



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113357051 B

(45) 授权公告日 2022. 07. 29

(21) 申请号 202110711173.4

(56) 对比文件

(22) 申请日 2021.06.25

CN 109441666 A, 2019.03.08

(65) 同一申请的已公布的文献号

审查员 牛亚楠

申请公布号 CN 113357051 A

(43) 申请公布日 2021.09.07

(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 孟东东 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 胡剑辉

(51) Int. Cl.

F02K 9/72 (2006.01)

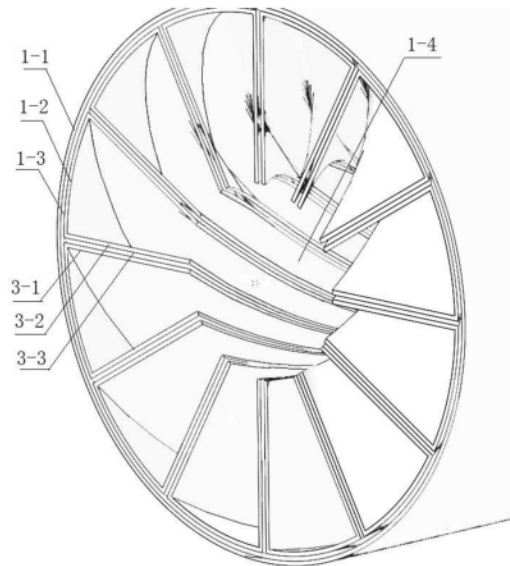
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种内螺旋喷注式固液发动机药柱

(57) 摘要

本发明属于固液火箭发动机技术领域,针对现有技术中存在的沿药柱长度方向燃面后退不均匀的技术问题,本发明的目的在于提供一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,药柱包括金属架构本体,金属架构本体设置为中空结构,其内部设置多组均匀布置的中空螺旋结构叶片,每相邻的两组中空叶片之间嵌套有燃料介质,金属架构本体的端部设置有进气管,氧化剂通过进气管后从中空叶片呈螺旋形均匀喷注。实现了氧化剂在固液发动机药柱内部均匀螺旋喷注的技术突破,同时配合金属叶片传热迅速特点,有效提升燃料介质的退移速率,同时实现燃料通道内燃面的均匀后退,从而降低发动机动力精确调节难度;金属材料的架构本体大幅提升药柱机械性能,即提高发动机工作安全性。



1. 一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述药柱包括金属架构本体,所述金属架构本体设置为中空结构,其内部设置多组均匀布置的中空叶片,每相邻的两组中空叶片之间嵌套有燃料介质,金属架构本体的端部设置有进气管,氧化剂通过进气管后从中空叶片呈螺旋形均匀喷注;

沿着金属架构本体的中心轴向设置有主喷注腔,金属架构本体的外壁是由外壁a和外壁b组成的双重外壁结构,外壁a和外壁b之间间隔形成中空轴向喷注腔,每组中空叶片是由叶片a和叶片b组成的双层叶片结构,叶片a和叶片b之间间隔形成中空径向喷注腔,中空轴向喷注腔和中空径向喷注腔相互连通,氧化剂依次通过中空轴向喷注腔、中空径向喷注腔均匀进入主喷注腔。

2. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述进气管分别与中空轴向喷注腔、主喷注腔相对应设置在金属架构本体的端部,氧化剂通过进气管依次进入中空轴向喷注腔、主喷注腔,从中空轴向喷注腔喷注的气体同步通过中空径向喷注腔进入主喷注腔进行均匀喷注。

3. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述中空叶片设置为中空螺旋结构叶片,所述中空螺旋结构叶片等间距呈螺旋状排列设置在金属架构本体的内壁。

4. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述中空叶片的单层厚度为0.3-0.5mm,中空叶片的两层叶片中间设置为中空结构,叶片数量设置为6组以上,沿药柱轴向旋转0.5-5圈。

5. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述金属架构本体外框架设置为圆柱体结构,金属架构本体的长度与内径之比设置为5,金属架构本体的外径与内径的比值设置为3,金属架构本体和中空叶片均采用铝合金或高温合金中的任意一种金属增材制造专用粉末制备。

6. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述金属架构本体的厚度与中空叶片的厚度设置一致,中空叶片的宽度与燃烧介质的内径设置一致。

7. 根据权利要求1所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述燃料介质为石蜡基燃料、HTPB、HDPE或PMMA中任意一种固液发动机燃料。

8. 根据权利要求1-7任意一项所述的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,其特征在於,所述药柱的成型方式至少包括以下两种:通过浇注方式或增材制造技术一体成型。

## 一种内螺旋喷注式固液发动机药柱

### 技术领域

[0001] 本发明属于固液火箭发动机技术领域,具体涉及一种内螺旋喷注式固液发动机药柱。

### 背景技术

[0002] 固液火箭发动机采用固、液两种状态组合的推进剂,一般采用固体燃料与液体氧化剂的组合方式,在特点上兼具液体火箭发动机和固体火箭发动机的很多优点,比如结构简单、安全性好、推力可调、绿色环保等。

[0003] 固液火箭发动机燃烧室内的燃烧反应属于典型的扩散燃烧,燃烧过程发生在远离燃料表面的边界层中且贯穿整个燃料通道。退移速率是固液发动机性能评估的一项关键指标,其描述的是单位时间内燃面的后退量,即参与燃烧的燃料质量流量。普遍认为,氧化剂旋流喷注是用于提升固液发动机退移速率的一种有效技术手段,但旋流喷注器普遍安装于药柱入口位置,旋流效应在药柱入口处较强而在药柱出口处有了明显的衰减,从而导致燃面在沿药柱长度方向的后退并不均匀,且随着燃面的逐渐后退旋流效应也逐渐减弱,带来沿药柱长度方向处燃烧的不充分、不均匀,加剧了固液发动机燃烧控制的难度。

### 发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的沿药柱长度方向燃面后退不均匀的技术问题,本发明的目的在于提供一种内螺旋喷注式固液发动机药柱。

[0005] 本发明采取的技术方案为:

[0006] 一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,所述药柱包括金属架构本体,所述金属架构本体设置为中空结构,其内部设置多组均匀布置的中空叶片,每相邻的两组中空叶片之间嵌套有燃料介质,金属架构本体的端部设置有进气管,氧化剂通过进气管后从中空叶片呈螺旋形均匀喷注。

[0007] 进一步的,沿着金属架构本体的中心轴向设置有主喷注腔,金属架构本体的外壁是由外壁a和外壁b组成的双重外壁结构,外壁a和外壁b之间间隔形成中空轴向喷注腔,每组中空叶片是由叶片a和叶片b组成的双层叶片结构,叶片a和叶片b之间间隔形成中空径向喷注腔,中空轴向喷注腔和中空径向喷注腔相互连通,氧化剂依次通过中空轴向喷注腔、中空径向喷注腔均匀进入主喷注腔。

[0008] 更进一步的,所述进气管分别与中空轴向喷注腔、主喷注腔相对应设置在金属架构本体的端部,氧化剂通过进气管依次进入中空轴向喷注腔、主喷注腔,从中空轴向喷注腔喷注的气体同步通过中空径向喷注腔进入主喷注腔进行均匀喷注。

[0009] 进一步的,所述中空叶片设置为中空螺旋结构叶片,所述中空螺旋结构叶片等间距呈螺旋状排列设置在金属架构本体的内壁。

[0010] 进一步的,所述中空叶片的单层厚度为0.3-0.5mm,中空叶片的两层叶片中间设置为中空结构,叶片数量设置为6组以上,沿药柱轴向旋转0.5-5圈。

[0011] 进一步的,所述金属架构本体外框架设置为圆柱体结构,金属架构本体的长度与内径之比设置为5,金属架构本体的外径与内径的比值设置为3,金属架构本体和中空叶片均采用采用铝合金或高温合金中的任意一种金属增材制造专用粉末制备。

[0012] 进一步的,所述金属架构本体的厚度与中空叶片的厚度设置一致,中空叶片的宽度与燃烧介质的内径设置一致。

[0013] 进一步的,所述燃料介质为石蜡基燃料、HTPB、HDPE或PMMA中任意一种固液发动机燃料。

[0014] 进一步的,所述药柱的成型方式至少包括以下两种:通过浇注方式或增材制造技术一体成型。

[0015] 本发明的有益效果为:

[0016] 本发明提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱解决了沿药柱长度方向燃面后退不均匀的难题,其通过多组均匀布置的中空螺旋结构叶片,实现氧化剂沿药柱螺旋线处的均匀喷注,即不仅能够实现螺旋喷注提升燃料介质的退移速率,同时可实现沿药柱长度方向燃面的均匀后退,对实现发动机燃烧控制和动力精确调节极有帮助;

[0017] 其次采用金属材料的结构叶片能够增强燃料介质内部传热,同时这种螺旋喷注以及金属叶片的高导热特性,能够有效提升燃料介质的退移速率;

[0018] 最后采用金属材料的药柱架构本体与叶片,大幅度提高了单一燃料介质的机械性能,即提高了固液火箭发动机的安全性。

## 附图说明

[0019] 图1为本发明实施例提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱结构剖视图a;

[0020] 图2为本发明实施例提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱结构剖视图b;

[0021] 图3为本发明实施例提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱结构剖视图c;

[0022] 图4为图1的正视图;

[0023] 图5为本发明实施例提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱结构横截面结构示意图;

[0024] 其中,1、金属架构本体;1-1、外壁a;1-2、外壁b;1-3、中空轴向喷注腔;1-4、主喷注腔;2、进气管;3、中空叶片;3-1、叶片a;3-2、叶片b;3-3、中空径向喷注腔;4、燃料介质。

## 具体实施方式

[0025] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,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。

[0026] 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。

[0027] 实施例1

[0028] 如图1至图4所示,一种内螺旋喷注式固液发动机药柱,所述药柱包括金属架构本体1,该金属架构本体1采用增材制造技术一体成型;所述金属架构本体1设置为中空结构,其内部设置多组均匀布置的中空螺旋结构叶片,每相邻的两组中空螺旋结构叶片之间嵌套有燃料介质4,所述燃料介质4为常规的固液发动机燃料如石蜡基燃料、HTPB、PMMA等,金属架构本体1的端部设置有进气管2,氧化剂通过进气管2后从中空螺旋结构叶片螺旋线处均匀喷注。

[0029] 通过该药柱的特殊结构设计,实现了氧化剂在固液发动机药柱内部均匀、螺旋喷注的技术突破,从而实现燃料通道内燃面的均匀后退,从而降低发动机动力精确调节难度。

[0030] 本发明的又一实施例,如图1和图5所示,沿着金属架构本体1的中心轴向设置有主喷注腔1-4,金属架构本体1的外壁是由外壁a1-1和外壁b1-2组成的双重外壁结构,外壁a1-1和外壁b1-2之间间隔形成中空轴向喷注腔1-3,每组中空叶片3是由叶片a3-1和叶片b3-2组成的双层叶片结构,叶片a3-1和叶片b3-2之间间隔形成中空径向喷注腔3-3,中空轴向喷注腔1-3和中空径向喷注腔3-3相互连通,氧化剂依次通过中空轴向喷注腔1-3、中空径向喷注腔3-3均匀进入主喷注腔1-4。

[0031] 进气管2分别与中空轴向喷注腔1-3、主喷注腔1-4相对应设置在金属架构本体1的端部,氧化剂通过进气管2依次进入中空轴向喷注腔1-3、主喷注腔1-4,从中空轴向喷注腔1-3喷注的气体同步通过中空径向喷注腔3-3进入主喷注腔1-4进行均匀喷注。

[0032] 通过上述喷注结构设计,由此实现了氧化剂在固液发动机药柱内部均匀螺旋喷注的技术突破,该喷注结构应用于固液发动机中,不仅能够实现螺旋喷注提升燃料介质4的退移速率,同时可实现沿药柱长度方向燃面的均匀后退,对实现发动机燃烧控制和动力精确调节极有帮助。

[0033] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,中空叶片3设置为中空螺旋结构叶片,金属架构本体1和中空叶片3均采用铝合金或高温合金中的任意一种金属增材制造专用粉末制备,所述中空螺旋结构叶片等间距呈螺旋状排列设置在金属架构本体1的内壁。螺旋喷注配合金属叶片传热迅速特点,能够有效提升燃料介质4的退移速率。

[0034] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,中空叶片3的单层厚度为0.3-0.5mm,中空叶片3的两层叶片中间设置为中空结构,叶片数量设置为6组以上(可根据实际需求灵活调整),沿药柱轴向旋转0.5-5圈。

[0035] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,金属架构本体1外框架设置为圆柱体结构,金属架构本体1的长度与内径之比设置为5,金属架构本体1的外径与内径的比值设置为3,金属架构本体1采用铝合金或高温合金中的任意一种金属增材制造专用粉末制备。使用金属材料的药柱架构本体能够大幅提升药柱机械性能,即提高发动机工作安全性。

[0036] 在本发明的又一个实施例中,如图1至图5所示,金属架构本体1的厚度与中空叶片3的厚度设置一致均为0.5mm,长度100mm,中空叶片3的宽度与燃烧介质的内径设置一致均为20mm,药柱外径为60mm,药柱长度与内径之比为5,药柱外径与内径的比值为3。金属架构本体1选用铝合金、高温合金等增材制造专用金属粉末经增材制造技术一体制备。

[0037] 在本发明的一个实施例中,药柱的成型方式至少包括以下两种:通过浇注方式或增材制造技术一体成型。

[0038] 更为具体的是,金属架构本体1、进气管2、中空螺旋结构叶片以及燃烧介质采用增

材制造加浇注成型的方式,选用AlSi10Mg合金粉末,采用增材制造技术实现金属架构本体1、进气管2和中空螺旋结构叶片的一体化成型,之后以金属架构本体1为模具,浇注石蜡基燃料。

[0039] 本发明提供的一种内螺旋喷注式固液发动机药柱解决了沿药柱长度方向燃面后退不均匀的难题,主要通过多组均匀布置的中空螺旋结构叶片,实现氧化剂沿药柱长度方向的均匀喷注;其次这种螺旋喷注以及金属叶片的高导热特性,能够有效提升燃料介质4的退移速率;最后采用金属材料的本体与叶片,大幅度提高了药柱的机械性能,同时提高了固液火箭发动机的安全性。

[0040] 以上对发明的具体实施方式进行了详细说明,但是作为范例,本发明并不限制与以上描述的具体实施方式。对于本领域的技术人员而言,任何对该发明进行的同等修改或替代也都在本发明的范畴之中,因此,在不脱离本发明的精神和原则范围下所作的均等变换和修改、改进等,都应涵盖在本发明的范围内。

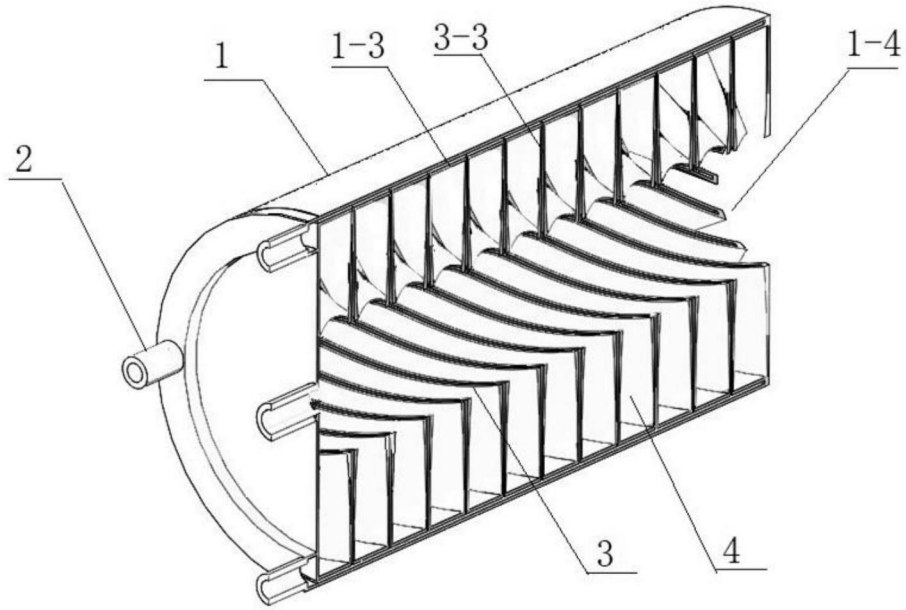


图1

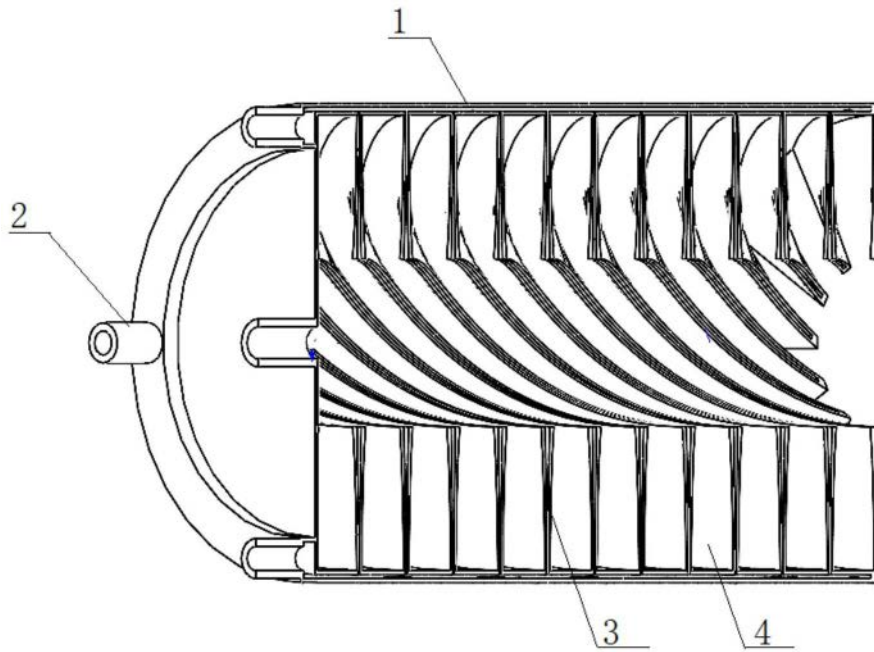


图2

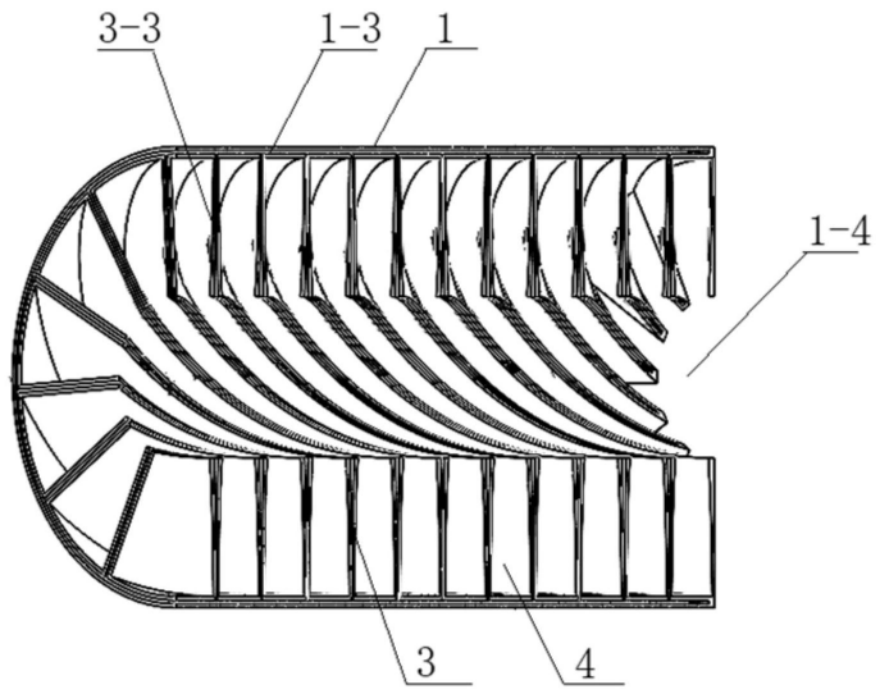


图3

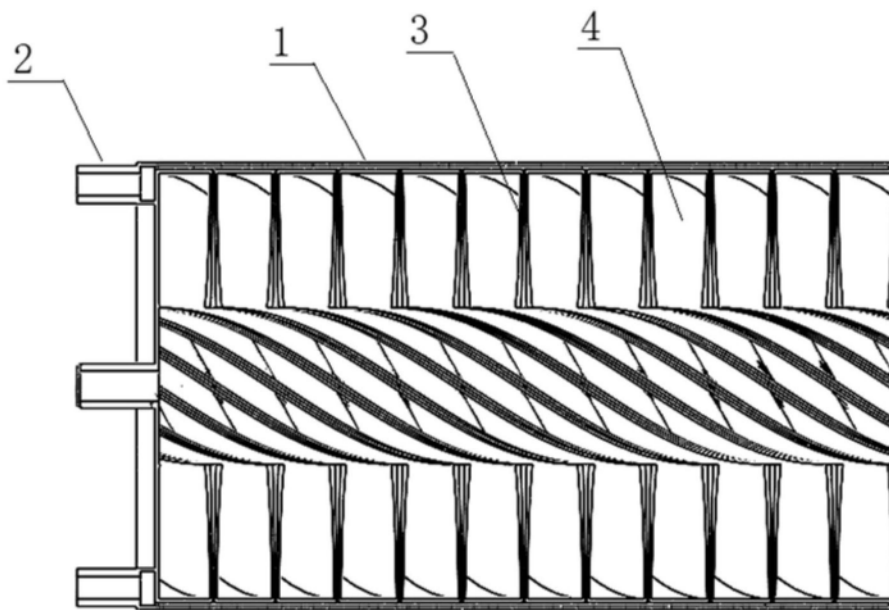


图4



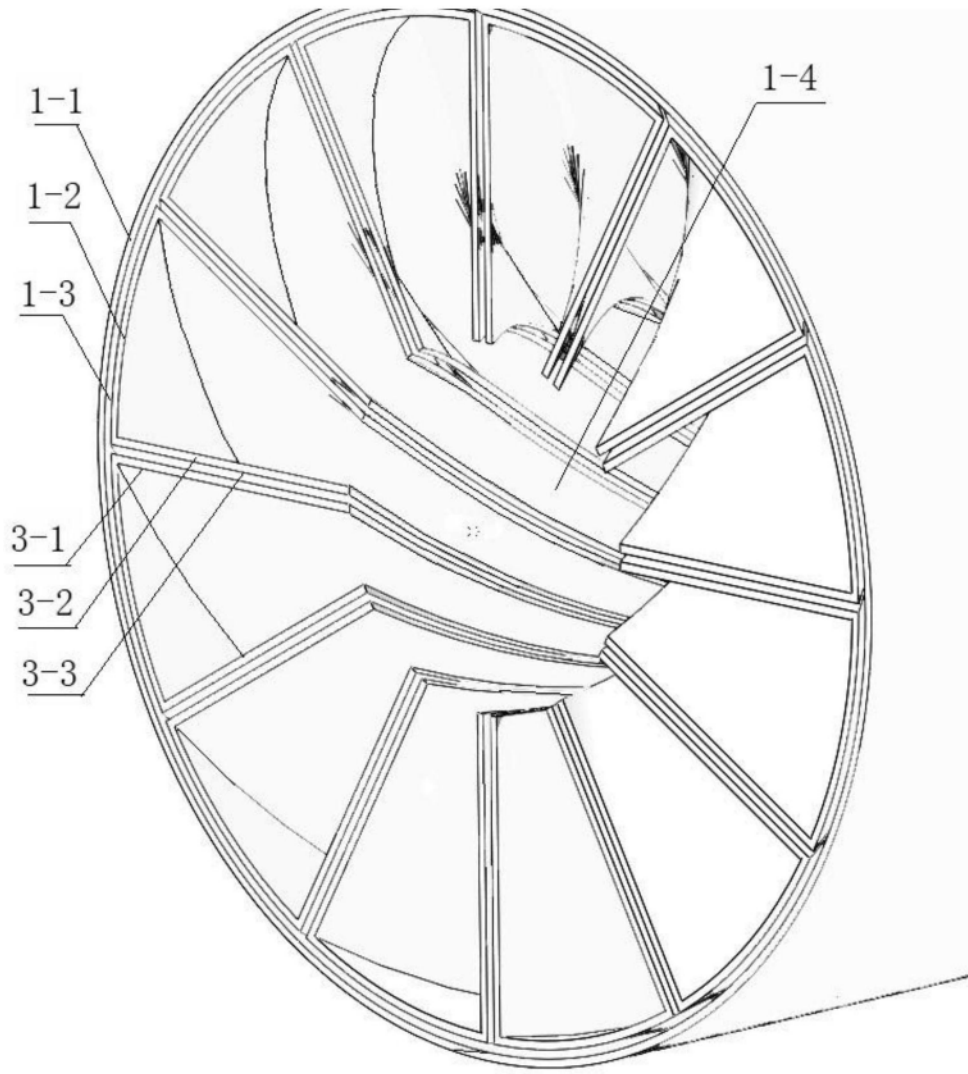


图5