



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102012307 A

(43) 申请公布日 2011. 04. 13

(21) 申请号 201010551282. 6

(22) 申请日 2010. 11. 18

(71) 申请人 中国人民解放军国防科学技术大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109 号

(72) 发明人 赵玉新 王振国 梁剑寒 刘卫东

(74) 专利代理机构 北京康信知识产权代理有限
责任公司 11240

代理人 吴贵明

(51) Int. Cl.

G01M 9/02 (2006. 01)

G01M 9/04 (2006. 01)

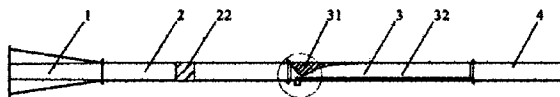
权利要求书 2 页 说明书 6 页 附图 1 页

(54) 发明名称

超声速边界层风洞

(57) 摘要

本发明提供了一种超声速边界层风洞,包括过渡段(1),用于引入气流,并对气流进行第一级整流;稳定段(2),连接在所述过渡段(1)的下游,用于对气流进行第二级整流;以及喷管实验段(3),连接在所述稳定段(2)的下游,包括:喷管部(31),构造成单边膨胀喷管结构,实验部(32),所述实验部(32)的周壁形成有透明窗口,以及边界层平板(33),设置在所述喷管实验段(3)的内腔中,从所述喷管部(31)延伸到所述实验部(32)中,能够实现边界层流态控制,并且便于光学非接触测试技术的实施。



1. 一种超声速边界层风洞，其特征在于，包括：
过渡段 (1)，用于引入气流，并对气流进行第一级整流；
稳定段 (2)，连接在所述过渡段 (1) 的下游，用于对气流进行第二级整流；以及
喷管实验段 (3)，连接在所述稳定段 (2) 的下游，所述喷管实验段 (3) 的周壁形成有透明窗口，包括：
喷管部 (31)，构造成单边膨胀喷管结构，
实验部 (32)，位于所述喷管部的下游，以及
边界层平板 (33)，设置在所述喷管实验段 (3) 的内腔中，从所述喷管部 (31) 延伸到所述实验部 (32) 中。
2. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，还包括扩压段 (4)，具有沿朝向下游方向收缩的内腔结构。
3. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层平板为可拆卸地设置在所述喷管实验段 (3) 中。
4. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述过渡段 (1) 的横截面从上游端向下游端呈由圆形轮廓向矩形轮廓过渡的变化形态。
5. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述稳定段 (2) 的横截面呈矩形，包括相平行的上周壁和下周壁以及连接所述上周壁和下周壁的两个侧壁。
6. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述喷管实验段 (3) 的横截面呈矩形，包括上周壁和下周壁以及连接所述上周壁和下周壁的两个侧壁，所述上周壁的内表面形成一体的连续喷管型面曲线。
7. 根据权利要求 6 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层平板 (33) 通过支撑件 (332) 设置在所述喷管实验段 (3) 中，并位于所述下周壁上方预定高度处。
8. 根据权利要求 7 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，在所述边界层平板 (33) 的上侧形成一上腔 (301)，下侧形成一下腔 (302)。
9. 根据权利要求 7 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层平板 (23) 的上游端延伸经过所述喷管部 (31) 的喉部而进入亚声速区域 (303) 中。
10. 根据权利要求 9 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层平板 (23) 的上游端适应于该处对应的喷管型面曲线的流线形状而形成向上弯曲的导流带 (331)。
11. 根据权利要求 10 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述导流带 (331) 具有呈弧面或平面状向上游外侧倾斜的过渡表面及位于上游端的尖端边缘。
12. 根据权利要求 10 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，在所述喷管实验段 (3) 的下周壁上设置有边界层抽吸出口 (34)，所述边界层抽吸出口 (34) 设置在与所述喷管部 (31) 的喉部对应的位置。
13. 根据权利要求 12 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层抽吸出口 (34) 向前延伸到与所述导流部 (331) 对应的位置。
14. 根据权利要求 6 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述喷管实验段 (3) 的宽高比大于 4。
15. 根据权利要求 8 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述喷管实验段 (3) 的实验部的四个周壁均形成有透明窗口。

16. 根据权利要求 8 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述透明窗口向前延伸到所述边界层平板 (33) 的上游端所在区域。

17. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述稳定段 (2) 中包括整流装置 (22)，所述整流装置 (22) 包括蜂窝器和沙网。

18. 根据权利要求 1 所述的超声速边界层风洞，其特征在于，所述边界层平板 (33) 采用光学玻璃制成。

超声速边界层风洞

技术领域

[0001] 本发明涉及一种风洞，尤其涉及一种超声速边界层风洞。

背景技术

[0002] 随着现代空气动力学技术的发展，空气动力学机理问题研究越来越重要，作为典型的可压缩剪切流动，超声速边界层研究不仅具有广泛的应用背景而且具有重要理论意义。可压缩性对边界层流场精细结构的影响规律还存在争论，边界层流场精细结构与边界层动力学特征之间的关系还有待深入研究。一百多年的边界层研究表明，边界层尤其是超声速边界层中仍然存在大量未被认清的问题，这些问题困扰流体力学科研人员的同时，也对边界层的工程应用提出了越来越严峻的挑战。超声速边界层的实验研究亟待深入开展。

[0003] 超声速边界层具有三维、非定常和多尺度的特征，定量流动成像技术是研究这些特征的重要手段，它需要边界层风洞具有良好的光学测量环境，相应的风洞光学窗口需要针对研究对象的特点进行设计。

[0004] 从边界层生成的方法来看，现有边界层实验模型主要有两大类：一类是将产生边界层的平板或圆锥等模型放到风洞实验段中进行研究，另一类是直接对风洞壁面自身产生的边界层进行研究。

[0005] 文章“M.Yoda, J.Westerweel, Particle image velocimetry studies of a boundary layer perturbed by localized suction, Experiments in Fluids.30 : 239-245, 2001.”设计了一个用于流动控制研究的 200mm×60mm 低速边界层平板模型，安装在低速风洞实验段中，模型下表面距风洞壁面 70mm，采用两个底座固定支撑。

[0006] 文章“M.W.Smith, A.J.Smits, Visualization of the structure of supersonic turbulent boundary layers.Experiments in Fluids18 : 288-302, 1995”开展了两组超声速边界层实验研究。第一组研究是在 Princeton 大学 200mm×200mm 的下吹式超声速风洞壁面上进行的，实验区域距离喷管出口 1.9m，当地边界层厚度 28mm，基于动量损失厚度的雷诺数为 81900，速度为 580m/s，马赫数 2.82。另外一组直接研究实验段截面为 13mm×26mm 的超声速风洞壁面边界层，在观察区域的四壁开有光学窗口，以便于光学测试技术的实施，观察区域处边界层厚度为 4.2mm，基于动量损失厚度定义的雷诺数为 25000。

[0007] 文章“D.Heitmann et al., Non-intrusive generation of instability waves in a planar hypersonic boundary layer.Experiments in Fluids, Published online : 05 August 2010.”开展了高超声速边界层流场的研究，其边界层模型为 630mm×200mm 的钢制平板，前缘斜切角为 10°，模型前端两侧安装 330mm×70mm 的侧翼，以抑制三维效应对边界层的影响，整个边界层模型安装在 HBL 高超声速风洞的实验段中。

[0008] 基于模型的边界层实验研究方法的主要问题在于：一、超声速流场中边界层前缘不可避免的产生激波，该激波经过壁面或自由射流边界反射后会与边界层相互作用，产生复杂的流场结构，不利于边界层自身精细结构的研究；二、因为风洞并不是针对边

界层研究所设计的，相应的实验舱一般较大，不利于采用光学非接触测试技术对边界层精细结构进行观测；三、某些下吹式风洞雷诺数较大，流场未经降噪处理，严重影响边界层的转捩与失稳特性，不利于机理研究。

[0009] 直接采用风洞壁面产生边界层进行研究，虽然克服了激波干扰的问题，但难以采用光学手段观测喷管内部边界层，这对研究上游流场结构对边界层的影响是十分不利的。除此之外，现有风洞的宽高比接近1，两侧壁边界层的发展严重干扰边界层的流场结构，同样不利于机理研究。

发明内容

[0010] 本发明要解决的技术问题是提供一种超声速边界层风洞，用于超声速边界层机理研究，其中的边界层流态可控，并且便于光学非接触测试技术的实施。

[0011] 为解决上述技术问题，本发明提供了一种超声速边界层风洞，其特征在于，包括：过渡段，用于引入气流，并对气流进行第一级整流；稳定段，连接在过渡段的下游，用于对气流进行第二级整流；以及喷管实验段，连接在稳定段的下游，喷管实验段的周壁形成有透明窗口包括：喷管部，构造成单边膨胀喷管结构，实验部，位于喷管部的下游，以及边界层平板，设置在喷管实验段的内腔中，从喷管部延伸到实验部中。

[0012] 进一步地，上述超声速边界层风洞还包括扩压段，具有沿朝向下游方向收缩的内腔结构。

[0013] 进一步地，边界层平板为可拆卸地设置在喷管实验段中。

[0014] 进一步地，过渡段的横截面从上游端向下游端呈由圆形轮廓向矩形轮廓过渡的变化形态。

[0015] 进一步地，稳定段的横截面呈矩形，包括相平行的上周壁和下周壁以及连接上周壁和下周壁的两个侧壁。

[0016] 进一步地，喷管实验段的横截面呈矩形，包括上周壁和下周壁以及连接上周壁和下周壁的两个侧壁，上周壁的内表面形成一体的连续喷管型面曲线。

[0017] 进一步地，边界层平板通过支撑件设置在喷管实验段中，并位于下周壁上方预定高度处。

[0018] 进一步地，在边界层平板的上侧形成一上腔，下侧形成一下腔。

[0019] 进一步地，边界层平板的上游端延伸经过喷管部的喉部而进入亚声速区域中。

[0020] 进一步地，边界层平板的上游端适应于该处对应的喷管型面曲线的流线形状而形成向上弯曲的导流带。

[0021] 进一步地，导流带具有呈弧面或平面状向上游外侧倾斜的过渡表面及位于上游端的尖端边缘。

[0022] 进一步地，在喷管实验段的下周壁上设置有边界层抽吸出口，边界层抽吸出口设置在与喷管部的喉部之前对应的位置。

[0023] 进一步地，边界层抽吸出口向前延伸到与导流部对应的位置。

[0024] 进一步地，喷管实验段的宽高比大于4。

[0025] 进一步地，喷管实验段的实验部的四个周壁均形成有透明窗口。

[0026] 进一步地，透明窗口向前延伸到边界层平板的上游端所在区域。

[0027] 进一步地，稳定段中包括整流装置，整流装置包括蜂窝器和沙网。

[0028] 进一步地，边界层平板采用光学玻璃制成。

[0029] 本发明具有以下技术效果：

[0030] 1. 通过在风洞的喷管实验段内腔中设置边界层平板，并将喷管实验段的喷管部构造成单边膨胀喷管结构，从而在边界层平板上可以生成所需的边界层。由于边界层平板的形状便于设置，通过改变边界层平板的形状和 / 或表面纹理（包括整体区域或局部区域的表面纹理，例如粗糙度、是否有条纹或其他形状的表面图案、条纹或其他图案的延伸方向等）就可以实现边界层流态可控，以便于对超声速边界层的流场特性进行研究。另外，通过设置边界层平板来生成边界层，可以使得实验段内部尽可能减少或者没有激波。

[0031] 2. 由于喷管实验段的周壁形成有透明窗口，特别是可以在其四个周壁均形成透明窗口，因而便于光学非接触测试技术实施，便于观察边界层流场形态。另外，边界层平板优选由光学玻璃制成，这样，透明的边界层平板有利于光学非接触测试技术的实施。

[0032] 3. 将喷管实验段的宽高比设置为大于 4，优选大于 5，可以有效地消除左右连接侧壁的边界层对目标边界层流场的影响，以获得理想的流场流态。

[0033] 4. 喷管实验段上周壁的内表面形成一体的连续喷管型面曲线，这样，单边膨胀喷管结构的一侧是连续喷管型面曲线，另一侧是可控的边界层平板表面，因而整个喷管壁面曲率连续，有利于全流场消波。

[0034] 5. 边界层平板的上游端适应于该处对应的喷管型面曲线的流线形状而形成向上弯曲的导流带，有利于避免前缘边界层出现分离泡，可以实现可控制的流场流态，边界层流场品质好，二维特性好。通过使导流带具有呈弧面或平面状向上游外侧倾斜的过渡表面及位于上游端的尖端边缘，进一步改善了导流特性。边界层平板从亚声速段开始产生边界层，避免了超声速平板绕流的前缘激波。

[0035] 6. 在所述喷管实验段的下周壁上设置有边界层抽吸出口，所述边界层抽吸出口设置在与喷管部的喉部对应的位置，通过喉部抽吸以及气流在该处的收缩加速，可以尽可能地降低上游来流边界层的影响。

[0036] 7. 将透明窗口向前延伸到所述边界层平板的上游端所在区域，这样可以全面地观察和研究边界层流场的形成前后演变过程。

[0037] 除了上面所描述的目的、特征和优点之外，本发明还有其它的目的、特征和优点。下面将参照图，对本发明作进一步详细的说明。

附图说明

[0038] 附图用来提供对本发明的进一步理解，构成本申请的一部分，本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明，并不构成对本发明的不当限定。在附图中：

[0039] 图 1 示出了本发明的超声速边界层风洞的整体上视结构示意图；

[0040] 图 2 为图 1 中的超声速边界层风洞沿 A-A 位置的主视剖视结构示意图；以及

[0041] 图 3 为图 2 中 B 部的局部放大结构示意图。

具体实施方式

[0042] 以下结合附图对本发明的实施例进行详细说明，但是本发明可以由权利要求限定和覆盖的多种不同方式实施。

[0043] 参见图 1，图 2，根据本发明的一种超声速边界层风洞，包括：位于风洞最前端的过渡段 1，用于引入气流（气流可以是空气流，根据实验目的、领域、要求等的不同，也可以采用其他气体），并对气流进行第一级整流，使进入其中的气流形成需要的流动形态（平流形态）；稳定段 2，连接在过渡段 1 的下游，用于对气流进行第二级整流，使进入其中的气流具有稳定的流动特性；喷管实验段 3，连接在稳定段 2 的下游，包括：喷管部 31，构造成单边膨胀喷管结构，对从稳定段 2 中流入的气流进行加速，使风洞实验部入口气流达到超声速状态；实验部 32，位于所述喷管部的下游，用于对形成的超声速边界层流场的时空结构进行观测等实验研究，实验部 32 的周壁形成有透明窗口；以及边界层平板（例如光学玻璃材质的平板）33，设置在所述喷管实验段 3 的内腔中，从喷管部 31 延伸到实验部 32 中，用于与喷管部和实验部的周壁相配合，形成超声速边界层流场。

[0044] 通过在风洞的喷管实验段 3 内腔中设置边界层平板 33，并将喷管实验段 3 的喷管部 31 构造成单边膨胀喷管结构，从而在边界层平板 33 上可以生成所需的边界层。由于边界层平板 33 的表面纹理便于设置，通过改变边界层平板 33 的形状和 / 或表面纹理（包括整体区域或局部区域的表面纹理，例如粗糙度、是否有条纹或其他形状的表面图案、条纹或其他图案的延伸方向等）就可以实现边界层流态可控，以便于对超声速边界层的流场特性进行研究。

[0045] 实验部 3 的周壁上的透明窗口至少要形成在实验部区域。优选地，可以在四个周壁均形成透明窗口，这样可以很方便地观察边界层流场形态。优选地，透明窗口的材料为光学玻璃，而且光学玻璃也可以设置在喷管部 31 的上下周壁和侧壁上，以便于进行光学非接触测试技术的实施。优选地，透明窗口向前延伸到边界层平板 33 的上游端所在区域，这样可以全面地观察和研究边界层流场的形成前后演变过程。在混合实验部 32 的下游还连接有扩压段 4，具有沿朝向下游方向收缩的内腔结构。

[0046] 进入过渡段 1 的气流经过稳定段 2 的稳定处理，然后送入喷管实验段 3 中，稳定的气流经过喷管部 31 进行加速，并在边界层平板 33 上形成超声速边界层，使整个喷管实验段内的流场满足边界层实验研究需要，在边界层平板 33 的下游气流入扩压段 4 中，扩压段 4 为收缩管道，起到扩压节能的作用，以提高风洞的启动性能。

[0047] 边界层平板 33 优选为可拆卸地设置在喷管实验段 3 中，当为了满足不同实验需要而对边界层平板 33 的相关形状结构进行调整时，可以很方便地将已安装的边界层平板 33 拆除，并换装已经调整为所需结构的边界层平板 33，从而可以实现对流体流动的控制，能够有效地提高实验效率，节约时间。另外，边界层平板优选采用光学玻璃制成，一是可以降低表面粗糙度，二是便于探测光线照明流场。

[0048] 本实施例中，超声速边界层风洞的过渡段 1 的横截面从上游端向下游端呈由圆形轮廓向矩形轮廓过渡的变化形态。入口处圆形轮廓可以方便地与外部送风设备的圆形出风口相连接。如果外部送风设备的出风口为矩形，则过渡段上游端只需要配置相应的矩形轮廓即可。过渡段 1 与稳定段 2 的连接端为矩形轮廓，能够实现与稳定段 2 的良好衔接。

[0049] 稳定段 2 的横截面呈矩形, 包括相平行的上周壁和下周壁以及连接上周壁和下周壁的两个侧壁, 可以对过渡段 1 中的气流进行调整, 使从过渡段 1 进入的气体在其中稳定的流动。 喷管实验段 3 的横截面呈矩形, 包括上周壁和下周壁以及连接上周壁和下周壁的两个侧壁, 上周壁和下周壁形成一体的连续喷管型面曲线, 这样, 单边膨胀喷管结构的一侧是连续喷管型面曲线, 另一侧是可控的边界层平板表面, 因而整个喷管壁面曲率连续, 有利于全流场消波。

[0050] 如图 3 所示, 根据本发明的超声速边界层风洞的实施例, 边界层平板 23 通过支撑件 332 设置在喷管实验段 3 中, 并位于下周壁上方预定高度处。支撑件 332 设置在边界层平板 23 的前端, 起到支撑边界层平板 23 并使其处于预定高度的作用。由于边界层平板 23 悬空设置在喷管实验段 3 的内腔中, 从喷管部 31 延伸到所述实验部 32 中, 这样, 边界层仅由边界层平板来决定, 可以尽可能地避免下周壁内表面对生成气流的流场的影响。在边界层平板 23 的上侧形成一个上腔 301, 下侧形成一个下腔 302。优选地, 本实施例中边界层平板 23 的上游端延伸经过所述喷管部 31 的喉部而进入亚声速区域 303 中, 喷管平面壁在亚声速段内根据该段地流线形状, 略向上弯。边界层平板 23 的上游端适应于该处对应的喷管型面曲线的流线形状而形成向上弯曲的导流带 331, 有利于避免前缘边界层出现分离泡, 可以更有利于实现可控制的流场流态, 边界层流场品质好, 二维特性好。导流带 331 具有呈弧面或平面状向上游外侧倾斜的过渡表面及位于上游端的尖端边缘, 当气流从稳定段 2 进入喷管实验段 3 中时, 进一步改善了导流特性, 有利于避免传统平板边界层中, 平板前缘激波反射带来的干扰。

[0051] 作为对本发明实施例的一个重要改进 (这是本发明的关键技术之一), 喷管实验段 3 的下周壁上设置有边界层抽吸出口 34, 边界层抽吸出口 34 设置在与喷管部 31 的喉部对应的位置, 通过喉部抽吸以及气流在该处的收缩加速, 可以尽可能地降低上游来流边界层的影响。作为更进一步的改进, 边界层抽吸出口 34 向前延伸到喷管部 31 的喉部中与导流部 331 对应的位置 (已过了喉部中通道最窄的位置到了亚声速区域), 可以使气流在进入导流部 331 时获得更好的加速效果, 更重要的是, 还可以更好地减少上游来流边界层的影响。

[0052] 在本实施例中, 喷管实验段 3 的宽高比 (系指喷管实验段中通道的宽高比, 可以按照左右侧壁之间的距离与上下周壁之间的距离之比来计算) 大于 4, 优选地, 其宽高比大于 5, 由此所形成的喷管实验段 3, 可以有效地消除左右连接侧壁的边界层对平板边界层流场的影响, 以获得理想的流场流态。

[0053] 为了使稳定段 2 中的气流具有较好的稳定流动效果, 在稳定段 2 的下游设置有整流装置 22, 整流装置 22 包括蜂窝器和沙网。蜂窝器可有效的抑制来流的横向脉动, 沙网可使大尺度旋涡碎裂为小尺度旋涡。整流装置 22 的存在, 可以使流入稳定端 2 内的气流更加平稳, 降低了湍流度, 使气流能够获得更加稳定的流动性能, 可以使进入喷管实验段 3 内的流动气体所受到的干扰降到最小, 使实验取得较为准确的效果。

[0054] 本实施例中的喷管部 31 和实验段 32 整体加工构成喷管实验段 3, 为二维构型, 可通过调整喷管部 31 长度控制流态为层流或湍流。

[0055] 由上述描述可知, 根据本发明的超声速边界层风洞, 通过改变边界层平板的形状和表面纹理 (包括表面粗糙度和纹理形态等) 实现边界层流态可控, 便于对超声速边界

层层流场的特性进行研究，可以有效地消除左右连接侧壁边界层对平板边界层流场的影响，以获得理想的流场流态，通过在实验部 32 四周均设置光学玻璃构成的周壁，使其便于实施光学非接触测试技术，便于观察边界层流场形态。

[0056] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已，并不用于限制本发明，对于本领域的技术人员来说，本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

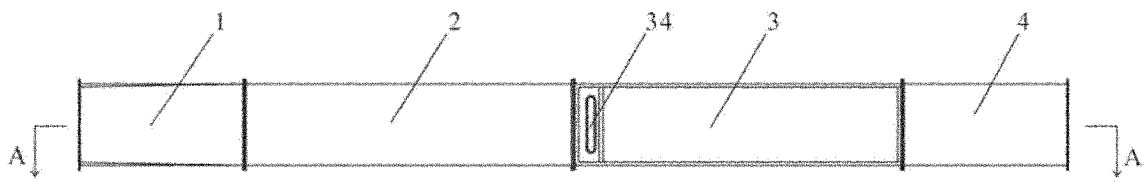


图 1

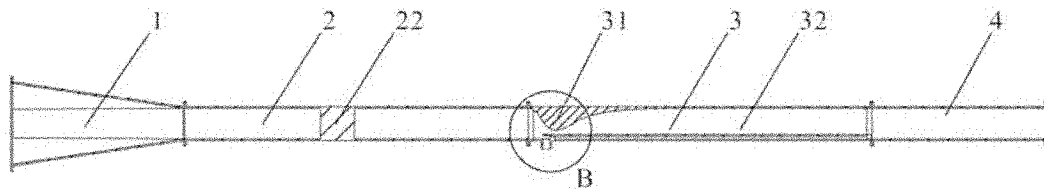


图 2

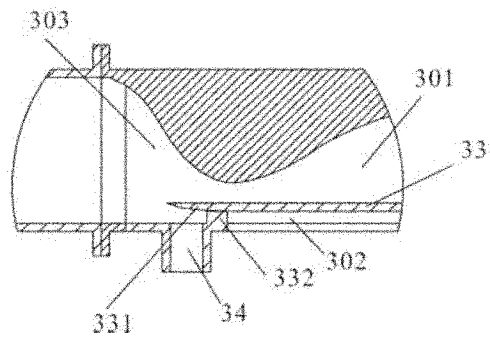


图 3