



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 115045777 B

(45) 授权公告日 2022. 12. 23

(21) 申请号 202210666260.7

F02K 9/80 (2006.01)

(22) 申请日 2022.06.14

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 109989850 A, 2019.07.09

申请公布号 CN 115045777 A

CN 113357051 A, 2021.09.07

CN 106121864 A, 2016.11.16

(43) 申请公布日 2022.09.13

US 2011167793 A1, 2011.07.14

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所

US 2014352276 A1, 2014.12.04

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

US 2002036038 A1, 2002.03.28

(72) 发明人 林鑫 张泽林 王泽众 罗家泉
孟东东 李飞 余西龙

王印等. 含石蜡燃料在固液混合发动机中的燃烧效率研究.《推进技术》.2020, 第41卷(第08期), 第1807-1813页.

审查员 周红叶

(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 焦海峰

(51) Int. Cl.

F02K 9/72 (2006.01)

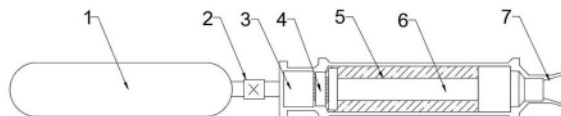
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机

(57) 摘要

本发明公开了一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,包括依次连接的氧化剂催化供应组件、切换式喷注器和组合药柱,氧化剂催化供应组件用于将氧化剂催化分解为高温氧气,高温氧气通过切换式喷注器送入组合药柱的燃烧通道;组合药柱包括由低退移速率燃料形成的基体以及多个均匀分布的叶片,相邻两个叶片之间形成的燃烧通道内填充有高退移速率燃料,且叶片在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持燃烧通道结构,切换式喷注器能够以沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向直流喷注高温氧气,或沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向旋流喷注高温氧气;本发明将氧化剂的不同喷注方式与螺旋嵌套式药柱进行耦合,得到变推力的固液火箭发动机,鲁棒性更好。



1. 一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,其特征在于,

包括依次连接的氧化剂催化组件、切换式喷注器(4)和组合药柱(5),所述氧化剂催化组件用于将氧化剂催化分解为高温氧气,所述高温氧气通过所述切换式喷注器(4)送入所述组合药柱(5)的燃烧通道;

其中,所述组合药柱(5)包括由低退移速率燃料形成的基体(51),以及多个均匀分布在所述基体(51)内壁的叶片(52),相邻两个所述叶片(52)之间形成的燃烧通道(6)内填充有高退移速率燃料,且所述叶片(52)在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持燃烧通道结构,其中,所述组合药柱(5)的叶片(52)沿所述基体(51)内壁螺旋设置,相邻两个所述叶片(52)之间形成螺旋式燃烧通道;

所述切换式喷注器(4)能够以沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向直流喷注所述高温氧气,也能够沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向旋流喷注所述高温氧气;

所述切换式喷注器(4)包括三个子级喷注器(41),三个所述子级喷注器(41)包括同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器,所述同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器分别通过并列气路与所述氧化剂催化组件的末端连接;

经过所述同旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与所述组合药柱(5)的螺旋方向相同;

经过所述直流喷注器内的氧化剂沿所述组合药柱(5)的轴向方向喷注;

经过所述反旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与所述组合药柱(5)的螺旋方向相反;

所述切换式喷注器(4)利用三种喷注方式与所述组合药柱(5)的螺旋式燃烧通道耦合,以更改所述组合药柱(5)在不同喷注方式下的燃料退移速率,并调整所述固液火箭发动机的推力。

2. 根据权利要求1所述的一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,其特征在于,

所述氧化剂催化组件按照氧化剂的移动方向依次包括氧化剂贮箱(1)、主气路(2)和催化床(3);

其中,所述氧化剂贮箱(1)用于为所述组合药柱(5)输送氧化剂;

所述氧化剂与所述催化床(3)接触后被催化分解并释放热量,分解成高温氧气;

所述高温氧气与所述组合药柱(5)的固体燃料接触实现自燃启动。

3. 根据权利要求2所述的一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,其特征在于,所述催化床(3)采用多层纯银网结构。

4. 根据权利要求1所述的一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,其特征在于,

所述并列气路内设有分路阀门(42),所述分路阀门(42)用于控制所述同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器与所述氧化剂催化组件的供气通断。

5. 根据权利要求1所述的一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,其特征在于,所述组合药柱(5)的末端连接有喷管(7),所述喷管(7)的喉部采用石墨喉衬。

一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及固液火箭发动机技术领域,具体涉及一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机。

背景技术

[0002] 液体火箭发动机自身结构的复杂性决定了其制造和使用成本较高,而固体火箭发动机同时采用固体燃料和氧化剂导致其难以实现重复启动和推力调节,尽管上述两种火箭发动机仍不断发展,但使用单一液相或固相推进剂不能根除上述缺点,固液混合火箭发动机分别采用液体和固体材料作为氧化剂和燃料,可有效解决上述技术和成本问题,逐渐成为火箭推进系统研究的热点。

[0003] 传统燃料药柱燃面退移速率低是制约固液发动机发展的核心科学问题,燃面退移速率的高低与发动机推力的大小密切相关,现有的固液火箭发动机还存在的缺陷如下:

[0004] (1) 固液发动机的退移速率与氧化剂流量通量成正比例关系,因此传统的变推力固液火箭发动机主要依赖于氧化剂流量调节,这对变流量控制技术有着极高的要求,推力更换操作误差大;

[0005] (2) 由于传统燃料较低的退移速率,在氧化剂流量调解时通常会伴随着氧燃比的偏移,这导致当前固液火箭发动机推力调控精度难以保证。

发明内容

[0006] 本发明的目的在于提供一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,本发明基于氧化剂的不同喷注方式对于燃料组合式药柱的退移速率的影响特性,通过切换式喷注器改变喷注方式,调控新型药柱退移速率,最终实现固液火箭发动机变推力调控,以解决现有技术中当前固液火箭发动机推力调控精度难以保证,且传统燃料药柱较低的退移速率直接导致发动机推力提升困难的技术问题。

[0007] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0008] 一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,包括依次连接的氧化剂催化供应组件、切换式喷注器和组合药柱,所述氧化剂催化供应组件用于将氧化剂催化分解为高温氧气,所述高温氧气通过所述切换式喷注器送入所述组合药柱的燃烧通道;

[0009] 其中,所述组合药柱包括由低退移速率燃料形成的基体,以及多个均匀分布在所述基体内壁的叶片,相邻两个所述叶片之间形成的燃烧通道内填充有高退移速率燃料,且所述叶片在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持燃烧通道结构;

[0010] 所述切换式喷注器能够以沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向直流喷注所述高温氧气,或沿高退移速率燃料的燃烧通道的轴向旋流喷注所述高温氧气。

[0011] 作为本发明的一种优选方案,所述氧化剂催化供应组件按照氧化剂的移动方向依次包括氧化剂贮箱、主气路和催化床;

[0012] 其中,所述氧化剂贮箱用于为所述组合药柱输送氧化剂;

- [0013] 所述氧化剂与所述催化床接触后被催化分解并释放热量,分解成高温氧气;
- [0014] 所述高温氧气与所述燃料组合式药柱的固体燃料接触实现自燃启动。
- [0015] 作为本发明的一种优选方案,所述催化床采用多层纯银网结构。
- [0016] 作为本发明的一种优选方案,所述组合药柱的叶片沿所述基体内壁螺旋设置,相邻两个所述叶片之间形成螺旋通道。
- [0017] 作为本发明的一种优选方案,所述切换式喷注器包括三个子级喷注器,三个所述子级喷注器包括同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器,所述同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器分别通过并列气路与所述氧化剂催化组件的末端连接。
- [0018] 作为本发明的一种优选方案,所述并列气路内设有分路阀门,所述分路阀门用于控制所述同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器与所述氧化剂催化组件的供气通断。
- [0019] 作为本发明的一种优选方案,经过所述同旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与所述组合药柱的螺旋通道方向相同;
- [0020] 经过所述直流喷注器内的氧化剂沿所述组合药柱的轴向方向喷注;
- [0021] 经过所述反旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与所述组合药柱的螺旋通道相反。
- [0022] 作为本发明的一种优选方案,所述切换式喷注器利用三种喷注方式与所述组合药柱的螺旋通道耦合,以更改所述组合药柱在不同喷注方式下的燃料退移速率,并调整所述组合药柱的燃烧推力。
- [0023] 作为本发明的一种优选方案,所述组合药柱的末端连接有喷管,所述喷管的喉部采用石墨喉。
- [0024] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:
- [0025] (1)本发明将氧化剂的不同喷注方式与螺旋嵌套式药柱进行耦合,由于氧化剂的不同喷注方式影响螺旋嵌套式药柱的燃面退移速率,即氧化剂的不同喷注方式影响螺旋嵌套式药柱的燃料量和发动机的推力,从而得到变推力的固液火箭发动机;
- [0026] (2)本发明仅需通过切换喷注方式,进而更改燃面退移速率,相对于传统调整阀门开度或者氧化剂供给压力,以通过改变氧化剂流量来调整发动机的推力来说,本发明在工程应用更易于实现,鲁棒性更好,并可进一步拓宽固液火箭发动机推力调节范围。

附图说明

- [0027] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地,下面描述中的附图仅仅是示例性的,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。
- [0028] 图1为本发明实施例提供的变推力固液火箭发动机的结构示意图;
- [0029] 图2为本发明实施例提供的燃料组合式药柱的细节示意图。
- [0030] 图3为本发明实施例提供的切换式喷注器的示意图;
- [0031] 图4为本发明实施例提供的燃料组合式药柱与不同喷注方式耦合的退移速率与氧化剂流量通量的相对变化规律图;
- [0032] 图5为本发明实施例提供的燃料组合式药柱与不同喷注方式耦合的氧燃比与氧化剂流量通量的相对变化规律图。

[0033] 图中的标号分别表示如下：

[0034] 1-氧化剂贮箱,2-主气路,3-催化床,4-切换式喷注器,5-组合药柱,6-燃烧通道,7-喷管；

[0035] 41-子级喷注器；42-分路阀门；

[0036] 51-基体,52-叶片。

具体实施方式

[0037] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是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前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0038] 如图1所示,本发明提供了一种基于组合式药柱的变推力固液火箭发动机,按照进气燃烧顺序依次包括氧化剂催化组件、切换式喷注器4、组合药柱5和喷管7。

[0039] 氧化剂催化组件用于通过催化作用输出高温氧气,高温氧气增大组合药柱5的燃面退移速率。

[0040] 切换式喷注器4具备多种将氧化剂喷注到组合药柱5的喷注方式,切换式喷注器4用于更换氧化剂催化组件内的氧化剂通入至组合药柱5的旋流方式。

[0041] 切换式喷注器4的不同喷注方式与组合药柱5的耦合,以更改组合药柱5在不同喷注方式下的燃料退移速率,并调整组合药柱5的燃烧推力。

[0042] 组合药柱5的内部形成有提供燃烧反应空间的燃烧通道6,燃烧通道6呈螺旋形。组合药柱5的末端连接有喷管7,喷管7的喉部采用石墨喉,石墨喉衬防止烧蚀,为固液火箭发动机的常规部件。

[0043] 作为本实施方式的优选,氧化剂催化组件沿着氧化剂的流动方向依次包括氧化剂贮箱1、主气路2和催化床3。

[0044] 其中,氧化剂贮箱1用于为组合药柱5输送氧化剂。

[0045] 催化床3采用多层纯银网结构,以代替组合药柱5的点火器,氧化剂与催化床3接触后被催化分解并释放热量,分解成高温氧气,高温氧气与组合药柱5的固体燃料接触实现自燃启动。

[0046] 如图1所示,氧化剂贮箱1中的氧化剂 H_2O_2 通过主气路2进入催化床3, H_2O_2 经催化床3催化后发生分解,释放出大量热量和氧气,得到高温氧气,该高温氧气经切换式喷注器4后与组合药柱5接触点燃药柱,从而实现发动机的自燃启动,燃烧充满整个燃烧通道6,生成高温高压燃气经喷管7喷出产生推力。

[0047] 如图2所示,组合药柱5包括基体51,以及多个均匀安装在基体51内壁的叶片52,两个相邻的叶片52之间形成燃料填充槽,其中,基体由低退移速率燃料组成,燃料填充槽内填充内高退移速率燃料。

[0048] 基体51由低退移速率燃料一体挤压组成,组成基体51的燃料和燃料填充槽内的燃料的退移速率不同,且组成基体51的燃料的退移速率小于燃料填充槽内填充的燃料的退移速率。

[0049] 其中,基体51采用低退移速率燃料,例如ABS、PLA、HTPB、铝、铝镁合金等,燃料填充

槽内填充有高退移速率燃料,例如石蜡基燃料、掺石蜡的HTPB燃料等。

[0050] 作为本实施方式的优选,组合药柱(5)的叶片(52)沿所述基体(51)内壁螺旋设置,相邻两个所述叶片(52)之间形成螺旋式燃烧通道,基于上述低退移速率燃料和高退移速率燃料的差异性,组合药柱5在燃烧过程中会生成一个特征结构,即内螺旋结构,该结构可增加燃气在燃烧通道6的驻留时间,有助于提升药柱退移速率和燃烧效率。

[0051] 如图3所示,切换式喷注器4用于调整催化分解的高温氧气输入至组合药柱5的喷注方式,具体切换式喷注器4包括同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器三个子级喷注器41,同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器分别通过并列气路与氧化剂催化组件的末端连接,并列气路内设有分路阀门42,分路阀门42用于控制同旋喷注器、直流喷注器和反旋喷注器与氧化剂催化组件的供气通断。

[0052] 其中,同旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与组合药柱5的螺旋方向一致;直流喷注器内的氧化剂沿组合药柱5的轴向方向喷注;反旋喷注器内的氧化剂的旋流方向与组合药柱5的螺旋方向相反。

[0053] 如图4和图5所示,本实施方式区别于现有的变推力固液火箭发动机的是,本实施方式将氧化剂的不同喷注方式与螺旋嵌套式药柱进行耦合,由于氧化剂的不同喷注方式影响螺旋嵌套式药柱的燃面退移速率,即氧化剂的不同喷注方式影响螺旋嵌套式药柱的燃料量和发动机的推力,从而得到变推力的固液火箭发动机,因此基于氧化剂的不同喷注方式对于组合药柱5的燃面退移速率的影响特性,可实现固液火箭发动机燃烧特性的有效调控。

[0054] 此外,本实施方式仅需通过并列气路的阀门切换改变喷注方式,进而更改燃面退移速率,而非传统的调整阀门开度或者氧化剂供给压力,通过改变氧化剂流量来调整发动机的推力,本实施方式在工程应用更易于实现,鲁棒性更好,并可进一步拓宽固液火箭发动机推力调节范围。

[0055] 本实施方式将螺旋嵌套式药柱与旋流喷注耦合,相较于传统单孔药柱,极大的影响其退移速率变化规律,且需要强调的是,当该组合药柱5与旋流喷注耦合时,会极大的改善其退移速率,实验已证明基于采用燃料组合式药柱基体采用ABS燃料,填充燃料采用石蜡基燃料,氧化剂喷注角度与药柱基体的螺旋叶片的螺旋线方向一致时,该组合药柱5退移速率明显提升。

[0056] 因此根据上述实验结果很容易得到的结论就是,切换式喷注器4的三种子级喷注器将高温氧气喷注至组合药柱5时,对于螺旋式药柱来说,三种子级喷注器对组合药柱5的燃面退移速率的提升效果为同旋喷注器>直流喷注器>反旋喷注器,因此根据当前的固液火箭发动机的推力需要调整切换式喷注器4,将高温氧气通过同旋喷注器、直流喷注器或反旋喷注器喷注到组合药柱5内,从而实现变推力驱动。

[0057] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

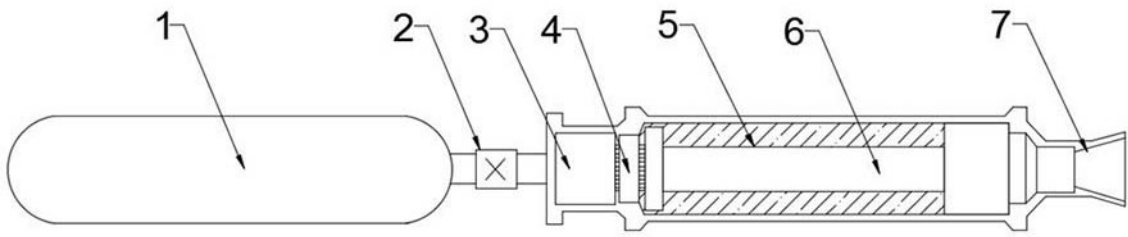


图1

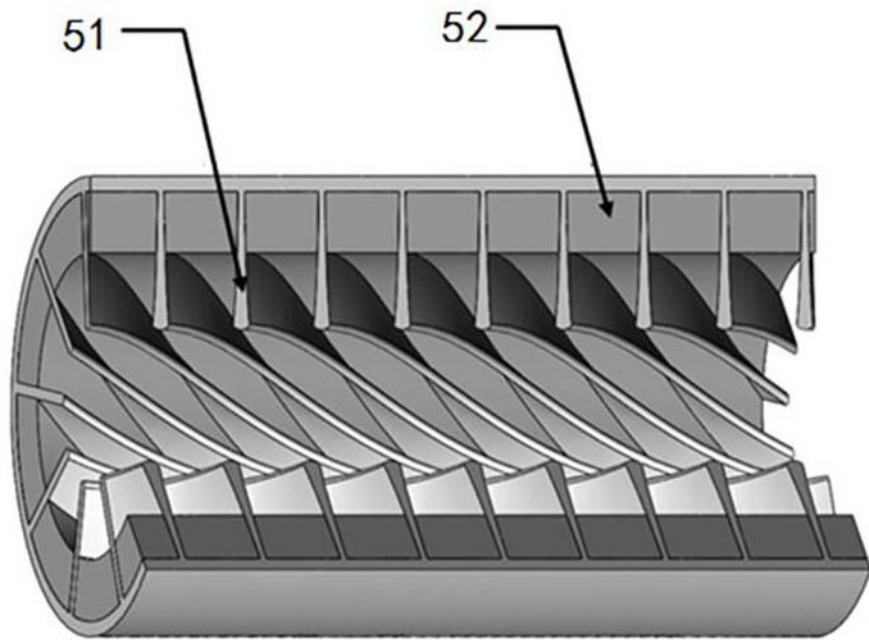


图2

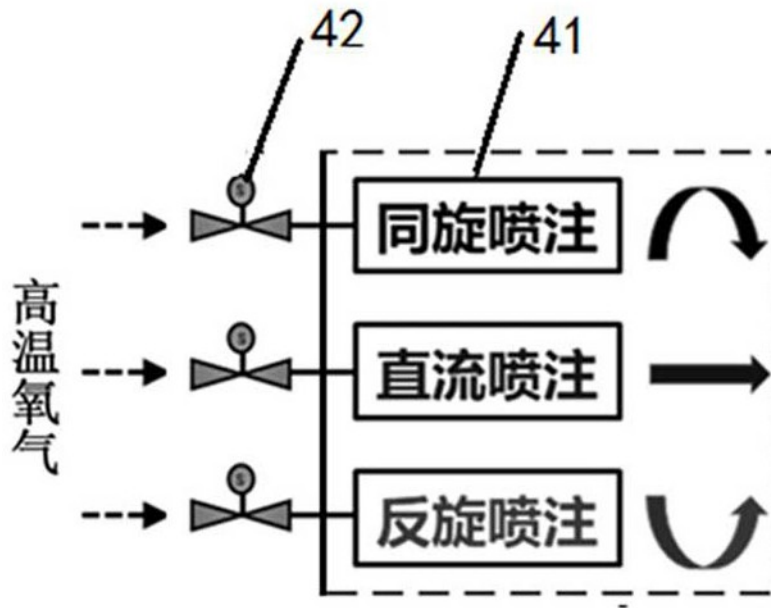


图3

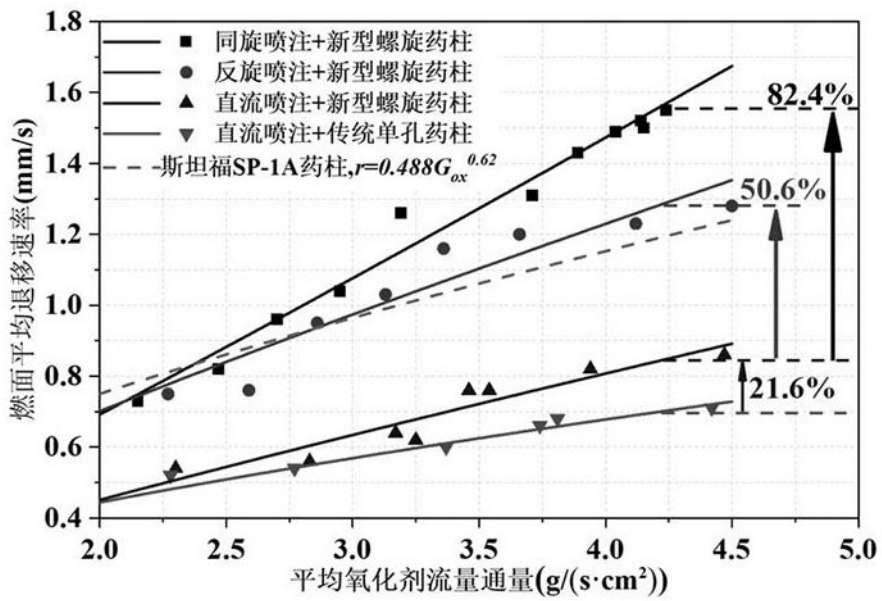


图4

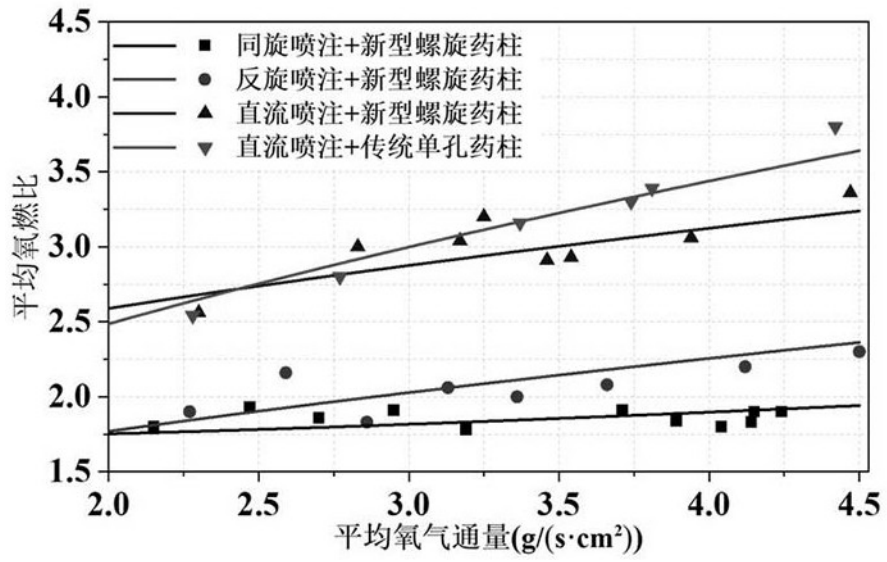


图5