



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115263607 A

(43) 申请公布日 2022. 11. 01

(21) 申请号 202210666487.1

(22) 申请日 2022.06.14

(71) 申请人 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 张泽林 王若岩 王泽众
罗家泉 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 焦海峰

(51) Int. Cl.
F02K 9/72 (2006.01)
F02K 9/80 (2006.01)

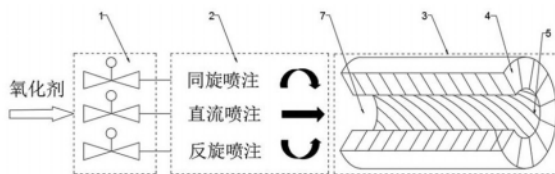
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

固液火箭发动机燃烧控制方法及变推力固液火箭发动机

(57) 摘要

本发明提供一种固液火箭发动机燃烧控制方法及变推力固液火箭发动机,固液火箭发动机采用通过螺旋叶片形成螺旋通道的螺旋嵌套式药柱;通过调控氧化剂的喷注方式,以使得氧化剂沿螺旋嵌套式药柱轴向直流喷注、与螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向同旋喷注,或与螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向反旋喷注,进而改变燃烧界面的退移速率。变推力固液火箭发动机中,氧化剂入口连通集成式喷注器,通过控制喷注通道进而控制氧化剂的喷注方式,实现推力调控。本发明中基于氧化剂的旋流方向对于螺旋嵌套式药柱退移速率的影响特性,实现了固液火箭发动机燃烧特性的有效调控,解决了固液火箭发动机的发动机推力调控结构复杂的问题。



1. 一种固液火箭发动机燃烧控制方法,其特征在于,包括:

固液火箭发动机采用通过螺旋叶片在药柱的燃烧通道内壁形成螺旋通道的螺旋嵌套式药柱;

通过调控氧化剂的喷注方式,以使得所述氧化剂沿所述螺旋嵌套式药柱轴向直流喷注、与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向同旋喷注,或与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向反旋喷注,进而改变燃烧界面的退移速率。

2. 一种基于权利要求1所述固液火箭发动机燃烧控制方法的变推力固液火箭发动机,其特征在于,

包括集成式喷注器(2)、螺旋嵌套式药柱(3)、氧化剂入口(6)和燃烧室(8),所述燃烧室(8)用于安装螺旋嵌套式药柱(3),所述氧化剂入口(6)连通至所述集成式喷注器(2),所述集成式喷注器(2)用于将氧化剂喷注到所述螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道(7);

所述集成式喷注器(2)包括喷注筒体(201),以及形成于所述喷注筒体(201)内部并向所述燃烧通道(7)喷注氧化剂的内喷口通道(202),在所述喷注筒体(201)上独立形成与所述内喷口通道(202)连通的直流喷注通道(203)和两个旋流喷注通道(204),所述氧化剂入口(6)分别与所述直流喷注通道(203)和两个所述旋流喷注通道(204)独立连通;

所述直流喷注通道(203)向所述内喷口通道(202)轴向直流喷注氧化剂,两个所述旋流喷注通道(204)从所述内喷口通道(202)侧部喷注氧化剂以在所述内喷口通道(202)内部形成旋流;

其中,两个所述旋流喷注通道(204)在所述内喷口通道(202)内部形成旋流方向相反。

3. 根据权利要求2所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,所述直流喷注通道(203)为轴向形成于所述喷注筒体(201)靠近所述氧化剂入口(6)一端部且与所述内喷口通道(202)连通的通孔结构;

所述直流喷注通道(203)与所述内喷口通道(202)同轴设置。

4. 根据权利要求2所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,

所述旋流喷注通道(204)包括形成于所述喷注筒体(201)上的环形腔体(205)、进口通道(206)和至少2个分流通道(207),所述环形腔体(205)周向环绕形成于所述喷注筒体(201)内部,所述进口通道(206)的一端连通所述氧化剂入口(6),另一端连通所述环形腔体(205),所述分流通道(207)的一端连通所述环形腔体(205),另一端连通所述内喷口通道(202);

两个所述旋流喷注通道(204)的所有所述分流通道(207)的出口方向分别在不同旋向上,以形成在对应旋向上的不同方向的旋流。

5. 根据权利要求4所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,

所述环形腔体(205)与所述内喷口通道(202)同轴设置。

6. 根据权利要求5所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,

两个所述旋流喷注通道(204)的所述环形腔体(205)沿所述内喷口通道(202)轴向的方向平行设置。

7. 根据权利要求4所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,

同一所述旋流喷注通道(204)的所述分流通道(207)呈中心对称分布。

8. 根据权利要求4或7所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,

所述分流通道的数量为4个。

9. 根据权利要求2所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,
所述内喷口通道(202)位于所述喷注筒体(201)的中心。

10. 根据权利要求2所述的一种变推力固液火箭发动机,其特征在于,
所述氧化剂入口(6)通过三个支管路分别连接至所述直流喷注通道(203)的进口端和两个所述旋流喷注通道(204)的所述进口通道(206),每个所述支管路上通过一个独立的阀门(101)控制通路。

固液火箭发动机燃烧控制方法及变推力固液火箭发动机

技术领域

[0001] 本发明属于固液火箭发动机领域,尤其涉及一种固液火箭发动机燃烧控制方法及变推力固液火箭发动机。

背景技术

[0002] 发展航天,动力先行。随着载人航天、深空探测等国家航天重大需求的推进以及商业航天领域呈现出的巨大潜力,兼具推力可调、成本低廉、安全性高、多次启动等潜在优势的固液火箭发动机备受关注,其优点十分符合下一代航天平台绿色环保、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,中国航天之父钱学森先生所著《星际航行概论》中也明确表示固液火箭发动机兼备固体发动机和液体发动机的优点,极具发展潜力。

[0003] 固液火箭发动机燃烧性能提升潜力取决于对其燃烧流动过程的精确调控。固液火箭发动机通常采用液体氧化剂和固体燃料的分离式结构,因此,传统的变推力固液火箭发动机燃烧控制主要依赖于氧化剂流量调节,这一方面对于氧化剂输送系统特别是变流量控制阀门有着极高的要求,另一方面由于氧化剂流量与固体燃料的退移速率具有强耦合特性,典型后果就是会带来氧燃比的偏移,这极大的提高了发动机控制难度,这也是导致当前固液火箭发动机燃烧流动难以进行精确调控的主要原因。

发明内容

[0004] 本发明提供一种固液火箭发动机燃烧控制方法及变推力固液火箭发动机,解决了固液火箭发动机的发动机推力调控结构复杂的问题。

[0005] 在本发明的第一个方面,提供一种固液火箭发动机燃烧控制方法,包括:

固液火箭发动机采用通过螺旋叶片在药柱的燃烧通道内壁形成螺旋通道的螺旋嵌套式药柱;

通过调控氧化剂的喷注方式,以使得所述氧化剂沿所述螺旋嵌套式药柱轴向直流喷注、与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向同旋喷注,或与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向反旋喷注,进而改变燃烧界面的退移速率。

[0006] 在本发明的第二个方面,提供一种应用了固液火箭发动机燃烧控制方法的变推力固液火箭发动机,

包括集成式喷注器、螺旋嵌套式药柱、氧化剂入口和燃烧室,所述燃烧室用于安装螺旋嵌套式药柱,所述氧化剂入口连通至所述集成式喷注器,所述集成式喷注器用于将氧化剂喷注到所述螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道;

所述集成式喷注器包括喷注筒体,以及形成于所述喷注筒体内部并向所述燃烧通道喷注氧化剂的内喷口通道,在所述喷注筒体上独立形成与所述内喷口通道连通的直流喷注通道和两个旋流喷注通道,所述氧化剂入口分别与所述直流喷注通道和两个所述旋流喷注通道独立连通;

所述直流喷注通道向所述内喷口通道轴向直流喷注氧化剂,两个所述旋流喷注通道从所述内喷口通道侧部喷注氧化剂以在所述内喷口通道内部形成旋流;

其中,两个所述旋流喷注通道在所述内喷口通道内部形成旋流方向相反。

[0007] 进一步地,所述直流喷注通道为轴向形成于所述喷注筒体靠近所述氧化剂入口一端部且与所述内喷口通道连通的通孔结构;

所述直流喷注通道与所述内喷口通道同轴设置。

[0008] 进一步地,所述旋流喷注通道包括形成于所述喷注筒体上的环形腔体、进口通道和至少两个分流通道,所述环形腔体周向环绕形成于所述喷注筒体内部,所述进口通道的一端连通所述氧化剂入口,另一端连通所述环形腔体,所述分流通道的一端连通所述环形腔体,另一端连通所述内喷口通道;

两个所述旋流喷注通道的所有所述分流通道的出口方向分别在不同旋向上,以形成在对应旋向上的不同方向的旋流。

[0009] 进一步地,所述环形腔体与所述内喷口通道同轴设置。

[0010] 进一步地,两个所述旋流喷注通道的所述环形腔体沿所述内喷口通道轴向的方向平行设置。

[0011] 进一步地,同一所述旋流喷注通道的所述分流通道呈中心对称分布。

[0012] 进一步地,所述分流通道的数量为4个。

[0013] 进一步地,所述内喷口通道位于所述喷注筒体的中心。

[0014] 进一步地,所述氧化剂入口通过三个支管路分别连接至所述直流喷注通道的进口端和两个所述旋流喷注通道的所述进口通道,每个所述支管路上通过一个独立的阀门控制通路。

[0015] 本发明和现有技术相比具有如下有益效果:

本发明中基于氧化剂的旋流方向对于螺旋嵌套式药柱退移速率的影响特性,实现固液火箭发动机燃烧特性的有效调控;此外,该方法仅需通过设置氧化剂的喷注通道、阀门切换改变喷注方式而非传统的调整阀门开度或者氧化剂供给压力改变氧化剂流量的控制方法,工程应用更易于实现;最后,基于同旋喷注与螺旋嵌套式药柱耦合时对于药柱退移速率有巨大提升,能够大幅提升发动机推力。

附图说明

[0016] 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。

[0017] 图1为本发明中变推力固液火箭发动机的结构示意图;

图2为本发明中喷注方式与螺旋嵌套式药柱的示意图;

图3为本发明实施例中集成式喷注器的结构示意图;其中A-A为直流喷注剖面图,B-B为反旋喷注剖面图,C-C为同旋喷注剖面图;

图4为本发明实施例中分流通道的结构示意图;

图5为本发明中变推力固液火箭发动机的工作示意图;

图6为本发明实施例中螺旋嵌套式药柱耦合不同喷注方式后退移速率的变化规律图；

标号注释：1-集成式阀门，2-集成式喷注器，3-螺旋嵌套式药柱，4-高退移速率燃料，5-螺旋叶片；101-阀门，201-喷注筒体，202-内喷口通道，203-直流喷注通道，204-旋流喷注通道，205-环形腔体，206-进口通道，207-分流通道，6-氧化剂入口，7-燃烧通道，8-燃烧室，9-氧化剂贮箱，10-喷管。

具体实施方式

[0018] 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。

[0019] 螺旋嵌套式药柱由两种具备不同退移速率的燃料构成，将低退移速率燃料（如ABS、铝粉等）制备为一个具有多组螺旋叶片的药柱基体，螺旋叶片数量可以选择6-12组等间距排列，将退移速率相对较高的燃料（如石蜡基燃料、掺石蜡的HTPB燃料等）填充到相邻叶片之间的螺旋通道内。螺旋嵌套式药柱燃烧时，螺旋通道内的高退移速率燃料先行燃烧结束的任意时长后，螺旋叶片燃烧结束，以使得高退移速率燃料燃烧过程中螺旋叶片保持螺旋通道结构，保证药柱退移速率和燃烧效率的提升。

[0020] 针对采用通过螺旋叶片形成螺旋通道的螺旋嵌套式药柱的固液火箭发动机，随着药柱的燃烧，螺旋嵌套式药柱中的螺旋叶片形成螺旋通道，燃烧过程中，随着燃烧至螺旋叶片的不同螺旋角度，其退移速率不同，但是在螺旋嵌套式药柱燃烧过程中需要进一步考虑调控推力大小。现有技术中主要依赖于调节氧化剂的流量的方式调控推力，但是氧化剂流量调控对于氧化剂输送系统特别是变流量控制阀门有着极高的要求，本发明针对螺旋嵌套式药柱提供一种调控退移速率的固液火箭发动机燃烧控制方法。

[0021] 对此，本发明提供一种固液火箭发动机燃烧控制方法，具体为：固液火箭发动机采用上述的螺旋嵌套式药柱（即通过螺旋叶片在药柱的燃烧通道内壁形成螺旋通道的螺旋嵌套式药柱），通过调控氧化剂的喷注方式，以使得所述氧化剂沿所述螺旋嵌套式药柱轴向直流喷注、与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向同旋喷注，或与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向反旋喷注，进而改变燃烧界面的退移速率。

[0022] 本发明提供的燃烧控制方法，结合了螺旋嵌套式药柱中螺旋通道的特点，通过控制氧化剂在燃烧通道内的喷注方向，从而实现推力调控，而且本方法中只需要调控固液火箭发动机的喷注方式，较之氧化剂流量调控，实现更加简单，以氧化剂喷注方向相对于螺旋嵌套式药柱螺旋通道的方向来调控推力的控制效果也更明显。

[0023] 基于上述的固液火箭发动机燃烧控制方法，本发明进一步提供一种能够实现该燃烧控制方法的变推力固液火箭发动机，如图1所示，包括集成式喷注器2、螺旋嵌套式药柱3、氧化剂入口6和燃烧室8，所述燃烧室8用于安装螺旋嵌套式药柱3，所述氧化剂入口6连通至所述集成式喷注器2，所述集成式喷注器2用于将氧化剂喷注到所述螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道7。

[0024] 如图2和图3所示，所述集成式喷注器2包括喷注筒体201，以及形成于所述喷注筒

体201内部并向所述燃烧通道7喷注氧化剂的内喷口通道202,所述内喷口通道202位于所述喷注筒体201的正中心,在所述喷注筒体201上独立形成与所述内喷口通道202连通的直流喷注通道203和两个旋流喷注通道204,所述氧化剂入口6分别与所述直流喷注通道203和两个所述旋流喷注通道203独立连通。

[0025] 所述直流喷注通道203向所述内喷口通道202轴向直流喷注氧化剂,两个所述旋流喷注通道204从所述内喷口通道202侧部喷注氧化剂以在所述内喷口通道202内部形成旋流;其中,两个所述旋流喷注通道204在所述内喷口通道202内部形成旋流方向相反。

[0026] 相当于说,本实施方式在一个喷注筒体201上集成三种喷注方式,并通过一个内喷口通道202进入燃烧通道,即只需要通过控制氧化剂的供应,即可控制三种喷注方式的选择,从而实现退移速率的调控。本发明提供的变推力固液火箭发动机,通过控制集成式喷注器内的喷注方式进而调控氧化剂的旋流方向,实现发动机推力的控制。

[0027] 在本实施方式中,对直流喷注通道203、两个旋流喷注通道204的形成方式并不做具体限制,只需要在内喷口通道202内形成直流、正旋流和反旋流的氧化剂气流即可。

[0028] 为了简化发动机(喷注器)系统构造,便于实施和控制,如图3所示,本实施方式进一步提供直流、正旋流和反旋流优选的实施方式,具体如下:

如图3中的A-A剖视图所示,直流喷注通道203为轴向形成于所述喷注筒体201靠近所述氧化剂入口6一端部且与所述内喷口通道202连通的通孔结构;所述直流喷注通道203与所述内喷口通道202同轴设置。集成式喷注器2中的直流喷注通道203内,氧化剂由氧化剂入口6经直流喷注通道203,由内喷口通道202沿螺旋嵌套式药柱轴向直流喷注到燃烧通道内。

[0029] 其中,旋流喷注通道204包括形成于所述喷注筒体201上的环形腔体205、进口通道206和至少2个分流通通道207,所述环形腔体205周向环绕形成于所述喷注筒体201内部与所述内喷口通道202同轴设置,所述进口通道206的一端连通所述氧化剂入口6,另一端连通所述环形腔体205,所述分流通通道207的一端连通所述环形腔体205,另一端连通所述内喷口通道202,两个所述旋流喷注通道204的所有所述分流通通道207的出口方向分别在不同旋向上,以形成在对应旋向上的不同方向的旋流。

[0030] 本实施例中,旋流的形成主要是先让氧化剂在环形腔体205内形成周向运动的气流,然后气流在环形腔体205不同的位置通过分流通通道207以不同的喷射方向进入内喷口通道202,但要求其喷射方向(分流通通道207的出口方向)是沿着一个旋向分布,进而多股不同方向进入内喷口通道202的气流形成正旋流或反旋流,如图3中的B-B和C-C剖视图所示。

[0031] 如图4所示,以两个分流通通道为例,且分布较为随意,其喷射方向朝向同一个旋向,能够形成旋流。

[0032] 实际上,分流通通道207的出口方向分布,数量,以及其进入内喷口通道202的位置等所形成的旋流大小或特点均有不同,依据实际退移速率的调控需求通过测试选择即可。以下提供一种分流通通道207数量、分布及其位置的优选方案:

如图3所示,将分流通通道207设置为4个,且呈中心对称分布(即相邻两个分流通通道207所在直线垂直),分流通通道207的末端靠近其与内喷口通道202相切的方向连通,此实施例所提供的方案所形成的旋流相对较大且稳定。

[0033] 在一个优选的实施例中,两个所述旋流喷注通道204的所述环形腔体205沿所述内

喷口通道202轴向的方向平行设置。两个旋向的旋流喷注通道204的相对位置(靠近或远离氧化剂入口)不做限制。

[0034] 其中,所述内喷口通道202位于所述喷注筒体201的中心。

[0035] 对于氧化剂进入的控制方式,可以通过一个集成式阀门控制三个阀门出口的方式,也可以通过三个阀门独立控制三个支路,在本实施例中,优选地,氧化剂入口6通过三个支管路分别连接至所述直流喷注通道203的进口端和两个所述旋流喷注通道204的所述进口通道206,每个所述支管路上通过一个独立的阀门101控制通路。具体的,如图3所示,氧化剂入口6通过1根主管路连接三根支管路,在三根支管路上分别通过一个阀门101控制直流喷注通道203和两个旋流喷注通道204。

[0036] 本发明中可以根据设计需要确定两个旋流喷注通道内分流通道的数量和分布,选择直流喷注通道或不同喷注方式的旋流喷注通道,进而确定氧化剂的喷注方向和大小,进而实现固液火箭发动机的推力调控,工程应用更易于实现。

[0037] 在一个可能的实施例中,还可以通过测试相邻分流通道207之间的夹角来确认分流通道的喷射方向,即同一旋流喷注通道内至少两个分流通道207互成角度地安装在所述环形腔体205和所述内喷口通道202之间,所述互成角度为相邻两个分流通道207所在直线交点之间的角度。至少两个互成角度的分流通道207,使得氧化剂以一定的喷射方向喷注到内喷口通道202内,并在喷压作用下,保持旋流方向转动至螺旋嵌套式药柱3的燃烧通道7内。以图4为例,两个分流通道207逆时针连通在环形腔体205和内喷口通道202之间,夹角为 α ,氧化剂的喷注旋流方向与螺旋通道螺旋方向相同,氧化剂同旋喷注到螺旋嵌套式药柱内。

[0038] 在一个优选实施例中,相邻分流通道207之间的角度为 90° ,任意相邻两个分流通道207以90度关系连通在环形腔体205和内喷口通道202之间,氧化剂的旋流方向较之其他角度产生的旋流方向更稳定。

[0039] 变推力固液火箭发动机的工作过程如图5所示,氧化剂贮箱9中的氧化剂由氧化剂入口6进入管道后,由集成式阀门1决定喷注方式,氧化剂由选定的喷注通道喷出,与螺旋嵌套式药柱3发生燃烧,高温高压燃气充满整个燃烧通道7,经喷管10喷出产生推力,改变氧化剂的喷注方式,推力可调。图6为本发明实施例提供的螺旋嵌套式药柱耦合不同喷注方式后退移速率的变化规律,可以看到不同喷注方式对螺旋嵌套式燃料药柱的燃面退移速率影响极大,尤其采用同旋喷注对于螺旋嵌套式燃料药柱燃面退移速率提升极为显著,在实际应用中可大幅提升发动机推力。

[0040] 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。

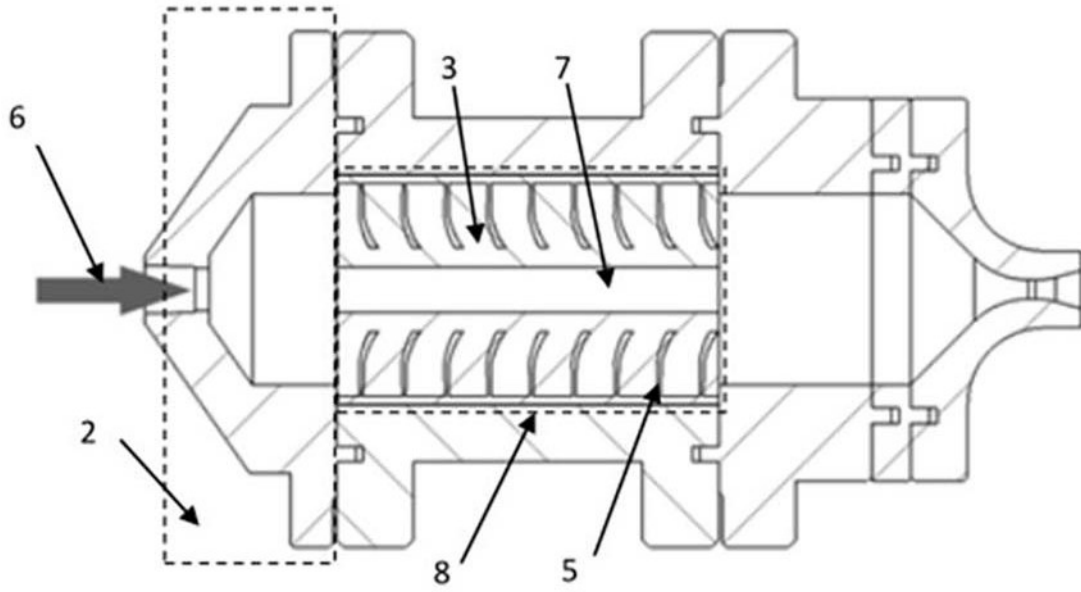


图1

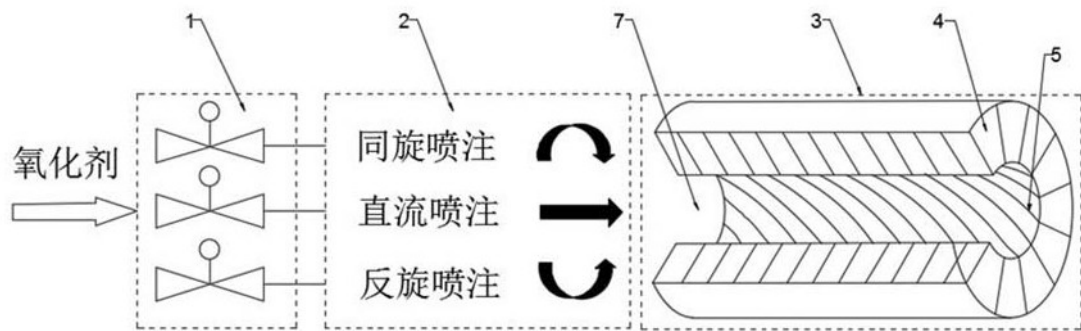


图2

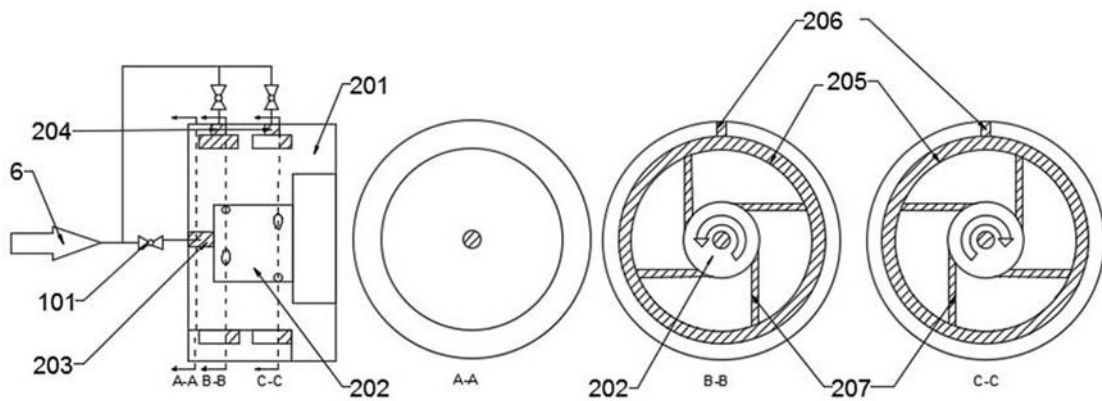


图3

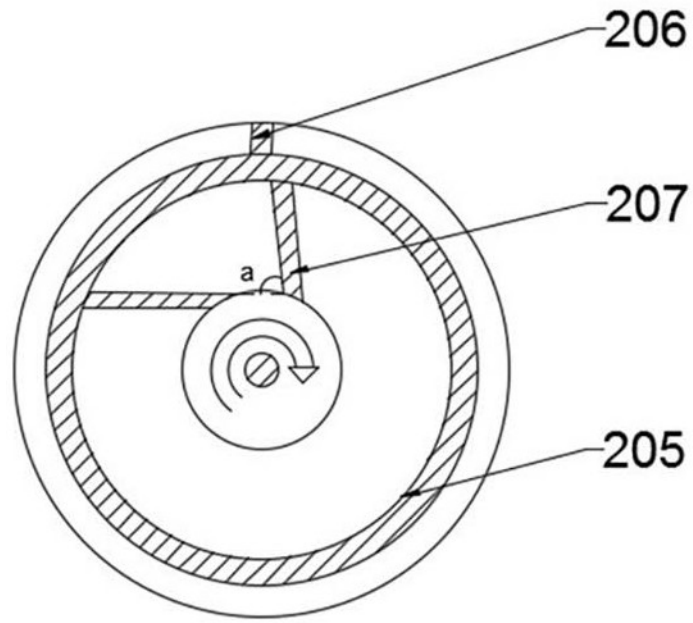


图4

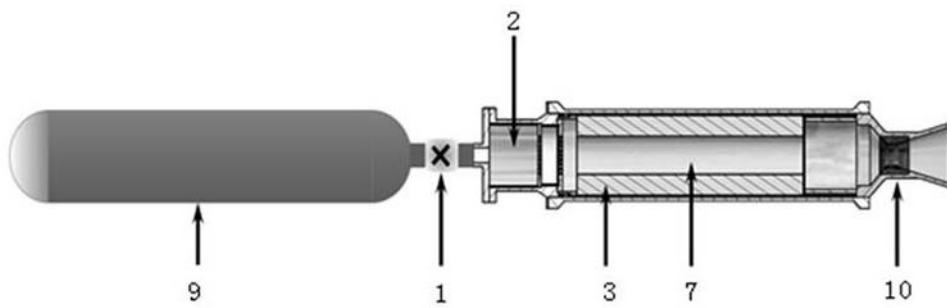


图5

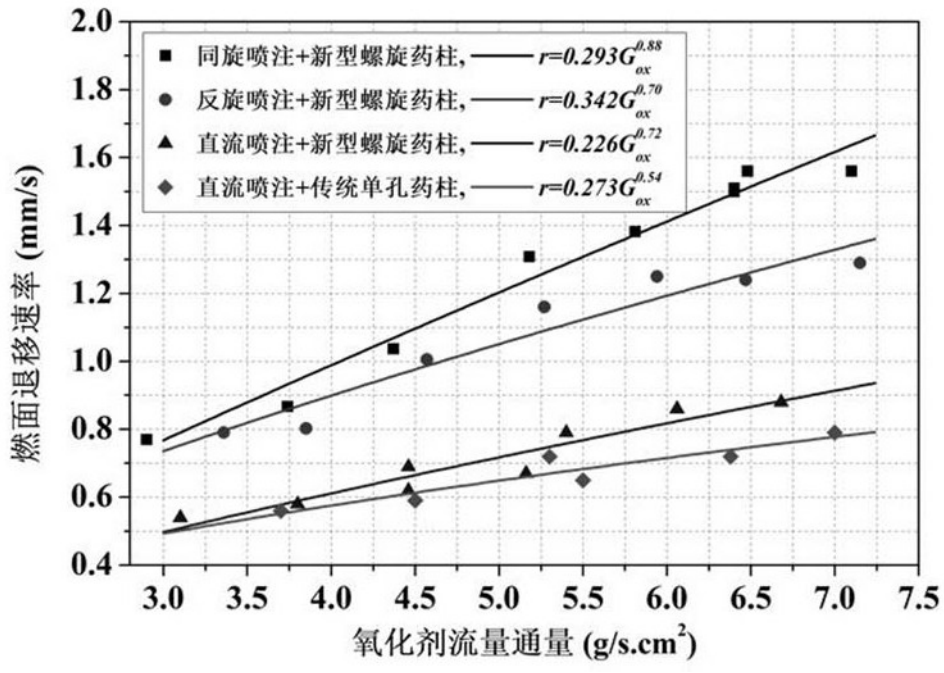


图6