



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114484503 B

(45) 授权公告日 2023.03.21

(21) 申请号 202210004857.5

F23R 3/28 (2006.01)

(22) 申请日 2022.01.05

审查员 崔辉

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 114484503 A

(43) 申请公布日 2022.05.13

(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 岳连捷 郭升祖 张启帆 于方游
吴振杰

(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.

F23R 3/42 (2006.01)

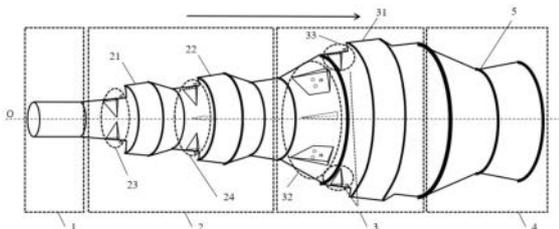
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室

(57) 摘要

本申请公开了一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,包括依次连接的隔离段、第一扩张室、第二扩张室和尾喷管。在低中来流马赫数条件下,通过第二扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,并通过电火花塞点火器进行辅助点火,燃烧释热分布主要位于较大的第二扩张室,燃烧室内的燃烧流场为亚声速。在较高来流马赫数条件下,通过第一扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,燃烧主要发生在超声速核心流中,第二扩张室内产生流动分离,大回流区与主流之间形成了虚拟的气动边界,气动边界满足超燃所需的小面积扩张比要求,主流能够直接以超声速通过自适应喉道,避免了燃料高温离解造成的性能损失,保证了超燃性能。



1. 一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,包括依次连接的隔离段、第一扩张室、第二扩张室和尾喷管;

所述隔离段、所述第一扩张室、所述第二扩张室和所述尾喷管关于同一条中心轴线旋转对称;

所述尾喷管内设置有几何喉道,所述几何喉道处的截面尺寸是所述尾喷管各个位置的截面尺寸中最小的;

所述第一扩张室和所述第二扩张室内各自设置有至少一套燃料喷注系统和至少一个点火器;

所述第一扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的2-2.5倍;

所述第二扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的4.5-5倍;

所述几何喉道的横截面积为所述隔离段的横截面积的2.5-3倍。

2. 根据权利要求1所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述第一扩张室内设置有至少一个凹腔火焰稳定器,所述第二扩张室内设置有至少一个凹腔火焰稳定器。

3. 根据权利要求2所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述第一扩张室内设置有第一凹腔火焰稳定器和第二凹腔火焰稳定器;所述第二扩张室内设置有第三凹腔火焰稳定器。

4. 根据权利要求3所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述第一扩张室内设置有一级燃料喷注系统和二级燃料喷注系统,所述第一扩张室内还设置有第一支板和第二支板;

所述一级燃料喷注系统通过所述第一支板上的喷注孔向所述第一扩张室内喷注燃料,所述二级燃料喷注系统通过所述第二支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料;

所述第二扩张室内设置有三级燃料喷注系统和四级燃料喷注系统,所述第二扩张室内还设置有第三支板和第四支板;

所述三级燃料喷注系统通过所述第三支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料,所述四级燃料喷注系统通过所述第四支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料。

5. 根据权利要求4所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的来流方向为沿所述中心轴线由所述隔离段朝向所述尾喷管的方向;

所述第一支板设置于所述隔离段和所述第一凹腔火焰稳定器之间,所述一级燃料喷注系统通过所述第一支板上的喷注孔沿所述来流方向为所述第一扩张室内喷注燃料;所述第二支板设置于所述第一凹腔火焰稳定器和所述第二凹腔火焰稳定器之间,所述二级燃料喷注系统通过所述第二支板上的喷注孔沿所述来流方向为所述第一扩张室内喷注燃料;

在所述第一扩张室和所述第三凹腔火焰稳定器之间沿所述来流方向依次设置有所述第三支板和所述第四支板;所述三级燃料喷注系统通过所述第三支板上的喷注孔垂直于所述来流方向为所述第二扩张室内喷注燃料,所述四级燃料喷注系统通过所述第四支板上的喷注孔沿所述来流方向为所述第二扩张室内喷注燃料。

6. 根据权利要求5所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述第一支板上的喷注孔设置于所述第一支板垂直于所述来流方向的后壁面;所述第

二支板上的喷注孔设置于所述第二支板垂直于所述来流方向的后壁面；

所述第三支板上的喷注孔设置于所述第三支板平行于所述来流方向的侧壁面；所述第四支板上的喷注孔设置于所述第四支板垂直于所述来流方向的后壁面。

7. 根据权利要求1所述的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其特征在于,

所述宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的来流方向为沿所述中心轴线由所述隔离段朝向所述尾喷管的方向；

沿所述来流方向,每个所述燃料喷注系统的下游都设置有一个所述点火器。

一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室

技术领域

[0001] 本申请涉及航空航天动力领域,特别涉及一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室。

背景技术

[0002] 吸气式高超声速飞行由于其在空间运输、尤其在国家空天安全领域的政治和军事价值,成为国际航空航天大国临近空间竞争的焦点技术之一,作为其核心瓶颈的超燃冲压发动机及组合循环发动机技术更是成为近几十年的国际热点研究方向。以超燃冲压发动机为核心,发展向更宽飞行速域,并满足可重复使用需求的宽域冲压发动机成为了高超声速技术发展的重要前景之一。

[0003] 燃烧室是发动机的核心部分,而宽域冲压发动机的燃烧室在实际飞行中面临气流速度大幅变化的问题。对于气体的广义一维定常流动,流道中的马赫数受流道面积变化与加热的影响,为避免出现流动壅塞诱发不起动,燃烧室流道应不断扩张。以往研究表明在不同马赫数下组织亚燃等压燃烧所需的燃烧室理想面积扩张比不同,且面积扩张需求的矛盾会随着速域范围增大而增强。因此如何在一个有限长度的定几何燃烧室中匹配不同速域下的面积扩张需求、即燃烧释热与流道设计匹配是宽域冲压发动机燃烧室面临的一个关键问题。

发明内容

[0004] 本申请的目的在于提供一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其能够改善上述问题。

[0005] 本申请的实施例是这样实现的:

[0006] 本申请提供一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室,其包括依次连接的隔离段、第一扩张室、第二扩张室和尾喷管;

[0007] 所述隔离段、所述第一扩张室、所述第二扩张室和所述尾喷管关于同一条中心轴线旋转对称;

[0008] 所述第二扩张室的截面尺寸大于所述第一扩张室的截面尺寸,所述第一扩张室的截面尺寸大于所述隔离段的截面尺寸;

[0009] 所述第一扩张室和所述第二扩张室内各自设置有至少一套燃料喷注系统和至少一个点火器。

[0010] 可以理解,本申请公开了一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室包括依次连接的隔离段、第一扩张室、第二扩张室和尾喷管。工作中,气流依次通过隔离段、第一扩张室、第二扩张室,最后经尾喷管排出。在低中速来流马赫数条件下,通过第二扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,并通过电火花塞点火器进行辅助点火,燃烧释热分布主要位于较大的第二扩张室,燃烧室内的燃烧流场为亚声速。在较高来流马赫数条件下,通过第一扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,燃烧主要发生在超声速核心流中,第二扩张室产生流动分离,

大回流区与主流之间形成了虚拟的气动边界,气动边界满足超燃所需的小面积扩张比要求,主流能够直接以超声速通过自适应喉道,避免了燃料高温离解导致的性能损失,保证了超燃性能。

[0011] 本发明的技术解决方案通过调节燃烧喷注方案以及合理设计并匹配燃烧室内的流道面积扩张比来实现宽域超燃冲压发动机在宽速域下的高性能。

[0012] 其中,所述第一扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的2-2.5倍;所述第二扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的4.5-5倍。

[0013] 在本申请可选的实施例中,所述尾喷管内设置有几何喉道,所述几何喉道处的截面尺寸是所述尾喷管各个位置的截面尺寸中最小的。

[0014] 其中,所述第一扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的2-2.5倍;所述第二扩张室的最大横截面积为所述隔离段的横截面积的4.5-5倍;所述几何喉道的横截面积为所述隔离段的横截面积的2.5-3倍。

[0015] 可以理解,在低中速来流马赫数条件下,通过第二扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,并通过电火花塞点火器进行辅助点火,燃烧室下游的自适应喉道发挥几何喉道的作用,能够引起初始流场的流动壅塞,从而提高燃烧室中低速情况下的点火能力与火焰稳定性,燃烧释热分布主要位于较大的第二扩张室,燃烧室内的燃烧流场为亚声速。在较高来流马赫数条件下,通过第一扩张室内的燃料喷注系统提供燃料,来实现第一扩张段室的稳定火焰。燃烧主要发生在超声速核心流中,第二扩张室与尾喷管的收缩段之间产生流动分离,大回流区与主流之间形成了虚拟的气动边界,气动边界满足超燃所需的小面积扩张比要求,且自适应喉道不再作为几何喉道,主流能够直接以超声速通过自适应喉道,避免了燃料高温离解导致的性能损失,保证了超燃性能。

[0016] 在本申请可选的实施例中,所述第一扩张室内设置有至少一个凹腔火焰稳定器,所述第二扩张室内设置有至少一个凹腔火焰稳定器。

[0017] 其中,所述第一扩张室内设置有第一凹腔火焰稳定器和第二凹腔火焰稳定器;所述第二扩张室内设置有第三凹腔火焰稳定器。

[0018] 可以理解,凹腔火焰稳定器的设计有利于第一扩张室和第二扩张室内燃料的稳定燃烧。

[0019] 在本申请可选的实施例中,所述第一扩张室内设置有一级燃料喷注系统和二级燃料喷注系统,所述第一扩张室内还设置有第一支板和第二支板;所述一级燃料喷注系统通过所述第一支板上的喷注孔向所述第一扩张室内喷注燃料,所述二级燃料喷注系统通过所述第二支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料;所述第二扩张室内设置有三级燃料喷注系统和四级燃料喷注系统,所述第二扩张室内还设置有第三支板和第四支板;所述三级燃料喷注系统通过所述第三支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料,所述四级燃料喷注系统通过所述第四支板上的喷注孔向所述第二扩张室内喷注燃料。

[0020] 在本申请可选的实施例中,所述宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的来流方向为沿所述中心轴线由所述隔离段朝向所述尾喷管的方向;所述第一支板设置于所述隔离段和所述第一凹腔火焰稳定器之间,所述一级燃料喷注系统通过所述第一支板上的喷注孔沿所述来流方向为所述第一扩张室内喷注燃料;所述第二支板设置于所述第一凹腔火焰稳定器和所述第二凹腔火焰稳定器之间,所述二级燃料喷注系统通过所述第二支板上的喷注

孔沿所述来流方向为所述第一扩张室内喷注燃料；在所述第一扩张室和所述第三凹腔火焰稳定器之间沿所述来流方向依次设置有所述第三支板和所述第四支板；所述三级燃料喷注系统通过所述第三支板上的喷注孔垂直于所述来流方向为所述第二扩张室内喷注燃料，所述四级燃料喷注系统通过所述第四支板上的喷注孔沿所述来流方向为所述第二扩张室内喷注燃料。

[0021] 在本申请可选的实施例中，所述第一支板上的喷注孔设置于所述第一支板垂直于所述来流方向的后壁面；所述第二支板上的喷注孔设置于所述第二支板垂直于所述来流方向的后壁面；所述第三支板上的喷注孔设置于所述第三支板平行于所述来流方向的侧壁面；所述第四支板上的喷注孔设置于所述第四支板垂直于所述来流方向的后壁面。

[0022] 在本申请可选的实施例中，所述宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的来流方向为沿所述中心轴线由所述隔离段朝向所述尾喷管的方向；沿所述来流方向，每个所述燃料喷注系统的下游都设置有一个所述点火器。

[0023] 有益效果：

[0024] 本发明提供的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室采用了定几何结构匹配不同速域下的面积扩张需求，具有结构可靠性高、工程实现度高的优点。

[0025] 本发明通过在低中速来流下（马赫数2.5-4.5）情况下，利用自适应喉道在较低马赫数下发挥几何喉道的作用，能够引起流场初始的流动壅塞，有利于点火与火焰稳定；亚声速来流随着第二扩张室的横截面积扩张，其马赫数在第二扩张室内快速下降，因此采用第二扩张室组织亚燃能够添加更多的热量，提升了燃烧性能。

[0026] 本发明在高速来流（马赫数4.5-7）情况下，经过合理流道匹配设计的第二扩张室与尾喷管收缩段内形成了流动分离，回流区与主流之间自适应形成了气动边界，气动边界的存在使主流以小扩张形式通过自适应喉道，此工况下，自适应喉道不再发挥几何喉道的作用，主流为超声速，由此避免了燃料高温离解带来的损失，保证了超燃性能。

[0027] 本发明采用了第一扩张室、第二扩张室内的凹腔火焰稳定器以及支板组织了分级燃烧，提高了不同来流工况下的燃烧效率。由此设计的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室，能够在飞行马赫数2.5-7的范围内进行宽域的工作，在新型吸气式组合循环发动机燃烧室设计领域具备高和研究价值。

[0028] 为使本申请的上述目的、特征和优点能更明显易懂，下文特举可选实施例，并配合所附附图，作详细说明如下。

附图说明

[0029] 为了更清楚地说明本申请实施例的技术方案，下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍，应当理解，以下附图仅示出了本申请的某些实施例，因此不应被看作是对范围的限定，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，还可以根据这些附图获得其他相关的附图。

[0030] 图1是本申请提供的一种宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的透视结构示意图；

[0031] 图2是图1所示的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室的剖面示意图；

[0032] 图3是图1所示的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室在亚燃模态下的理想流

场效果图；

[0033] 图4是图1所示的宽域冲压发动机自适应几何喉道燃烧室在超燃模态下的理想流场效果图；

[0034] 图5是一种支板的结构示意图；

[0035] 图6是另一种支板的结构示意图。

[0036] 附图标号：

[0037] 隔离段1、第一扩张室2、第一凹腔火焰稳定器21、第二凹腔火焰稳定器22、第一支板23、第二支板24、第二扩张室3、第三凹腔火焰稳定器31、第三支板32、第四支板33、尾喷管4、几何喉道5。

具体实施方式

[0038] 下面将结合本申请实施例中的附图，对本申请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申请一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例，本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本申请保护的范围。

[0039] 如图1和图2所示，本申请提供一种宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室，其包括依次连接的隔离段1、第一扩张室2、第二扩张室3和尾喷管4。其中，隔离段1、第一扩张室2、第二扩张室3和尾喷管4可以一体成型。

[0040] 隔离段1、第一扩张室2、第二扩张室3和尾喷管4关于同一条中心轴线旋转对称，如图1中的直线0所示；第二扩张室3的截面尺寸大于第一扩张室2的截面尺寸，第一扩张室2的截面尺寸大于隔离段1的截面尺寸；第一扩张室2和第二扩张室3内各自设置有至少一套燃料喷注系统(图中未示出)和至少一个点火器(图中未示出)。

[0041] 可以理解，本申请公开了一种宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室包括依次连接的隔离段1、第一扩张室2、第二扩张室3和尾喷管4。工作中，气流依次通过隔离段1、第一扩张室2、第二扩张室3，最后经尾喷管4排出。如图3所示，在低中速来流马赫数条件下，比如马赫数为2.5-4.5范围内，通过第二扩张室3内的燃料喷注系统提供燃料，并通过电火花塞点火器进行辅助点火，燃烧释热分布主要位于较大的第二扩张室3，燃烧室内的燃烧流场为亚声速。如图4所示，在较高来流马赫数条件下，比如马赫数为4.5-7范围内，通过第一扩张室2内的燃料喷注系统提供燃料，燃烧主要发生在超声速核心流中，第二扩张室3产生流动分离，大回流区与主流之间形成了虚拟的气动边界，气动边界满足超燃所需的小面积扩张比要求，主流直接以超声速通过自适应喉道，避免了燃料高温离解导致的性能损失，保证了超燃性能。

[0042] 本发明的技术解决方案通过调节燃烧喷注方案以及合理设计并匹配燃烧室内的流道面积扩张比来实现宽域超燃冲压发动机在宽速域下的高性能。

[0043] 其中，第一扩张室2的最大横截面积为隔离段1的横截面积的2-2.5倍；第二扩张室3的最大横截面积为隔离段1的横截面积的4.5-5倍。

[0044] 宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室的来流方向为沿中心轴线由隔离段1朝向尾喷管4的方向，即图1至图4中的箭头方向。横截面即为垂直于该来流方向的截面。

[0045] 在本申请可选的实施例中，尾喷管4内设置有几何喉道5，几何喉道5处的截面尺寸

是尾喷管4各个位置的截面尺寸中最小的。

[0046] 其中,第一扩张室2的最大横截面积为隔离段1的横截面积的2-2.5倍;第二扩张室3的最大横截面积为隔离段1的横截面积的4.5-5倍;几何喉道5的横截面积为隔离段1的横截面积的2.5-3倍。

[0047] 如图3所示,图3是宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室在亚燃模态(沿程最小马赫数小于1)下的理想流场效果图。在低中速来流马赫数条件下,通过第二扩张室3内的燃料喷注系统提供燃料,并通过电火花塞点火器进行辅助点火,燃烧室下游的自适应喉道发挥几何喉道5的作用,能够引起初始流场的流动壅塞,从而提高燃烧室中低速情况下的点火能力与火焰稳定性,燃烧释热分布主要位于较大的第二扩张室3,燃烧室内的燃烧流场为亚声速。

[0048] 如图4所示,图4是宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室在超燃模态(沿程最小马赫数大于1)下的理想流场效果图。在较高来流马赫数条件下,通过第一扩张室2内的燃料喷注系统提供燃料,来实现第一扩张段室的稳定火焰。燃烧主要发生在超声速核心流中,第二扩张室3与尾喷管4的收缩段之间产生流动分离,大回流区与主流之间形成了虚拟的气动边界,气动边界满足超燃所需的小面积扩张比要求,且自适应喉道不再作为几何喉道5,主流直接以超声速通过自适应喉道,避免了燃料高温离解的性能损失,保证了超燃性能。

[0049] 在本申请可选的实施例中,第一扩张室2内设置有至少一个凹腔火焰稳定器,第二扩张室3内设置有至少一个凹腔火焰稳定器。

[0050] 其中,如图1所示,第一扩张室2内设置有第一凹腔火焰稳定器21和第二凹腔火焰稳定器22;第二扩张室3内设置有第三凹腔火焰稳定器31。

[0051] 可以理解,凹腔火焰稳定器的设计有利于第一扩张室2和第二扩张室3内燃料的稳定燃烧。

[0052] 在本申请可选的实施例中,第一扩张室2内设置有一级燃料喷注系统和二级燃料喷注系统,第一扩张室2内还设置有第一支板23和第二支板24;一级燃料喷注系统通过第一支板23上的喷注孔向第一扩张室2内喷注燃料,二级燃料喷注系统通过第二支板24上的喷注孔向第二扩张室3内喷注燃料;第二扩张室3内设置有三级燃料喷注系统和四级燃料喷注系统,第二扩张室3内还设置有第三支板32和第四支板33;三级燃料喷注系统通过第三支板32上的喷注孔向第二扩张室3内喷注燃料,四级燃料喷注系统通过第四支板33上的喷注孔向第二扩张室3内喷注燃料。

[0053] 在本申请可选的实施例中,宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室的来流方向为沿中心轴线由隔离段1朝向尾喷管4的方向;第一支板23设置于隔离段1和第一凹腔火焰稳定器21之间,一级燃料喷注系统通过第一支板23上的喷注孔沿来流方向为第一扩张室2内喷注燃料;第二支板24设置于第一凹腔火焰稳定器21和第二凹腔火焰稳定器22之间,二级燃料喷注系统通过第二支板24上的喷注孔沿来流方向为第一扩张室2内喷注燃料;在第一扩张室2和第三凹腔火焰稳定器31之间沿来流方向依次设置有第三支板32和第四支板33;三级燃料喷注系统通过第三支板32上的喷注孔垂直于来流方向为第二扩张室3内喷注燃料,四级燃料喷注系统通过第四支板33上的喷注孔沿来流方向为第二扩张室3内喷注燃料。

[0054] 如图5所示,图5为第一支板23、第二支板24和第四支板33的结构示意图。第一支板

23上的喷注孔设置于第一支板23垂直于来流方向的后壁面(图中阴影面所示),以便于沿来流方向为第一扩张室2内喷注燃料;第二支板24上的喷注孔设置于第二支板24垂直于来流方向的后壁面(图中阴影面所示),以便于沿来流方向为第一扩张室2内喷注燃料;第四支板33上的喷注孔设置于第四支板33垂直于来流方向的后壁面(图中阴影面所示),以便于沿来流方向为第二扩张室3内喷注燃料。

[0055] 如图6所示,图6为第三支板32的结构示意图。第三支板32上的喷注孔设置于第三支板32平行于来流方向的侧壁面(图中阴影面所示),以便于沿垂直来流方向的方向为第二扩张室3内喷注燃料。

[0056] 在本申请可选的实施例中,宽域冲压发动机自适应几何喉道5燃烧室的来流方向为沿中心轴线由隔离段1朝向尾喷管4的方向;沿来流方向,每个燃料喷注系统的下游都设置有一个点火器。

[0057] 在本公开的各种实施方式中所使用的表述“第一”、“第二”、“所述第一”或“所述第二”可修饰各种部件而与顺序和/或重要性无关,但是这些表述不限制相应部件。以上表述仅配置为将元件与其它元件区分开的目的。例如,第一用户设备和第二用户设备表示不同的用户设备,虽然两者均是用户设备。例如,在不背离本公开的范围的前提下,第一元件可称作第二元件,类似地,第二元件可称作第一元件。

[0058] 当一个元件(例如,第一元件)称为与另一元件(例如,第二元件)“(可操作地或可通信地)联接”或“(可操作地或可通信地)联接至”另一元件(例如,第二元件)或“连接至”另一元件(例如,第二元件)时,应理解为该一个元件直接连接至该另一元件或者该一个元件经由又一个元件(例如,第三元件)间接连接至该另一个元件。相反,可理解,当元件(例如,第一元件)称为“直接连接”或“直接联接”至另一元件(第二元件)时,则没有元件(例如,第三元件)插入在这两者之间。

[0059] 以上描述仅为本申请的可选实施例以及对所运用技术原理的说明。本领域技术人员应当理解,本申请中所涉及的发明范围,并不限于上述技术特征的特定组合而成的技术方案,同时也应涵盖在不脱离上述发明构思的情况下,由上述技术特征或其等同特征进行任意组合而形成的其它技术方案。例如上述特征与本申请中公开的(但不限于)具有类似功能的技术特征进行互相替换而形成的技术方案。

[0060] 以上所述仅为本申请的可选实施例而已,并不用于限制本申请,对于本领域的技术人员来说,本申请可以有各种更改和变化。凡在本申请的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本申请的保护范围之内。

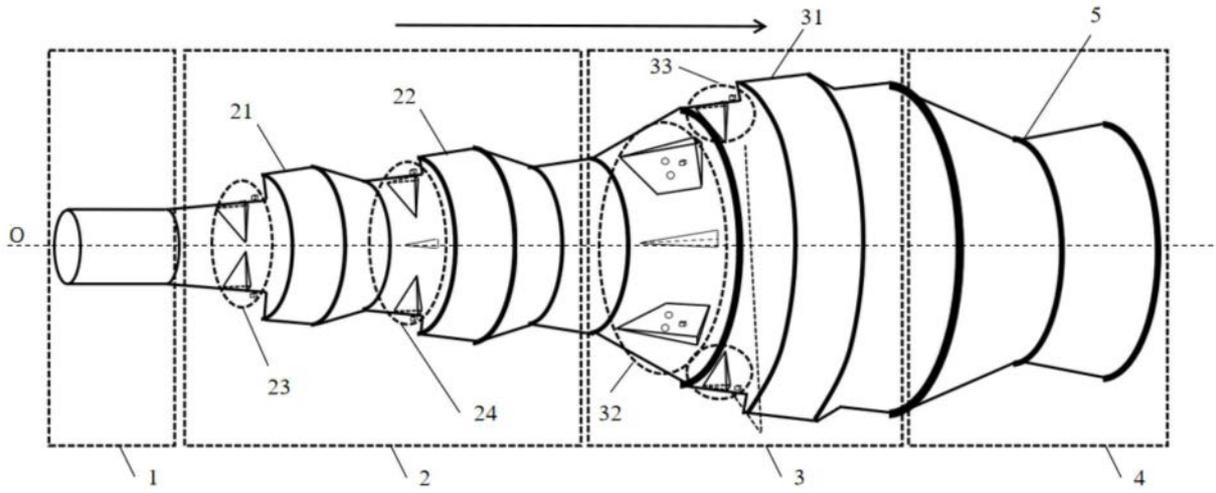


图1

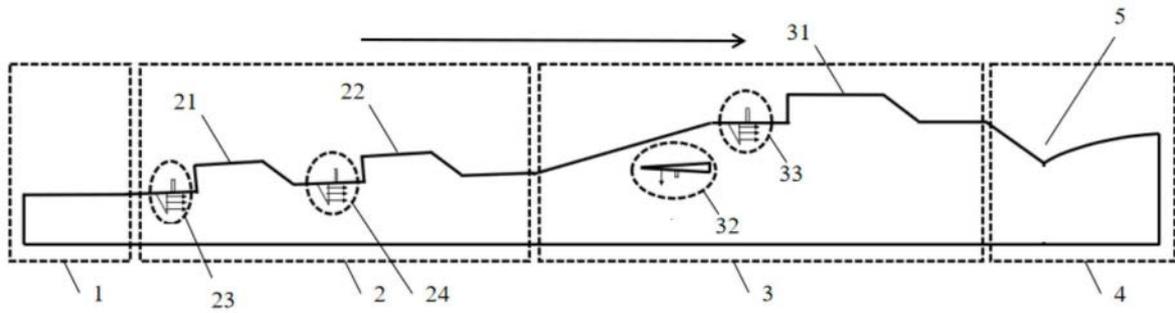


图2

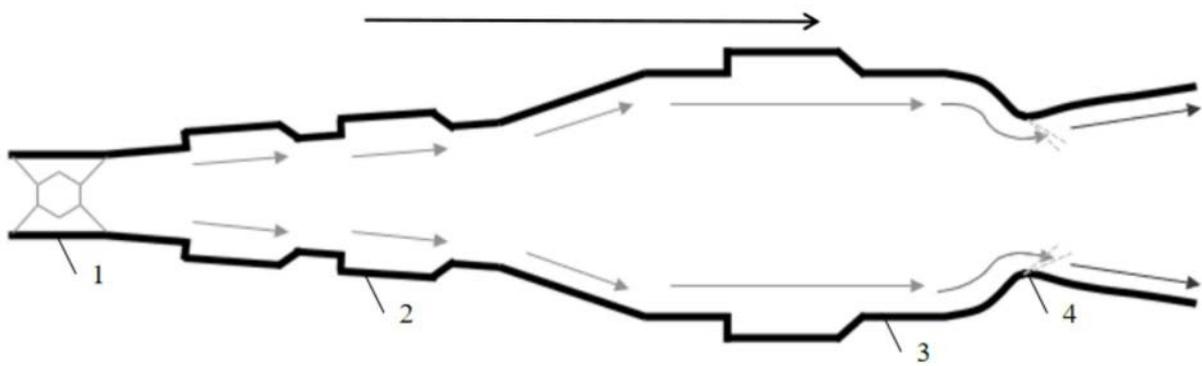


图3

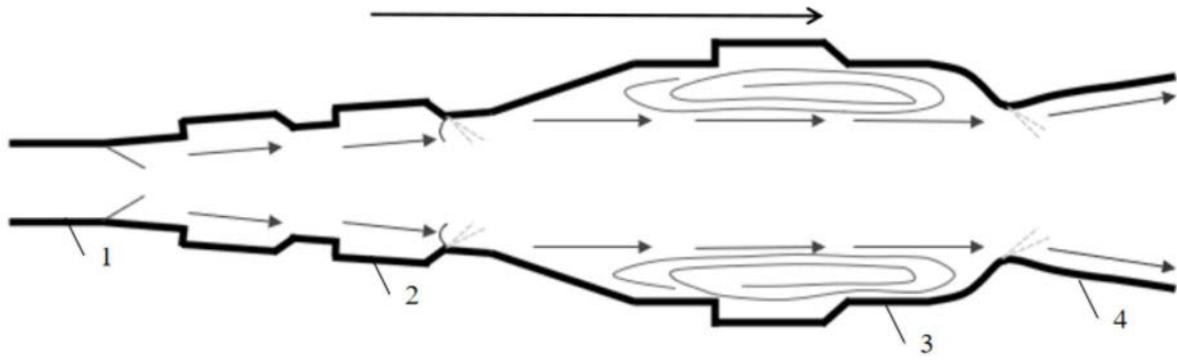


图4

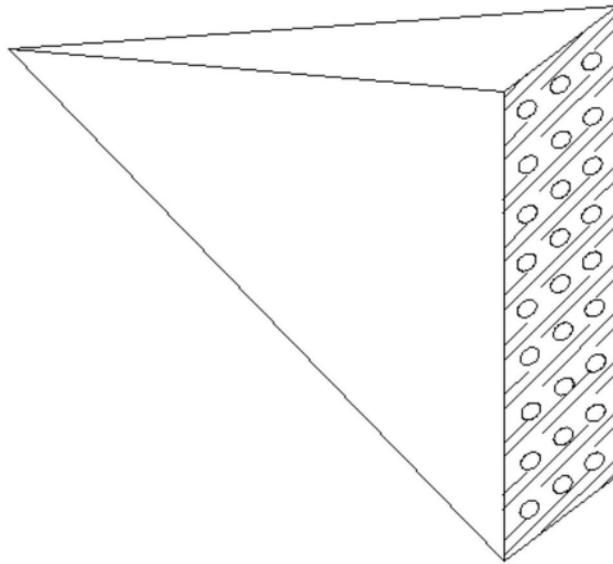


图5

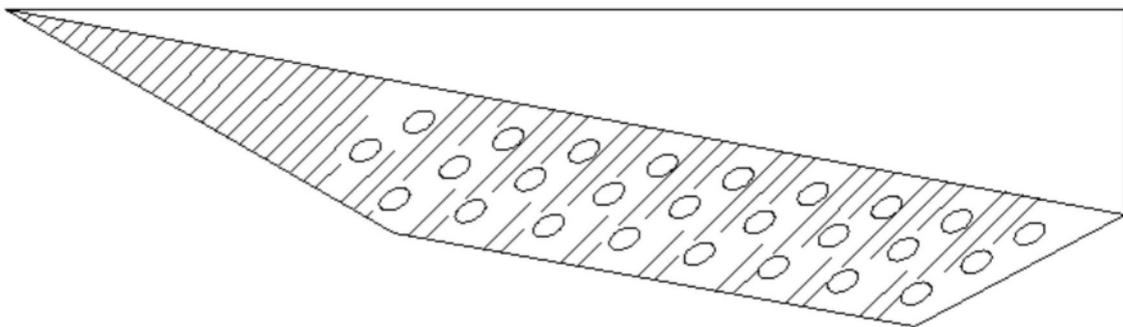


图6