



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101959756 B

(45) 授权公告日 2013.08.07

(21) 申请号 200980106626.8
 (22) 申请日 2009.02.17
 (30) 优先权数据
 0803722.8 2008.02.29 GB
 (85) PCT申请进入国家阶段日
 2010.08.26
 (86) PCT申请的申请数据
 PCT/GB2009/050151 2009.02.17
 (87) PCT申请的公布数据
 W02009/106870 EN 2009.09.03
 (73) 专利权人 空中客车英国有限公司
 地址 英国布里斯托尔
 (72) 发明人 诺曼·伍德
 (74) 专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127
 代理人 党晓林 王小东
 (51) Int. Cl.
 B64C 23/04 (2006.01)
 B64C 7/00 (2006.01)

(56) 对比文件
 US 2005/0029394 A1, 2005.02.10,
 US 2005/0029394 A1, 2005.02.10,
 US 2006/060720 A1, 2006.03.23,
 US 3741285, 1973.06.26,
 US 4643376, 1987.02.17,
 HOLDEN et al. shock/boundary layer
 interaction control using 3D devices.
 《41TH AIAA AWEOSPACE SCIENCES MEETING
 & EXHIBIT》. 2003,

审查员 宋浩

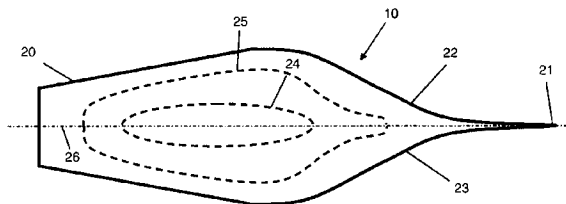
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

激波突起

(57) 摘要

一种激波突起 (10), 该激波突起包括发散前部 (20) 和收敛后部。所述后部具有至少一个平面形式的等高线, 该等高线具有一对凹入的相对侧边 (22, 23)。所述激波突起提供具有较低阻力的改善的形状。另外, 所述后部的凹入形状旨在促进纵向漩涡的形成, 该纵向漩涡在某些操作条件下减少产生激波的冲击。



1. 一种空气动力结构,该空气动力结构包括从该空气动力结构的表面伸出的一个或更多个激波突起,所述激波突起包括发散前部和收敛后部,每个所述激波突起的形状和位置设置成使得在某些跨音速飞行条件下改变下述激波的结构,所述激波是指邻近所述空气动力结构的所述表面形成的激波,其中,所述后部具有至少一个平面形式的等高线,所述等高线具有一对凹入的相对侧边,所述一对凹入的相对侧边的形状和位置设置成促进纵向漩涡的形成,该纵向漩涡在某些跨音速飞行条件下能够减少产生激波的冲击。

2. 根据权利要求1所述的结构,其中,所述平面形式的等高线的所述凹入的相对侧边在尖端处相交。

3. 根据前述权利要求中任一项所述的结构,其中,所述激波突起包括前缘、后缘、内侧缘和外侧缘。

4. 根据权利要求1或2所述的结构,其中,所述激波突起基本不具有尖锐的凸缘或凸起点。

5. 根据权利要求1或2所述的结构,其中,每个突起均在前缘、后缘、内侧缘和外侧缘处与所述表面相接。

6. 根据权利要求1或2所述的结构,其中,该空气动力结构是机翼,并且所述表面是该机翼的低压表面。

7. 根据权利要求1或2所述的结构,其中,所述空气动力结构是具有前缘和后缘的机翼,并且其中每个突起均具有朝所述机翼的所述后缘定位的顶点。

8. 一种操作空气动力结构的方法,该结构包括从该结构的表面伸出的激波突起,该方法包括:

a. 在第一条件下操作所述结构,在该第一条件下,所述激波突起上的流动基本完全附着,并且

在第二条件下操作所述结构,在该第二条件下,激波形成为与所述机翼的所述表面相邻,所述激波突起改变所述激波的结构,并且所述激波突起上的所述流动分离并形成一对纵向漩涡,

b. 其中,所述激波突起包括发散前部和收敛后部,所述后部具有至少一个平面形式的等高线,所述等高线具有一对凹入的相对侧边,并且

其中,所述第二条件包括比所述第一条件中高的流速和/或升力系数。

9. 根据权利要求8所述的方法,其中,当所述结构在所述第二条件下操作时,所述激波突起在所述激波中产生具有 λ 状波型的拖尾底部。

激波突起

技术领域

[0001] 本发明涉及一种激波突起,并且涉及一种操作包括从空气动力结构表面伸出的激波突起的该空气动力结构的方法。

背景技术

[0002] 当飞机在其设计马赫数以上以跨音速飞行速度下操作时,机翼上的激波具有加强并提高阻力的趋势。在某个时刻,激波可变得足够强,从而在激波的下游产生流动分离,并且该流动分离相应地可在机翼或控制表面上产生冲击。该冲击可从轻到重,并且可导致高的局部动态负载、结构传递噪声,或者使飞机的操作性能降低。

[0003] 由冲击引起的激波的该现象已被公知并通过在激波前方应用叶片涡流发生器(VVG)而先期得以解决。这样的处理通常有效,但其带来相关的寄生阻力增加,该寄生阻力增加根据操作条件而存在于整个飞行包线上。

[0004] 如 Holden H. A. 和 Babinsky H. (2003) 的“使用 3D 装置的激波 / 边界层的干扰控制”(2003 年 1 月 6 日至 9 日在美国内华达州里诺市的第 41 届航空航天科学会议和展览的论文 no. AIAA 2003-447 中) 中所述,当跨音速流越过 3-D 激波突起时,超音速的局部状态产生具有 λ 状波型的拖尾激波底部。

[0005] US 2006/0060720 使用激波控制凸起,以产生离开机翼的下表面延伸的激波。

发明内容

[0006] 本发明的第一方面,提供一种激波突起,该激波突起包括发散前部和收敛后部,其中,所述后部具有至少一个平面形式的等高线,该等高线具有一对凹入的相对侧边。

[0007] 本发明的第一方面的激波突起提供一种具有较低阻力的改进形状。另外,所述后部的凹入形状旨在促进纵向漩涡的形成,该纵向漩涡在某些操作条件下可减少产生激波的冲击。

[0008] 平面形式的轮廓线的相对侧边可以是凸起的,并且分别在激波突起的后缘处的正面彼此相交,或者可在尖端状点处相交。

[0009] 通常,该激波突起具有前缘、后缘、内侧缘和外侧缘。所述突起可在其边缘处逐渐并入到所述表面中,或者可在其一个或更多个边缘处具有凹进的突变部。

[0010] 通常,所述激波突起基本不具有尖锐的凸缘或凸起点。

[0011] 本发明的第二方面,提供一种空气动力结构,该空气动力结构包括从其表面伸出的一个或更多个上述类型的激波突起。通常,每个所述激波突起的形状和位置设置成使得当该结构以跨音速移动时改变下述激波的结构,所述激波是指在不具有所述激波突起的情况下邻近所述空气动力结构的表面形成的激波。这可与 US 2006/0060720 形成对比,该 US2006/0060720 使用激波控制凸起,以产生否则在无激波控制凸起的情况下不会存在的激波。

[0012] 本发明的第三方面,提供一种操作空气动力结构的方法,该结构包括从其表面伸

出的激波突起,该方法包括:

[0013] 在第一条件下操作所述结构,在该第一条件下,所述激波突起上的流动基本完全附着,并且

[0014] 在第二条件下操作所述结构,在该第二条件下,激波形成为与所述机翼的所述表面相邻,所述激波突起改变所述激波的结构,并且所述激波突起上的流动分离并形成一对纵向漩涡。

[0015] 示例性地,所述第二条件是具有比所述第一条件高的流速和/或升力系数的条件。

[0016] 该结构可包括:机翼,诸如飞机机翼、水平尾翼或控制表面;飞机结构,诸如机舱、外挂架或翼;或者涡轮叶片之类的任何其它类型的空气动力结构。

[0017] 在为机翼的情况下,所述激波突起可位于该机翼的高压表面(也就是说,在飞机机翼的情况下为下表面)上,但更优选的是,该表面是机翼的低压表面(也就是说,在飞机机翼的情况下为上表面)。而且,激波突起通常均具有朝所述机翼的后缘定位的顶点,换言之,其位于50%翼弦之后。所述突起的顶点可以是单一点,或者平台。在为平台的情况下,则平台的前缘朝机翼的后缘定位。

附图说明

[0018] 现在将参照附图描述本发明的实施方式,附图中:

[0019] 图1是具有一系列根据本发明第一实施方式的激波突起的飞机机翼的俯视图,该机翼在其“设计”操作条件下操作;

[0020] 图2是沿线A-A剖取的、通过其中一个突起的中心的纵向剖视图,机翼处于其“设计”操作条件下;

[0021] 图3是图1的飞机机翼的俯视图,机翼处于“非设计”操作条件下;

[0022] 图4是沿线B-B剖取的、通过其中一个突起的中心的纵向剖视图,机翼处于“非设计”操作条件下;

[0023] 图5是沿线C-C剖取的、通过其中一个突起的中心的横向剖视图;

[0024] 图6是示出许多等高线的其中一个突起的俯视图;以及

[0025] 图7是具有一系列根据本发明第二实施方式的激波突起的阵列的飞机机翼的俯视图。

具体实施方式

[0026] 图1是飞机机翼的上表面的俯视图。该机翼具有前缘1和后缘2,前缘1和后缘2均相对于自由流方向后掠。

[0027] 机翼的上表面具有一系列从该表面伸出的激波突起。该系列激波突起包括第一组激波突起3;以及位于第一组激波突起后面的第二组激波突起10。

[0028] 每个突起3、10均从机翼的公称表面8突出,并且均在前缘3a、10a;后缘3b、10b;内侧缘3c、10c和外侧缘3d、10d处与公称表面8相接。突起的侧面的下部凹进,并且逐渐并入到公称表面8中。例如,在图2中,突起的前侧的下部9在前缘3a处逐渐并入到公称表面8中。可选的是,在突起的一个或更多个边缘处可具有突变部。例如,如虚线9a所示,

突起的前侧的下部可以是平的。在该情况下,激波突起的前侧 9a 在前缘 3a 处以突变部与公称表面 8 相接。

[0029] 图 2 是沿与自由流方向平行的线 A-A 剖取的、通过其中一个突起 3 的中心的剖视图。前/后剖面 A-A 的顶点 7 偏移 to 突起的中心 6 的后面。

[0030] 各突起 3 的顶点 7 位于 50%翼弦之后,通常在 60%至 65%翼弦之间。

[0031] 在跨音速下,激波形成为与机翼的上表面正交。图 1 和图 2 示出了当飞机以一起限定“设计”操作条件(大体与飞行包线的巡航段相关)的马赫数和升力系数操作时激波的位置 4。在该“设计”操作条件下,激波突起 3 定位成在激波 4 中产生具有如图 2 中所示的 λ 状波型的拖尾底部 5,并且第二组激波突起 10 上的流动完全附着。

[0032] 如图 2 中所示,当激波突起 3 在它们的最佳效果(激波 4 恰位于突起的顶点 7 的前方)下操作时,拖尾底部 5 具有 λ 状波型,使单个前激波 5a 朝向突起的前缘,单个后激波 5b 位于顶点 7 的略前方。可选的是,拖尾底部的 λ 状波型可具有一系列的扇状前激波,而不是仅具有单一的前激波 5a。

[0033] 如图 3 和 4 中所示,当机翼以与“非设计”操作条件相关的较大马赫数或升力系数操作时,第二组激波突起 10 定位成改变激波 11 的形成为与所述结构的表面相邻的结构。当升力系数或马赫数增大时,激波向后移动到图 3 中所示的位置 11,并且激波突起 10 定位成产生具有如图 4 中所示的 λ 状波型的拖尾激波底部 5。

[0034] 注意,与涡流发生器不同,所述突起不具有尖锐的凸缘或凸起点,所以,当突起在它们的最佳效果下操作时(即,当激波恰位于突起上的其顶点的前方时),流动保持附着在突起上。三维激波突起的特征在于当偏离其最佳效果操作时(即,当激波位于突起上方而不是恰位于突起的顶点的前方时),突起后部的流动趋于分离。利用该后部突起分离而形成一对反转的纵向漩涡 12、13,该对纵向漩涡与流动方向对准,该流动方向对于高速冲击具有与 VVG 相似的积极影响。这些漩涡嵌入在边界层中或恰位于该边界层的上方。如图 1 中所示,当在正常的巡航条件下操作时,流动完全附着,并且避免 VVG 的通常的寄生阻力。因此,激波突起 10 提供改善的飞行包线和速度范围或者在高速下降低的负载。

[0035] 第二组激波突起相对于第一组激波突起略偏移,从而第二组中的激波突起 10 无一个位于第一组中的激波突起 3 中任意一个的正后方。

[0036] 图 5 是通过其中一个突起 10 的中心的侧向剖视图,图 6 示出了一组平面形式的等高线(与地图中的等高线相同),该组等高线包括:其中激波突起并入到机翼的上表面中的呈实线的外围等高线;中间等高线 25;以及上部等高线 24。外围等高线包括发散前部 20 和具有相对凹入侧 22、23 的收敛后部,相对凹入侧 22、23 在突起的后缘处的尖端状点 21 处相交。中间等高线 25 的后部具有一对凹入侧面,该对凹入侧面在等高线 25 的后缘处凸起并且正面相交。激波突起 10 围绕其前后中心线 26 横向对称。

[0037] 各单独的激波突起 10 的详细形状可从所示的形状变化,使得在“设计”操作条件下,如图 1 中所示,突起上的流动完全附着。如图 3 中所示,当在较高的马赫数或升力系数下操作时,除了形成一对纵向漩涡之外,激波底部可进行一些有益的改变。

[0038] 能够预期冲击减轻的水平与由 VVG 实现的水平相似,该原理可应用到其它空气动力结构,例如涡轮机叶片、机舱、外挂架、翼和尾部。

[0039] 在图 1 的实施方式中,机翼的上表面具有一系列激波突起,该系列激波突起包括:

具有椭圆形外形的第一组激波突起 3 ;以及位于第一组激波突起之后的第二组尖端形激波突起 10。然而,各种其它实施方式也落入本发明的范围内,包括:

[0040] • 单一的尖端型激波突起

[0041] • 与图 1 中的第一组激波突起 3 处于相同的“设计”位置的单组尖端形激波突起 (也就是说,省略椭圆形激波突起 3)

[0042] • 与图 1 中的第二组激波突起 10 处于相同的“非设计”位置的单组尖端形激波突起 (也就是说,省略椭圆形激波突起 3)

[0043] • 包括两组与图 1 中的激波突起 3、10 位置相同的尖端型激波突起的一系列激波突起。

[0044] 图 7 是根据本发明的第二实施方式的飞机机翼的上表面的俯视图。除了在该情况下前面组具有 10 个激波突起 3 同时仅具有单个后激波突起 10 之外,图 7 的实施方式与图 1 的实施方式相同。图 7 示出了激波 4、11 的顺翼展范围。能够看出,激波 4 在机翼的大部分顺翼展部分上延伸,而激波 11 较短,所以仅需要少量的后激波突起 10 (在该情况下仅一个)。

[0045] 尽管上面已参照一个或更多个优选实施方式描述了本发明,但是应当理解,在不脱离如所附的权利要求限定的本发明的范围的情况下,可以进行各种改变和变型。

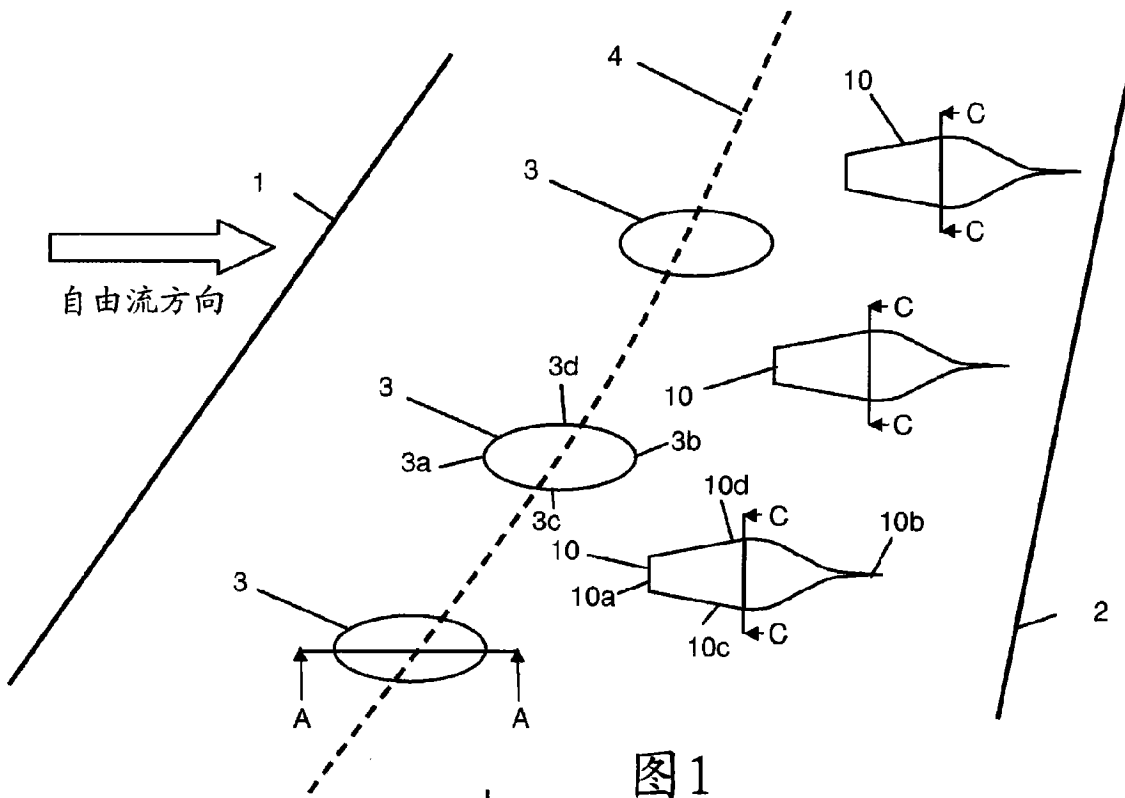


图 1

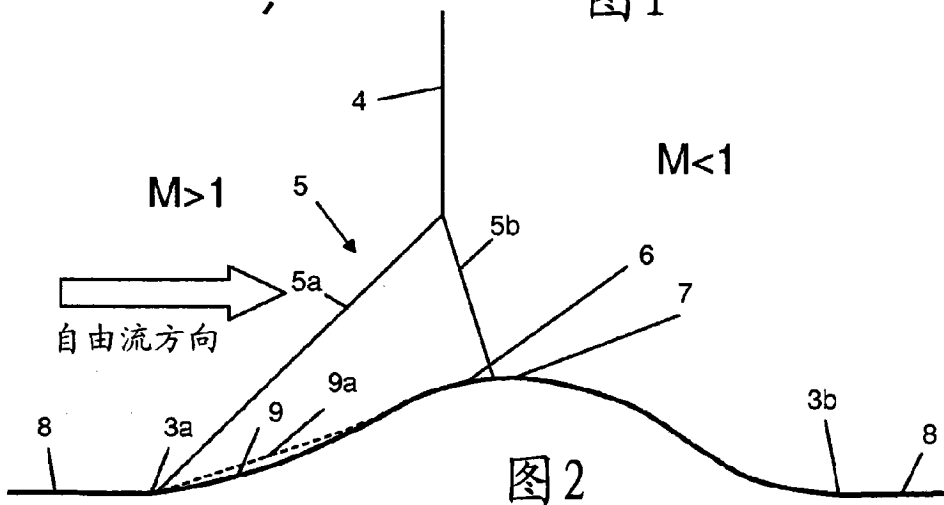


图 2

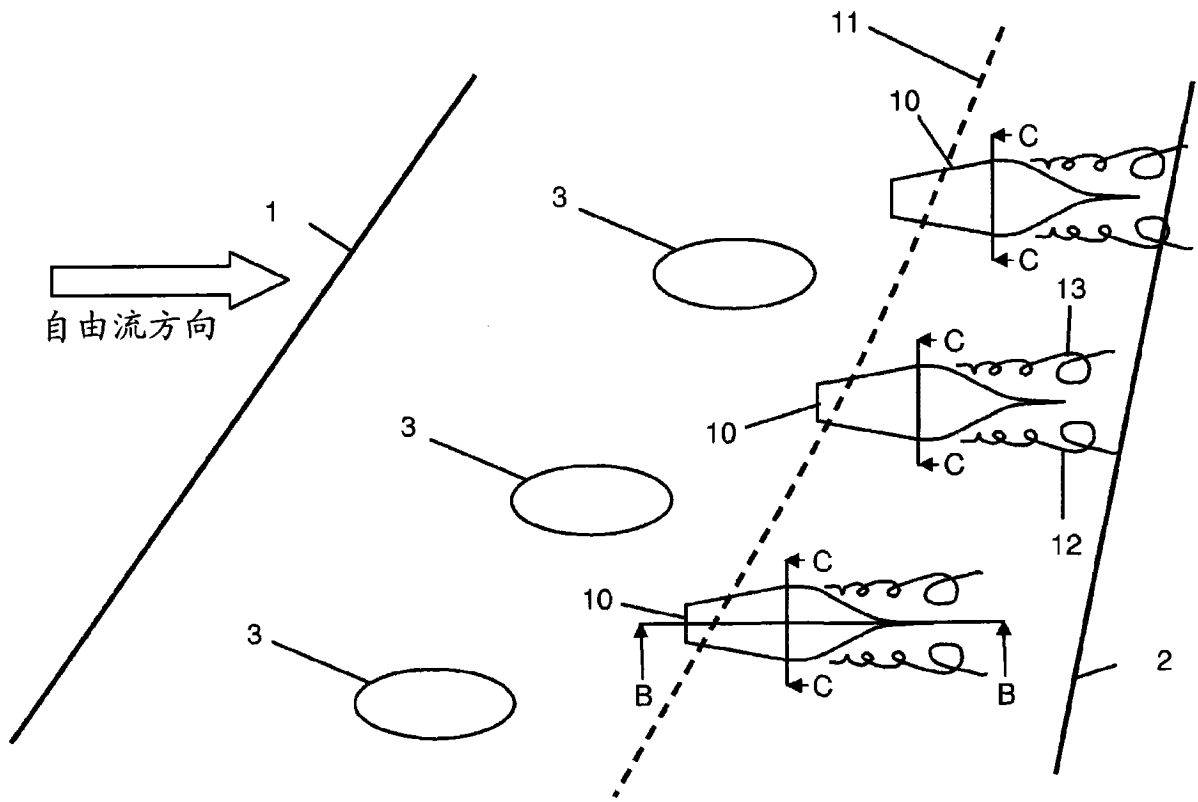


图 3

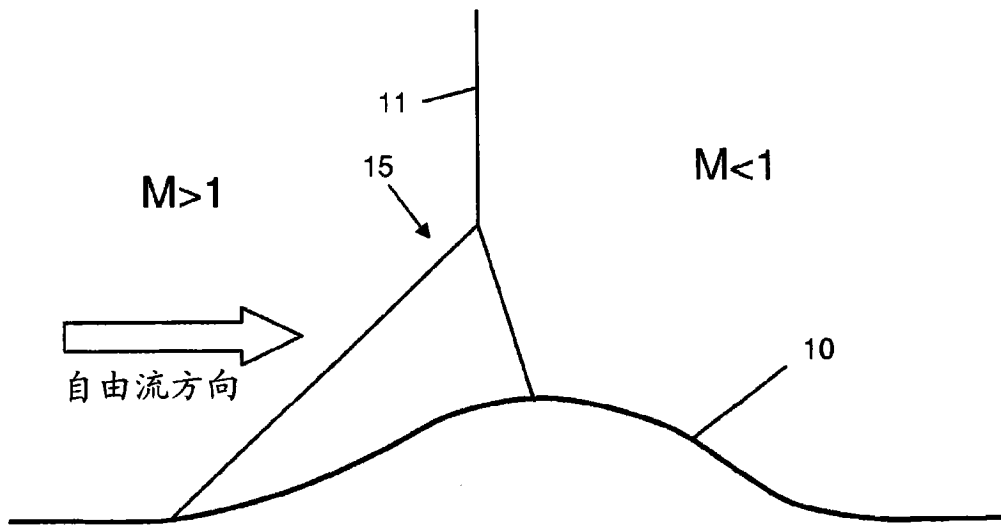


图 4

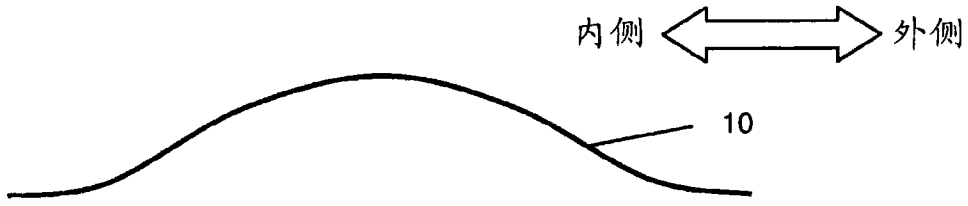


图 5

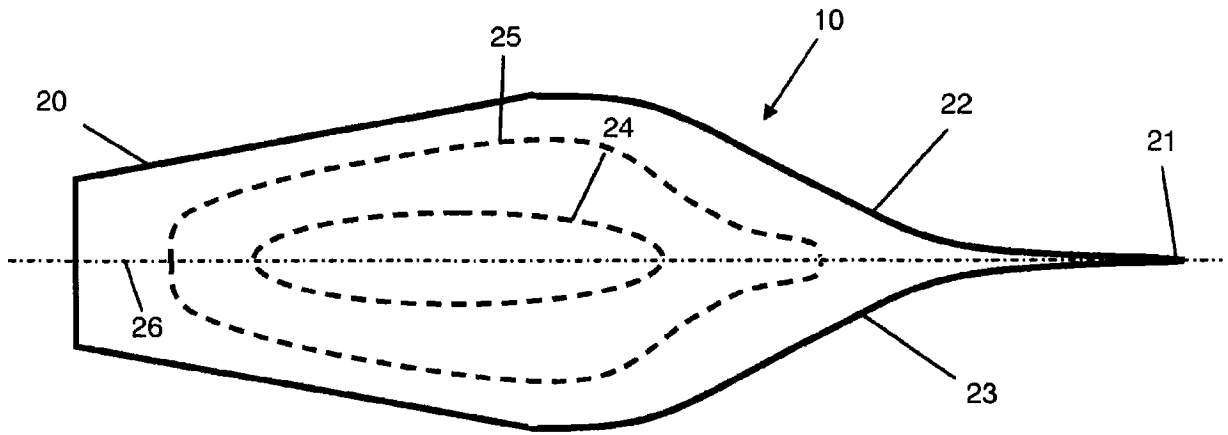


图 6

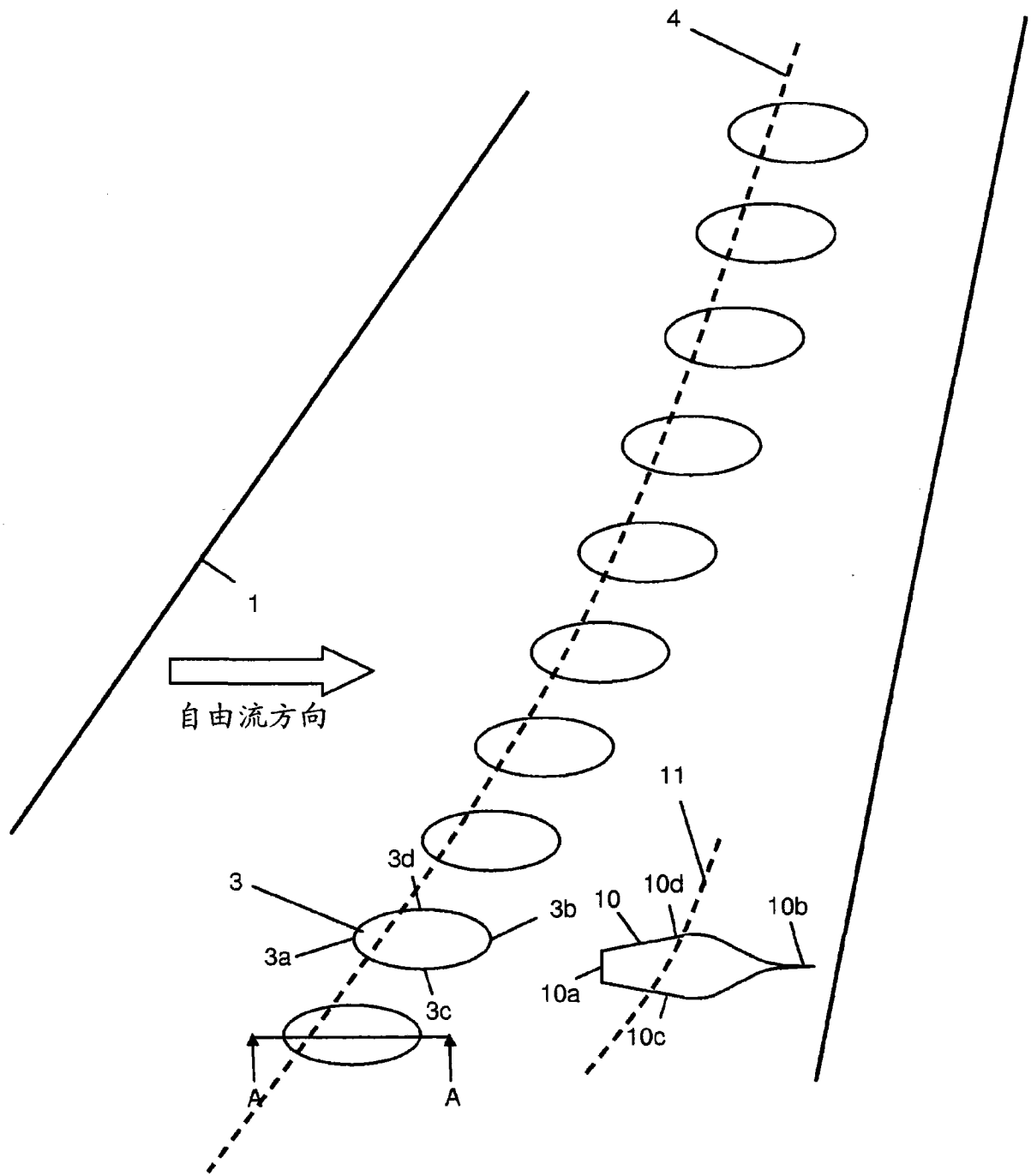


图 7