



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102438893 A

(43) 申请公布日 2012. 05. 02

(21) 申请号 201080021131. 8

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2010. 05. 10

B64C 7/00(2006. 01)

(30) 优先权数据

102009003084. 0 2009. 05. 13 DE

61/177, 831 2009. 05. 13 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2011. 11. 14

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2010/056374 2010. 05. 10

(87) PCT申请的公布数据

W02010/130690 DE 2010. 11. 18

(71) 申请人 空中客车作业有限公司

地址 德国汉堡

(72) 发明人 罗夫·埃蒙茨

(74) 专利代理机构 北京德琦知识产权代理有限

公司 11018

代理人 李文颖 罗正云

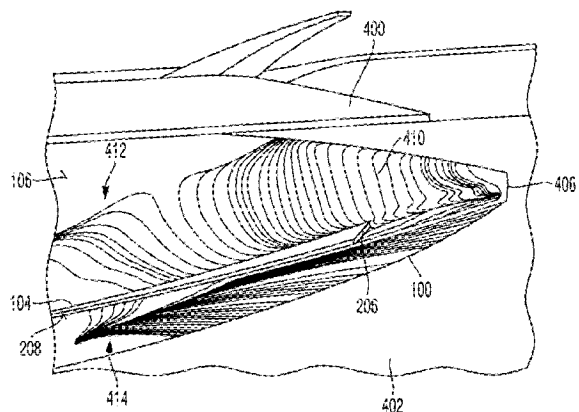
权利要求书 2 页 说明书 5 页 附图 5 页

(54) 发明名称

用于升力辅助装置的壳体

(57) 摘要

本发明涉及用于飞行器的升力辅助装置(400)的壳体(106),包括本质上以突出的方式在飞行方向上相对于壳体的外表面延伸的至少一个侧板(104)。本发明还涉及包括升力辅助装置及所述类型的壳体的飞行器。



1. 用于飞行器的升力辅助装置 (102) 的壳体 (100), 具有从所述壳体 (100) 的外表面 (106) 延伸且基本沿飞行方向突出的至少一个侧板 (104)。
2. 根据权利要求 1 所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 形成为平面的结构或表面优化的结构。
3. 根据权利要求 1 或 2 所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 形成为具有基本恒定的厚度 (D) 的板或板条。
4. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 从所述外表面 (106) 基本竖直地突起。
5. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 相对于向下竖直方向 (108) 成  $0^\circ$  和  $40^\circ$  之间的角度 ( $\gamma$ )。
6. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 具有沿所述外表面 (106) 的在 1m 至 3m 的长度 (L)。
7. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 包括下缘 (210) 中的朝向所述外表面 (106) 的一个下缘, 该下缘与所述外表面 (106) 的轮廓曲线配合。
8. 根据权利要求 7 所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述下缘 (210) 以阻流方式与所述外表面 (106) 的轮廓曲线连接。
9. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 包括上缘 (208) 中的远离所述外表面 (106) 的一个上缘, 该上缘具有在所述外表面 (106) 上方均匀变化的曲线高度 (H1, H3, H2)。
10. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 包括从所述壳体 (100) 的外表面 (106) 基本竖直地延伸的、在所述侧板 (104) 的前端 (200) 处的前缘 (202) 和 / 或在所述侧板 (104) 的后端 (204) 处的后缘 (206)。
11. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 在其前端 (200) 处具有比在其后端 (204) 处更小的高度 (H1)。
12. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 在其前端 (200) 上具有 1cm 或更小的高度 (H1)。
13. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 在其后端 (204) 上具有 15cm 或更小的高度 (H2)。
14. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 在距离其前端 (200) 和 / 或后端 (204) 一距离处的位置处具有最大高度 (H3)。
15. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 具有从 2mm 至 5mm 的厚度 (D)。
16. 根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100), 其特征在于, 所述侧板 (104) 具有在上缘 (208) 上的基本矩形的横剖面 (110)。
17. 具有升力辅助装置 (102) 的飞行器, 所述升力辅助装置 (102) 包括根据前述权利要求中至少一项所述的壳体 (100)。
18. 根据权利要求 17 所述的飞行器, 其特征在于, 以使得所述壳体 (100) 至少在所述飞行器的起飞期间至少部分地浸入喷气式发动机 (112) 的射流 (114) 中的方式布置的所述喷

气式发动机 (112)。

19. 根据权利要求 18 所述的飞行器,其特征在于,所述侧板 (104) 形成于所述壳体 (100) 的朝向所述射流 (114) 的侧部。

## 用于升力辅助装置的壳体

### 技术领域

[0001] 本发明涉及用于飞行器的升力辅助装置的壳体,具体地用于飞行器的襟翼导轨的壳体。本发明另外涉及具有升力辅助装置和该类型的壳体的飞行器。

### 背景技术

[0002] 尽管本发明可应用于任意的飞行器壳体或太空船的壳体,但本发明和本发明基于的问题将参考喷气式发动机商用飞行器的襟翼导轨壳体进行更为详细的说明。

[0003] 该类型的飞行器通常包括所称的“着陆襟翼”,其能够在起飞阶段和着陆阶段伸展以在低的飞行速度下提供增大的空气动力学升力。为此,着陆襟翼通常在襟翼导轨中布置于机翼下侧。为在全速巡航速度下保持尽可能低的空气阻力,襟翼导轨由相应地空气动力学优化的、能够另外地构造成产生空气动力学升力的壳体包围。

[0004] 然而,特别地在带有布置在机翼下侧上的喷气式发动机的飞行器的情况中,由于发动机的推进射流的效应而发生襟翼导轨壳体的不期望的振动。随同发动机和襟翼导轨壳体的空间接近,飞行器的具体操作状态能够促使振动的发生,例如如果飞行器在仍位于跑道上的状态下在最大推力或加速度期间仍处于地面上。该振动能够引起损伤达到枢转区域中的结构的完全断裂的程度,例如襟翼导轨壳体或其支撑件中的发丝裂纹(hairline crack)。

### 发明内容

[0005] 因此,本发明的目的在于消除推进射流对于升力辅助装置比如襟翼导轨的损伤效应。

[0006] 根据本发明,该目的借助于具有权利要求 1 的特征的用于飞行器的升力辅助装置的壳体实现。

[0007] 本发明的构思涉及形成至少一个从壳体的外表面突起并且基本在飞行方向上延伸的侧板。侧板在这里将理解为平面的(表面优化的)结构比如板或板条。

[0008] 由于侧板从壳体的外表面突出并且基本在飞行器的飞行方向上延伸,侧板阻挡壳体的外表面上的空气动力学通量,该空气动力学通量包括显著的与飞行方向垂直的通量分量。以此,如果壳体例如在起飞阶段浸入推进射流,则由于该类型的通量分量引起的非稳定振荡涡旋系统的形成被抑制并且稳定的空气动力学通量产生并绕壳体流动。由于振荡涡旋系统的存在,没有显著的振荡压力振动且由此没有导致损伤性振动的力在壳体的外表面上发生。

[0009] 在从属权利要求中提出了本发明的有利实施方式和改进。

[0010] 根据优选发展例,侧板基本竖直地从外表面突起。在侧板的横向上延伸的通量分量由此在两侧被特别有效地阻挡。

[0011] 根据优选发展例,侧板与竖直向下方向形成在  $0^\circ$  和  $40^\circ$  之间的角度。这在对向流的情形中具有施加表现出无零通道的横向力的效应,使得壳体和侧板在仅一个方向上被

特别柔和地加载。

[0012] 根据优选发展例,侧板具有沿壳体的外表面的从 1m 至 3m 的长度。该长度的侧板在低的固有重量的情况中足以使空气动力学通量稳定。

[0013] 根据优选的发展例,侧板包括垂直于壳体的外表面延伸的、在所述侧板的前端处的前缘和 / 或在所述侧板的后端处的后缘。这产生了前缘的受控的对向流或者后缘的受控的失速。

[0014] 根据优选的发展例,侧板在其前端处具有比在其后端处更低的高度。侧板在其前端处的高度优选地是 1cm 或更低,从而消除前缘上的涡旋的形成。

[0015] 根据优选的发展例,侧板在其后端上具有 15cm 或更小的高度。该高度的侧板在充分的稳定性和低的固有重量的情况中使空气动力学通量足够地稳定。优选地,侧板在距离其前端和后端的某一距离处的位置处具有最大高度。

[0016] 根据优选发展例,侧板具有在 2mm 和 5mm 之间的厚度。这在低的重量的情况中使侧板能够具有高的稳定性。侧板优选地具有基本矩形的横剖面。这能够实现现在上缘处的受控失速。

[0017] 根据优选的发展例,本发明提供了具有包括该类型的壳体的升力辅助装置的飞行器。该飞行器优选地包括布置成使得在飞行器的操作阶段中壳体至少部分地浸入喷气式发动机的射流中的推进射流。以此,喷气式发动机和升力辅助装置的位置能够被优化,而没有构造上的限制并且不发生对于壳体的损伤。

[0018] 根据优选的发展例,侧板形成于壳体的朝向射流的侧部。侧板由此直接地在直接对向流的部位处经由推进射流特别有效地工作。

#### 附图说明

[0019] 将使用实施方式并参考附图进一步说明本发明。

[0020] 在附图中:

[0021] 图 1A 和图 1B 是具有根据本发明的两个实施方式的壳体的飞行器的机翼的在飞行方向上的截面图;

[0022] 图 2 是根据实施方式的壳体的侧板的示意性透视图;

[0023] 图 3 示出根据不同实施方式的壳体的侧板上的压力分布的仿真功能曲线;

[0024] 图 4 是以仿真流示出的、根据实施方式的壳体的背部的透视图;

[0025] 图 5 是以仿真流示出的、图 4 的壳体的部分的仰视图;

[0026] 图 6 是以仿真流示出的、常规壳体的背部的透视图;和

[0027] 图 7 是以仿真流示出的、图 6 的壳体的部分的仰视图。

#### 具体实施方式

[0028] 在附图中,除非另外标示,相同的附图标记标注相同的或者功能上相同的部件。

[0029] 图 1A 是喷射驱动商用飞行器 118 的机翼 402 的一部分的示意性后视图,其中机翼固定到飞行器 118 的机身 120 上。观察者的观察方向对应于飞行器 118 的飞行方向。在机翼 402 的朝向观察者的后缘 404,机翼 402 包括以可从作为升力辅助装置的襟翼导轨缩回的方式被支撑的着陆襟翼 400、401。襟翼导轨本身由壳体 100 包围并且在图 1A 中未示出。

襟翼导轨壳体 100 基本在飞行方向上沿机翼 402 的下侧的一部分延伸,例如在本情况中从机翼 402 的近似中央部远至其后缘 404 或者超过后缘 404 的边缘。

[0030] 同样地,发动机安装部 116 在襟翼导轨壳体 100 附近被固定于机翼 402 的下侧,并且保持飞行器 118 的喷气式发动机 112。在操作期间,喷气式发动机 112 产生与飞行方向逆向的推进射流 114,推进射流 114 的截面和方向依赖于飞行器 118 的操作状态。图 1A 中的虚线以高度示意性的方式标示了在喷气式发动机 112 在地面的操作期间在机翼的后缘 404 的区域中的推进射流 114 的截面,例如当飞行器未移动、或者在起飞期间在地面上加速时。在该操作状态中,推进射流 114 在地面、部分地浸入推进射流 114 中的着陆襟翼壳体 100 的影响下被向外偏转,并且在襟翼导轨的壳体 100 比所示地更进一步向底面下降以使着陆襟翼 400、401 伸展时被偏转至更大的程度。

[0031] 在本实施方式中,仅作为示例,襟翼导轨壳体 100 被布置成与发动机安装部 116 距离飞行器机身 120 相同的距离。发动机安装部 116 例如能够包括过渡到襟翼导轨的壳体 100 中的发动机安装部壳体。

[0032] 在襟翼导轨壳体 100 的外表面 106 上,侧板 104 被固定于朝向射流 114 的侧部,在本情况中即固定于板材的以及遇到壳体 100 且被向外偏转的射流的内侧,该侧板沿壳体 100 的外表面 106 在飞行方向上延伸并且在外表面 106 上的近似竖向后缘中在其朝向观察者回转的端部处结束。该侧板 104 在与竖直向下方向 108 成近似  $40^\circ$  的角度  $\gamma$  并且基本垂直于壳体的外表面 106 的平面中延伸。相对于壳体 100 的纵轴,侧板 104 的平面基本径向地延伸。

[0033] 图 1B 示出了替代实施方式,其中通过示例,襟翼导轨壳体 100 被布置成相对于发动机安装部 116 在板材内侧的方向上即朝向机身 120 偏移。这里假设襟翼导轨壳体 100 和发动机安装部 116 以此偏移某一距离从而在喷气式发动机 112 在地面上的操作中和射流 114 由于射流 114 相对于板材外侧发散而向外偏转时,推进射流 114 遇到壳体 100。侧板被固定于襟翼导轨壳体 100 的在朝向射流 114 的侧部上的外表面 106 上,在本情况中即固定于板材的外侧。

[0034] 图 4 是根据另一个实施方式的襟翼导轨壳体 100 的背部的透视图,该实施方式基于空客 A380 的最远外侧布置的襟翼导轨的情况。在该类型的飞行器中,最外侧的发动机以距离所述的飞行器机身和襟翼导轨壳体 100 相等距离的方式布置。侧板 104 已安装到板材的内侧,如图 4 中所观察到的,该侧板沿壳体的外壁 106 延伸过 3m 的长度、在外壁上竖向竖立并且与竖直向下方向形成  $\gamma = 20^\circ$  的角度。示出了在下降位置中的着陆襟翼 400,其中壳体 100 在发动机的操作期间浸入发动机的推进射流中。

[0035] 另外,在图 4 中示出了通量线 410,该通量线已经通过流体力学中常用的混合 Navier-Stokes 进行了数值计算以仿真在发动机在地面上的全推力时、在所示位置中在壳体 100 周围的空气动力学通量。第一组通量线 414 标示在壳体 100 的底壁上的流动,该流动基本沿侧板 104 在飞行的方向上定向远至壳体 100 的后端 406。第二组通量线 412 标示在壳体 100 的板材内侧上的流动,该流动也基本沿着侧板 104 在飞行方向上指向远至壳体 100 的与第一组通量线 414 组合的后端 406。存在稳定流动并且没有导致振动的振荡。另外,所示的流动产生朝向板材的内侧(朝向观察者)指向的、壳体 100 的初始应力,这与振荡的存在无关地防止壳体 100 的材料以压缩和拉伸的方式被交替加载并且由此防止材料疲劳。

[0036] 图 5 是以图 4 的仿真结果的仿真流动示出的、图 4 的壳体的部分的仰视图。侧板的曲线能够清楚地到,对同一侧板,其后端 204 处的后缘 206 比前端 200 处的前缘高。

[0037] 图 6 和图 7 示出用于比较常规着陆襟翼壳体的后部分与根据图 4 和图 5 中的相同方式仿真的流动的比较。所示的构造对应于空客 A380 的最外侧襟翼导轨的常规壳体。

[0038] 沿壳体的底壁流动的第一组通量线 414 包括具有在壳体 100 的侧壁的方向上向上定向的分量的、相当大数目的通量线。沿壳体 100 在侧壁上流动的第二组通量线 412 也包括具有朝向底壁向下定向的分量的、相当大由第一组 414 与第二组 412 形成的通量场壳体 100 的倒圆区域中相遇以形成非稳定涡旋系统,其中该倒圆在板材的内侧,非稳定涡旋系统根据给定的压力局部分布在连接壳体 100 的底部与侧壁的倒圆周围不规则振荡。非稳定涡旋系统导致在壳体的上表面上的振荡的压力分布,该分布引起使材料损伤的振动。

[0039] 图 2 是根据实施方式例如如图 1 的实施方式的壳体的侧板的示意性透视图。侧板 104 具有厚度为  $D$  的矩形横截面廓线和矩形上缘 208。下缘 210 与襟翼导轨壳体的上表面的轮廓曲线配合。在前端 200 上,侧板以基本与壳体的外表面垂直的前缘 202 开始,前缘 202 具有高度  $H1$ 、沿上缘 208 在其长度上以在距离两端某一距离处的位置中到达最大高度  $H3$  的键的形式延伸、并且在侧板的后端 204 处以也是基本与壳体 100 的外表面垂直并且具有高度  $H2$  的后缘结束。

[0040] 图 3 示出了全部与图 2 中所述的基本形式对应的、不同地形成的侧板上的压力分布的仿真功能曲线,其中假设厚度  $D$  总是为 3mm、高度  $H1$  总是为 1cm 并且高度  $H2$  总是为 15cm。在各情况中,仿真基于比如图 4 至图 7 中所示的那些构件的构造,而与侧板的形式无关。

[0041] 曲线 311 至 313 均对应于具有长度  $L = 300\text{cm}$  的侧板,纵坐标沿水平轴线 304 标示距离飞行器的空气动力学系统的中央部的距离。侧板在曲线 311 的情况中与向下竖向形成  $\gamma = 0^\circ$  的角度、在曲线 312 的情况中形成  $\gamma = 30^\circ$  的角度、并且在曲线 312 的情况中形成  $\gamma = 20^\circ$  的角度。沿竖轴 302,每个曲线示出了在各纵向坐标处的侧板上的压力分布,在底部上已经单独标出了大气压力 300。

[0042] 在曲线 314 至 316 的情况中,已假设长度  $L = 203\text{cm}$  的侧板,如从纵坐标能够观察到的,侧板被布置成进一步朝向壳体的后端。侧板在曲线 314 的情况中与向下竖向形成  $\gamma = 0^\circ$  的角度、在曲线 315 的情况中形成  $\gamma = 20^\circ$  的角度、并且在曲线 316 的情况中形成  $\gamma = 40^\circ$  的角度。曲线 313 示出了特别有利的压力分布,其中压力在侧板的整个长度上平缓地变化,并且大气压力线 300 不交叉,从而侧板和壳体不暴露于变化的压力和拉伸应力。

[0043] 该类型的侧板例如由复合材料生产出并且借助于整合在该壁中的紧固元件连接到壳体的外壁。

[0044] 尽管当前基于优选实施方式说明了本发明,但本发明不局限于此,可能以许多不同的方式修改。

[0045] 例如,本发明还能够应用于襟翼导轨壳体之外的各类型的升力辅助装置,以及应用于被安装在机翼下方或者喷气式发动机的推进射流能够接触到的其它位置处的实际载荷、和其它部件。

[0046] 附图标记列表

[0047] 100 襟翼导轨壳体

[0048]	101	壳体的纵向轴线
[0049]	102	襟翼导轨
[0050]	104	侧板
[0051]	106	外表面
[0052]	108	竖直向下方向
[0053]	110	横剖面
[0054]	112	喷气式发动机
[0055]	114	射流
[0056]	116	引擎安装壳体
[0057]	118	飞行器
[0058]	120	飞行器机身
[0059]	200	侧板的前端
[0060]	202	前缘
[0061]	204	侧板的后端
[0062]	206	后缘
[0063]	208	上缘
[0064]	210	下缘
[0065]	300	大气压力
[0066]	302	仿真压力分布
[0067]	304	空气动力学系统的 x 坐标
[0068]	311-316	压力分布曲线
[0069]	400, 401	着陆襟翼
[0070]	402	机翼
[0071]	404	机翼的后缘
[0072]	406	壳体的后端
[0073]	410	通量线
[0074]	412	侧壁上的通量
[0075]	414	底壁上的通量
[0076]	D	侧板的厚度
[0077]	H1	前缘的高度
[0078]	H2	后缘的高度
[0079]	H3	最大高度
[0080]	$\gamma$	与向下竖直的角度



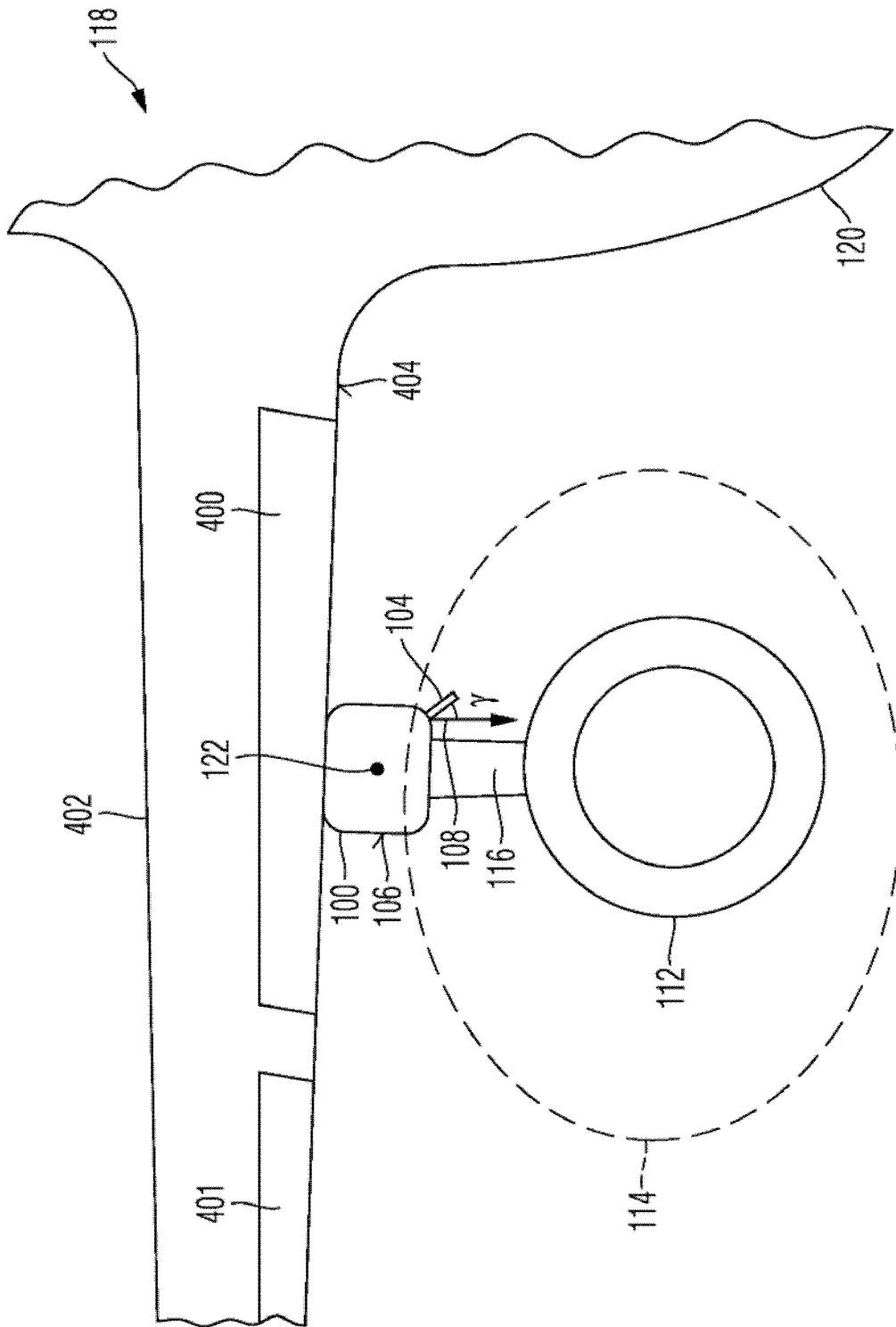


图 1A

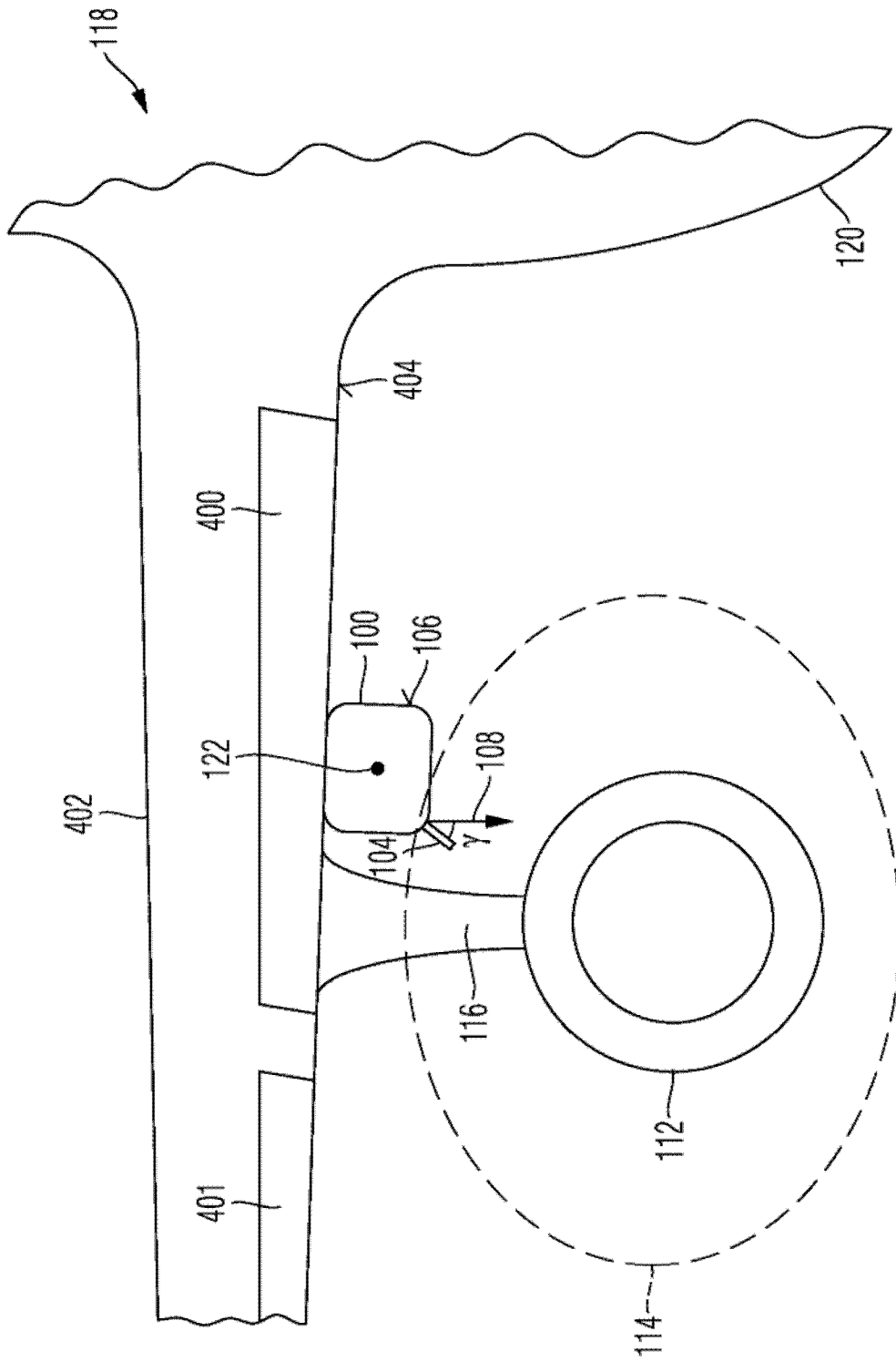


图 1B

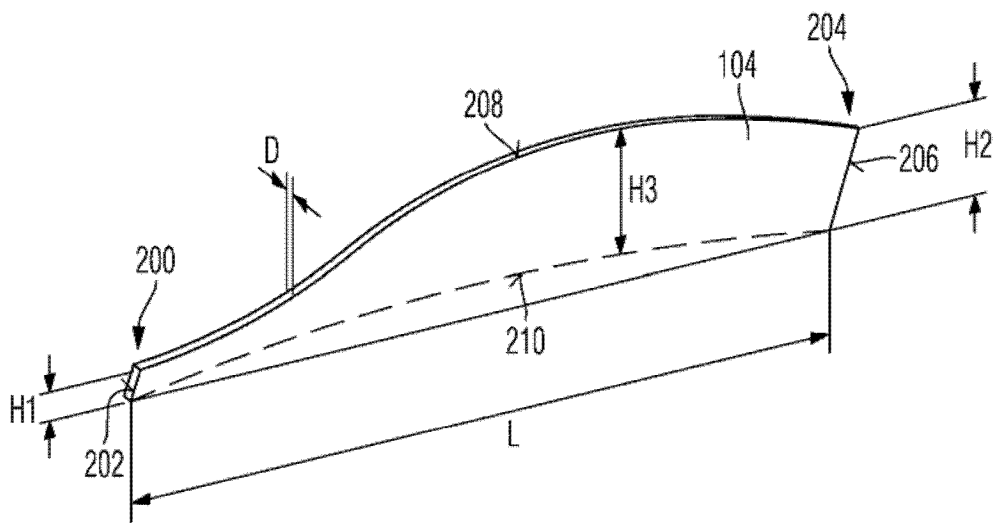


图 2

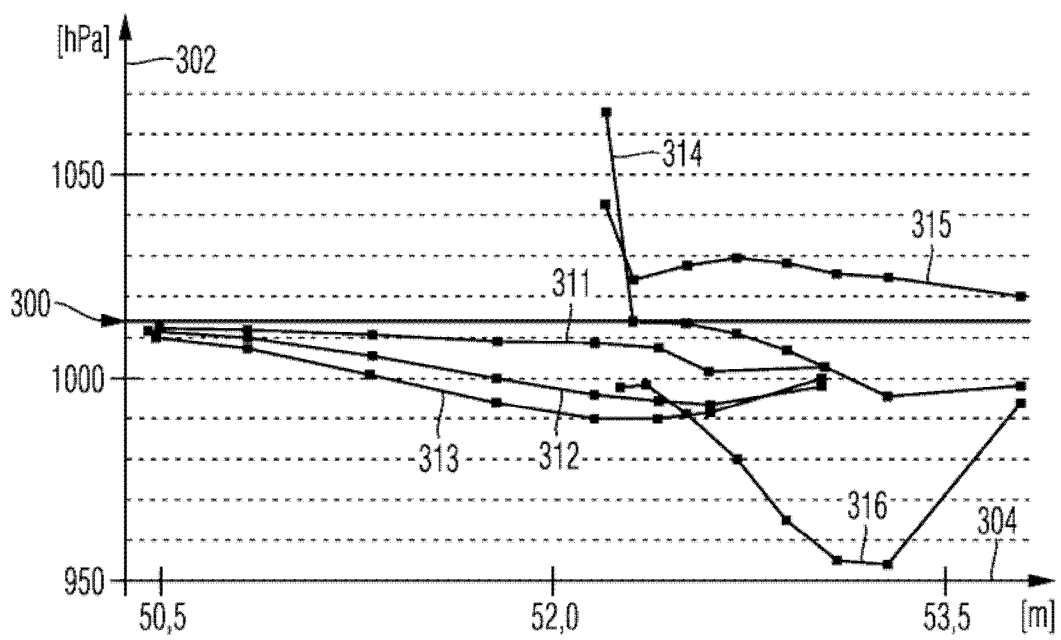


图 3

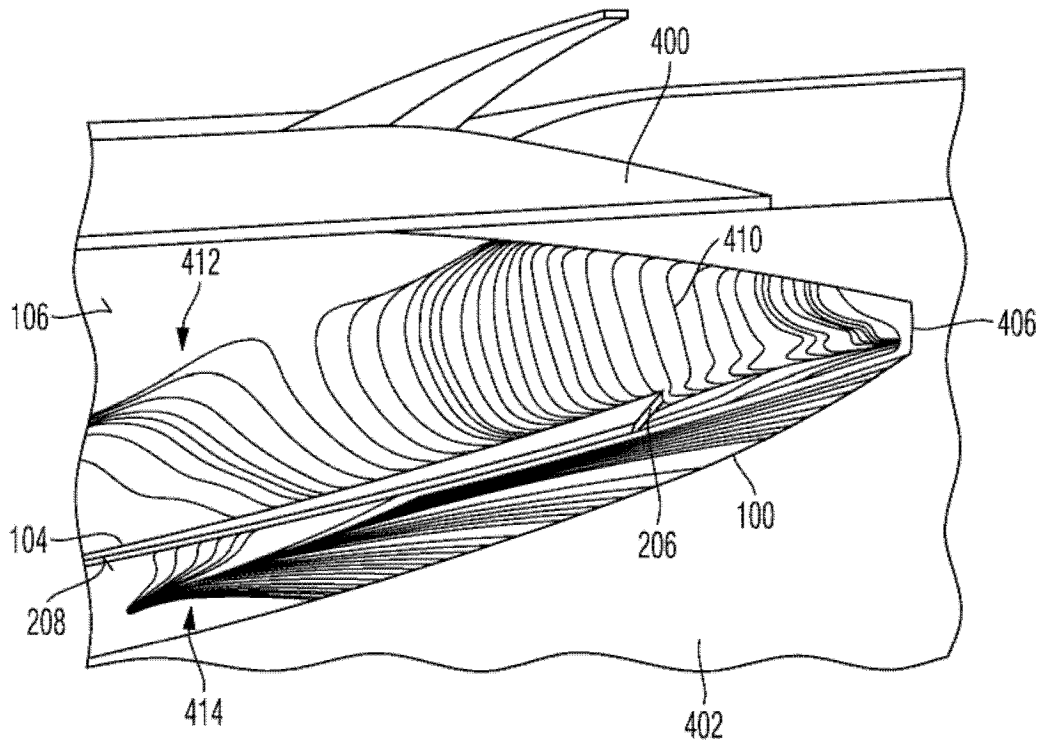


图 4

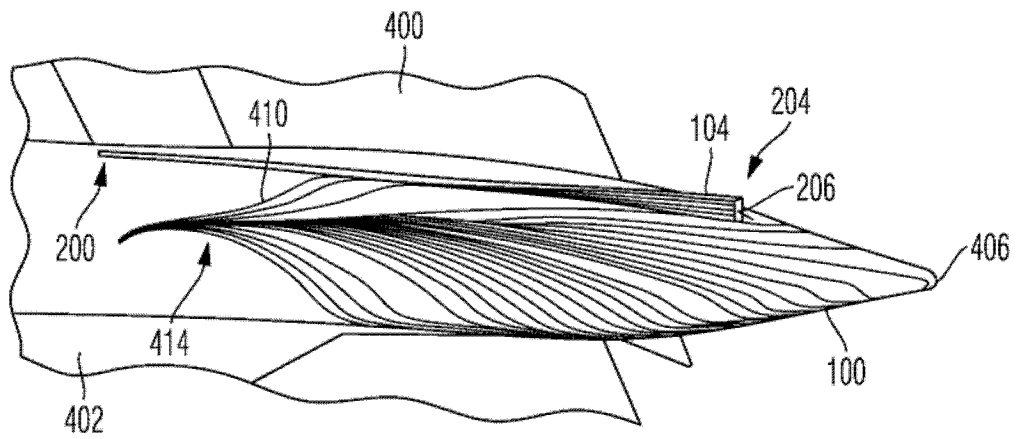


图 5

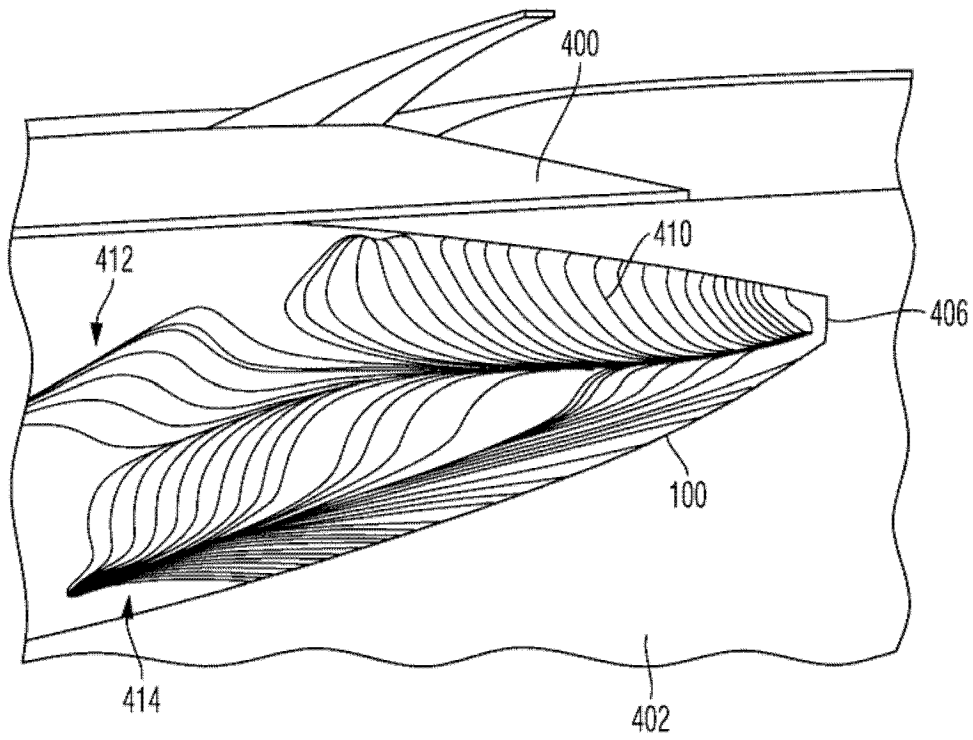


图 6

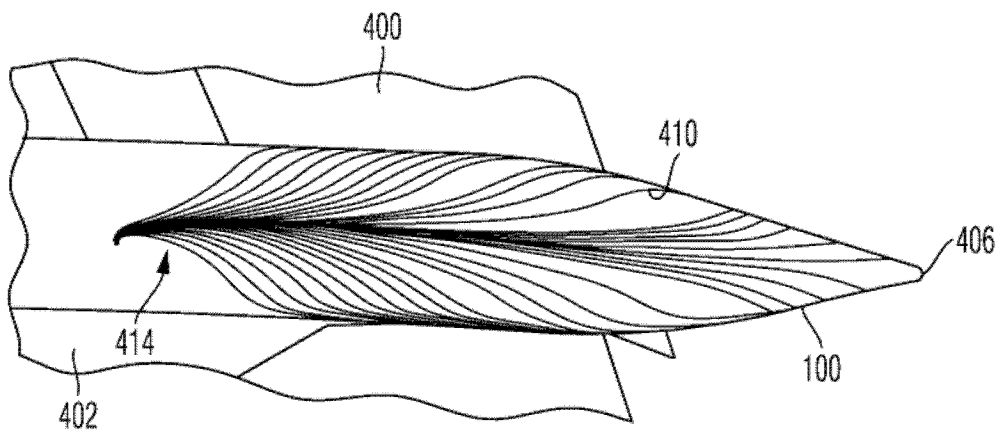


图 7