



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114856862 B

(45) 授权公告日 2022. 11. 01

(21) 申请号 202210666272.X

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 114131959 A, 2022.03.04

申请公布号 CN 114856862 A

CN 107191292 A, 2017.09.22

CN 109989850 A, 2019.07.09

(43) 申请公布日 2022.08.05

KR 20080069787 A, 2008.07.29

US 6298659 B1, 2001.10.09

(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

审查员 牛亚楠

(72) 发明人 林鑫 孟东东 张泽林 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)

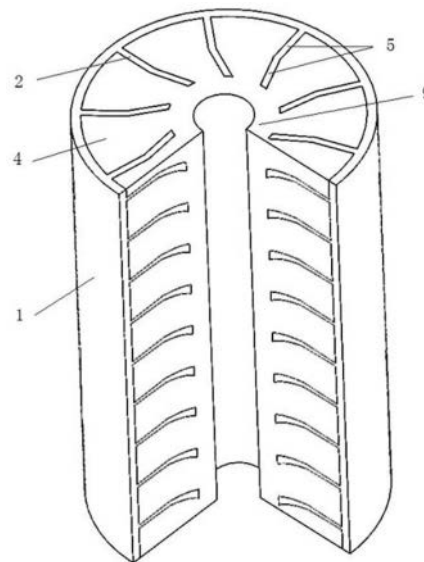
权利要求书1页 说明书5页 附图7页

(54) 发明名称

一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱及制作方法

(57) 摘要

本发明提供一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱及制作方法,包括中空柱状外壳,以及多组均匀分布在中空柱状外壳的螺旋叶片,在相邻螺旋叶片之间形成填充有高退移速率燃料的螺旋通道;螺旋叶片包括至少两段互成角度的叶片体,燃料逐渐燃烧至不同的叶片体位置以使得退移速率能够变化。其制作方法为依据火箭发射任务已知弹道的规划,设计药柱基体内每组螺旋叶片的分段数量及每段螺旋叶片的旋转夹角。本发明通过改进螺旋叶片的数量和角度,使得燃料的退移速率在燃烧过程中发生变化,实现对发动机推力的调控,从而解决了固液火箭发动机推力调控设计中结构复杂、挤占有效载荷的问题。



1. 一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,

包括中空柱状外壳(1),以及轴向形成于所述中空柱状外壳(1)内壁的多组均匀分布的螺旋叶片(2),在相邻所述螺旋叶片(2)之间形成螺旋通道(3),在所述螺旋通道(3)内填充有高退移速率燃料(4),所述螺旋叶片(2)与所述中空柱状外壳(1)为低退移速率燃料;

所述螺旋叶片(2)包括至少两段叶片体(5),且任意相邻两段所述叶片体(5)互成角度,以形成不同的螺旋通道(3),在所述螺旋通道(3)内填充有高退移速率燃料(4),逐渐燃烧至不同所述叶片体(5)对应的所述螺旋通道(3)内以使得在相同氧气含量燃烧情况下的退移速率能够发生变化。

2. 根据权利要求1所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,在所述螺旋通道(3)内填充的高退移速率燃料完全覆盖所述螺旋叶片(2)以形成单孔结构药柱。

3. 根据权利要求1所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,任意一段所述叶片体(5)与所述螺旋叶片(2)根部与所述中空柱状外壳(1)内壁的连接点(6)所在直径的夹角为 $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 。

4. 根据权利要求3所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,所述叶片体(5)数量为2,靠近所述中空柱状外壳(1)内壁的所述叶片体(5)与所述连接点(6)的夹角为 0° ,另一个所述叶片体(5)与所述连接点(6)的夹角为 15° 。

5. 根据权利要求1所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,所述螺旋叶片(2)与所述中空柱状外壳(1)为低退移速率燃料,选自ABS、铝、镁、铝镁合金中的至少一种;

所述低退移速率燃料的所述螺旋叶片(2)在高退移速率燃料(4)燃烧过程中仍保持螺旋通道结构。

6. 根据权利要求1所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,其特征在于,所述高退移速率燃料选自纯石蜡、石蜡基燃料、HTPB中的至少一种。

7. 一种根据权利要求1所述的一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱的制作方法,其特征在于,包括:

依据火箭发射任务已知弹道的规划,设计药柱基体的中空柱状外壳内每组螺旋叶片的分段数量,以及自所述中空柱状外壳中心至内壁的每段螺旋叶片体的旋转夹角,所述旋转夹角为每段螺旋叶片体与所述螺旋叶片根部与所述中空柱状外壳内壁的连接点所在直径的夹角;

采用低退移速率燃料制作所述药柱基体;

在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料以形成螺旋嵌套式药柱。

8. 根据权利要求7所述的制作方法,其特征在于,在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料,且使其完全覆盖所述螺旋叶片并在内层形成单孔结构,以作为燃烧的初始状态。

一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱及制作方法

技术领域

[0001] 本发明属于固液火箭发动机领域,尤其涉及基于新型多结构复合药柱的变推力固液火箭发动机方向,具体涉及一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱及制作方法。

背景技术

[0002] 火箭发动机是各类火箭、导弹和航天器最主要的动力装置,它的发展对改善火箭、导弹和航天器性能起着十分重要的作用,因此,火箭发动机技术的发展是决定航天科技发展进步的关键因素,所有从事航天事业的国家都十分重视火箭发动机的发展与改进工作。目前液体火箭发动机和固体火箭发动机的应用十分广泛,两者虽然技术比较成熟,但同时存在一定的缺点。而固液火箭发动机兼具两种发动机的优势,在探空火箭、小型运载火箭、姿轨控发动机、战术导弹、亚轨道飞行器甚至组合式冲压发动机等领域展现出巨大的应用潜力。

[0003] 固液火箭发动机相比固体火箭发动机的一个明显优势就是推力可调节。对于固液火箭发动机而言,传统的方法是通过改变固液火箭发动机氧化剂的流量,随之发动机固体燃料的退移速率便会发生改变,进而改变发动机的总流量来改变发动机推力。

[0004] 现有技术中的这种方法对发动机的流量控制技术有着极高的要求,其次,氧化剂流量调节必然会增加一部分控制系统与阀门,这会增加挤占有效载荷的空间并增加发射成本。

发明内容

[0005] 本发明提供一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱及制作方法,解决了现有技术中固液火箭发动机推力调控设计中结构复杂、挤占有效载荷的问题。

[0006] 本发明的第一个方面,提供了一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,包括中空柱状外壳,以及轴向形成于所述中空柱状外壳内壁的多组均匀分布的螺旋叶片,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;

[0007] 所述螺旋叶片包括至少两段叶片体,且任意相邻两段所述叶片体互成角度,以形成不同的螺旋通道,在所述螺旋通道内填充有高退移速率燃料,逐渐燃烧至不同所述叶片体对应的所述螺旋通道内以使得在相同氧气含量燃烧情况下的退移速率能够发生变化。

[0008] 在一个优选实施例中,在所述螺旋通道内填充的高退移速率燃料完全覆盖所述螺旋叶片以形成单孔结构药柱。

[0009] 在一个优选实施例中,任意一段所述叶片体与所述螺旋叶片根部与所述中空柱状外壳内壁的连接点所在直径的夹角为 $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 。

[0010] 在一个优选实施例中,所述叶片体数量为2,靠近所述中空柱状外壳内壁的所述叶片体与所述连接点的夹角为 0° ,另一个所述叶片体与所述连接点的夹角为 15° 。

[0011] 在一个优选实施例中,所述螺旋叶片与所述中空柱状外壳为低退移速率燃料,选自ABS、铝、镁、铝镁合金中的至少一种;

[0012] 所述低退移速率燃料的所述螺旋叶片在高退移速率燃料燃烧过程中仍保持螺旋通道结构。

[0013] 在一个优选实施例中,所述高退移速率燃料选自纯石蜡、石蜡基燃料、HTPB中的至少一种。

[0014] 在本发明的第二个方面,提供了一种螺旋嵌套式药柱的制作方法,包括:

[0015] 依据火箭发射任务已知弹道的规划,设计药柱基体的中空柱状外壳内每组螺旋叶片的分段数量,以及自所述中空柱状外壳中心至内壁的每段螺旋叶片的旋转夹角,所述旋转夹角为所述螺旋叶片根部与所述中空柱状外壳内壁的连接点所在直径的夹角;

[0016] 采用低退移速率燃料制作所述药柱基体;

[0017] 在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料以形成螺旋嵌套式药柱。

[0018] 在一个优选实施例中,在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料,且使其完全覆盖所述螺旋叶片并在内层形成单孔结构,以作为燃烧的初始状态。

[0019] 本发明和现有技术相比具有如下有益效果:

[0020] 1. 本发明主要将药柱中的叶片设置为互成角度的多段式结构,以使得高退移速率燃料在燃烧过程中的环境(或者说路径)发生变化或不同,从而改变燃料的退移速率,实现对发动机推力的调控。

[0021] 采用本发明中的推力调控方案,不需要通过改变氧化剂流量来实现推力的调控,可以完全通过药柱结构的设计来实现,无需改进整个系统,更无需增加其他的部件从而导致挤占有效载荷的空间;推力切换时间与螺旋叶片内的旋转夹角、药柱厚度与燃料退移速率有关,故其鲁棒性更强。

[0022] 2. 本发明提供的螺旋嵌套式药柱,应用于固液火箭发动机时,只需要依据火箭发射任务的需要设计药柱的结构进行应用即可,工程应用上易于实现。

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申获得其它的实施附图。

[0024] 图1为本发明中螺旋嵌套式药柱的结构示意图;

[0025] 图2为本发明中两个叶片体互成角度的示意图;

[0026] 图3为本发明中螺旋嵌套式药柱在固液火箭发动机中的结构示意图;

[0027] 图4为本发明实施例1中螺旋嵌套式药柱的结构示意图;

[0028] 图5为本发明实施例1中高退移速率燃料的填充结构示意图;

[0029] 图6为本发明实施例1中螺旋嵌套式药柱燃烧过程中的结构示意图;

[0030] 图7为本发明实施例2中高退移速率燃料的填充结构示意图;

[0031] 图8为本发明实施例2中空柱状外壳的结构示意图;

[0032] 图中标号:

[0033] 1-中空柱状外壳,2-螺旋叶片,3-螺旋通道,4-高退移速率燃料,5-叶片体,51-翅

部叶片体,52-根部叶片体,6-连接点,8-氧化剂,9-单孔结构药柱,41-相邻螺旋叶片翅部叶片体之间的高退移速率燃料,42-相邻螺旋叶片根部叶片体之间的高退移速率燃料。

具体实施方式

[0034] 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。

[0035] 如图1所示,本发明提供了一种变推力固液火箭发动机的螺旋嵌套式药柱,具体包括中空柱状外壳1如图8所示,以及轴向形成于所述中空柱状外壳1内壁的多组均匀分布的螺旋叶片2,在相邻所述螺旋叶片2之间形成螺旋通道3,在所述螺旋通道3内填充有高退移速率燃料4;所述螺旋叶片2包括至少两段叶片体5,且任意相邻两段所述叶片体5互成角度,以形成不同的螺旋通道3,在所述螺旋通道3内填充有高退移速率燃料4,逐渐燃烧至不同所述叶片体5对应的所述螺旋通道3内以使得在相同氧气含量燃烧情况下的退移速率能够发生变化。

[0036] 本发明中螺旋叶片2之间形成了螺旋通道3,在燃烧过程中随着高退移速率燃料4的燃烧,螺旋嵌套式药柱的内部在螺旋通道3基础上逐渐生成一个内螺旋结构,由于螺旋通道3的弯曲性,燃气在螺旋通道3内的停留时间较之常规药柱燃烧过程中燃气在药柱轴向燃料通道的停留时间长,该结构增加了燃气在燃料通道的驻留时间,有助于提升药柱退移速率和燃烧效率。此外,内螺旋结构还会形成旋流,可以提高燃气的湍流度,增强换热;不同旋流强度的氧化剂对药柱退移速率的影响也不同(主要是影响湍流度,气流间的热交换能力等参数)。本发明中的螺旋叶片2包括至少两段叶片体5,即同一个螺旋叶片2可能由多段叶片体5组成,其中任意相邻两段叶片体5互成角度即可。如图2所示,以螺旋叶片中叶片体数量选用2段为例,靠近所述中空柱状外壳1内壁的叶片体为根部叶片体52,另一个叶片体为翅部叶片体51,根部叶片体52与翅部叶片体51的共同端点之间互成角度的补角为 15° 。位于螺旋叶片2的翅部叶片体51之间的高退移速率燃料4先行燃烧,翅部叶片体51形成螺旋通道3,随着位于翅部叶片体51之间的高退移速率燃料4燃烧结束,位于根部叶片体52之间的高退移速率燃料4开始燃烧,退移速率发生变化。因为随着螺旋通道3内填充的高退移速率燃料4燃烧至不同的叶片体5位置,螺旋叶片相邻叶片体之间的夹角变化,螺旋叶片引起的旋流场强度发生变化,燃料退移速率也会得到改变。

[0037] 在一个可能的实施例中,任意一段所述叶片体5与所述螺旋叶片2根部与所述中空柱状外壳1内壁的连接点6所在直径的夹角为 $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 。以图2为例,靠近所述中空柱状外壳1内壁的所述叶片体5与所述连接点6的夹角为 0° ,另一个所述叶片体5与所述连接点6的夹角为 15° 。随着叶片体5与连接点6所在直径的夹角的改变,可以改变燃烧室内氧化剂的旋流强度。在 $0-30^{\circ}$ 范围内,夹角越大,旋流强度越高。可以依据火箭发射任务已知弹道的规划,设计每组螺旋叶片的分段数量,以及螺旋叶片内相邻叶片体之间的夹角。

[0038] 在一个可能的实施例中,所述螺旋叶片2与所述中空柱状外壳1为低退移速率燃料,选自ABS、铝、镁、铝镁合金中的至少一种,所述高退移速率燃料4选自纯石蜡、石蜡基燃料、HTPB中的至少一种;所述低退移速率燃料的所述螺旋叶片2在高退移速率燃料燃烧过程

中一段时间内仍保持螺旋通道3结构。螺旋叶片2在燃烧过程中,不随高退移速率燃料一同燃烧完毕,螺旋通道内的高退移速率燃料先行燃烧结束的任意时间长一段时间后,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3结构,保证药柱退移速率和燃烧效率的提升。

[0039] 本发明提供的螺旋嵌套式药柱结构,推力切换时间与螺旋叶片内相邻叶片体之间的互成角度、药柱厚度、燃料退移速率有关,故其鲁棒性更强。如若发射任务需要,还可以复合更多种结构来满足需求。在已知的发射任务中,通过计算飞行器外弹道得知需要切换推力的时间,通过改变每层结构燃料的厚度来实现推力切换时间的控制。

[0040] 实施例1

[0041] 在上述结构的基础上,本实施例将螺旋叶片中叶片体的数量设置为2,在螺旋通道3内填充的高退移速率燃料4覆盖至螺旋叶片2边缘,叶片体5被高退移速率燃料4覆盖,但螺旋通道3内的高退移速率燃料4不完全填充满,螺旋叶片2远离中空柱状外壳1内壁的端面与高退移速率燃料形成切面未被覆盖,其结构如图4所示,内部高退移速率燃料的填充结构如图5所示。

[0042] 螺旋嵌套式药柱的初始状态如图4所示,氧化剂8由发动机前端进入燃烧室,待氧化剂充满整个燃烧通道后由点火器(图3中省略)点燃药柱,在氧化剂流量不变的情况下,随着相邻螺旋叶片之间的高退移速率燃料4先行燃烧,螺旋叶片之间形成螺旋通道3,待相邻翅部叶片体51之间的高退移速率燃料(图3中的41所在位置)燃烧结束,螺旋嵌套式药柱的结构如图6所示。随着燃烧过程继续,相邻根部叶片体52之间的高退移速率燃料(图3中的42所在位置)燃烧,螺旋叶片2的旋转夹角改变,退移速率发生变化,本实施例中具有两种退移速率,即实现发动机推力的两次改变,在氧气流量不变的情况下实现推力可调。

[0043] 实施例2

[0044] 在上述结构的基础上,本发明将螺旋叶片的叶片体数量设置为2,在所述螺旋通道3内填充的高退移速率燃料4完全覆盖所述螺旋叶片2以形成单孔结构药柱9,螺旋叶片2远离中空柱状外壳1内壁的端面也被高退移速率燃料4覆盖,螺旋嵌套式药柱的结构如图1所示,内部高退移速率燃料的填充结构如图7所示,中空柱状外壳和螺旋叶片的结构如图8所示。

[0045] 螺旋嵌套式药柱安装在固液火箭发动机内部的示意图如图3所示,螺旋嵌套式药柱的初始状态如图1所示,初始状态单孔结构药柱9先行燃烧,此时退移速率较慢,导致发动机推力较低;待单孔结构药柱9燃烧完毕,螺旋嵌套式药柱的结构如图4所示,相邻螺旋叶片2的翅部叶片体之间的高退移速率燃料4(图3中的41所在位置)开始燃烧,由于螺旋叶片2及螺旋通道3内的燃料具有不同退移速率,且相邻翅部叶片体之间的高退移速率燃料燃烧后,相邻翅部叶片体形成螺旋通道,燃烧过程中的退移速率较之单孔结构药柱9时的退移速率发生变化;待相邻翅部叶片体之间的高退移速率燃料4燃烧结束,螺旋嵌套式药柱的结构如图6所示,随着燃烧过程继续,相邻根部叶片体之间的高退移速率燃料(图3中的42所在位置)燃烧,螺旋叶片2旋转夹角改变,退移速率又会发生变化,本实施例中具有三种退移速率,即实现发动机推力的三次改变,在氧气流量不变的情况下实现推力可调。

[0046] 螺旋叶片2内旋转夹角的数量决定了退移速率的变化次数,可以通过设置螺旋叶片2中相邻叶片体5之间的互成角度形成多种结构药柱;由于多种结构药柱燃料的退移速率

的差异,带来了发动机压力与流量的不同,实现发动机在氧气流量不变的情况下的推力控制。

[0047] 本发明提供了一种螺旋嵌套式药柱的制作方法,包括:

[0048] 步骤1、依据火箭发射任务已知弹道的规划,设计药柱基体的中空柱状外壳内每组螺旋叶片的分段数量,以及自所述中空柱状外壳中心至内壁的每段螺旋叶片的旋转夹角,所述旋转夹角为所述螺旋叶片根部与所述中空柱状外壳内壁的连接点所在直径的夹角。所述旋转夹角的示意图可以以图2为例,螺旋叶片分为两段,靠近中空柱状外壳内壁的一段螺旋叶片与连接点所在直径的夹角为 0° ,另一段螺旋叶片与连接点所在直径的夹角为 15° 。

[0049] 步骤2、采用低退移速率燃料制作所述药柱基体,药柱基体包括中空状外壳和多组螺旋叶片一体结构,多组螺旋叶片均匀等间距轴向形成于中空柱状外壳1的内壁上。

[0050] 步骤3、在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料以形成螺旋嵌套式药柱。

[0051] 本方法中,每组螺旋叶片包括多段,且每段螺旋叶片存在旋转夹角,燃烧过程中,相邻叶片之间的高退移速率燃料先行燃烧,螺旋叶片燃烧速度慢可以保持螺旋通道结构一段时间,保证高退移速率燃料在螺旋通道内的燃烧状态;基于不同结构燃料退移速率及旋转夹角燃烧特性的不同,燃烧至不同旋转夹角的每段螺旋叶片处,对应的螺旋通道内在相同氧气含量燃烧情况下的退移速率发生变化,则退移速率随药柱燃烧发生变化,可实现发动机的推力调控。

[0052] 在一个可能的实施例中,在相邻螺旋叶片形成的螺旋通道内浇筑填充高退移速率燃料,且使其完全覆盖所述螺旋叶片并在内层形成单孔结构,以作为燃烧的初始状态。

[0053] 本方法中的螺旋嵌套式药柱在燃烧使用时,发动机结构与传统发动机结构相同,只需要依据火箭发射任务的需要设计药柱的结构进行应用即可,工程应用上易于实现。如图3所示,本实施例中单孔结构药柱先行燃烧,在单孔结构药柱燃烧结束,螺旋叶片及填充的高退移速率燃料开始燃烧,退移速率发生变化;后续的燃烧过程和上述方法中的过程相同,在螺旋叶片结构相同的情况下本实施例中的退率速率变化较之上述方法增加了一次单孔结构药柱燃烧时的退移速率变化。

[0054] 本方法重点通过设计每组螺旋叶片中的分段数量及每段的旋转夹角,以使得高退移速率燃料在燃烧过程中的路径发生变化或不同,从而改变燃料的退移速率,实现对发动机推力的调控。相比于传统的改变氧化剂流量调节推力的方式,本方法燃烧过程中随着药柱内部燃料的燃烧退移速率发生变化,推力变化平缓,稳定性高,并且药柱制备方法简单。此外,使用本方法制备的螺旋嵌套式药柱不需要改变发动机管路系统与控制系统,甚至可以进一步简化发动机管路系统与控制系统以节省内部空间。

[0055] 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。

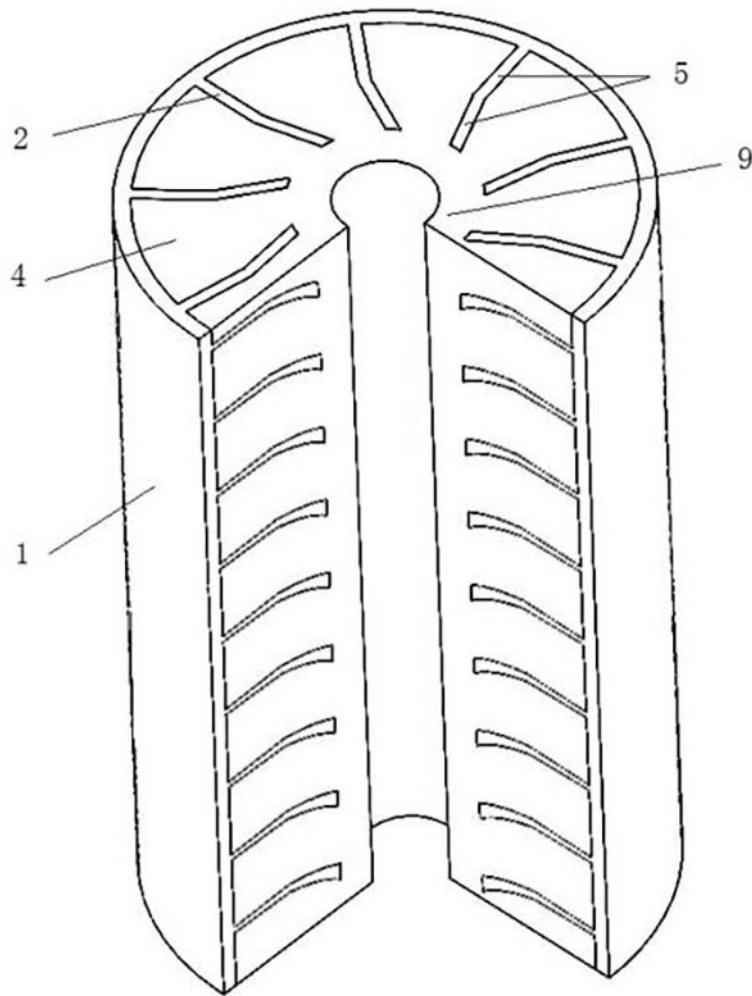


图1

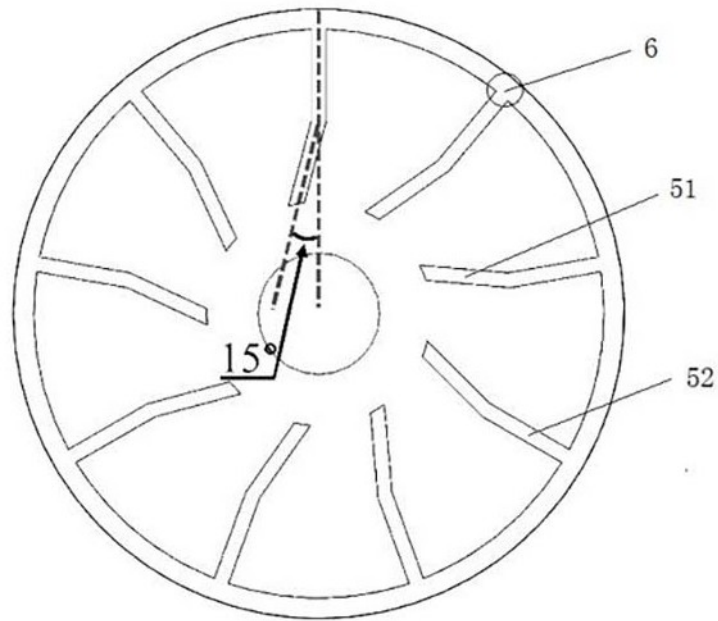


图2

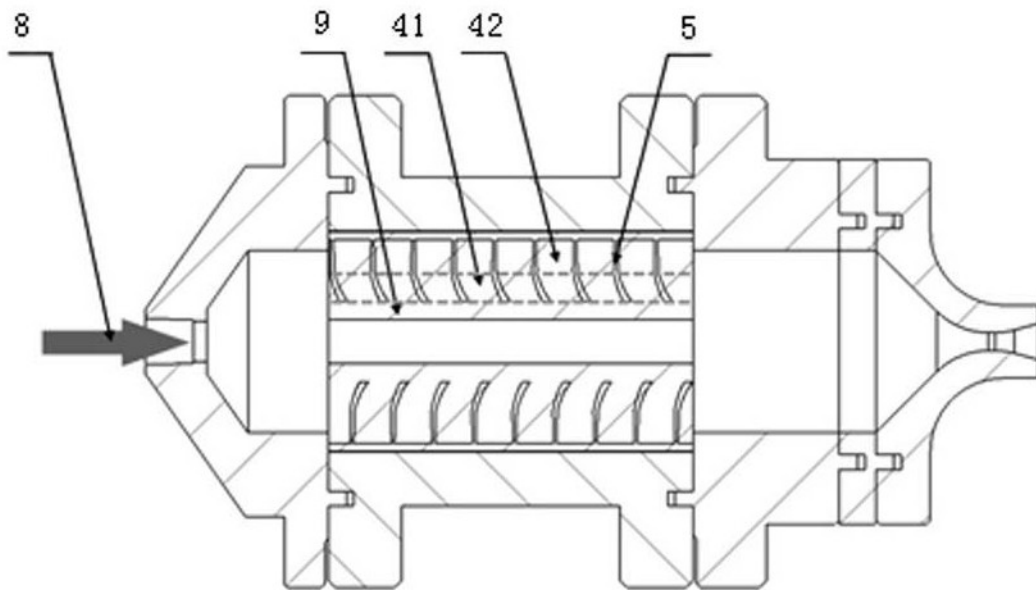


图3

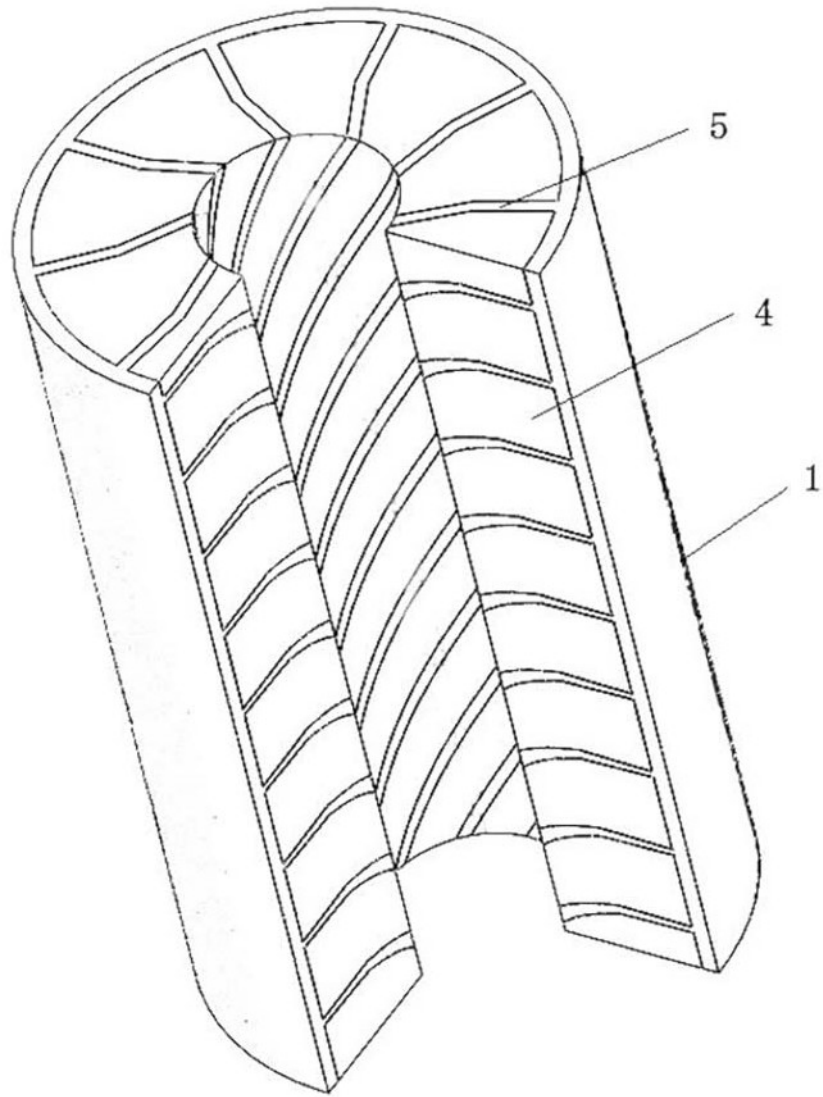


图4

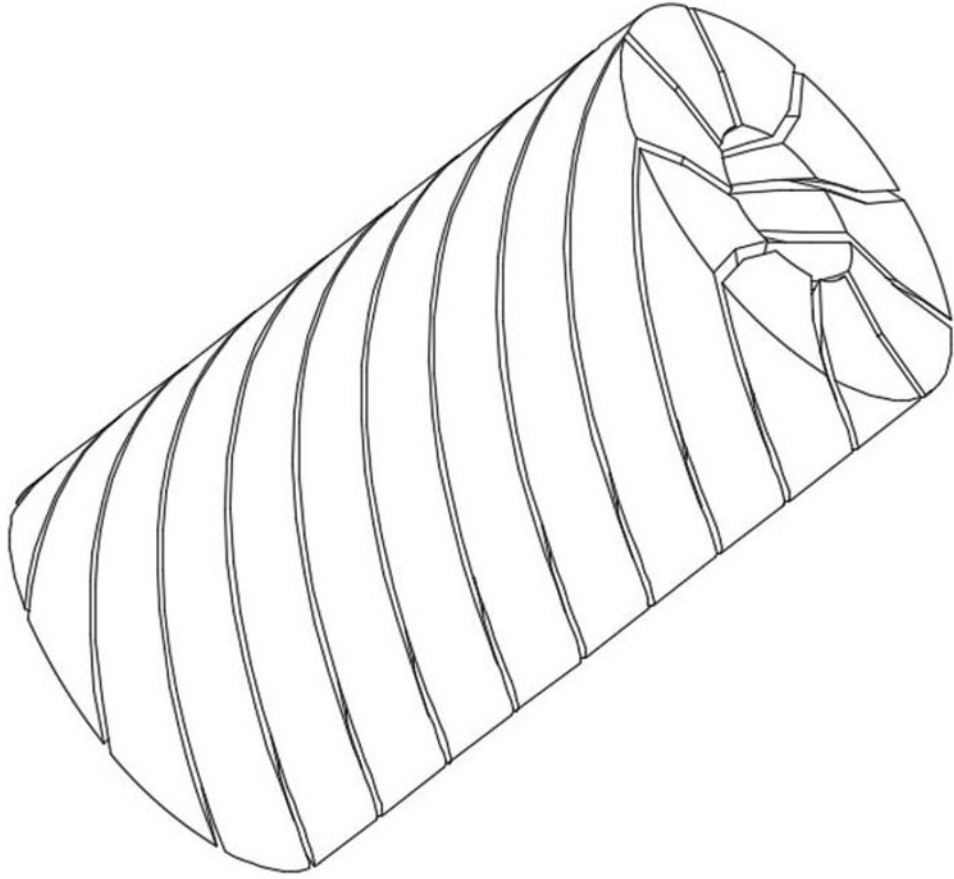


图5

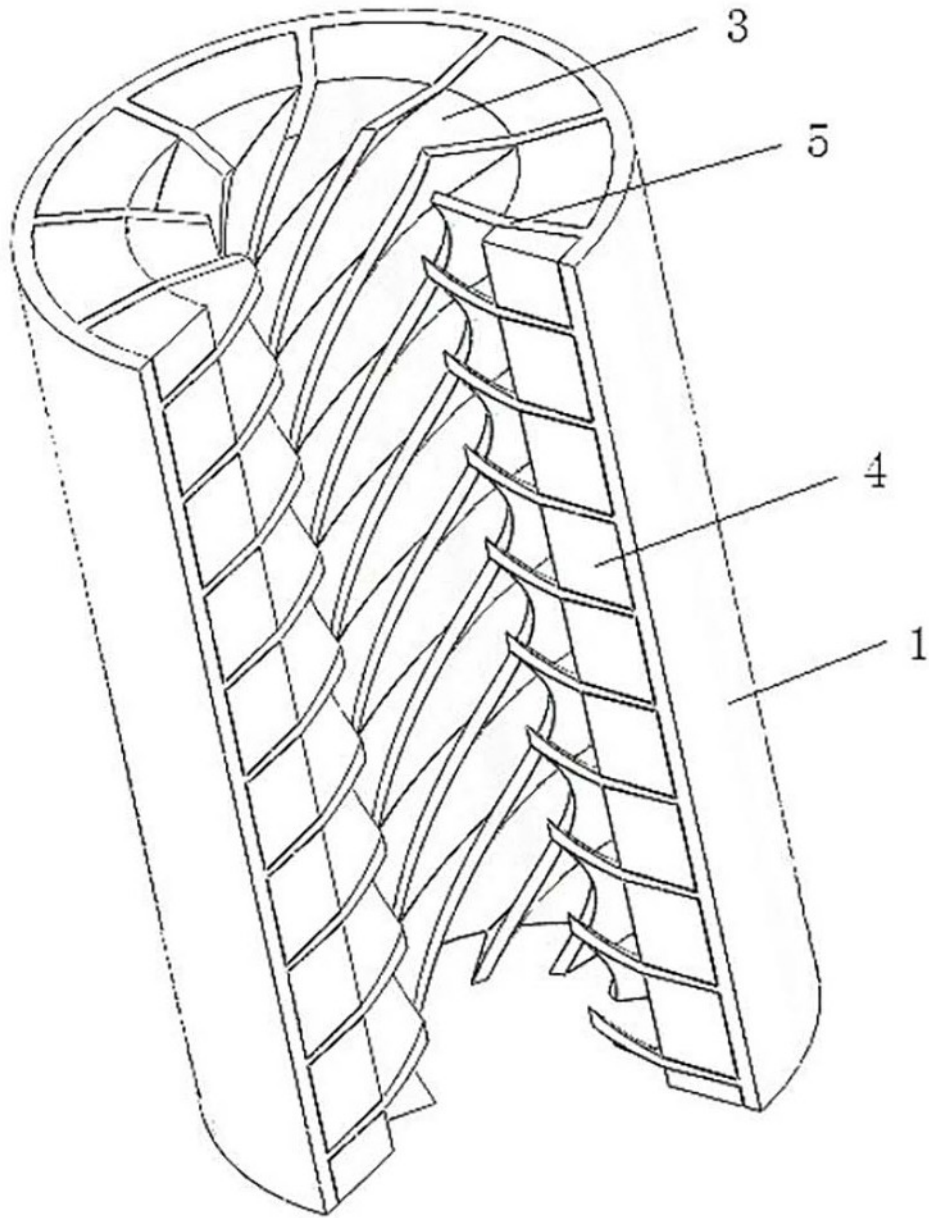


图6

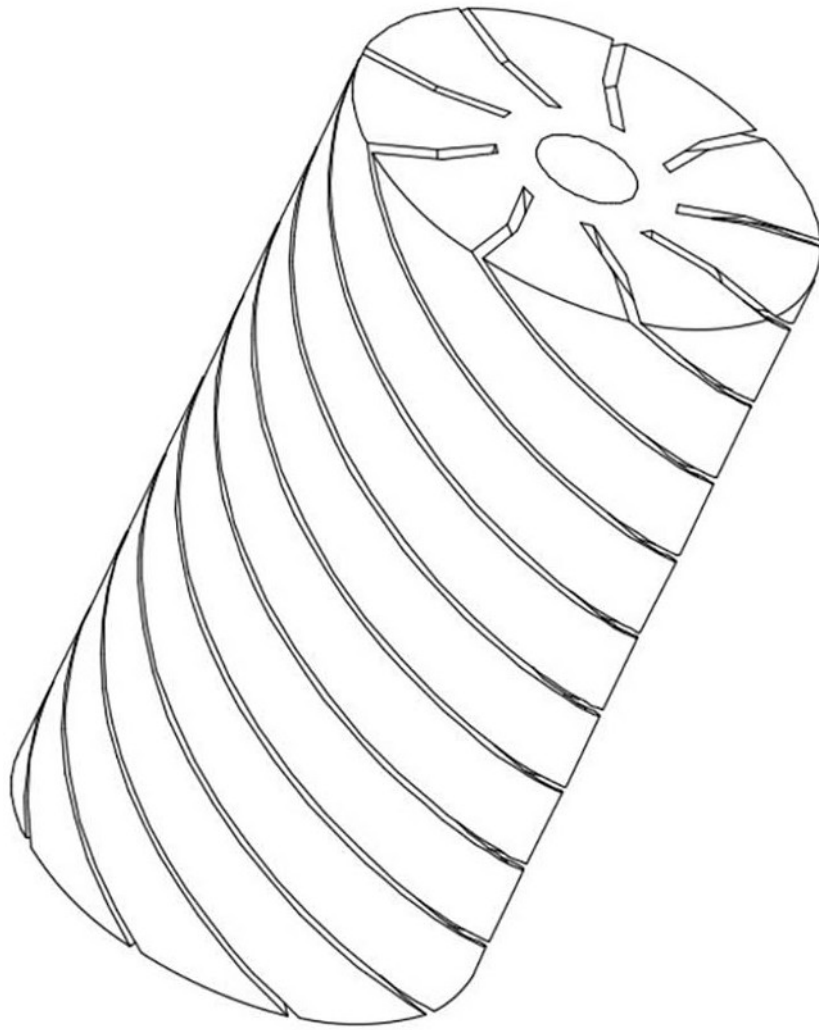


图7

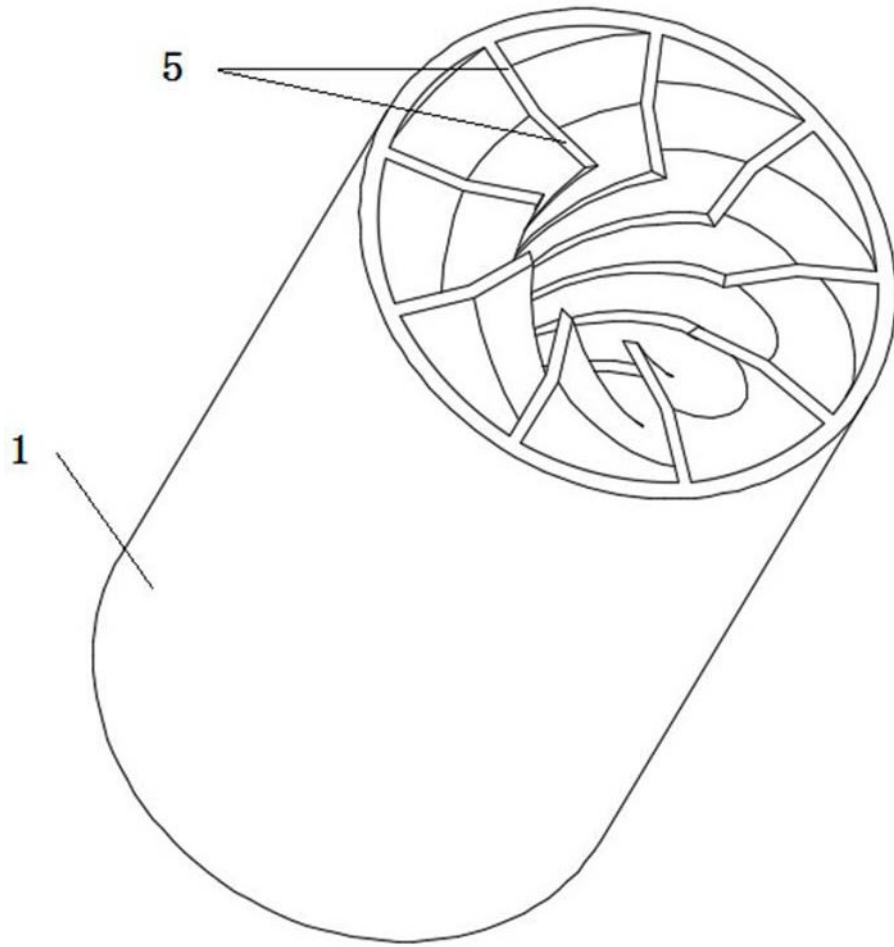


图8