



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112462714 A

(43) 申请公布日 2021. 03. 09

(21) 申请号 202011381643.7

(22) 申请日 2020.12.01

(71) 申请人 陕西蓝箭航天技术有限公司
地址 710077 陕西省西安市高新区团结南路32号航天科技军民融合创新中心四
楼东户

(72) 发明人 杨瑞康 宣智超 常克宇 袁宇
黄乐 周涛

(74) 专利代理机构 北京北汇律师事务所 11711
代理人 高元吉

(51) Int. Cl.
G05B 19/418 (2006.01)
B64G 1/40 (2006.01)

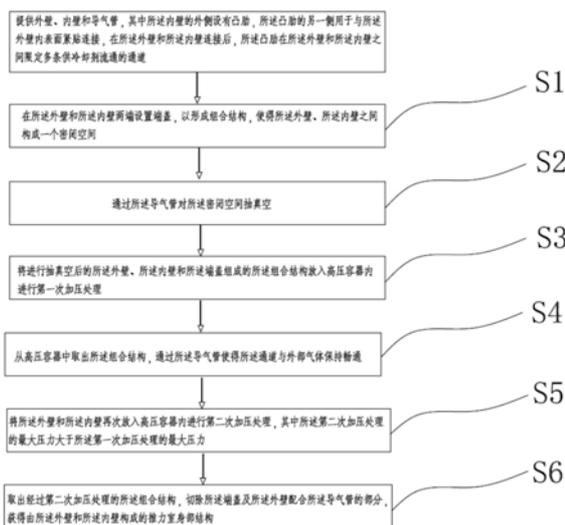
权利要求书2页 说明书6页 附图6页

(54) 发明名称

航天器推力室双层结构的加工方法

(57) 摘要

本发明公开一种航天器推力室双层结构的加工方法,其包括提供第一壁结构、第二壁结构和凸肋;使第一壁结构和第二壁结构相互靠近,并第一壁结构和所述第二壁结构在端部封闭,由此形成由第一壁结构、第二壁结构和凸肋组成的内部为密闭空间的组合结构;使密闭空间为负压,然后将组合结构进行第一加压处理,接下来,在密闭空间与外界连通的情况下进行第二加压处理,其中第二加压处理的最大压力大于第一加压处理的最大压力,由此使组合结构焊接为一体,获得双层结构。本发明的方法工艺简单,制造周期短,且成本低。



1. 一种航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,所述双层结构包括构成航天器推力室身部至少一部分的外壁和内壁以及固定于所述外壁和所述内壁之间且设置为能够在所述外壁和所述内壁之间提供用于冷却剂流通的通道的间隔部;所述加工方法包括以下步骤:

(1) 提供第一壁结构、第二壁结构和凸肋,所述第一壁结构和所述第二壁结构以内外套合的方式相互靠近构成航天器推力室身部的至少一部分,且使所述凸肋位于所述第一壁结构和所述第二壁结构之间;

(2) 使所述第一壁结构和所述第二壁结构在端部封闭,由此形成由所述第一壁结构、所述第二壁结构和所述凸肋组成的内部为密闭空间的组合结构;

(3) 使所述密闭空间为负压,然后从外部对组合结构进行第一加压处理,接下来,在所述密闭空间与外界连通的情况下从外部对组合结构进行第二加压处理,其中所述第二加压处理的最高压力大于所述第一加压处理的最高压力,由此使组合结构形成为一体,获得所述双层结构。

2. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,所述第一加压处理时的压强A满足 $1\text{MPa} \leq A \leq 20\text{MPa}$,加压时间B且满足 $0.2\text{h} \leq B \leq 10\text{h}$,温度C满足 $300^\circ\text{C} \leq C \leq 1300^\circ\text{C}$ 。

3. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,所述第二加压处理时的压强D满足 $2\text{MPa} \leq D \leq 120\text{MPa}$,加压时间E满足 $0.1\text{h} \leq E \leq 10\text{h}$,温度F满足 $300^\circ\text{C} \leq F \leq 1400^\circ\text{C}$ 。

4. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,通过导气组件控制所述密闭空间的压力为负压,所述导气组件包括导气管和与所述导气管末端连通且设置于所述第一壁结构一侧的环形凹槽,优选进一步包括用于与所述导气管连接的抽真空设备。

5. 根据权利要求4所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,进一步包括切除导气组件的步骤。

6. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,所述双层结构包括构成推力室身部的第一双层结构和第二双层结构,且所述第一双层结构和所述第二双层结构各自分别独立地为燃烧室或扩张段,所述加工方法包括得到第一双层结构的第一加工步骤和得到第二双层结构的第二加工步骤,其中所述第一加工步骤和所述第二加工步骤同时进行或分别先后进行。

7. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,步骤(1)中,所述凸肋的一侧预先固定于所述第二壁结构,所述凸肋的另一侧紧贴所述第一壁结构的表面,由此使所述凸肋经步骤(3)后形成为所述间隔部。

8. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,进一步包括提供端盖和去除端盖的步骤,提供所述端盖时使其与所述第一壁结构端部和第二壁结构的端部连接,从而使所述第一壁结构和所述第二壁结构在端部封闭,所述去除端盖的步骤包括沿所述双层结构的径向方向切除所述端盖。

9. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,所述第一壁结构的一端或所述第二壁结构的一端具有密封部,通过所述密封部实现对所述第一壁结构

和所述第二壁结构的端面密封。

10. 根据权利要求1所述的航天器推力室双层结构的加工方法,其特征在于,通过高压容器对所述组合结构进行外部加压处理。

航天器推力室双层结构的加工方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器发动机技术领域,特别涉及一种航天器推力室双层结构的加工方法。

背景技术

[0002] 航天器发动机技术随着航天产业的发展得到了快速升级。作为发动机的主要部件,推力室是完成推进剂能量转化和产生推力作用的关键部件。其中,推力室身部是航天器发动机中负责将燃料进行混合燃烧,产生高温高压燃气,进而燃气通过喉部加速排出,获得反推力的部件。推力室的身部为拉瓦尔型面结构,通常可以采用再生冷却技术对推力室进行降温。推力室由铣槽内壁和外壁组成,多条冷却通道位于铣槽内壁和外壁之间。通常情况下,两者内部在承受最高达60MPa的压力下不许有任何渗漏缺陷。

[0003] 目前,在铣槽内壁和外壁连接有如下两种方法,一种是采用瞬间液相扩散钎焊与电铸镍工艺,但是此工艺具有工艺复杂与昂贵、周期长的缺点。另一种是推力室在制备过程采用铜钢异种合金热等静压扩散焊接,但是,在制造推力室过程中,经常会发生位于内壁上的凸肋无法承受高压而被压弯,进而使得通道坍塌的现象,而压力过小又无法完成凸肋与外壁可靠连接。

[0004] 为了解决上述问题,本发明提供一种推力室身部组件焊接加工方法及航天器推力室,具有工艺简单,制造周期短,节约成本,可以大批量生产,提高产能。

发明内容

[0005] 本发明的目的是提供航天器推力室双层结构的加工方法,具有工艺简单,制造周期短,节约成本,可以大批量生产,提高产能等优点。

[0006] 为实现上述目的,本发明提供如下技术方案:一种航天器推力室双层结构的加工方法,其中,所述双层结构包括构成航天器推力室身部至少一部分的外壁和内壁以及固定于所述外壁和所述内壁之间且设置为能够在所述外壁和所述内壁之间提供用于冷却剂流通的通道间隔部,所述加工方法包括以下步骤:

[0007] (1) 提供第一壁结构、第二壁结构和凸肋,所述第一壁结构和所述第二壁结构以内外嵌套的方式相互靠近构成航天器推力室身部的至少一部分,且所述凸肋位于所述第一壁结构和所述第二壁结构之间;

[0008] (2) 使所述第一壁结构和所述第二壁结构在端部封闭,由此形成由所述第一壁结构、所述第二壁结构和所述凸肋组成的内部为密闭空间的组合结构;

[0009] (3) 使所述密闭空间为负压,然后从外部对组合结构进行第一加压处理,接下来,在所述密闭空间与外界连通的情况下,进行第二加压处理,其中所述第二加压处理的最大压力大于所述第一加压处理的最大压力,由此使组合结构焊接为一体,获得所述双层结构。

[0010] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,所述第一加压处理时的压强A满足 $1\text{MPa} \leq A \leq 20\text{MPa}$,加压时间B且满足 $0.2\text{h} \leq B \leq 10\text{h}$,温度C满足 $300^\circ\text{C} \leq C \leq$

1300℃。

[0011] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,所述第二加压处理时的压强D满足 $2\text{MPa} \leq D \leq 120\text{MPa}$,加压时间E满足 $0.1\text{h} \leq E \leq 10\text{h}$,温度F满足 $300^\circ\text{C} \leq F \leq 1400^\circ\text{C}$ 。

[0012] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,通过导气组件控制所述密闭空间的压力,所述导气组件包括导气管和与所述导气管末端连通且设置于所述第一壁结构一侧的环形凹槽,优选进一步包括用于与所述导气管连接的抽真空设备。

[0013] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,进一步包括切除导气组件的步骤。

[0014] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,所述双层结构包括构成推力室身部的第一双层结构和第二双层结构,且所述第一双层结构和所述第二双层结构各自分别独立地为燃烧室或扩张段,所述加工方法包括得到第一双层结构的第一加工步骤和得到第二双层结构的第二加工步骤,其中所述第一加工步骤和所述第二加工步骤同时进行或分别先后进行。

[0015] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,步骤(1)中,所述凸肋的一侧固定于所述第二壁结构,所述凸肋的另一侧紧贴所述第一壁结构的表面,由此使所述凸肋经步骤(3)后形成为所述间隔部。

[0016] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,进一步包括提供端盖和去除端盖的步骤,提供所述端盖时使其与所述第一壁结构端部和第二壁结构的端部连接,从而使所述第一壁结构和所述第二壁结构在端部封闭,所述去除端盖的步骤包括沿所述双层结构的径向方向切除所述端盖。

[0017] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,所述第一壁结构的一端或所述第二壁结构的一端具有密封部,通过所述密封部实现对所述第一壁结构和所述第二壁结构的端面密封。

[0018] 根据本发明所述的航天器推力室双层结构的加工方法,优选地,通过高压容器对所述组合结构进行加压处理。

[0019] 与现有技术相比,本发明的有益效果是:通过将进行抽真空后的所述外壁、所述内壁和所述端盖组成的所述组合结构放入高压容器内进行第一次加压处理,使得凸肋与外壁连接在一起。通过所述导气管使得所述通道与外部气体保持畅通,所述外壁和所述内壁再次放入高压容器内进行第二次加压处理时,高压气体通过导气管进入通道内,一方面用于支撑凸肋,防止凸肋因压力过大而造成塌陷,另一方面,通过将第二次加压处理的最大压力大于第一次加压处理的最大压力,使得凸肋与外壁连接时存在间隙内的气泡被挤压出去,使得凸肋与外壁连接更加紧密,牢固。经过切除所述端盖及所述外壁配合所述导气管的部分,获得由所述外壁和所述内壁构成的推力室身部结构。整个方法具有工艺简单,制造周期短,节约成本,可以大批量生产,提高产能。

附图说明

[0020] 附图1为本发明火箭发动机推力室部件示意图;

[0021] 附图2为本发明燃烧室组件焊前示意图;

- [0022] 附图3为本发明燃烧室的立体图；
- [0023] 附图4为本发明扩张段的示意图；
- [0024] 附图5为本发明燃烧室与扩张段连接的立体图；
- [0025] 附图6为本发明燃烧室与扩张段连接的结构简图；
- [0026] 附图7为本发明燃烧室与扩张段连接后对外壁环和连接管件进行削薄处理的结构示意图；
- [0027] 附图8为本发明外壁、内壁、导气管和凸肋连接的截面示意图；
- [0028] 附图9为本发明沿燃烧室径向方向相切的结构简图；
- [0029] 附图10为本发明外壁与环形凹槽的立体图；
- [0030] 附图11为本发明连接管件与燃烧室和扩张段连接的结构示意图。
- [0031] 附图12为本发明程序流程图。
- [0032] 附图标记说明：
- | | |
|-------------|--------|
| [0033] 1外壁 | 2内壁 |
| [0034] 3导气管 | 4凸肋 |
| [0035] 5端盖 | 6燃烧室 |
| [0036] 7扩张段 | 8环形凹槽 |
| [0037] 9外壁环 | 10连接管件 |

具体实施方式

[0038] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚明白，下面将以附图及详细叙述清楚说明本发明所揭示内容的精神，任何所属技术领域技术人员在了解本发明内容的实施例后，当可由本发明内容所教示的技术，加以改变及修饰，其并不脱离本发明内容的精神与范围。

[0039] 本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明，但并不作为对本发明的限定。另外，在附图及实施方式中所使用相同或类似标号的元件/构件是用来代表相同或类似部分。

[0040] 关于本文中所使用的“第一”、“第二”、…等，并非特别指称次序或顺位的意思，也非用以限定本发明，其仅为了区别以相同技术用语描述的元件或操作。

[0041] 关于本文中所使用的方向用语，例如：上、下、左、右、前或后等，仅是参考附图的方向。因此，使用的方向用语是用来说明并非用来限制本创作。

[0042] 关于本文中所使用的“包含”、“包括”、“具有”、“含有”等等，均为开放性的用语，即意指包含但不限于。

[0043] 关于本文中所使用的“及/或”，包括所述事物的任一或全部组合。

[0044] 关于本文中所使用的用语“大致”、“约”等，用以修饰任何可以微变化的数量或误差，但这些微变化或误差并不会改变其本质。一般而言，此类用语所修饰的微变化或误差的范围在部分实施例中可为20%，在部分实施例中可为10%，在部分实施例中可为5%或是其他数值。本领域技术人员应当了解，前述提及的数值可依实际需求而调整，并不以此为限。

[0045] 某些用以描述本申请的用词将于下或在此说明书的别处讨论，以提供本领域技术人员在有关本申请的描述上额外的引导。

[0046] 本发明的实施例提供了一种推力室身部组件焊接加工方法,如图1、图2、图3、图4、图5、图6、图8、图9和图12所示,提供外壁1、内壁2和导气管3,其中内壁2的外侧设有凸肋4,凸肋4的另一侧用于与外壁1内表面紧贴连接,在外壁1和内壁2连接后,凸肋4在外壁1和内壁2之间限定多条供冷却剂流通的通道,具体步骤如下:

[0047] S1:在外壁1和内壁2两端设置端盖,以形成组合结构,使得外壁1、内壁2之间构成一个密闭空间;

[0048] S2:通过导气管3对密闭空间抽真空;

[0049] S3:将进行抽真空后的外壁1、内壁2和端盖5组成的组合结构放入高压容器内进行第一次加压处理;

[0050] S4:从高压容器中取出组合结构,通过导气管3使得通道与外部气体保持畅通;

[0051] S5:将外壁1和内壁2再次放入高压容器内进行第二次加压处理,其中第二次加压处理的最大压力大于第一次加压处理的最大压力;

[0052] S6:取出经过第二次加压处理的组合结构,切除端盖5及外壁1配合导气管3的部分,获得由外壁1和内壁2构成的推力室身部结构。

[0053] 具体的说,通过将进行抽真空后的外壁1、内壁2和端盖5组成的组合结构放入高压容器内进行第一次加压处理,使得凸肋4与外壁1连接在一起。通过导气管3使得通道与外部气体保持畅通,外壁1和内壁2再次放入高压容器内进行第二次加压处理时,高压气体通过导气管3进入通道内,一方面用于支撑凸肋4,防止凸肋4因压力过大而造成塌陷,便于冷却剂在通道内均匀流通,另一方面,将第二次加压处理的最大压力大于第一次加压处理的最大压力,使得凸肋4与外壁1连接时存在间隙内的气泡被挤压出去,使得凸肋4与外壁1连接更加紧密,牢固。经过切除端盖5及外壁1配合导气管5的部分,获得由外壁1和内壁2构成的推力室身部结构。整个方法具有工艺简单,制造周期短,节约成本,可以大批量生产,提高产能。

[0054] 需要说的是,第一次加压处理时,为了使得外壁1与凸肋4连接紧密,固定牢固,对高压容器内的压强,加压时间和温度进行多次仿真实验,当高压容器内的压强为A,且满足 $1\text{MPa} \leq A \leq 20\text{MPa}$,加压时间为B,且满足 $0.2\text{h} \leq B \leq 10\text{h}$,高压容器内的温度为C,且满足 $300^\circ\text{C} \leq C \leq 1300^\circ\text{C}$ 时,可以使得外壁1与凸肋4连接紧密,使得外壁1与凸肋4的组成原子可以快速扩散,便于两者固定在一起,有利于提高推力室身部结构的稳定性。

[0055] 为了防止凸肋4因压力过大而造成塌陷,导气管3使得通道与外部气体保持畅通,在二次加压过程,通道内部的气体对凸肋4起到支撑固定作用,防止凸肋4因压力过大而造成塌陷。此外,通过第二次加压处理的最大压力大于第一次加压处理的最大压力,可以将外壁1与凸肋4在第一次加压连接时存在间隙内的气泡被挤压出去,使得凸肋4与外壁1连接更加紧密,更加牢固,达到推力室使用标准。

[0056] 需要提及的是,通过第二次加压处理时,例如,将高压容器内的压强设为D,且满足 $2\text{MPa} \leq D \leq 120\text{MPa}$,加压时间设为E,且满足 $0.1\text{h} \leq E \leq 10\text{h}$,高压容器内的温度设为F,且满足 $300^\circ\text{C} \leq F \leq 1400^\circ\text{C}$,通过设置二次加压参数,可以改善内壁凸肋与外壁的结合质量,进而提高发动机质量可靠性。另外,为了使得外壁1与凸肋4连接时彼此间隙内的气泡减少,例如,可以多次实施二次加压处理。此外,多次加压过程中的压强、加压时间和温度可以进行调节,以使得外壁1与凸肋4连接紧密,固定牢固。

[0057] 在本实施方式中,如图1、图8和图10为了保证通道内的空气快速抽出,例如,可以在外壁1内侧的环形凹槽8,在通过导气管3对密闭空间抽真空时,将导气管3的一端与外壁1内侧的环形凹槽8连接连通,使得通道与导气管3连通,有利于将通道内的空气抽出。抽真空处理过程,通过抽真空设备连接导气管对密闭空间抽真空,通道内的空气通过环形凹槽8从导气管3排出,具有设计合理,方便操作,便于使用等优点。

[0058] 在本实施方式中,如图1、图2、图3和图4所示,推力室身部结构包括燃烧室6和扩张段7。现对推力室身部组件焊接加工方法分别说明。

[0059] 以燃烧室6进行举例说明,燃烧室的制备过程具体包括:

[0060] 对燃烧室6的外壁1、内壁2进行端盖5密封后抽真空,获得第一组合结构;对第一组合结构进行第一次加压处理;通过导气管3使第一组合结构的通道与外界导通,以及将经一次加压处理后的第一组合结构进行二次加压处理,获得燃烧室6。例如,第一组合结构的外壁内侧可以设置环形凹槽,以通过环形凹槽分别与内外壁间通道和导气管联通后,通过抽真空装置进行抽真空处理。

[0061] 以扩张段7进行举例说明,图1、图4和图5,扩张段的加工方法包括:首先对扩张段7的外壁1、内壁2进行端盖5密封后抽真空,获得第二组合结构;对第二组合结构进行第一次加压处理;通过导气管3使第二组合结构的通道与外界导通,以及将经一次加压处理后的第二组合结构进行二次加压处理,获得扩张段7。例如,第二组合结构的外壁内侧可以设置环形凹槽,以通过环形凹槽分别与内外壁间通道和导气管联通后,通过抽真空装置进行抽真空处理。

[0062] 如图2和图3所示,为了方便燃烧室的内壁2一端(推力室喉部在内壁的位置)贯穿外壁,例如,可以将外壁1的外径设计成大于喉部最大直径处,为了保证内壁2(推力室喉部在内壁的位置)表面正常使用,在燃烧室6两端焊接端盖前,在燃烧室6靠近扩张段7端,使得内壁2一端(推力室喉部在内壁的位置)贯穿外壁1,且在靠近扩张段部分裸露,裸露在外的内壁2(推力室喉部在内壁的位置)的周向表面通过凸肋4与外壁环9连接。外壁环9起到外壁作用,为了方便安装,外壁环9可以由相互对称的两个半圆环结构对接而成。在应用时,燃烧室的内壁2一端(推力室喉部在内壁的位置)贯穿外壁后,首先外壁环9套设在凸肋4的外侧,外壁环9内侧与凸肋4紧密连接,外壁环9一端与外壁1一端抵接连接。

[0063] 另外,如图1、图2、图3、图4、图5、图9、图10和图11所示,为了方便燃烧室6与扩张段7连接,例如,在燃烧室6经过二次加压处理后,沿燃烧室6径向方向切除端盖5、导气管3和环形凹槽8,并沿径向方向切除部分燃烧室6靠近扩张段7端的外壁环9,从而获得待焊接状态的燃烧室。

[0064] 同样,在扩张段7经过二次加压处理后,沿扩张段7径向方向切除端盖、导气管和环形凹槽,并沿径向方向对扩张段7靠近燃烧室6端的外壁1进行切除。经过对燃烧室6部分外壁环9的切除以及对扩张段靠近燃烧室6端的外壁匹配切除,可以确保燃烧室与扩张段彼此配合端尺寸匹配。

[0065] 对外壁环9部分切除和扩张段的部分外壁1切除处理后,加工方法还包括:将燃烧室6和扩张段7彼此靠近端的内壁进行焊接,通过连接管件10将含有切口彼此靠近的外壁环9与外壁1焊接连接,获得推力室身部组件。整个设计设计巧妙,在不影响原有效果的同时,使得燃烧室6与扩张段7连接更加紧密。为了减少推力室组件的重量保证外观存在美感,例

如,可以对将连接管件10和外壁环9表面进行削薄处理。

[0066] 需要指出的,为了保证外壁1、内壁2和凸肋4干净整洁,减少杂质对焊接强度的影响,例如,外壁1、内壁2和凸肋4使用前需要对表面进行清洗。

[0067] 本实施方式推力室身部结构主要以燃烧室6和扩张段7进行说明,在实际应用时,推力室身部结构还可以包含第三部分,第四部分等,每部分的成型工艺与燃烧室6或扩张段7相同。

[0068] 以上实施例可以彼此组合,且具有相应的技术效果。

[0069] 本发明还提供一种航天器推力室,采用上述任一项的推力室身部组件焊接加工方法进行制备。

[0070] 以上所述仅为本发明示意性的具体实施方式,在不脱离本发明的构思和原则的前提下,任何本领域的技术人员所做出的等同变化与修改,均应属于本发明保护的范围。

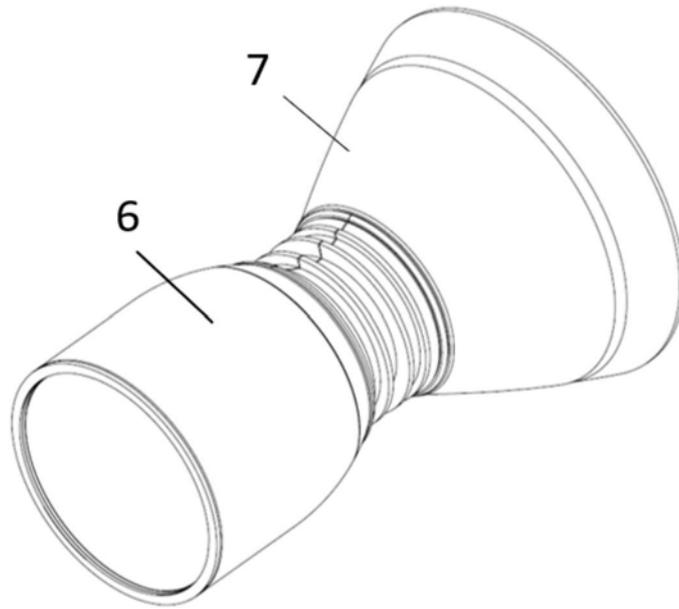


图1

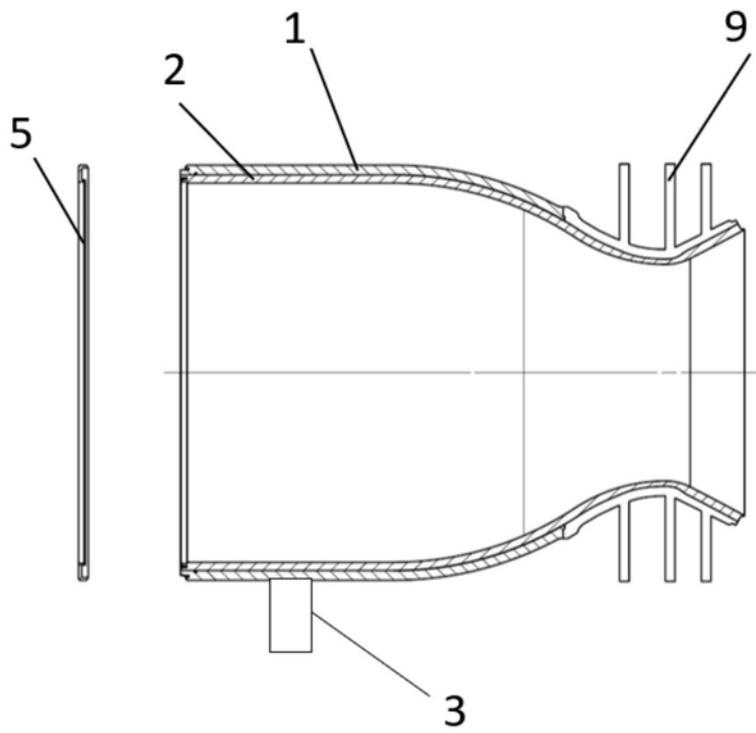


图2

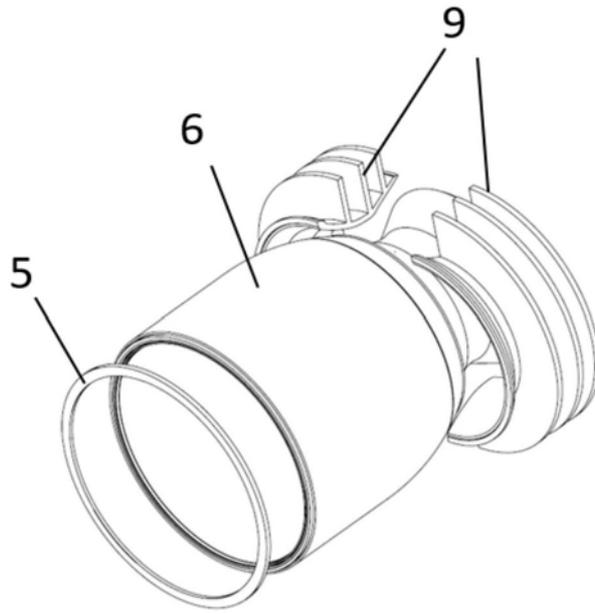


图3

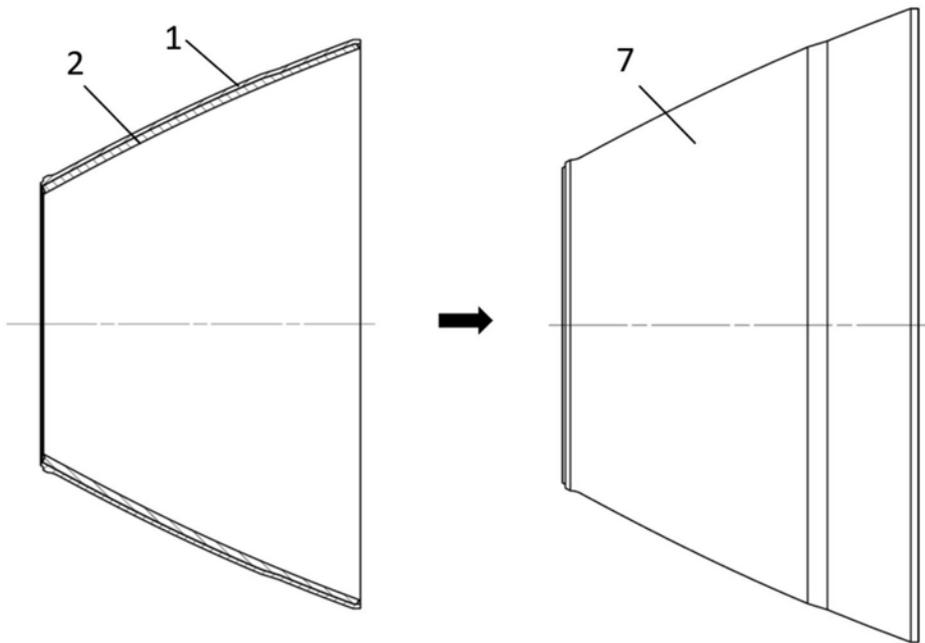


图4

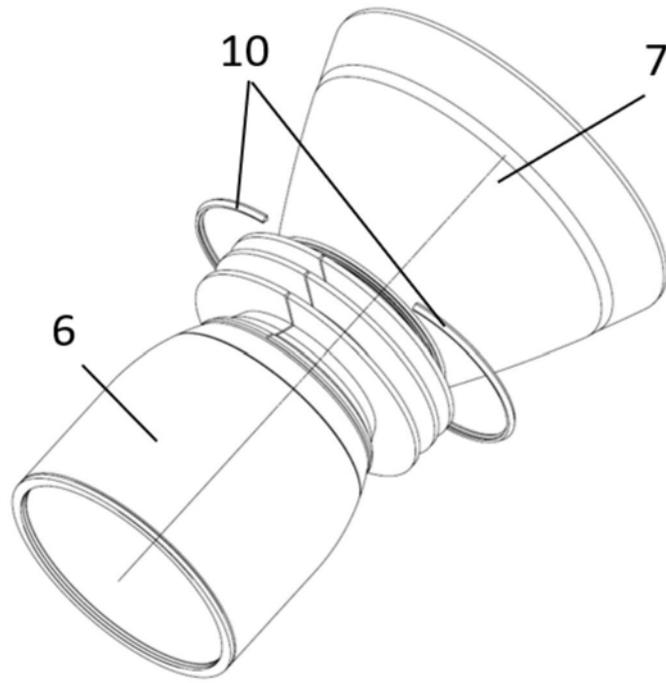


图5

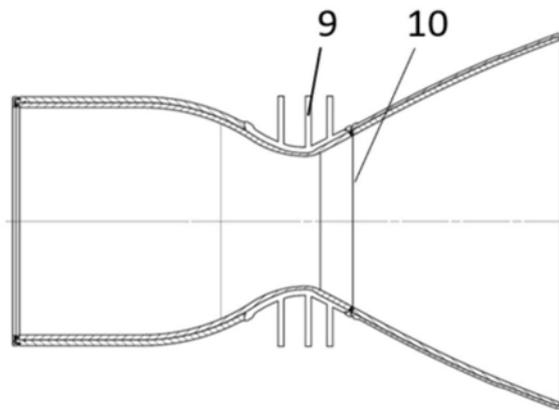


图6

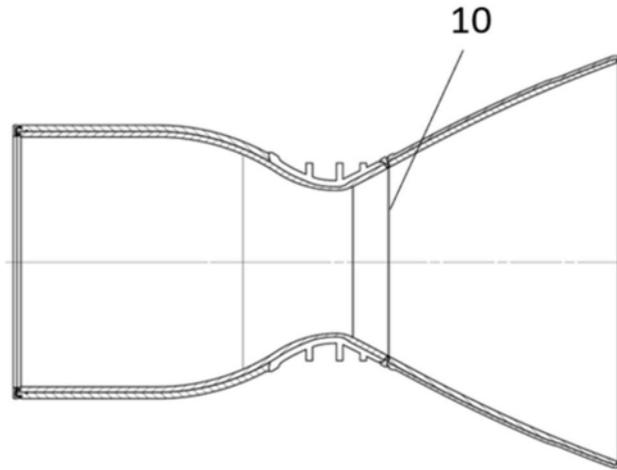


图7

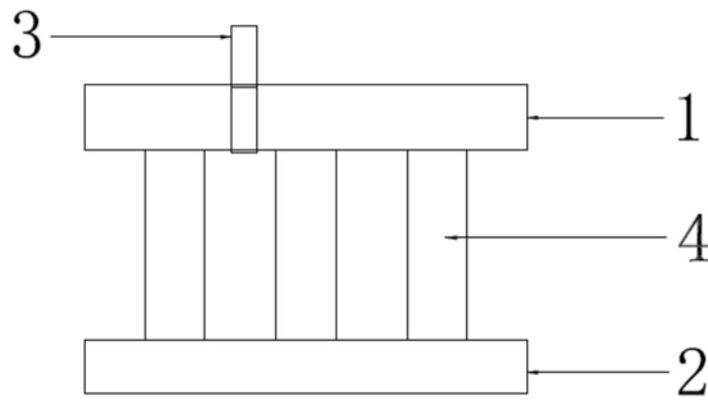


图8

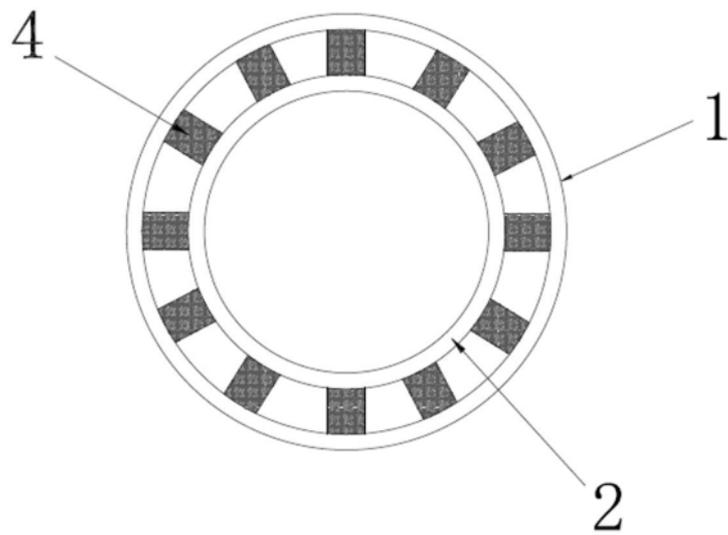


图9

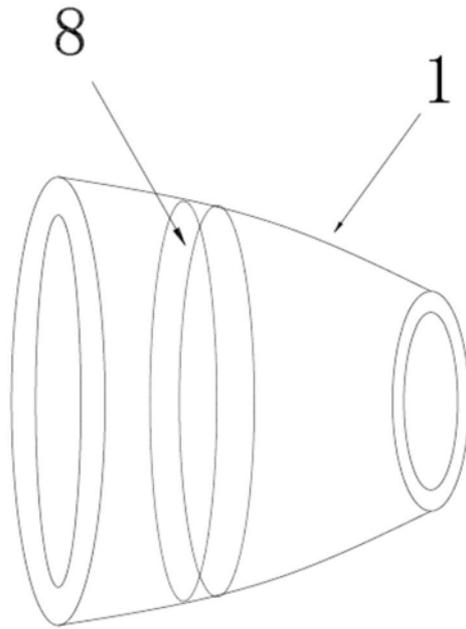


图10

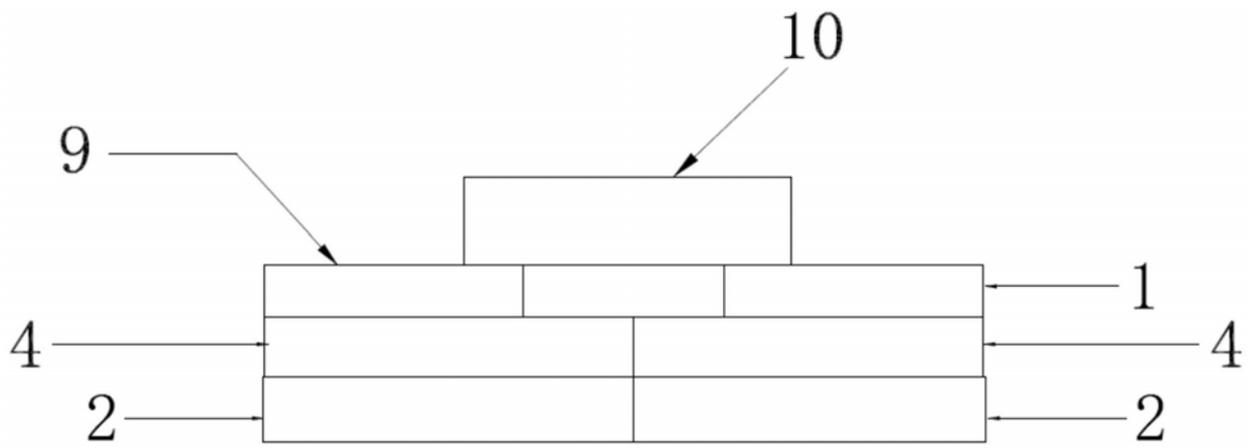


图11

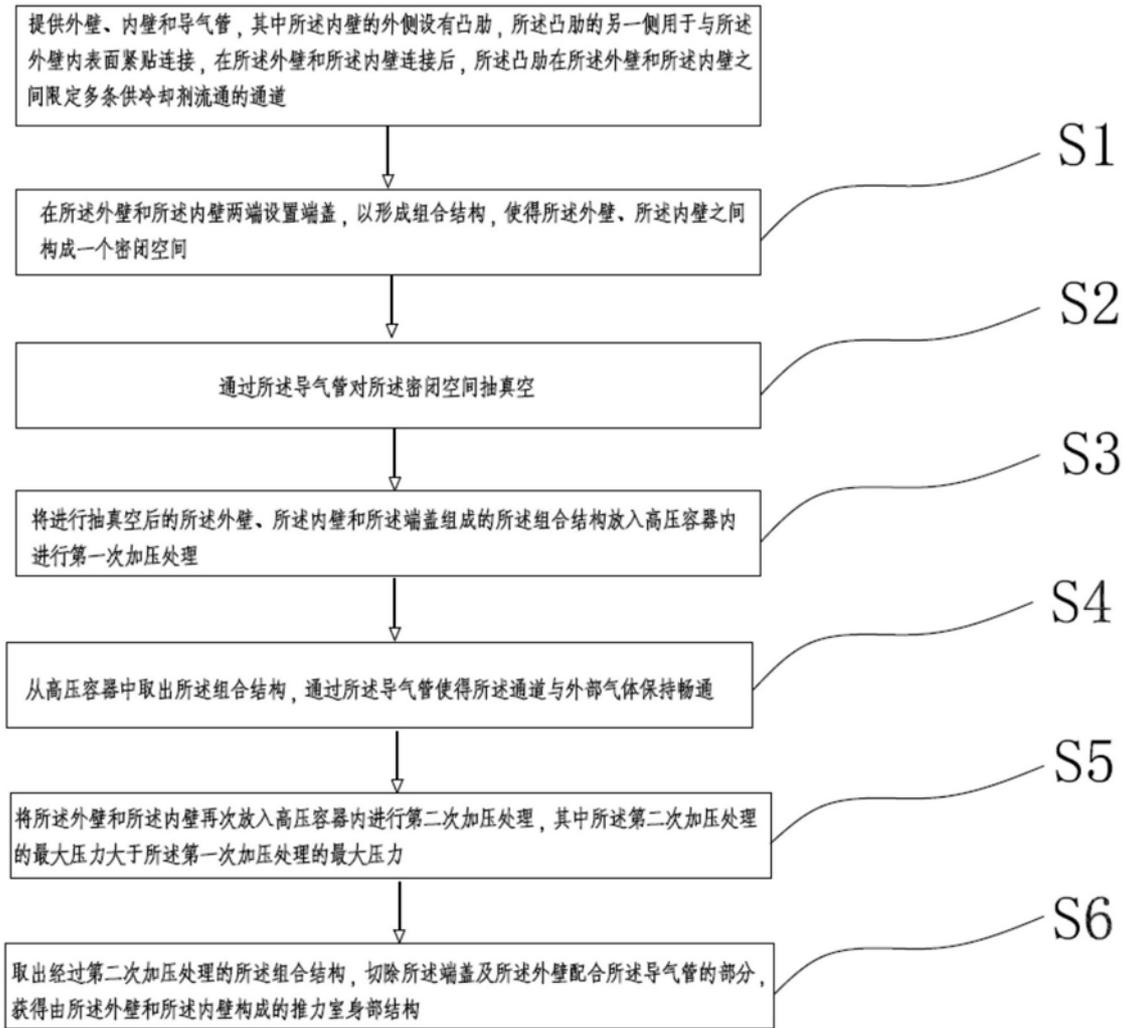


图12