



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113357053 B

(45) 授权公告日 2022. 07. 29

(21) 申请号 202110711181.9

(22) 申请日 2021.06.25

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113357053 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 张泽林
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)

(56) 对比文件

- US 3177657 A, 1965.04.13
- CN 109989850 A, 2019.07.09
- US 2011203256 A1, 2011.08.25
- CN 112211748 A, 2021.01.12
- US 9453479 B1, 2016.09.27
- US 2013031888 A1, 2013.02.07
- CN 111577483 A, 2020.08.25

审查员 池建军

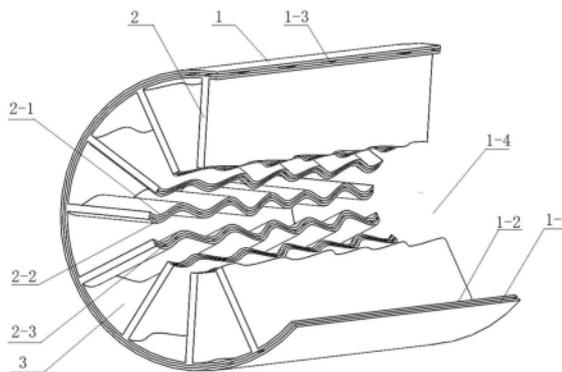
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱

(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推力提升存在瓶颈以及燃烧控制较为困难的技术问题,本发明的目的在于提供一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,所述药柱包括夹层式金属燃料架构本体,以及与其相连接的多组点阵夹层式叶片,相邻两组点阵夹层式叶片之间填充固体推进剂,所述的夹层式金属燃料架构本体的空隙和点阵夹层式叶片空隙相连形成喷注气腔,气体氧化剂通过喷注气腔均匀喷注。同时实现金属燃料的均匀添加进而提高药柱燃烧热值和密度比冲、机械性能、燃面退移速率,并实现燃烧室内氧燃比的均匀分布,契合单孔高退移速率、燃烧稳定可控的固液火箭发动机发展需求。



1. 一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述药柱包括夹层式金属燃料架构本体,以及与其相连接的多组点阵夹层式叶片,相邻两组点阵夹层式叶片之间填充固体推进剂,所述的夹层式金属燃料架构本体的空隙和点阵夹层式叶片空隙相连形成喷注气腔,气体氧化剂通过喷注气腔均匀喷注;所述金属燃料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,每组点阵夹层式叶片是由叶片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、中空径向喷注腔形成的喷注气腔均匀喷注进入燃烧室内。

2. 根据权利要求1所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述夹层式金属燃料架构本体采用与点阵夹层式叶片相同的点阵夹层结构且二者相互连接,氧化剂从点阵夹层式叶片的间隙处均匀喷入进燃烧室。

3. 根据权利要求1或2所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述点阵夹层式叶片沿着金属燃料架构本体的轴向方向设置为波浪形结构,相邻的点阵夹层式叶片的基部呈环形等间距排列在金属燃料架构本体的内壁,相邻的点阵夹层式叶片的自由端部向燃烧室内延伸围挡形成主喷注腔;主喷注腔设置为与金属燃料架构本体同轴的圆柱体空腔。

4. 根据权利要求1或2所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述金属燃料架构本体设置为中空同轴圆柱筒体结构,金属燃料架构本体的外径与中空内径的比值设置为3,点阵夹层式叶片的单层厚度为0.3-0.5mm,点阵夹层式叶片的数量设置为6组以上。

5. 根据权利要求1所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述金属燃料架构本体和点阵夹层式叶片均采用铝、镁、或铝镁合金中的任意一种金属燃料粉末由增材制造技术一体成型。

6. 根据权利要求1所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,所述固体推进剂设置为石蜡基燃料或HTPB基中的任意一种固液发动机燃料。

7. 根据权利要求1所述的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,其特征在于,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。

一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱

技术领域

[0001] 本发明属于固液火箭发动机技术领域,尤其涉及一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱。

背景技术

[0002] 固液混合发动机属于热化学推进系统的前沿方向,其一般采用液体氧化剂和固体燃料的组合方式,兼具结构简单、安全性高、推力可调、多次启动、绿色环保等潜在优点,应用前景极为广阔。

[0003] 评价固液火箭发动机性能不能仅采用燃烧效率这一单一指标,还必须考虑固体药柱的燃面退移速率,其直接决定发动机的推力。传统的固液发动机固体燃料不仅退移速率低,且沿氧化剂流动方向的燃面退移不均匀(氧化剂一般从药柱上游喷注,随着氧化剂向下游的传播,其被逐渐消耗,从而带来氧化剂通量的逐渐下降造成的),这就导致目前固液发动机的发展存在两大技术难题:推力提升存在瓶颈,燃烧控制较为困难。对于提升退移速率,以往多采用多孔、车轮等复杂结构增加燃面,但这会带来发动机体积利用率低,发动机熄火后燃料残余量多等问题;对于燃面退移不均匀,目前还没有有效的技术手段。因此,新型固液发动机研制中对于克服上述两项技术难题存在强烈的需求。

发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的推力提升存在瓶颈以及燃烧控制较为困难的技术问题,本发明的目的在于提供一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱。同时实现金属燃料的均匀添加进而提高药柱燃烧热值和密度比冲、机械性能、燃面退移速率,并实现燃烧室内氧燃比的均匀分布,契合单孔高退移速率、燃烧稳定可控的固液火箭发动机发展需求。

[0005] 本发明采取的技术方案为:

[0006] 一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,所述药柱包括夹层式金属燃料架构本体,以及与其相连接的多组点阵夹层式叶片,相邻两组点阵夹层式叶片之间填充固体推进剂,所述的夹层式金属燃料架构本体的空隙和点阵夹层式叶片空隙相连形成喷注气腔,气体氧化剂通过喷注气腔均匀喷注。

[0007] 进一步的,所述夹层式金属燃料架构本体采用与点阵夹层式叶片相同的点阵夹层结构且二者相互连接,氧化剂从点阵夹层式叶片的间隙处均匀喷入进燃烧室。所述夹层式金属燃料架构本体采用中间存在空隙的点阵夹层结构,既能保证该结构具有良好的承载、冲击吸收等特性,也使气体氧化剂扩散更为均匀。

[0008] 进一步的,所述点阵夹层式叶片沿着金属燃料架构本体的轴向方向设置为波浪形结构,相邻的点阵夹层式叶片的基部呈环形等间距排列在金属燃料架构本体的内壁,相邻的点阵夹层式叶片的自由端部向燃烧室内延伸围挡形成主喷注腔。主喷注腔设置为与金属燃料架构本体同轴的圆柱体空腔。

[0009] 进一步的,所述金属燃料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,每组点阵夹层式叶片是由叶片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、中空径向喷注腔形成的喷注气腔均匀喷注进入燃烧室内。

[0010] 进一步的,所述金属燃料架构本体设置为中空同轴圆柱筒体结构,金属燃料架构本体的外径与中空内径的比值设置为3,点阵夹层式叶片的单层厚度为0.3-0.5mm,点阵夹层式叶片的数量设置为6组以上。

[0011] 进一步的,所述金属燃料架构本体和点阵夹层式叶片均采用铝、镁、或铝镁合金中的任意一种金属燃料粉末由增材制造技术一体成型。

[0012] 进一步的,所述固体推进剂设置为石蜡基燃料或HTPB基中的任意一种固液发动机燃料。

[0013] 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。

[0014] 本发明的有益效果为:

[0015] 该药柱的夹层式金属燃料架构本体和夹层式叶片空隙相连,采用铝、镁、铝镁合金等火箭发动机中普遍使用的金属粉末经增材制造技术一体成型,既可提高药柱承压等机械性能,另一方面对称分布的夹层式叶片实现了对于固体推进剂中金属燃料的均匀添加,可提升药柱燃烧热值和密度比冲;此外,夹层间点阵结构使气体氧化剂扩散更为均匀,配合多组均匀布置的夹层式叶片可实现对于发动机燃烧室内氧化剂的均匀喷注,实现药柱长度方向燃面的均匀后退、进而实现燃烧室内氧燃比的均匀分布;最后,基于金属燃料叶片导热迅速以及其与固体推进剂退移速率的差异性,加强药柱燃烧过程中的湍流燃烧强度,有益于药柱退移速率和发动机燃烧效率的整体提升。

附图说明

[0016] 图1为本发明实施例提供的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱内部结构示意图a;

[0017] 图2为本发明实施例提供的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱内部结构示意图b;

[0018] 图3为本发明实施例提供的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱截面图;

[0019] 图4为本发明实施例提供的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱剖视图;

[0020] 图5为本发明实施例提供的一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱内部结构示意图c;

[0021] 其中,1、金属燃料架构本体;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、夹层式叶片;2-1、叶片a;2-2、叶片b;2-3、中空径向喷注腔;3、固体推进剂。

具体实施方式

[0022] 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。

[0023] 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。

[0024] 实施例1

[0025] 如图1至图5所示,一种高性能固液混合火箭发动机金属燃料嵌入式药柱,所述药柱包括夹层式金属燃料架构本体1,以及与其相连接的多组点阵夹层式叶片2,相邻两组点阵夹层式叶片2之间填充固体推进剂3,所述的夹层式金属燃料架构本体1的空隙和点阵夹层式叶片2空隙相连形成喷注气腔,气体氧化剂通过喷注气腔均匀喷注。

[0026] 夹层间点阵结构使气体氧化剂扩散更为均匀,配合多组均匀布置的点阵夹层式叶片2可实现对于发动机燃烧室内氧化剂的均匀喷注,实现药柱长度方向燃面的均匀后退,进而实现燃烧室内氧燃比的均匀分布。

[0027] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,包括夹层式金属燃料架构本体1,多组点阵夹层式叶片2,固体推进剂3。夹层式金属燃料架构本体1和点阵夹层式叶片2的空隙相连,相邻的叶片间填充有固体推进剂3,固体推进剂3为石蜡基燃料或HTPB基中的任意一种固液发动机燃料。

[0028] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,夹层式金属燃料架构本体1采用与点阵夹层式叶片2相同的点阵夹层结构且二者相互连接,金属燃料架构本体1和点阵夹层式叶片2均采用铝、镁、铝镁合金等火箭发动机中普遍使用的金属粉未经增材制造技术一体成型(或通过浇注方式一体成型),氧化剂从点阵夹层式叶片2的间隙处均匀喷入进燃烧室。所述夹层式金属燃料架构本体1采用中间存在空隙的点阵夹层结构,既能保证该结构具有良好的承载、冲击吸收等特性,也使气体氧化剂扩散更为均匀。既可提高药柱承压等机械性能,另一方面对称分布的夹层式叶片2实现了对于固体推进剂3中金属燃料的均匀添加,可提升药柱燃烧热值和密度比冲。

[0029] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,点阵夹层式叶片2沿着金属燃料架构本体1的轴向方向设置为波浪形结构,相邻的点阵夹层式叶片2的基部呈环形等间距排列在金属燃料架构本体1的内壁,相邻的点阵夹层式叶片2的自由端部向燃烧室内延伸围挡形成主喷注腔1-4。主喷注腔1-4设置为与金属燃料架构本体1同轴的圆柱体空腔。

[0030] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,金属燃料架构本体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,每组点阵夹层式叶片2是由叶片a2-1和叶片b2-2组成的双层叶片结构,叶片a2-1和叶片b2-2之间间隔形成中空径向喷注腔2-3,中空轴向喷注腔1-3和中空径向喷注腔2-3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2-3形成的喷注气腔均匀喷注进入燃烧室内。

[0031] 本发明的又一实施例,如图1至图5所示,金属燃料架构本体1设置为中空同轴圆柱筒体结构,金属燃料架构本体1的外径与中空内径的比值设置为3,点阵夹层式叶片2的单层

厚度为0.3-0.5mm,点阵夹层式叶片2的数量设置为6组以上(可根据实际需求灵活调整),可为波浪、螺旋等结构,见图1,等间距排列在金属燃料架构本体1的内壁。

[0032] 点阵夹层式叶片2的双侧叶片间距在药柱长度方向保持不变,也可缩小或增大,可根据实际需求调整。

[0033] 基于夹层式金属燃料架构本体1及点阵夹层式叶片2的导热迅速以及其与固体推进剂3退移速率的差异性,加强药柱燃烧过程中的湍流燃烧强度,有益于药柱退移速率和发动机燃烧效率的整体提升。

[0034] 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。

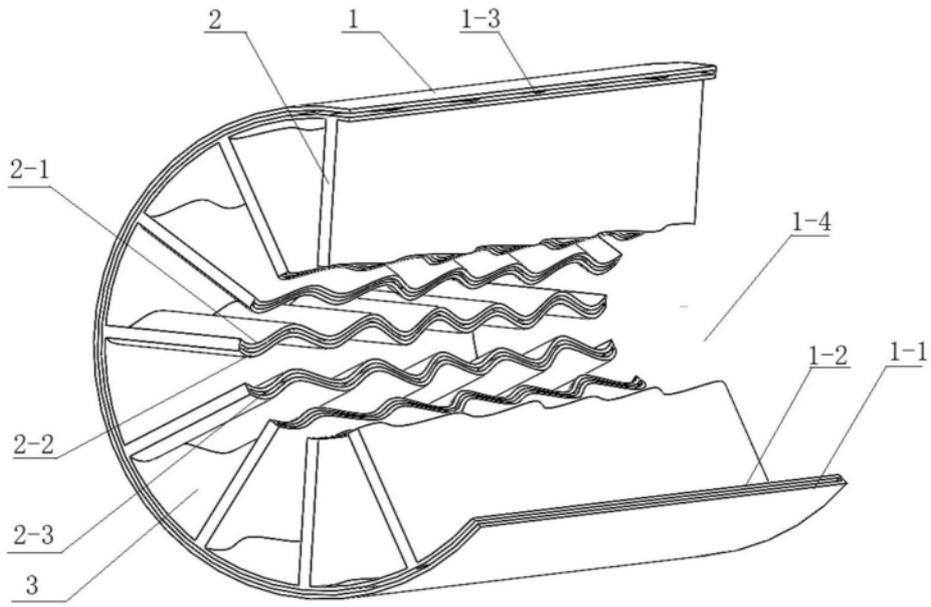


图1

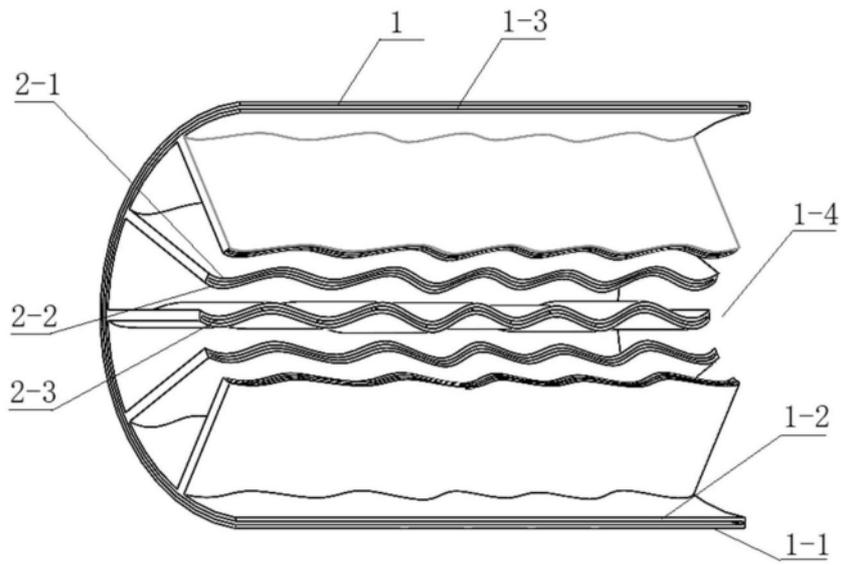


图2

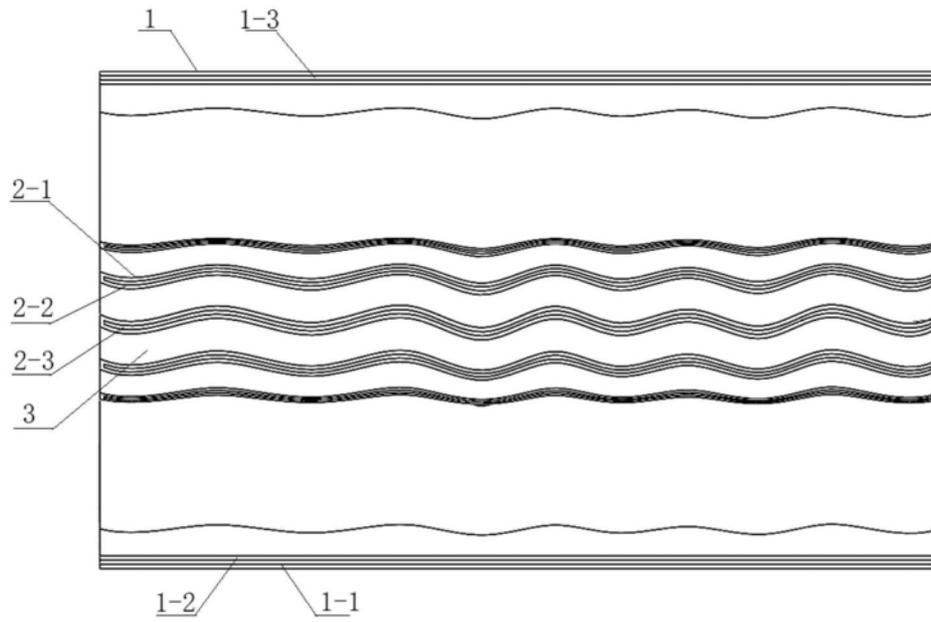


图3

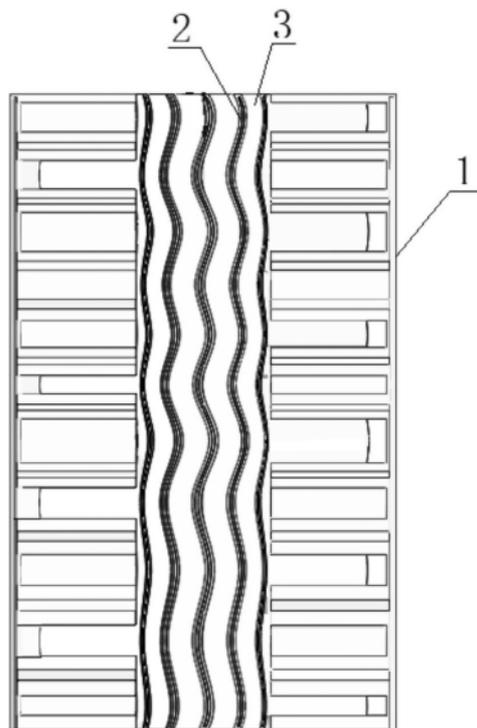


图4

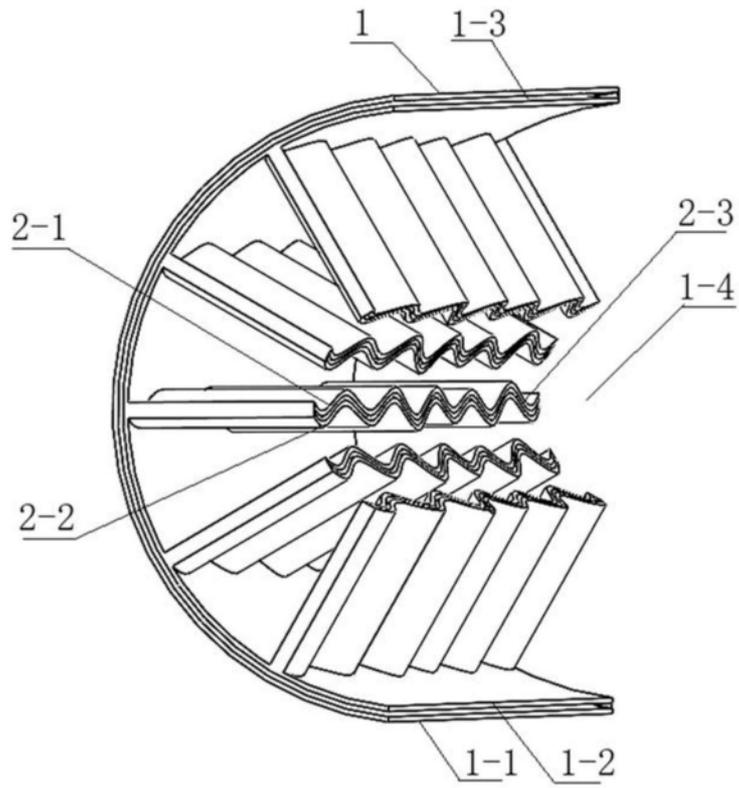


图5