺混; 换热; 燃烧效率

中图分类号: V439

文献标志码: A

Numerical simulation of spoiler ring's effect on combustion and flow of powdered rocket motor

HU Jiaming¹, HU Chunbo¹, LI Yue¹, LI Chao², HU Xu¹, ZHU Xiaofei¹

(1. National Key Laboratory of Combustion,

Internal Flow and Thermal-structure,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. College of Chemical Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to improve the combustion efficiency of powdered rocket motor, the effects of spoiler ring's existence, flowing diameter and position on the combustion and flow characteristics in the chamber were studied by numerical simulation. Result showed that the spoiler ring can increase mixing and heat transfer intensity between particle and gas species, and improve the evaporation and combustion of Al particle, which resulting in the increase of combustion efficiency of the powdered rocket motor. When the ratio of spoiler ring flowing diameter to the combustion chamber diameter was between 0.538 and 0.846, the combustion efficiency increased with the reducing flowing diameter of spoiler ring. When the ratio of spoiler ring's distance from the chamber's head position to the chamber's total length was between 0.3 and 0.8, the combustion efficiency increased as the spoiler ring moved toward the chamber's head. The spoiler ring with small flowing diameter and distance from the head be-

收稿日期: 2018-12-20

基金项目: 载人航天领域预先研究项目(050303)

作者简介: 胡加明(1993—),男,博士生,主要研究领域为粉末发动机。E-mail: hujiamingdyx@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 胡加明,胡春波,李悦,等. 扰流环对粉末发动机燃烧流动影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1558-1567.

HU Jiaming, HU Chunbo, LI Yue, et al. Numerical simulation of spoiler ring's effect on combustion and flow of powdered rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1558-1567.

tween 30% and 40% of the chamber length could be better for the spoiler ring design of powdered rocket motor.

Key words: powdered rocket motor; spoiler ring; Al particle; mixing; heat transfer; combustion efficiency

粉末火箭发动机综合了固体火箭发动机和液体火箭发动机的长处,具有能够推力调节和多次启动关机、安全性高和工作环境适应性强等优点,满足当代导弹武器对动力系统对能量管理性能的要求和火星探测任务的需求,具有极大的研究意义。根据这两种需求,Al/AP(ammonium perchlorate)粉末火箭发动机(AP 为高氯酸氨的英文简称)和 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机就应运而生^[1]。粉末火箭发动机最初由贝尔航空公司提出,针对 Al/AP 粉末火箭发动机进行了粉末装填、流化输送、粉末燃烧和燃烧室设计等关键技术研究,验证了 Al/AP 粉末火箭发动机工作的可行性,为后续的粉末发动机的研究提供了坚实基础^[2]。韦克曼公司的 Wickman^[3]和宾州州立 Szabo 等^[4]也相继进行了 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机实验研究,验证了 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机稳定工作可行性。李悦等^[5]研究了氧燃比、颗粒粒径和燃烧室长度对 Al/AP 粉末火箭发动机内流动和燃烧特性的影响,研究发现 Al/AP 粉末火箭发动机氧燃比应大于 2.5,Al 颗粒粒径越小,在燃烧室内离散效果越好,燃烧效率越高。李超等^[6]通过实验研究发现 Al/AP 粉末火箭发动机工作过程中存在由粉末推进剂输运时滞导致的燃烧室压力振荡,通过提高粉末推进的喷注压降可以有效抑制这一振荡。孙海俊等^[7]通过实验深入探究了粉末推进剂供给装置内的粉末流化特性,发现随着流化压强的升高,粉末流化特征依次表现为局部波动状态、不稳定气固分界面和稳定的气固分界面,为粉末推进剂的稳定输送提供了有力证明。朱小飞等^[8]研究了不同 CO₂ 进气量对比对 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机的燃烧性能的影响,认为 Mg/CO₂ 粉末火箭发动机头部氧燃比应适中以保证燃烧室稳焰和减少碳沉积。目前粉末火箭发动机研究还不够完善,主要存在小粒径(<10 μm)粉末的稳定输送困难、燃烧组织技术不够完善和发动机燃烧效率低等问题。

在提高火箭发动机燃烧效率方面,除了对喷注结构进行精细化的设计外,还可以在燃烧室中布置突扩、凹腔、钝体、扰流环等固定结构,改变燃

烧室内的流动,实现推进剂组元间的良好掺混,从而提高燃烧效率。这些固定结构往往具有结构简单,容易实现,应用灵活,研制成本低的优点,在液体火箭发动机^[9]和固液火箭发动机^[10-12]中得到了广泛地应用。普遍认为扰流环能使其下游区域内形成涡旋,增强组分掺混并提高液滴在这一局部的平均停留时间,从而有利于火焰稳定和燃烧效率的提高。但由于粉末火箭发动机燃烧室中凝相颗粒多,颗粒密度大且燃烧速率较慢,使用扰流环能否提高发动机的燃烧效率等性能还未可知。

因此,本文以 Al/AP 粉末火箭发动机为研究对象,开展了扰流环对燃烧室内的流动特性和颗粒燃烧特性影响的三维数值模拟研究,并进一步分析扰流环通径和位置对燃烧室燃烧流动特性的影响规律,为粉末火箭发动机中扰流环的设计提供参考依据。

1 数值计算方法

Al/AP 粉末火箭发动机工作时存在复杂的气固两相燃烧流动现象,AP 颗粒在大约 422 K 开始发生分解反应,低于金属 Al 颗粒的着火点(923 K)。因此,进入燃烧室后 AP 颗粒率先分解,产生大量氧化性气体^[13-14]。而金属 Al 颗粒经流化气裹挟进入燃烧室后,在氧化性气氛中经历了离散、气固掺混、预热、着火、表面反应和蒸发燃烧等过程。流化气的种类会对发动机比冲造成一定影响。氧化剂 AP 粉末一般使用惰性气体流化,分子量越小比冲越高。Al 粉的流化气既能使用惰性气体,也能使用一些小分子量的燃气(如氢气和甲烷等),使用燃气做流化气时比冲一般高于使用惰性气体。但考虑发动机使用安全性和系统简便性,前期地面实验研究过程中 Al 粉和 AP 粉末均使用 N₂ 作为流化气。

1.1 物理模型

Al/AP 粉末发动机由燃料入口、氧化剂入口、燃烧室、扰流环和喷管组成。燃烧室头部为两个环形入口,燃料 Al 粉由中心环形入口喷入,氧化剂 AP 粉末从外环形入口喷入,内外环形入口母线间有 30° 夹角,使 Al 粉和 AP 粉末两股射流

间发生互击,而实现较好的掺混。燃烧室中部为扰流环,为了避免发动机内过量的沉积,粉末发动机内扰流环不宜有太大角度的转折。因此,扰流环采用了收缩扩张型结构,收缩角和扩张角均设计为 30° ,转折处都经过圆角平滑过渡。燃烧室结构如图 1 所示,其中 L 表示燃烧室长度,为 300 mm; D_c 表示燃烧室内径,为 65 mm; x 表示扰流环至燃烧室头部的距离; d 表示扰流环的通路。

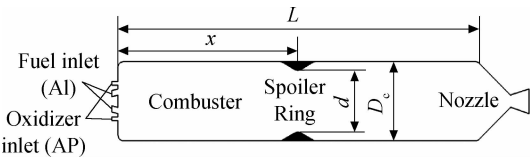


图 1 燃烧室结构图
Fig. 1 Diagram of combustor structure

1.2 计算模型

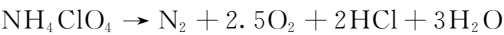
1.2.1 基本假设

基于 Al/AP 粉末火箭发动机燃烧室工作过程,做出如下合理假设:①发动机内流场为三维定常反应流动;②Al 和 AP 的反应简化为 AP 颗粒分解、Al 颗粒蒸发以及 Al 蒸气和 AP 分解产物的气相反应;③忽略 Al_2O_3 在颗粒表面的凝结与沉积;④不考虑凝相在燃烧室和喷管的沉积;⑤认为燃烧室内壁面绝热且不考虑辐射换热。

1.2.2 AP 颗粒分解模型

Al 颗粒和 AP 颗粒的反应中,AP 颗粒的分解反应较快。分解产物主要为 Cl_2 、 O_2 、 H_2O 、 N_2 、 HCl 、 NO 、 N_2O 。根据文献[13],不同温度下,AP 分解产物及其组成是不同的。

由于氧燃比 R_{of} 为 3 时 Al/AP 粉末发动机燃烧室温度比较高,AP 分解的化学反应方程式简化为



AP 分解反应的速率可表示为式(1)的形式,各参数具体取值可参考 Kim 等的研究[14]。

$$R = B_0 \exp(-E_1/RT) \rho_{\text{AP}} p^{1.744} \tag{1}$$

1.2.3 Al 颗粒燃烧模型

在火箭发动机环境中,Al 颗粒点火燃烧过程存在复杂的表面异相反应和气相反应,其中气相反应占主导地位,主要是由蒸发控制。但由于氧化膜和凝相产物 Al_2O_3 在颗粒表面沉积的影响,Al 颗粒的粒径变化规律又与烃类燃料液滴的 D^2 定律有所不同。在大量实验数据基础上,Brooks

等[15]对 D^2 法则进行修正并得到如下的修正模型。根据此模型,颗粒变化的控制方程可写成如下形式:

$$D^{1.8} = D_0^{1.8} - kt \tag{2}$$

$$k = X_{\text{eff}} p^{0.1} T^{0.2} / a_{1.8} \tag{3}$$

其中

$$X_{\text{eff}} = (a_{\text{O}_2} y_{\text{O}_2} + a_{\text{H}_2\text{O}} y_{\text{H}_2\text{O}} + \cdots)$$
$$a_{1.8} = 0.00735$$

式中 t 表示燃烧时间; D_0 为颗粒初始直径; D 为 t 时刻的颗粒直径; k 为燃烧速率系数; a_{O_2} 、 $a_{\text{H}_2\text{O}}$ 分别为 O_2 和 H_2O 对 Al 颗粒燃烧的影响因子。根据 Becksteadm[16]总结的研究结果, a_{O_2} 、 $a_{\text{H}_2\text{O}}$ 分别取 1.0 和 0.6; y 为氧化剂的摩尔分数; p 为环境压强; T_0 为颗粒初始温度。颗粒全部燃烧所需的时间 t_b ,可由下式得到

$$t_b = a_{1.8} D_0^{1.8} / (X_{\text{eff}} p^{0.1} T^{0.2}) \tag{4}$$

因此,颗粒燃烧速率为

$$\frac{dm_p}{dt} = - \frac{k}{1.8 \rho_p A_s} D^{-0.444} \tag{5}$$

其中 m_p 为单个颗粒的质量, ρ_p 为颗粒密度, A_s 为颗粒表面积。

本文通过用户自定义函数(UDF),将此模型应用于金属 Al 颗粒在发动机中的燃烧过程,通过式(5)控制 Al 颗粒的蒸发速率,从而控制 Al 颗粒燃烧速率。

1.3 边界条件

壁面边界条件:燃烧室和喷管壁面上速度采用无滑移条件,温度采用绝热壁面,压力、各组分质量分数梯度为零。

出口边界条件:发动机喷管出口采用压力出口边界条件,压强为 101325 Pa,温度为 300 K。

入口边界条件:发动机的入口有两个,一个是燃料 Al 粉及其流化气入口,另一个是氧化剂 AP 粉末及其流化气入口,流化气均为氮气,氧燃比为 3。具体参数如表 1 所示。

表 1 入口边界条件参数		
Table 1 Parameters of inlet boundary conditions		
参数	燃料入口	氧化剂入口
颗粒质量流率/(g/s)	24	72
颗粒粒径/ μm	20	100
颗粒速度/(m/s)	10	10
流化气质量流率/(g/s)	8	24

1.4 计算模型验证

Li 等^[17]对 Al/AP 粉末火箭发动机进行了多次起动实验研究。由于初始状态下流化腔存在一定的空腔,第 1 次起动时活塞位移法测量的粉末流量和实际存在较大偏差。为保证粉末流量的真实性,选择 4 次起动的第 4 次实验工况(four-pulse test 4),采用本文上述计算模型,对相同尺寸的 Al/AP 粉末发动机在相同流量下进行数值仿真,所得的数值计算结果和实验结果如表 2 所示。由表 2 可知,本文所采用的计算模型和实验结果吻合良好。燃烧室压强相对误差为 14.3%,具有较强的可信度。产生误差的主要原因是,计算模型中未考虑凝相产物的沉积过程。

表 2 实验和数值计算结果对比

参数	结果
氧燃比	3.33
Al 粉质量流率/(g/s)	17.6
AP 粉末质量流率/(g/s)	58.6
Four-pulse test 4 的燃烧室压强/MPa	1.54
数值计算的燃烧室压强/MPa	1.76
相对误差/%	14.3

1.5 计算工况

为了研究扰流环的有无、通径和位置对粉末火箭发动机内燃烧和流动的影响,设计了表 3 所示工况。为了表征扰流环的通径和扰流环在燃烧室内所处的位置,本文分别定义了如下两个参数。

表 3 计算工况条件
Table 3 Calculation conditions

编号	扰流环 有无	通径 d/mm	ϵ_d	头部距离 x/mm	ϵ_x
1	无	65	1		
2	有	55	0.846	150	0.5
3	有	49	0.754	150	0.5
4	有	45	0.692	150	0.5
5	有	41	0.631	150	0.5
6	有	35	0.538	150	0.5
7	有	45	0.692	90	0.3
8	有	45	0.692	120	0.4
9	有	45	0.692	195	0.65
10	有	45	0.692	240	0.8

$$\epsilon_d = d/D_c \tag{6}$$

$$\epsilon_x = x/L \tag{7}$$

扰流环通径比 ϵ_d 选取了 6 个不同的值(无扰流环时 ϵ_d 为 1),扰流环头部距离比 ϵ_x 选取了 5 个不同的值。

2 结果与分析

2.1 有无扰流环对燃烧室燃烧流动特性的影响

在液体和固液火箭发动机中,扰流环会改变燃烧室内的局部流场,一方面,会增长颗粒的运动轨迹,提高颗粒在燃烧室中的滞留时间,另一方面,扰流环后方会形成回流区,有利于气相的二次掺混和稳焰。因此,将从颗粒运动轨迹、颗粒滞留时间、气固掺混度、颗粒与气相传热、温度和燃烧效率等方面,通过对比 case 1 和 case 4,分析有无扰流环对燃烧室中燃烧流动特性的影响。

图 2 为有无扰流环时 Al 颗粒的运动轨迹。由图可知,未添加扰流环时(case 1)Al 颗粒大部分集中在燃烧室中心区域;添加扰流环后(case 4)部分 Al 颗粒向壁面靠近,并与壁面发生碰撞,在扰流环附近由于燃烧室横截面积减小燃气和颗粒的流动速度明显增加(如图 3 所示),颗粒存在一定的聚束效应。虽然部分颗粒的轨迹增长,但由于整体颗粒速度明显提升,颗粒在燃烧室的平均滞留时间发生了减小,case 1 和 case 4 颗粒的平均滞留时间分别为 45.6 ms 和 38.6 ms。

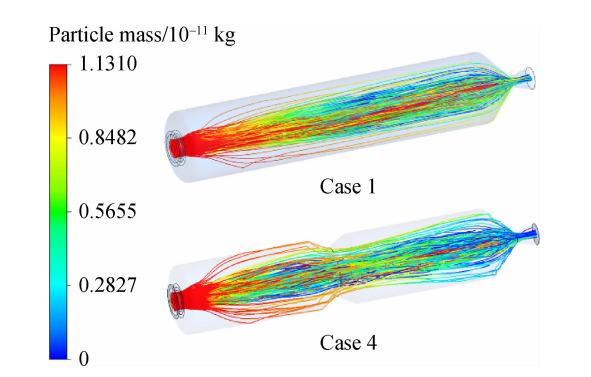


图 2 有无扰流环时 Al 颗粒轨迹
Fig. 2 Al particle tracks with and without spoiler ring

Al 颗粒燃烧过程主要为颗粒表面附近的 Al 蒸汽和扩散过来的氧化性气体(O_2 和 H_2O 等)发生反应,燃烧过程一般是由蒸发/扩散控制。因此,气体和 Al 颗粒的掺混度对颗粒的燃烧过程至关重要。气固掺混度的定义如式(8)所示^[18],气固掺混度在 0~1 内变化,其值越接近于 1,表

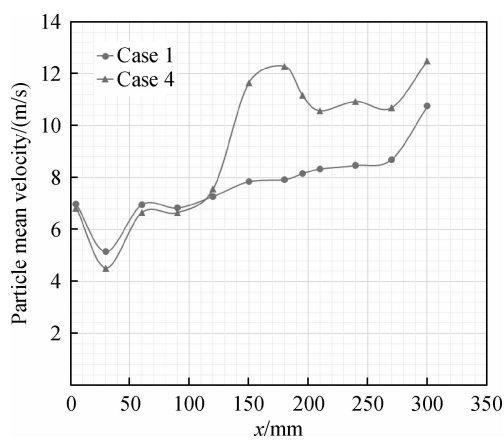


图 3 有无扰流环时 Al 颗粒速度

Fig. 3 Velocity of Al particle with and without spoiler ring

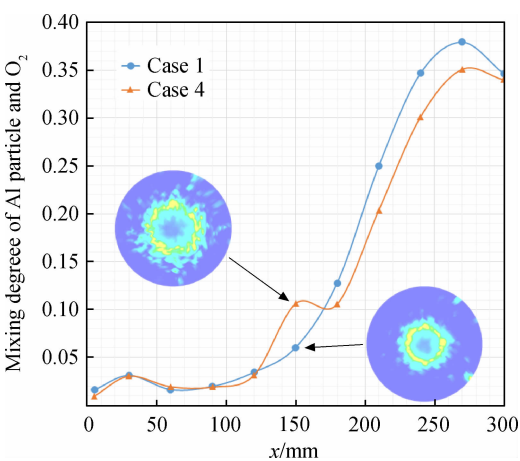


图 4 有无扰流环时 Al 颗粒和 O₂ 的掺混度

Fig. 4 Mixing degree between Al particle and O₂ with and without spoiler ring

示掺混得越好。

$$\beta_{pi} = 1 - \frac{1}{1 + \lg \left[1 + \frac{\rho v Y_i n_p v_p m_p \eta_i}{(\rho v Y_i - n_p v_p m_p \eta_i)^2} \right]} \quad (8)$$

其中 ρ 为气相的密度; v 为气相轴向速度; n_p 为颗粒数密度; v_p 为颗粒的轴向速度; η_i 为进入系统时氧化剂组分 i 和颗粒的质量流量比。

图 4 和图 5 分别为有无扰流环时 Al 颗粒与 AP 分解产生的 O₂ 和 H₂O 的平均掺混度随轴向位置的变化。由图可知, Al 颗粒与 O₂ 和 H₂O 的平均掺混度大致相当, 说明气固掺混度主要由颗粒的离散分布决定。由于颗粒惯性较大, 颗粒在燃烧室中部以前掺混均匀性较差, 在燃烧室中后部, 在湍流等作用下颗粒逐渐离散开, 实现较好的掺混。总体来说, 由于颗粒惯性较大, 粉末火箭发动机掺混水平较低, 完全掺混距离较长。因此, 实现颗粒和气相的均匀掺混是提高粉末火箭发动机工作性能的重要方法。

分析图 4 和图 5 可知, 通过添加扰流环可以明显提高扰流环附近的气固掺混度, 但由于扰流环对固体颗粒存在明显的聚束效应, 扰流环后方一定范围内的气固掺混度反而小于无扰流环状态。

图 6 和图 7 分别为有无扰流环时颗粒的雷诺数和努塞尔数随轴向的变化曲线。颗粒雷诺数 Re 定义如式(9)所示。在火箭发动机燃烧室(Ma 较小时)中, 颗粒努塞尔数 Nu 和颗粒雷诺数 Re 的经验关系式^[19] 为式(10), 雷诺数越大, 努塞尔数越大。由图可知, 添加扰流环之后, 流场中气流速度显著提升, 流场和颗粒的流速差明显增大, 从

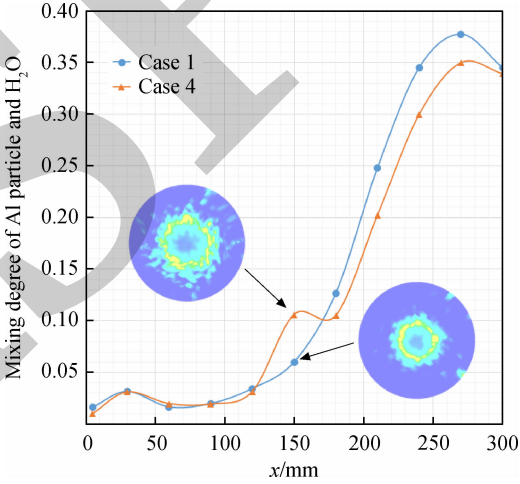


图 5 有无扰流环时 Al 颗粒和 H₂O 的掺混度

Fig. 5 Mixing degree between Al particle and H₂O with and without spoiler ring

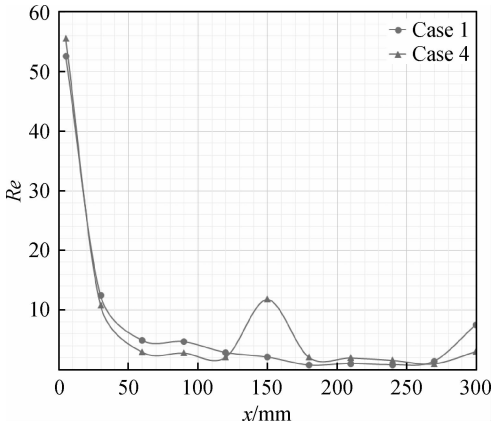


图 6 有无扰流环时 Al 颗粒的雷诺数

Fig. 6 Reynolds number of Al particle with and without spoiler ring

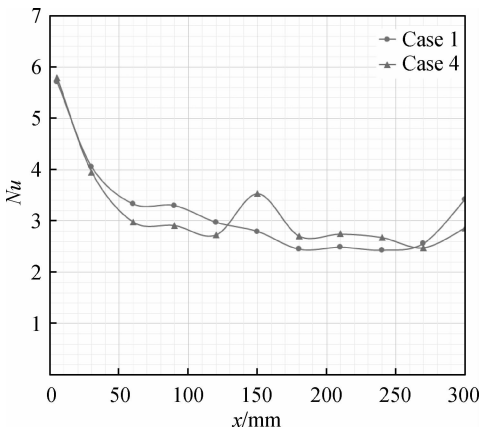


图 7 有无扰流环时 Al 颗粒的努塞尔数

Fig. 7 Nusselt number of Al particle with and without spoiler ring

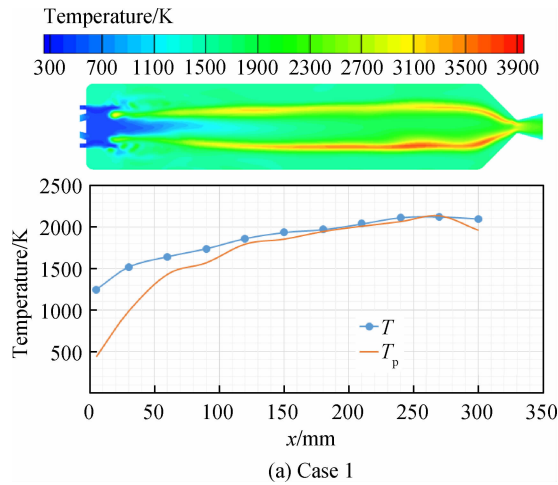
而导致颗粒雷诺数和颗粒努塞尔数明显增加,颗粒和气相间的传热明显加强。

$$Re = \frac{\rho d_p (u - u_p)}{\mu} \quad (9)$$

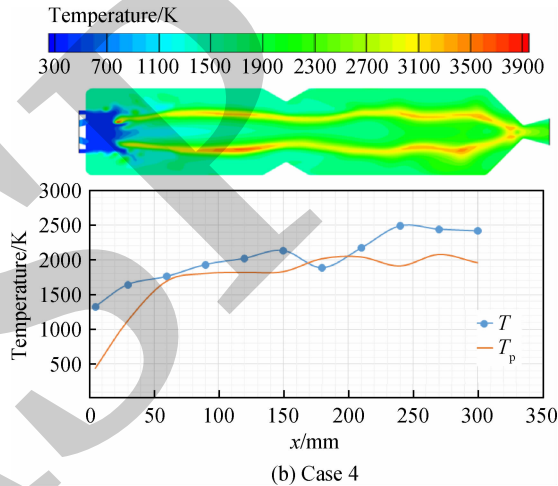
$$Nu = 2.0 + 0.459 Re^{0.55} Pr^{0.333} \quad (10)$$

图 8 为有无扰流环时燃烧室温度 T 和颗粒温度 T_p 对比图。由图可见,燃烧室的高温区域主要分布于燃烧室中后部区域,这一区域基本和掺混较好的区域基本吻合,这进一步验证了气固两相良好掺混对发动机工作性能提升的重要性。结合图 2 和图 8 可知,Al 颗粒和 AP 颗粒以 300 K 的初温分别从内外环形入口喷入燃烧室,随后从燃烧室的高温环境中吸收热量,颗粒温度逐渐提高。在距燃烧室头部大约 20 mm 的位置,AP 颗粒温度提升至 422 K 以上时,AP 颗粒率先发生分解反应,分解产物在距燃烧室头部大约 30 mm 的互击点位置和 Al 颗粒发生局部掺混燃烧,但由于掺混度有限,只有一部分颗粒被点着并燃烧释放大量的热量,这些热量也大部分被未燃的 Al 颗粒吸收,Al 颗粒平均温度上升至 1000 K 左右,蒸发产生少量的 Al 蒸气,因此,流场最高温度略微下降,总体处于较为缓慢的燃烧过程。在距离燃烧室头部大约 60 mm 的位置,湍流的作用逐渐体现出来,气固掺混度开始迅速上升,大部分的 Al 颗粒开始发生较为剧烈的燃烧,最终在燃烧室中后部流场最高温度上升至约 3900 K。

对比分析图 8(a)和图 8(b)可知,case 4 通过在距头部 150 mm 的位置添加扰流环,一方面提高了附近的 Al 颗粒掺混度,另一方面加强了颗粒和气相间的换热,使得扰流环附近的 Al 颗粒蒸发燃烧得更加剧烈。相比 case 1、case 4 的燃烧



(a) Case 1



(b) Case 4

图 8 有无扰流环时燃烧室和颗粒的温度

Fig. 8 Combustor and particle temperature with and without spoiler ring

室尾部平均温度大约提高了 380 K。

火箭发动机中的燃烧效率一般通过特征速度燃烧效率来衡量,其定义式为

$$\eta_c^* = \frac{c^*}{c_{th}^*} \times 100\% = \frac{p_c A_t}{\dot{m} c_{th}^*} \times 100\% \quad (11)$$

式中 c^* 为实际特征速度; c_{th}^* 为理论特征速度; p_c 为燃烧室压力; A_t 为喷管喉部面积; $\dot{m}$ 为燃烧室工作流量。

Case 1 对应的特征速度燃烧效率 η_c^* 为 70.82%; case 4 对应的特征速度燃烧效率 η_c^* 为 80.35%, 比 case 1 提高了 9.53%。因此,通过添加扰流环可以提高 Al/AP 粉末火箭发动机的燃烧效率。

综上所述,扰流环对 Al/AP 粉末火箭发动机内燃烧流动的影响主要为:扰流环通过其收缩结构,使得气体发生径向流动,增大气体和颗粒的掺混度;另一方面,扰流环还会使通过的气流速度增

大,颗粒和气相的速度差增加,颗粒雷诺数和努塞尔数增大,颗粒和气流间换热增强。在两者的共同作用下,颗粒的燃烧反应更加剧烈,释放出更多的热量,从而提高了 Al/AP 粉末火箭发动机的燃烧效率。

2.2 扰流环通径对燃烧室燃烧流动的影响

Case 1、case 2、case 3、case 4、case 5 和 case 6 中扰流环头部距离比 ϵ_x 保持 0.5 不变,而扰流环通径比 ϵ_d 依次 1、0.846、0.754、0.692、0.631 和 0.538。通过对比这 6 个工况,从气固掺混度的角度分析扰流环通径对气固掺混的影响;从雷诺数、努塞尔数的角度分析扰流环通径对颗粒和气相间的换热的影响;从燃烧室温度场和特征速度燃烧效率角度分析扰流环对发动机燃烧特性的影响。

根据文中第 3.1 节分析,扰流环有利于提高扰流环附近的气固掺混度,在扰流环最小通径处气固掺混度提高最明显。因此,图 9 统计了不同扰流环通径比对扰流环最小通径处的气固掺混度的影响。如图所示,扰流环通径比越小,颗粒与 O_2 和 H_2O 的掺混度越大,越有利于颗粒和气相间发生反应。

而从颗粒和气相间换热的角度,如图 10 所示,扰流环通径越小,颗粒雷诺数越大,努塞尔数也越大。因此,减小扰流环通径,能有效加强颗粒和气相间对流换热,促进 Al 颗粒蒸发和燃烧,提高发动机的燃烧效率。

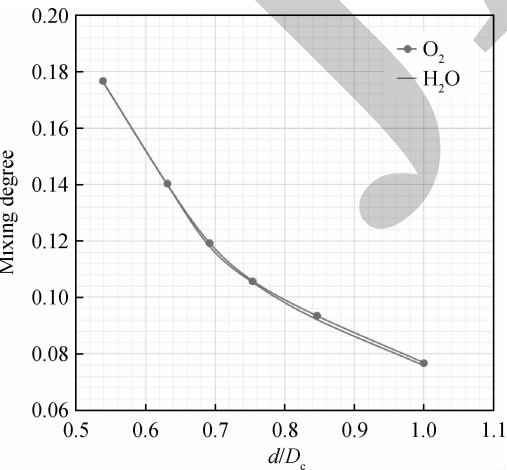


图 9 不同扰流环通径时颗粒掺混度
Fig. 9 Particle mixing degrees under different flowing diameters of spoiler ring

图 11 为布置不同通径的扰流环的发动机内温度对比图。Case 2、case 4 和 case 6 中燃烧室最高温度依次为 3 860、4 220 K 和 4 072 K。由图可

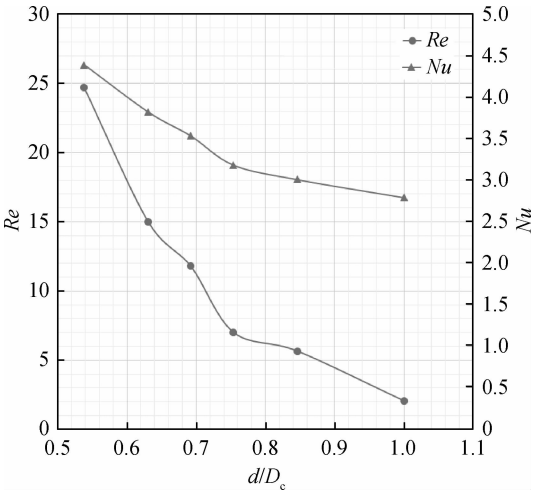


图 10 不同扰流环通径时颗粒换热参数
Fig. 10 Particle heat transfer parameters under different flowing diameters of spoiler ring

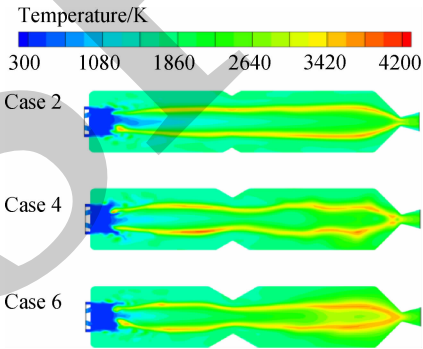


图 11 不同扰流环通径时燃烧室温度
Fig. 11 Combustor temperature under different flowing diameters of spoiler ring

知,随着扰流环通径减小,燃烧室高温区范围不断增大。

图 12 为燃烧室特征速度燃烧效率随扰流环通径的变化曲线。由图可知,扰流环通径越小,特征速度燃烧效率越大。扰流环通径最小,通径比为 0.538 时,燃烧效率 η^* 提升得最多,达 12.6%。但从曲线的斜率可以看出,当扰流环通径比小于 0.6 时,减小扰流环通径对提高燃烧效率的效果越来越不明显。原因主要为:扰流环通径减小除了有上述有利影响之外,还会增加颗粒运动速度,减小颗粒在燃烧室的滞留时间,这些方面对燃烧效率的提高是不利的。

此外,随着扰流环通径的减小,扰流环壁面最高温度逐渐上升(case 2、case 4 和 case 6 对应的温度分别为 1734、1804 K 和 1923 K),燃烧的凝相颗粒也会更多地撞击扰流环收敛部分甚至发生沉积,发动机热防护问题和比冲损失更加严峻。根

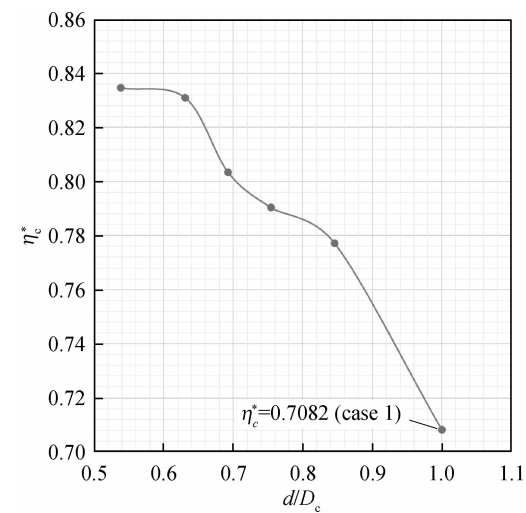


图 12 不同扰流环通径时燃烧效率 η_c^*

Fig. 12 Combustion efficiency η_c^* under different flowing diameters of spoiler ring

据固体火箭发动机热防护经验,扰流环可以选用耐烧蚀的石墨材料^[20]。因此,设计扰流环时,应在考虑热防护和颗粒沉积的问题的基础上,通径应尽量取小。

2.3 扰流环位置对燃烧室燃烧流动的影响

Case 7、case 8、case 4、case 9 和 case 10 中扰流环通径比 ϵ_d 保持不变,均为 0.692;而扰流环头部距离比 ϵ_x 依次为 0.3、0.4、0.5、0.65 和 0.8。由于在不同轴线位置的气固掺混度、雷诺数和努塞尔数的数值有所差异,本小节以 case 1 为基准,统计气固掺混度和努塞尔数的相对变化率,从而对比分析不同扰流环位置对燃烧室燃烧流动特性的影响。

图 13 为不同扰流环位置条件下 Al 颗粒与 O_2 和 H_2O 的掺混度的相对变化率。由图可知,随着扰流环位置的后移,颗粒掺混度相对变化率总体呈现减小的趋势。距离燃烧室头部越近,平均气固掺混度数值越小,扰流环带来的气固掺混度相对提升量越大。

图 14 不同扰流环位置条件下的雷诺数和努塞尔数的相对变化率。由图可知,随着扰流环位置后移,雷诺数和努塞尔数相对变化率不断增大,颗粒和气流间的换热效果越来越强烈。而在燃烧室尾部颗粒雷诺数和努塞尔数的相对提升量略微减小,原因主要是和颗粒在燃烧室尾部平均直径明显减小有关,颗粒随流性增强,颗粒雷诺数一直变现为较小的数值。

图 15 为在不同扰流环位置时燃烧室温度对

比图。Case 7、case 4 和 case 10 的燃烧室最高温度依次为 3942、4220 K 和 3803 K。由图 15 可知,

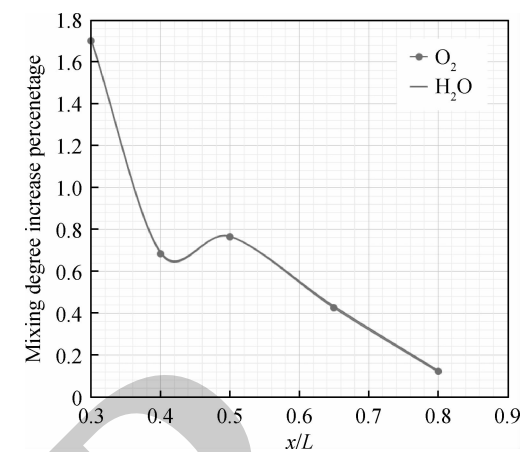


图 13 不同扰流环头部距离时颗粒掺混度增长率

Fig. 13 Particle mixing degree increase percentage under different spoiler ring's distance from head

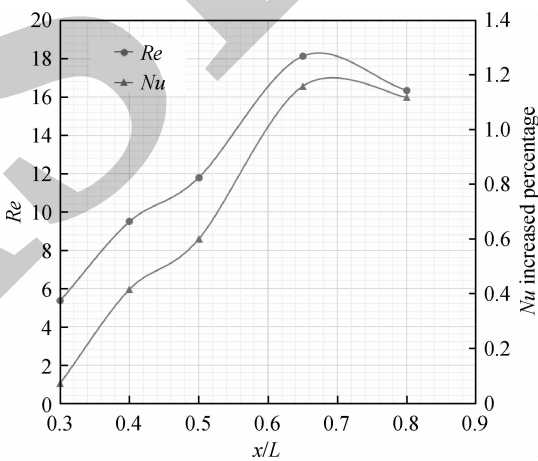


图 14 不同扰流环头部距离时颗粒换热参数

Fig. 14 Particle heat transfer parameters under different spoiler ring's distance from head

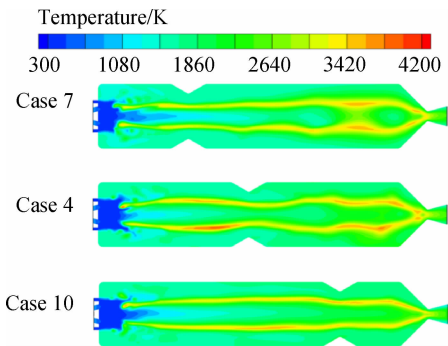


图 15 不同扰流环头部距离时燃烧室温度

Fig. 15 Combustor temperature under different spoiler ring's distance from head

随着扰流环的后移,高温区分布范围逐渐减小。特别是 case 10,温度明显低于前两个工况,高温区分布范围也相对前两个工况小。

图 16 为燃烧效率 η_c^* 随扰流环位置的变化曲线。在靠近燃烧室头部,由于颗粒掺混度较小,通过在该位置添加扰流环可以迅速提高颗粒掺混程度,并增强换热,从而更好地促进颗粒燃烧放热。因此,扰流环距燃烧室头部越近,燃烧效率 η_c^* 越大。但扰流环太靠近燃烧室头部是可能会影响到头部的喷注和稳焰结构,对粉末火箭发动机燃烧组织不利。因此,扰流环应布置在距离燃烧室头部 0.3~0.4 倍燃烧室长度的位置。对比图 12 和图 16 可以,看出燃烧效率受扰流环的位置影响的敏感度要比扰流环通径要小得多。

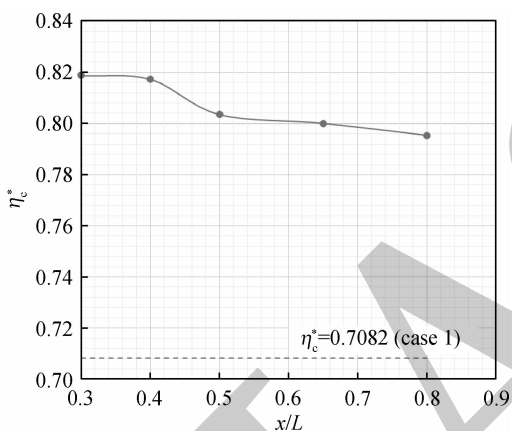


图 16 不同扰流环头部距离时燃烧效率 η_c^*

Fig. 16 Combustion efficiency η_c^* under different spoiler ring's distance from head

3 结 论

粉末火箭发动机以金属颗粒为燃料,金属颗粒惯性大、不易离散,颗粒和气相掺混不足,从而导致粉末火箭发动机燃烧效率较低。通过数值模拟方法,研究了扰流环的有无、通径和位置对粉末火箭发动机中颗粒掺混度、颗粒换热和燃烧室温度和燃烧效率等特性的影响。分析得到如下结论:

1) 在 Al/AP 粉末发动机中添加扰流环可以明显增加扰流环附近的气固掺混度和换热强度,进而促进 Al 颗粒蒸发和燃烧并放出大量的热,从而提高燃烧室的燃烧效率。

2) 随着扰流环通径的减小,扰流环的作用越来越明显,气固掺混度和换热强度提升量越来越大,燃烧室燃烧效率 η_c^* 越来越高。采用 6 个工况中(case 1、case 2、case 3、case 4、case 5、case

6), case 6 的燃烧效率最高,为 83.46%。

3) 随着扰流环靠近燃烧室头部,扰流环的作用效果越来越好,气固掺混度相对变化了越来越大,燃烧室燃烧效率 η_c^* 越来越高。采用的 5 个工况(case 7、case 8、case 4、case 9、case 10)中, case 7 的特征速度燃烧效率最高,为 81.88%。

4) 在粉末火箭发动机中设计扰流环时,扰流环通径尽量小,扰流环距燃烧室头部的距离与燃烧室长度之比取 0.3~0.4 为宜。

参考文献:

- [1] 李悦,胡春波,胡加明,等.粉末火箭发动机研究进展[J].推进技术,2018,39(8):1681-1695.
LI Yue, HU Chunbo, HU Jiaming, et al. Progress of powder rocket engine technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1681-1695. (in Chinese)
- [2] LOFTUS H, MONTANINO L, BRYNDLE R. Powder rocket feasibility evaluation[R]. AIAA 72-1162, 1972.
- [3] WICKMAN J. In-situ Mars rocket and jet engines burning carbon dioxide[R]. AIAA 99-2409, 1999.
- [4] SZABO J, MILLER T, HERR J, et al. Magnesium bipropellant rockets for martian ascent vehicles[R]. AIAA-2011-5834, 2011.
- [5] 李悦,胡春波,孙海俊,等.粉末火箭发动机燃烧室燃烧流动特性研究[J].固体火箭技术,2014,37(6):792-797.
LI Yue, HU Chunbo, SUN Haijun, et al. Study on flow and combustion characteristics in the thrust chamber of powder rocket[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(6): 792-797. (in Chinese)
- [6] 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 Chao, HU Chunbo, WU Guanjie, et al. Investigation on effects of injection pressure drop on Al/AP powder rocket motor operation characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2873-2880. (in Chinese)
- [7] 孙海俊,胡春波,徐义华.粉末推进剂流化过程及高压流化机制分析[J].推进技术,2018,39(12):2853-2862.
SUN Haijun, HU Chunbo, XU Yihua. Analysis on fluidization process and mechanism of powder propellant at high pressure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2853-2862. (in Chinese)
- [8] 朱小飞,胡春波,胡加明,等.氧化剂气量比对 Mg/CO₂ 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/CO₂ engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 479-485. (in Chinese)
- [9] 银仁亮,周进,张光中,等.双组元液体远地点火箭发动机扰流环的设计方法研究[J].火箭推进,2004,30(1):11-15.

YIN Renliang,ZHOU Jin,ZHANG Guangzhong,et al. Design method of spoiler ring for bipropellant liquid apogee rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2004,30(1):11-15. (in Chinese)

[10] 杨玉新,胡春波,秦飞,等. 固液发动机固体燃料瞬态退移速率[J]. 推进技术,2008,29(5):533-538.

YANG Yuxin, HU Chunbo, QIN Fei, et al. Study of instantaneous regression rate in hybrid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 533-538. (in Chinese)

[11] 王鹏飞,田辉,俞南嘉,等. 药柱含扰流板 H_2O_2 /HTPB 固液火箭发动机两相流数值计算[J]. 航空动力学报,2013,28(11):533-538.

WANG Pengfei, TIAN Hui, YU Nanjia, et al. Two-phase flow numerical calculation of H_2O_2 /HTPB hybrid rocket engine with diaphragm in grain[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 533-538. (in Chinese)

[12] LAZZARIN M, FAENZA M, BARATO F. Computational fluid dynamics simulation of hybrid rockets of different scales[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(5): 1458-1469.

[13] 胡松启,李葆萱. 固体火箭发动机燃烧基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,2014.

[14] KIM K, KIM C, YOO J. Test-based thermal decomposition simulation of AP/HTPB and AP/HTPE propellants[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 822-827.

[15] BROOKS K P, BECKSTEAD M W. Dynamics of aluminum combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(4): 769-780.

[16] BECKSTEAD M W. A summary of aluminum combustion [M]. Provo, Utah: Brigham Young University Press, 2004.

[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] 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.

CHEN Binbin, XIA Zhixun, WANG Dequan, et al. Study on mixing process assessment method in solid ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6): 731-735. (in Chinese)

[19] 何洪庆,张振鹏. 固体火箭发动机气体动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社,1988.

[20] 鲍福庭,刘旸,惠卫华,等. 固体火箭发动机设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2013.

(编辑:王碧琚)