



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114893326 B

(45) 授权公告日 2022. 11. 01

(21) 申请号 202210666271.5

(22) 申请日 2022.06.14

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 114893326 A

(43) 申请公布日 2022.08.12

(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 王泽众 林鑫 张泽林 罗家泉  
孟东东 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 9/96 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 107144631 A, 2017.09.08

CN 101737197 A, 2010.06.16

CN 109989850 A, 2019.07.09

CN 109653903 A, 2019.04.19

CN 113357050 A, 2021.09.07

CN 112228247 A, 2021.01.15

CN 113357051 A, 2021.09.07

EP 0703359 A2, 1996.03.27

CA 2152334 A1, 1995.12.26

US 5339625 A, 1994.08.23

Zezhong Wang等. Combustion performance of a novel hybrid rocket fuel grain with a nested helical structure.《Aerospace Science and Technology》.2019,第97卷

审查员 陈彩云

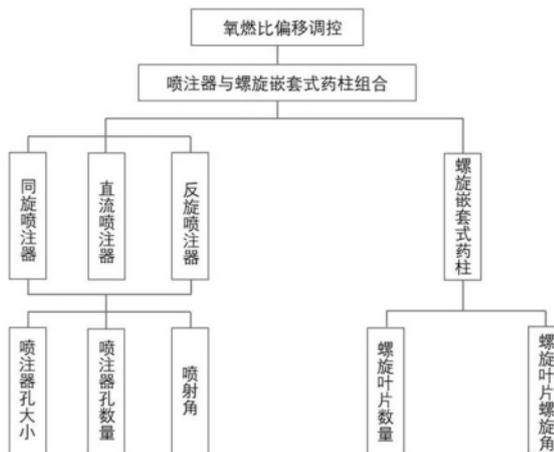
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法

(57) 摘要

本发明公开了一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,设计螺旋嵌套式药柱的螺旋叶片的数量,以及调控向螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道通入的氧化剂的喷注方式来调节燃面退移速率;选取同一数量的螺旋叶片的螺旋嵌套式药柱与不同喷注方式的组合进行氧燃比测试,以获得喷注方式对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选喷注方式;选取不同数量的螺旋叶片与优选喷注方式螺旋叶片进行氧燃比测试,以获得螺旋叶片数量对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选螺旋叶片数量,进而获得优选喷注方式与优选螺旋叶片数量的组合;本发明基于不同结构的螺旋嵌套式药柱耦合氧化剂的不同喷注方式,得到燃料后退移速率与燃烧特性差异。



1. 一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤100、采用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,并通过设计螺旋叶片的数量,以及调控向所述螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道通入的氧化剂的喷注方式来调节燃面退移速率;

步骤200、选取同一数量的螺旋叶片的螺旋嵌套式药柱与不同喷注方式的组合进行氧燃比测试,以获得喷注方式对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选喷注方式;

步骤300、选取不同数量的螺旋叶片与所述优选喷注方式螺旋叶片进行氧燃比测试,以获得螺旋叶片数量对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选螺旋叶片数量,进而获得优选喷注方式与所述优选螺旋叶片数量的组合。

2. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,

所述氧燃比测试为:测试在不同氧化剂流量下氧燃比的稳定性;

所述优选喷注方式和所述优选螺旋叶片数量为氧燃比最大稳定性下的喷注方式和螺旋叶片数量。

3. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,

所述喷注方式包括沿所述螺旋嵌套式药柱轴向的直流喷注方式、与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向的同旋喷注方式,或与所述螺旋通道的螺旋方向相反的反旋喷注方式;

所述优选喷注方式为同旋喷注方式。

4. 根据权利要求3所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,所述控制方法还包括:

改变所述同旋喷注方式的喷注孔数量、喷注孔大小以及喷射角来改变喷注器对同一螺旋嵌套式药柱的退移速率的影响规律。

5. 根据权利要求3所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,所述控制方法还包括:

改变同一螺旋嵌套式药柱的螺旋叶片的螺旋角来改变自身退移速率特性。

6. 根据权利要求1所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,

所述螺旋嵌套式药柱包括均由低退移速率燃料形成的基体和多个均匀分布在所述基体内壁的螺旋叶片,所述燃烧通道形成于所述基体的中心位置,在相邻所述螺旋叶片之间形成螺旋通道,在所述螺旋通道内填充有高退移速率燃料;

且所述螺旋叶片在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持通道结构。

7. 根据权利要求6所述的一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,

基于所述低退移速率燃料和高退移速率燃料的退移速率的差异性,所述螺旋嵌套式药柱在燃烧过程中逐渐生成内螺旋结构。

## 一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及固液火箭发动机技术领域,具体涉及一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法。

### 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] 固液火箭发动机还存在的主要问题为,发动机工作过程中氧化剂与燃料比(O/F)不断改变,固液混合火箭的燃料流量不能直接控制,必须使用燃料回归率和燃烧面积来确定。因此,由于燃油回归率和燃烧面积在发动机工作过程中不断变化,氧化剂与燃料比(O/F)在运行过程中可能会发生变化,这最终会降低发动机的性能,带来发射成本的大幅度增加。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,以解决现有技术中固液火箭发动机由于燃油回归率和燃烧面积在发动机工作过程中不断变化,氧化剂与燃料比(O/F)在运行过程中可能会发生变化,这最终会降低发动机的性能,带来发射成本的大幅度增加的技术问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0006] 一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,包括如下步骤:

[0007] 步骤100、采用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,并通过设计螺旋叶片的数量,以及调控向所述螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道通入的氧化剂的喷注方式来调节燃面退移速率;

[0008] 步骤200、选取同一数量的螺旋叶片的螺旋嵌套式药柱与不同喷注方式的组合进行氧燃比测试,以获得喷注方式对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选喷注方式;

[0009] 步骤300、选取不同数量的螺旋叶片与所述优选喷注方式螺旋叶片进行氧燃比测试,以获得螺旋叶片数量对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选螺旋叶片数量,进而获得优选喷注方式与所述优选螺旋叶片数量的组合。

[0010] 作为本发明的一种优选方案,所述氧燃比测试为:测试在不同氧化剂流量下氧燃比的稳定性;

[0011] 所述优选喷注方式和所述优选螺旋叶片数量为氧燃比最大稳定性下的喷注方式和螺旋叶片数量。

[0012] 作为本发明的一种优选方案,所述喷注方式包括沿所述螺旋嵌套式药柱轴向的直

流喷注方式、与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向的同旋喷注方式,或与所述螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向的反旋喷注方式;

[0013] 所述优选喷注方式为同旋喷注方式。

[0014] 作为本发明的一种优选方案,所述控制方法还包括:

[0015] 改变所述同旋喷注方式的喷注孔数量、喷注孔大小以及喷射角来改变喷注器对同一螺旋嵌套药柱的退移速率的影响规律。

[0016] 作为本发明的一种优选方案,所述控制方法还包括:

[0017] 改变同一螺旋嵌套药柱的螺旋叶片的螺旋角来改变自身退移速率特性。

[0018] 作为本发明的一种优选方案,所述螺旋嵌套药柱包括均由低退移速率燃料形成的基体和多个均匀分布在所述基体内壁的螺旋叶片,所述燃烧通道形成于所述基体的中心位置,在相邻所述螺旋叶片之间形成螺旋通道,在所述螺旋通道内填充有高退移速率燃料;

[0019] 且所述螺旋叶片在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持通道结构。

[0020] 作为本发明的一种优选方案,基于所述低退移速率燃料和高退移速率燃料的退移速率的差异性,所述螺旋嵌套式药柱在燃烧过程中逐渐生成内螺旋结构。

[0021] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:

[0022] 本发明基于不同结构的螺旋嵌套式药柱耦合氧化剂的不同喷注方式,得到燃料后退移速率与燃烧特性差异,实现对固液火箭发动机燃烧过程中氧燃比偏移问题的有效控制,此方法仅需针对某种特定的发动机尺寸及工况找到与其适配的喷注器与药柱结构,工程应用更易于实现,方便得到旋流喷注器与嵌套螺旋式药柱的组合方式,提高退移速率的提升,并以此提高发动机的推力。

## 附图说明

[0023] 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。

[0024] 图1为本发明实施例提供的喷注器与螺旋嵌套式药柱组合方式的框架示意图;

[0025] 图2为本发明实施例提供的螺旋嵌套式药柱的燃料组成结构示意图;

[0026] 图3为本发明实施例提供的不同结构的螺旋嵌套式药柱的结构示意图;

[0027] 图4为本发明实施例提供的同旋喷注器的俯视结构示意图;

[0028] 图5为本发明实施例提供的不同结构螺旋嵌套式药柱和不同形式的旋流器耦合实验的结果图。

## 具体实施方式

[0029] 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。

[0030] 如图1所示,本发明提供了一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,本方法基于

不同结构的螺旋嵌套式药柱与氧化剂的不同喷注方式耦合,以试验得到后退移速率与燃烧特性的差异,具体包括以下步骤:

[0031] 一种固液火箭发动机氧燃比偏移控制方法,其特征在于,包括如下步骤:

[0032] 步骤100、采用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,并通过设计螺旋叶片的数量,以及调控向螺旋嵌套式药柱内的燃烧通道通入的氧化剂的喷注方式来调节燃面退移速率。

[0033] 在步骤100中,螺旋嵌套式药柱由两种具备不同退移速率的燃料构成,其中,将低退移速率燃料制备为一个具有多组螺旋叶片的药柱基体,将高退移速率燃料填充在相邻两个药柱基体的孔隙内。

[0034] 螺旋嵌套药柱包括均由低退移速率燃料形成的基体和多个均匀分布在基体内壁的螺旋叶片,燃烧通道形成于基体的中心位置,在相邻螺旋叶片之间形成螺旋通道,在螺旋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通道结构。

[0035] 因此本实施方式通过改变药柱基体的螺旋叶片的数量以及每个螺旋叶片的螺旋角,以形成不同结构的螺旋嵌套式药柱,并通过不同结构的螺旋嵌套式药柱来精调螺旋嵌套式药柱整体的退移速率特征。

[0036] 具体如图2所示,基于低退移速率燃料和高退移速率燃料的退移速率的差异性,螺旋嵌套式药柱在燃烧过程中逐渐生成一个内螺旋结构,该结构可增加燃气在燃料通道的驻留时间,有助于提升药柱的燃面退移速率和燃烧效率,其中,药柱燃面的退移速率越大,则燃烧效率越大。

[0037] 步骤200、选取同一数量的螺旋叶片的螺旋嵌套式药柱与不同喷注方式的组合进行氧燃比测试,以获得喷注方式对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选喷注方式。

[0038] 喷注方式包括沿螺旋嵌套式药柱轴向的直流喷注方式、与螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向的同旋喷注方式,或与螺旋通道的螺旋方向相同的旋流方向的反旋喷注方式。

[0039] 优选喷注方式为同旋喷注方式。

[0040] 进一步的,本实施方式通过改变旋流喷注器的喷注器孔大小、数量以及喷射角,以形成不同结构的旋流喷注器,来精调旋流喷注器对同一结构螺旋嵌套药柱的燃面退移速率的影响规律,并实现对固液发动机氧燃比偏移的精准控制。

[0041] 氧化剂经过不同喷流类型的喷注器后可,产生三种不同喷注方向,分别为:直流喷注器、同旋喷注器和反旋喷注器。

[0042] 如图4所示,本实施方式还提供了同旋喷注器的喷流示意图,氧化剂经过喷注孔后形成旋流。其中,喷注孔的大小、数量、喷射角改变后可以小幅度改变喷注器对螺旋嵌套药柱的燃面退移速率的影响规律,其中图4中的该旋流喷注器喷注孔直径为3mm,数量为4,喷射孔轴向与喷注面板切线夹角为 $0^{\circ}$ 。

[0043] 在步骤200中,对比同一种螺旋嵌套式药柱在不同喷注器下的燃面退移速率,不同喷注器分别包括不同喷流方式的喷注器以及不同结构的喷注器,具体实现步骤为:

[0044] 在螺旋嵌套式药柱内部的螺旋叶片数量以及每个螺旋叶片的螺旋角相同的情况下,在该结构的螺旋嵌套式药柱上分别安装不同类型的喷注器,纵向对比该螺旋嵌套式药柱在不同类型的喷注器下的燃面退移速率;

[0045] 在螺旋嵌套式药柱内部的螺旋叶片数量以及每个螺旋叶片的螺旋角相同的情况下,在该结构的螺旋嵌套式药柱上分别喷流方式相同但喷注器的注孔大小、数量以及喷射角不同的喷注器;

[0046] 对比该螺旋嵌套式药柱在同一种喷流方式的喷注器,但注孔大小、数量以及喷射角形成的不同结构的喷注器的燃面退移速率。

[0047] 步骤300、选取不同数量的螺旋叶片与优选喷注方式螺旋叶片进行氧燃比测试,以获得螺旋叶片数量对燃面退移速率的影响规律,进而获得优选螺旋叶片数量,进而获得优选喷注方式与优选螺旋叶片数量的组合。

[0048] 氧燃比测试为:测试在不同氧化剂流量下氧燃比的稳定性;

[0049] 优选喷注方式和优选螺旋叶片数量为氧燃比最大稳定性下的喷注方式和螺旋叶片数量。

[0050] 通过选取最优喷注方式的喷注器与螺旋嵌套式药柱组合来控制发动机工作过程中氧燃比偏移,对于嵌套螺旋式药柱基体,可以通过改变螺旋嵌套式药柱的自身结构,即改变同一螺旋嵌套药柱的螺旋叶片的螺旋角来改变自身退移速率特性。

[0051] 如螺旋叶片数量和叶片螺旋角来小幅度改变自身的退移速率特性,以此更精准的调控发动机工作过程中的氧燃比偏移。

[0052] 为了进一步的对比由低退移速率燃料制成的螺旋嵌套式药柱的药柱基体结构,如图3所示,本实施方式提供了三组图像(a)、(b)、(c),分别为螺旋基体对照组的螺旋叶片数量为9,叶片螺旋角(叶片切线与基体轴向的夹角) $33.5^{\circ}$ 的安装情况;螺旋叶片数量调整为数量6且叶片螺旋角 $33.5^{\circ}$ 的安装情况;以及螺旋叶片的数量为9,叶片螺旋角 $18^{\circ}$ 的安装情况,通过调整螺旋叶片的数量和叶片螺旋角,可以进一步精细的通过改变螺旋嵌套式药柱的结构,调整螺旋嵌套式药柱整体的退移速率特征。

[0053] 进一步的,横向对比不同种类的螺旋嵌套式药柱在相同喷注器下的燃面退移速率,相同的喷注器包括相同喷流方式的喷注器以及相同结构的喷注器,具体实现步骤为:

[0054] 更改螺旋嵌套式药柱内部的螺旋叶片数量以及每个螺旋叶片的螺旋角,形成不同结构的螺旋嵌套式药柱;

[0055] 对不同结构的螺旋嵌套式药柱安装相同类型且结构相同的喷注器的燃面退移速率。

[0056] 根据上述步骤过程试验,得到的具体试验结果如图5所示,具体提供了采用不同结构的螺旋嵌套式药柱,与不同喷注方式下的喷注器组合,得到氧燃比与氧化剂流量通量的相对变化规律,本实施方式主要将不同螺旋叶片的螺旋药柱与不同旋流类型的喷注器进行耦合实现,图例中的数字为螺旋药柱的叶片数量,可以得到当同旋喷注器耦合9个叶片的螺旋药柱后,发动机氧燃比已经接近为一个常数,其氧燃比偏移不超过0.2,即基本克服传统固液发动机运行时氧燃比偏移的问题,可大幅提供发动机推力调节精度。

[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。

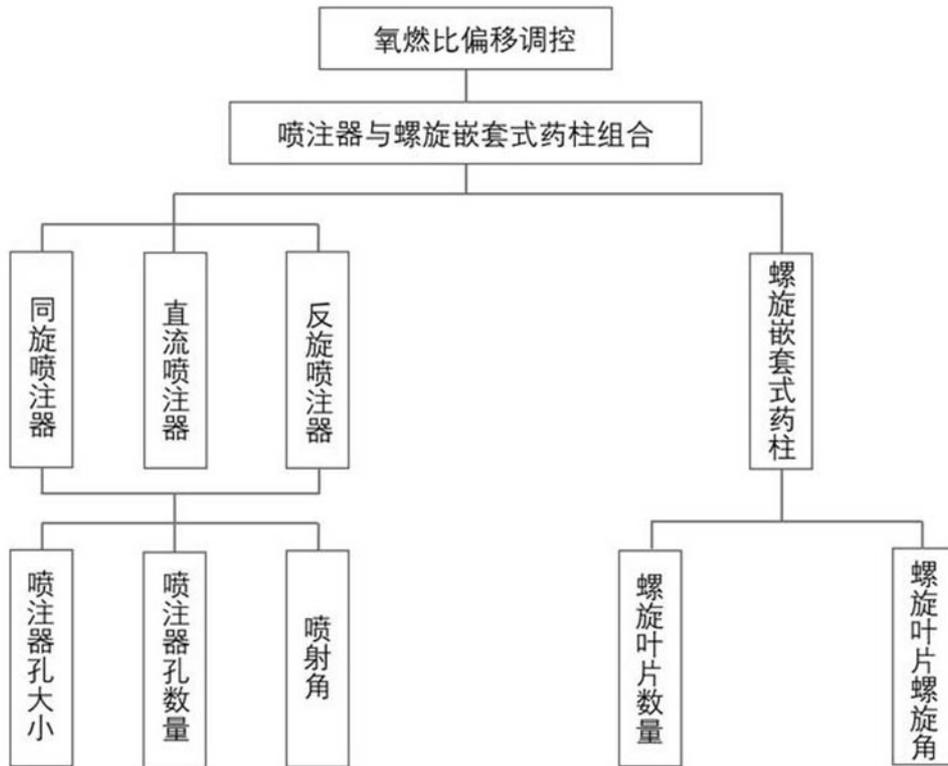


图1

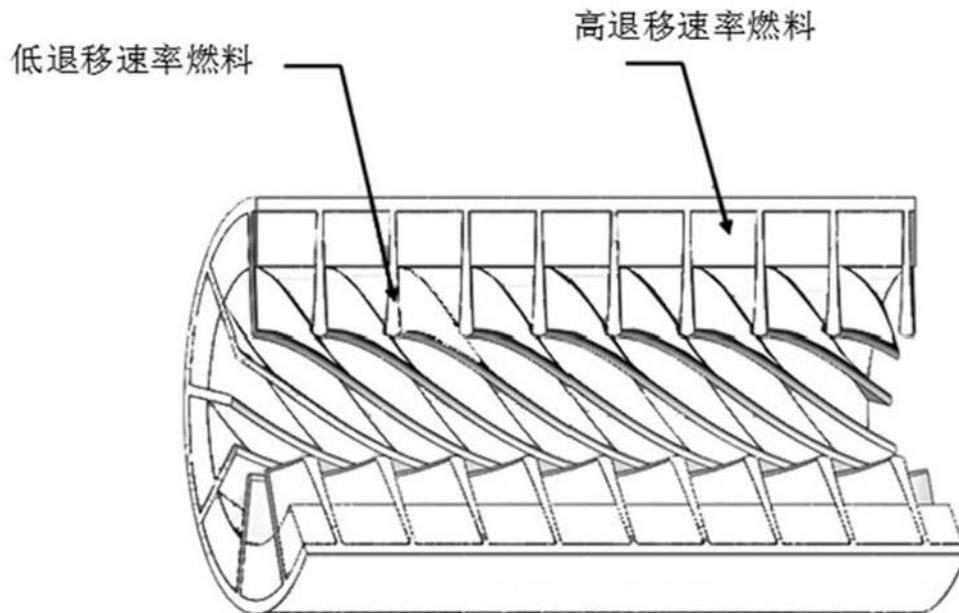


图2

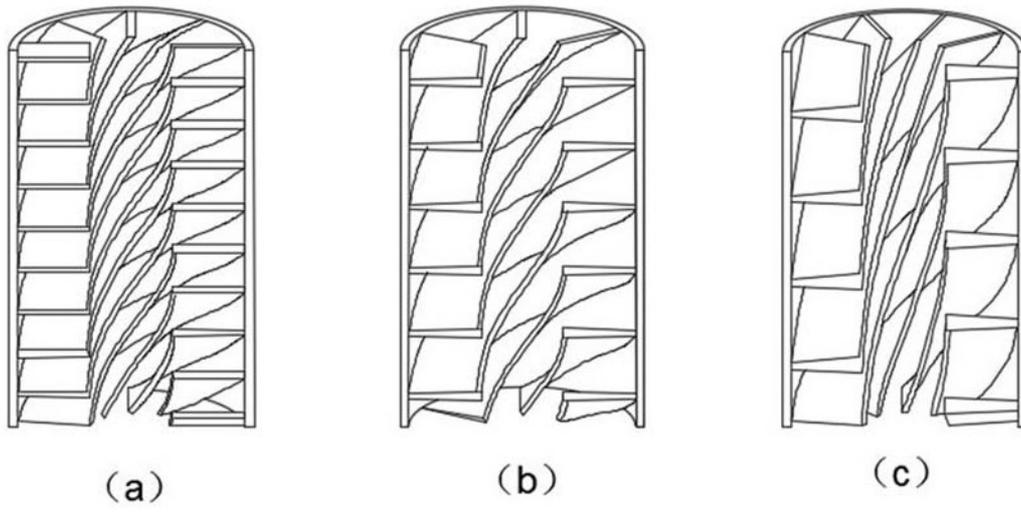


图3

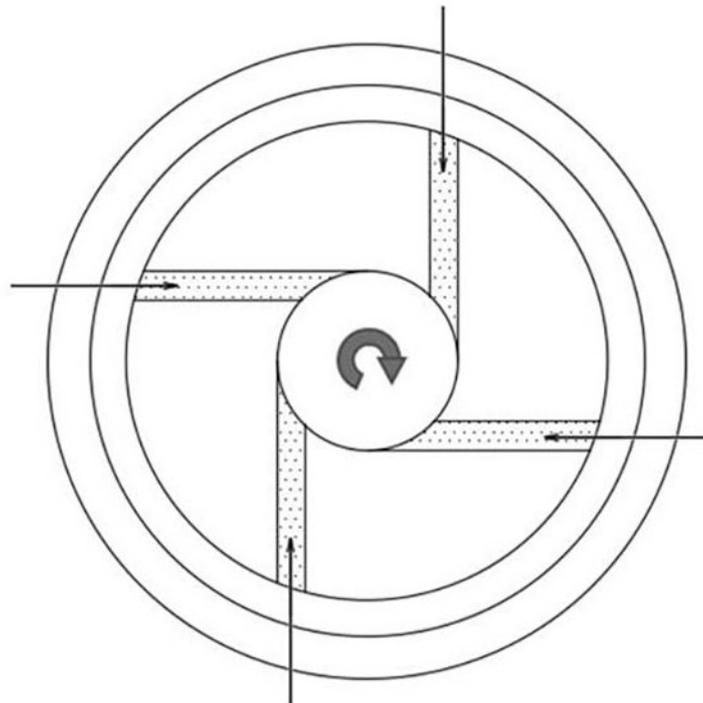


图4

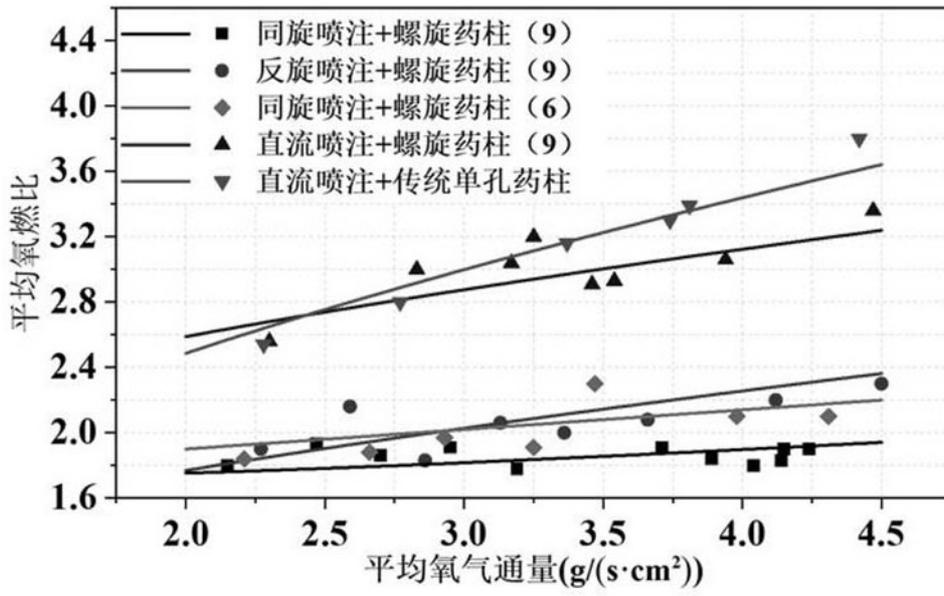


图5