



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113339161 B

(45) 授权公告日 2022.06.21

(21) 申请号 202110711172.X

审查员 张博

(22) 申请日 2021.06.25

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 113339161 A

(43) 申请公布日 2021.09.03

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所  
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 林鑫 王泽众 张泽林 李飞  
余西龙

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11390  
专利代理师 胡剑辉

(51) Int. Cl.  
F02K 9/72 (2006.01)

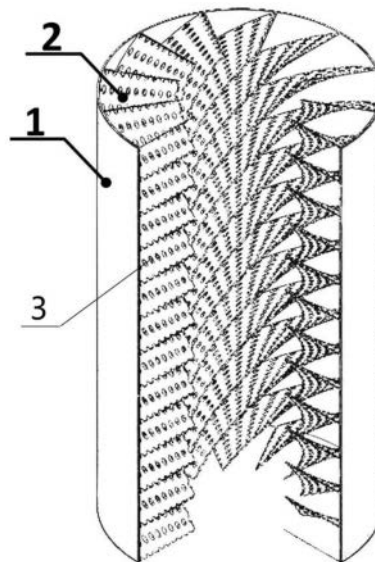
权利要求书1页 说明书6页 附图6页

(54) 发明名称

基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱

(57) 摘要

本发明公开了一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱,该固液火箭发动机药柱包括基体、多个叶片和燃料介质,所述基体内设置有内腔,所述多个叶片沿着所述内腔的腔壁的周向间隔设置,所述叶片上设置有多个贯穿孔;所述燃料介质填充于相邻的两个叶片之间,并且填充于所述贯穿孔内;所述基体、叶片各自独立地为金属燃料。该药柱解决了现有技术中金属粉末团聚现象,同时解决了固体药柱机械性能以及燃面退移速率两者互相耦合限制的问题,在保证药柱机械性能和安全性的同时,大幅提升药柱的退移速率。



1. 一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述固液火箭发动机药柱包括基体(1)、多个叶片(2)和燃料介质(4),所述基体(1)内设置有内腔,所述多个叶片(2)沿着所述内腔的腔壁的周向间隔设置,所述叶片(2)上设置有多个贯穿孔(3);所述燃料介质(4)填充于相邻的两个叶片(2)之间,并且填充于所述贯穿孔(3)内;所述基体(1)、叶片(2)各自独立地为金属燃料。

2. 根据权利要求1所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述基体(1)和叶片(2)为一体结构。

3. 根据权利要求1所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述金属燃料选自铝、镁、铝镁合金中的至少一种。

4. 根据权利要求3所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述金属燃料为AlSi10Mg合金或ZAlMg10合金。

5. 根据权利要求1所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述燃料介质(4)选自石蜡基燃料、HTPB、PMMA、PE中的至少一种。

6. 根据权利要求1-5中任意一项所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述叶片(2)的形状选自螺旋结构、波浪结构和变曲率结构中的至少一种。

7. 根据权利要求6所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,同一固液火箭发动机药柱内的所述叶片(2)的形状相同。

8. 根据权利要求6所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述多个叶片(2)采用等间距设置。

9. 根据权利要求6所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述贯穿孔(3)的平均孔径为1-2mm,相邻的两个贯穿孔(3)的中心之间的平均距离为0.5-1.0mm。

10. 根据权利要求6所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述基体(1)和所述叶片(2)的厚度各自独立地为0.3-0.5mm,所述基体(1)和所述叶片(2)的长度均为80-120mm,所述叶片(2)的数量为6-15个,所述叶片(2)的宽度和燃料介质(4)的宽度相同且均为18-25mm;所述固液火箭发动机药柱的外径为50-70mm。

11. 根据权利要求10所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述叶片(2)为螺旋结构时,所述叶片(2)为沿所述固液火箭发动机药柱的轴向旋转圈数为0.5-5圈。

12. 根据权利要求10所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述基体(1)为圆筒结构。

13. 根据权利要求1所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述基体(1)和叶片(2)的一体成型采用增材制造方法进行。

14. 根据权利要求1所述的固液火箭发动机药柱,其特征在于,所述燃料介质(4)的填充采用浇注的方式进行,并且填充过程包括离心操作。

## 基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱

### 技术领域

[0001] 本发明涉及火箭发动机药柱,具体地,涉及一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱。

### 背景技术

[0002] 固液混合火箭发动机由于兼具成本低廉、推力可调、安全性高、多次启动等潜在优点,使其已成为当前火箭推进领域的研究热点,上述优点十分符合下一代航天平台中绿色环保、智能随控、快速响应的发展需求,在探空火箭、小型运载、运载助推、行星着陆器、亚轨道飞行、民用商业航天等诸多领域具有广阔的应用前景。

[0003] 固体药柱是固液发动机的核心组成部分,而传统的固体燃料退移速率低严重制约了固液发动机的发展。目前,主流的提高药柱退移速率方法主要包括:(1)多孔、星型、车轮等复杂结构,但这增加了混合火箭发动机装药结构设计的复杂度并降低了其机械强度,且造成发动机体积利用率低、发动机熄火后燃料残余量多等问题;(2)基于ABS和石蜡基燃料的组合式药柱,ABS虽然也可作为燃料,但其燃烧热值较低,会造成发动机比冲降低,此外,ABS与石蜡基燃料并不相融,可能存在石蜡基燃料脱落的风险,药柱整体的力学性能难以保证;(3)添加金属燃料粉末,实现金属粉末在药柱内的均匀布置对于工艺要求极为苛刻,且金属粉末燃烧过程普遍存在团聚现象,导致药柱燃烧效率降低,此外金属粉末的添加可能会增大点火难度。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱,以解决现有技术中金属粉末团聚现象,同时解决了固体药柱机械性能以及燃面退移速率两者互相耦合限制的问题,在保证药柱机械性能和安全性的同时,大幅提升药柱的退移速率。

[0005] 为了实现上述目的,本发明提供了一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱,该固液火箭发动机药柱包括基体、多个叶片和燃料介质,所述基体内设置有内腔,所述多个叶片沿着所述内腔的腔壁的周向间隔设置,所述叶片上设置有多个贯穿孔;所述燃料介质填充于相邻的两个叶片之间,并且填充于所述贯穿孔内;所述基体、叶片各自独立地为金属燃料。

[0006] 作为本发明的一种优选方案,所述基体和叶片为一体结构。

[0007] 作为本发明的一种优选方案,所述金属燃料选自铝、镁、铝镁合金中的至少一种。

[0008] 作为本发明的一种优选方案,所述金属燃料为AlSi10Mg合金或ZAlMg10合金。

[0009] 作为本发明的一种优选方案,所述燃料介质选自石蜡基燃料、HTPB、PMMA、PE中的至少一种。

[0010] 作为本发明的一种优选方案,所述叶片的形状选自螺旋结构、波浪结构和变曲率结构中的至少一种。

[0011] 作为本发明的一种优选方案,同一固液火箭发动机药柱内的所述叶片的形状相



## 具体实施方式

[0035] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合附图,对本发明实施例中的技术方法进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例指示本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动成果前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明的保护范围。

[0036] 需要说明,若本发明实施例中有涉及方向性指示(诸如上、下、左、右、前、后等),则该方向性指示仅用于解释在解释某一特定姿态下各部件之间的相对位置关系,运动情况等,如果该特定姿态发生改变时,则该方向性指示也相应地随之改变。

[0037] 本发明提供了一种基于金属燃料添加方法的固液火箭发动机药柱,如图1-5所示,该固液火箭发动机药柱包括基体1、多个叶片2和燃料介质4,所述基体1内设置有内腔,所述多个叶片2沿着所述内腔的腔壁的周向间隔设置,所述叶片2上设置有多个贯穿孔3;所述燃料介质4填充于相邻的两个叶片2之间,并且填充于所述贯穿孔3内;所述基体1、叶片2各自独立地为金属燃料。

[0038] 在本发明中,基体1与叶片2之间可以为分体机构,也可以为一体结构,但是为了进一步提高固液火箭发动机药柱的机械强度,优选地,所述基体1和叶片2为一体结构。

[0039] 在本发明中,对所述金属燃料的种类不作具体的要求,但是为了进一步提高药柱的退移速率,优选地,所述金属燃料选自铝、镁、铝镁合金中的至少一种;更优选地,所述金属燃料为AlSi10Mg合金或ZAlMg10合金。

[0040] 同理,对所述燃料介质4的种类不作具体的要求,但是为了进一步提高药柱的退移速率,优选地,所述燃料介质4选自石蜡基燃料、HTPB(端羟基聚丁二烯)、PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯)、PE(聚乙烯蜡)中的至少一种。

[0041] 在本发明中,对所述叶片2的结构不作具体限定,但是为了使得所述叶片2、所述燃料介质4之间能够更好地结合,优选地,所述叶片2的形状选自螺旋结构、波浪结构和变曲率结构中的至少一种。相对于平面结构,螺旋结构(如图1-2中叶片所示的机构)、波浪结构(如图3-4中叶片所示的机构)和变曲率结构(如图5中叶片所示的机构,包括多个曲面板组成,相邻的曲面板的弯曲方向相反)能够具有更大的表面积,从而使得所述叶片2、所述燃料介质4之间能够更好地结合;同时,螺旋结构、波浪结构和变曲率结构对所述燃料介质4也具有一定的支撑作用,从而更便于所述燃料介质4的浇注。

[0042] 在本发明中,同一固液火箭发动机药柱内的所述叶片2的形状可以相同,也可以不同,但是为了便于敷设,优选地,同一固液火箭发动机药柱内的所述叶片2的形状相同。

[0043] 在上述实施方式中,所述多个叶片2可以采用等间距设置,也可以采用非等间距设置,为了实现金属燃料在燃料介质4中的均匀添加,优选地,所述多个叶片2采用等间距设置。

[0044] 在上述实施方式中,所述贯穿孔3的孔径以及分布密度可根据要求进行灵活布置,但是为了使得燃料介质4能够与叶片2更好地结合,优选地,所述贯穿孔3的平均孔径为1-2mm,相邻的两个贯穿孔3的中心之间的平均距离为0.5-1.0mm。

[0045] 此外,在本发明中,所述基体1和所述叶片2的厚度、所述基体1和所述叶片2的长度、所述叶片2的数量、所述叶片2的宽度和燃料介质4的宽度、所述固液火箭发动机药柱的外径各自独立地均可在宽的范围选择,但是为了进一步提升药柱的退移速率,优选地,所

述基体1和所述叶片2的厚度各自独立地为0.3-0.5mm,所述基体1和所述叶片2的长度均为80-120mm,所述叶片2的数量为6-15个,所述叶片2的宽度和燃料介质4的宽度相同且均为18-25mm;所述固液火箭发动机药柱的外径为50-70mm。

[0046] 在上述实施方式的基础上,为了进一步地提升药柱的退移速率,优选地,所述叶片2为螺旋结构时,所述叶片2为沿所述固液火箭发动机药柱的轴向旋转圈数为0.5-5圈。

[0047] 在上述实施方式的基础上,为了进一步地提升药柱的退移速率,优选地,所述叶片2为波浪结构时,所述叶片2包括多个连续连接的平面板,所述平面板的长度为50-55mm,相邻的两个平面板之间的夹角为120-160°。

[0048] 在上述实施方式的基础上,为了进一步地提升药柱的退移速率,优选地,所述叶片2为变曲率结构,所述叶片2包括多个连续连接的曲面板,所述曲面板至少满足以下条件:弧度为50-60°,半径为140-170mm。

[0049] 在本发明中,对所述基体1的具体结构不作限定,但是考虑到药柱的使用便捷程度,优选地,所述基体1为圆筒结构。

[0050] 在所述基体1和叶片2为一体结构的情形下,所述基体1和叶片2的一体成型方法也可以存在多种选择,但是为了便于操作,优选地,所述基体1和叶片2的一体成型采用增材制造方法进行。

[0051] 最后,在本发明中,所述燃料介质4的填充方法也可以具有多种,但是为了便于操作,优选地,所述燃料介质4的填充采用浇注的方式进行,并且填充过程包括离心操作,所述燃料介质4在离心力的作用下能够快速地填充于相邻的两个叶片2之间和所述贯穿孔3内,从而使得内腔中的所述燃料介质4连成一体。

[0052] 以下将通过实例对本发明进行详细描述。在以下实例中,石蜡基燃料为中国科学院力学所产品;HTPB为中国科学院力学所品;PMMA为北京卓安天成商贸有限公司的市售品;AlSi10Mg合金为中航迈特有限公司的市售品。

#### [0053] 实施例1

[0054] 本实施例以氧气为氧化剂的固液火箭发动机试验台为基础,如图1-2所示,将基体1、叶片2通过增材制造技术制备成一体结构,叶片2等间距设置于基体1的内腔中,接着将燃料介质4浇注满相邻的叶片2之间和贯穿孔3内形成固液火箭发动机药柱,在浇注过程中使用离心操作,离心速率为1000转/min。

[0055] 其中,基体1、叶片2的原料选用AlSi10Mg合金粉末,燃料介质3为石蜡基燃料;叶片2上的贯穿孔3的平均孔径为1.5mm,相邻的两个贯穿孔3的中心之间的平均距离为0.5mm;叶片2一共为12个,叶片2为螺旋结构,叶片2沿固液火箭发动机药柱的轴向旋转1圈,旋转方向为顺时针方向;基体1、叶片2的厚度均为0.5mm,长度均为100mm;叶片2的宽度与燃料介质4的厚度一致均为20mm,固液火箭发动机药柱的外径为60mm。

#### [0056] 实施例2

[0057] 按照实施例1的方法进行,唯一所不同的是,按照图3-4所示,将叶片2换为变曲率结构,叶片2包括多个连续连接的曲面板,所述曲面板至少满足以下条件:弧度为55°,半径为150mm。

#### [0058] 实施例3

[0059] 按照实施例1的方法进行,唯一所不同的是,按照图5所示,将叶片2换为波浪结构,

所述叶片2包括多个连续连接的平面板,所述平面板的长度为50.5mm,相邻的两个平面板之间的夹角为150°。

[0060] 实施例4

[0061] 按照实施例1的方法进行,唯一所不同的是,将基体1、叶片2的原料换为ZA1Mg10合金(中航迈特有限公司的市售品),将燃料介质3换为HTPB。

[0062] 实施例5

[0063] 按照实施例1的方法进行,唯一所不同的是,将基体1、叶片2的原料换为ZA1Mg10合金(中航迈特有限公司的市售品),将燃料介质3换为PMMA。

[0064] 对比例1

[0065] 按照实施例1的方法进行,唯一所不同的是,叶片2上未设置贯穿孔3,燃料介质4仅浇注满相邻的叶片2之间。

[0066] 检测例1

[0067] 按照称重法(可参考文献“Combustion performance of a novel hybrid rocket fuel grain with a nested helical structure,Aerospace Science and Technology,97:105613,Zezhong Wang,Xin Lin\*,Fei Li,Xilong Yu第五页,4.3regression rate”) 对实施例1制得的固液火箭发动机药柱(即图6中的药柱)、石蜡基燃料药柱、ABS+石蜡基组合药柱、HTPB/GOX文献中记载的药柱进行燃烧退移速率的检测,检测结果见图6所示。

[0068] 其中,石蜡基燃料药柱为文献“Experimental investigation of fuel composition and mix-enhancer effects on the performance of paraffin-based hybrid rocket motors,Aerospace Science and echnology,82-83:620-627,Yi Wu,Xilong Yu,Xin Lin,Sen Li,Xiaolin Wei,Chuan Zhu,Linlin Wu第2页,2Fuel grain preparation”公开的药柱。

[0069] ABS+石蜡基组合药柱为文献“Combustion performance of a novel hybrid rocket fuel grain with a nested helical structure,Aerospace Science and Technology,97:105613,Zezhong Wang,Xin Lin\*,Fei Li,Xilong Yu第2页,2Fuel grain manufacturing”公开的药柱。

[0070] HTPB/GOX文献中记载的药柱为文献“A.Karabeyoglu,G.Zilliac,B.J.Cantwell,S.DeZilwa,P.Castellucci,Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels,J.Propuls.Power 20(2004)1037-1045,2004/11/01.1039页,图3”公开的药柱。

[0071] 按照上述相同的方法,对实施例2-5和对比例1的药柱进行检测,相对于HTPB/GOX文献实验结果,各药柱燃烧退移速率的提高了的程度见表1。

[0072] 表1

		燃烧退移速率的提高比例/%
[0073]	石蜡基燃料药柱	51.1
	ABS+石蜡基组合药柱	59.2
	实施例 1	89.6
	实施例 2	82.3
	实施例 3	83.1
[0074]	实施例 4	48.5
	实施例 5	49.3
	对比例 1	71.3

[0075] 通过上表可知,相对于现有技术中的石蜡基燃料药柱、ABS+石蜡基组合药柱,本发明提供的药柱的燃烧退移速率具有大幅度的提升,由此可见,本申请中使用叶片的形式能够在燃料介质中金属的均匀添加,有效地规避因为金属和燃料介质的不相容而出现缝隙及脱落的现象的发生。

[0076] 现有的燃料介质为HTPB或PMMA的药柱的燃烧退移速率普遍较低,实施例4-5中使用的燃料介质为HTPB或PMMA,而燃烧退移速率的提高比例能达到48%以上,也是远超现有的药柱的燃烧退移速率。

[0077] 同时,通过对比例1和实施例1的对比可知,本申请中的贯穿孔3对于燃烧退移速率的提升也具有显著的影响。

[0078] 以上详细描述了本发明的优选实施方式,但是,本发明并不限于上述实施方式中的具体细节,在本发明的技术构思范围内,可以对本发明的技术方案进行多种简单变型,这些简单变型均属于本发明的保护范围。

[0079] 另外需要说明的是,在上述具体实施方式中所描述的各个具体技术特征,在不矛盾的情况下,可以通过任何合适的方式进行组合,为了避免不必要的重复,本发明对各种可能的组合方式不再另行说明。



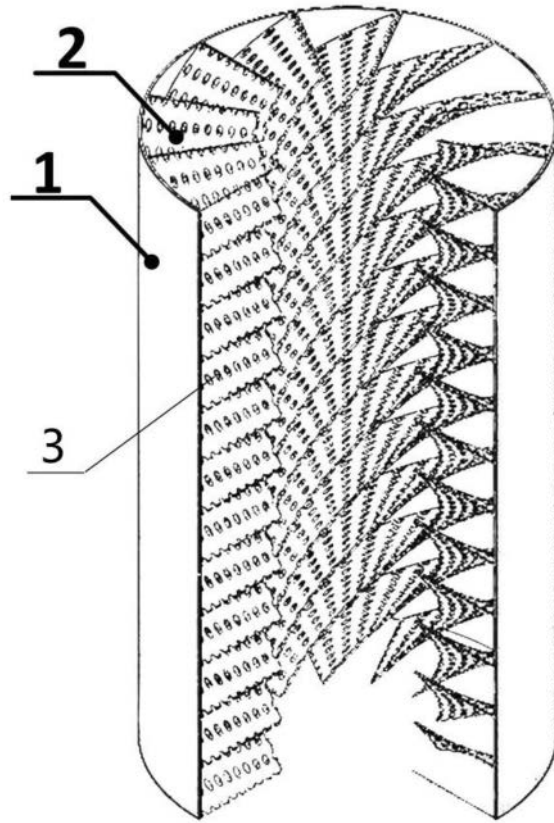


图1

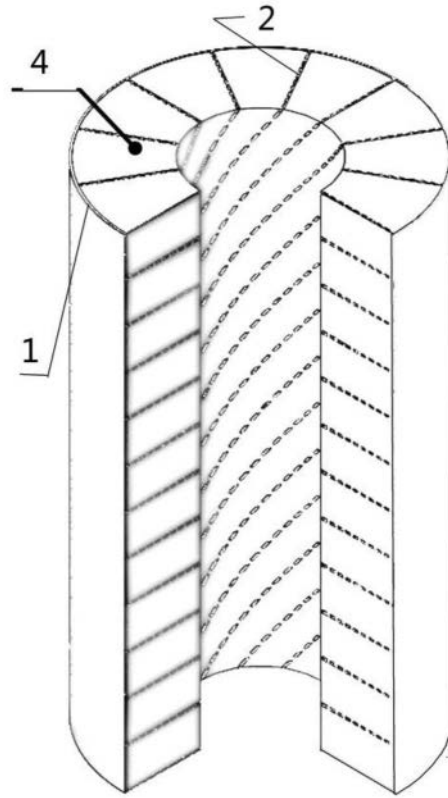


图2

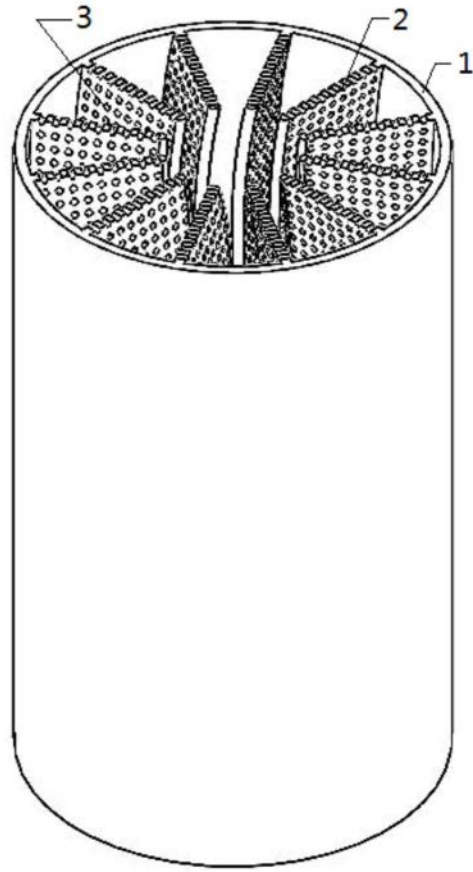


图3

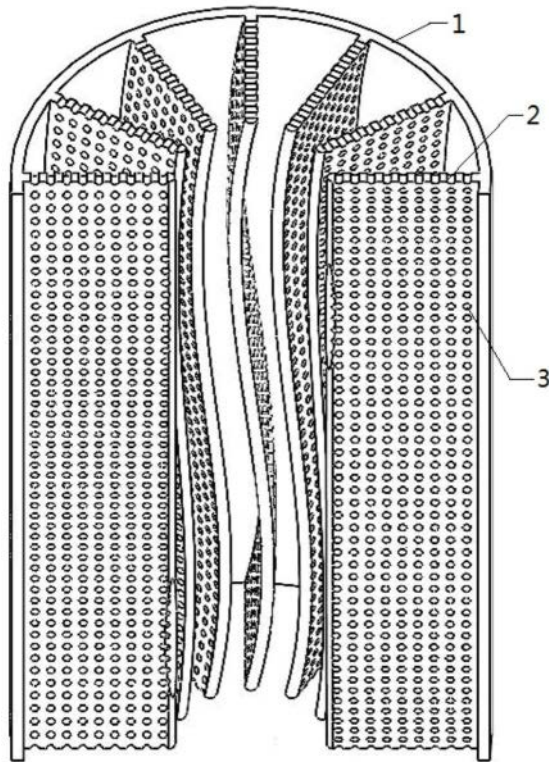


图4

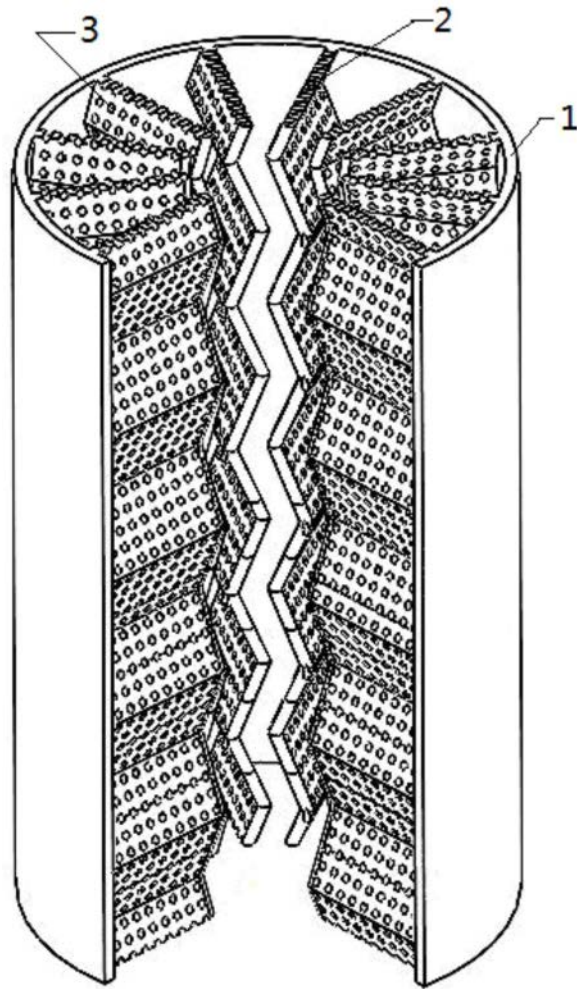


图5

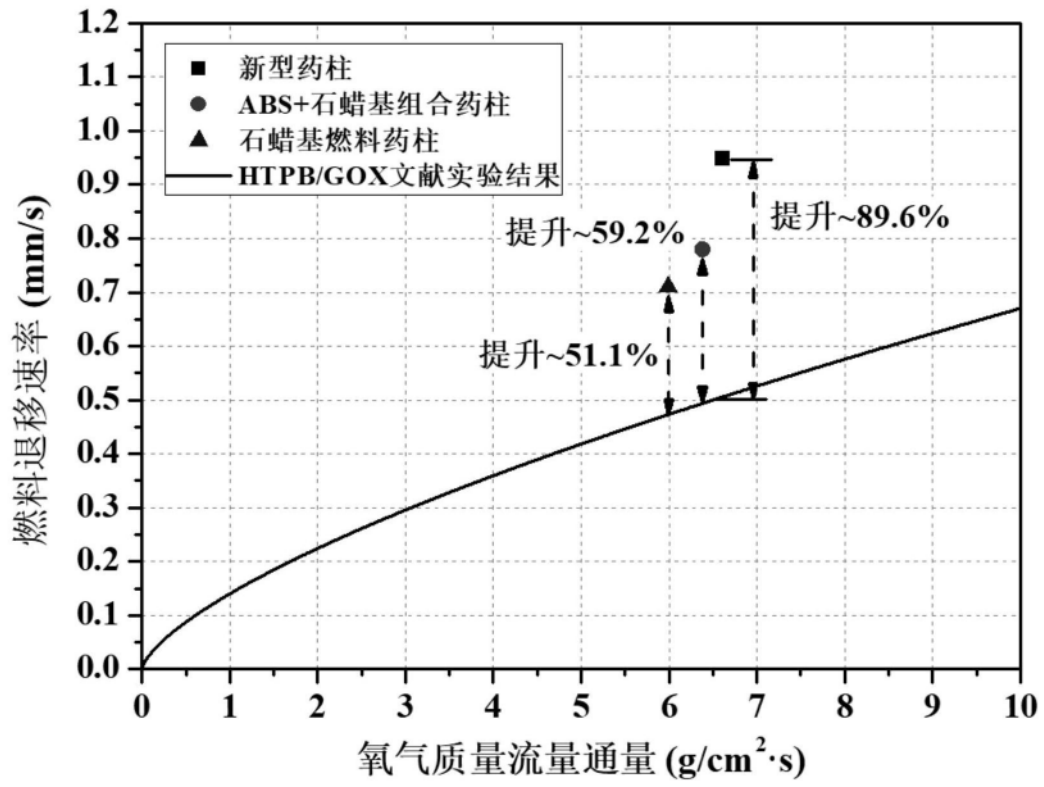


图6