(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110920863 A
(43)申请公布日 2020.03.27

(21)申请号 201910881894.2

(22)申请日 2019.09.18

(30)优先权数据
1815357.7 2018.09.20 GB

(71)申请人 空中客车营运有限公司
地址 英国布里斯托尔

(72)发明人 本·科米斯 克里斯托弗·怀特

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227
代理人 黄霖 孟艳华

(51)Int.Cl.
B64C 3/36(2006.01)
B64C 1/26(2006.01)
B64C 7/00(2006.01)

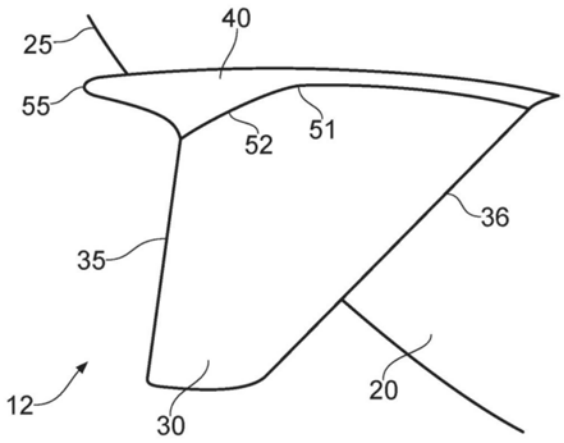
权利要求书2页 说明书7页 附图8页

(54)发明名称

翼梢装置

(57)摘要

一种翼梢装置，其具有第一翼梢装置元件、第二翼梢装置元件以及整流罩，第一翼梢装置元件用于在第一翼梢装置元件根部处附接至飞行器机翼的梢部，并且第二翼梢装置元件从第二翼梢装置元件根部延伸至第二翼梢装置元件梢部，当沿翼平面方向观察时，第二翼梢装置元件根部位于第一翼梢装置元件根部的外侧；第一翼梢装置元件具有第一翼梢装置元件前缘和第一翼梢装置元件后缘，第二翼梢装置元件具有第二翼梢装置元件前缘和第二翼梢装置元件后缘；所述整流罩位于第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间，该整流罩从第二翼梢装置元件后缘向后延伸。



CN 110920863 A

1.一种翼梢装置,所述翼梢装置具有第一翼梢装置元件、第二翼梢装置元件以及整流罩,所述第一翼梢装置元件用于在第一翼梢装置元件根部处附接至飞行器机翼的梢部,

所述第二翼梢装置元件从第二翼梢装置元件根部延伸至第二翼梢装置元件梢部,当在翼平面方向上观察时,所述第二翼梢装置元件根部处于所述第一翼梢装置元件根部的外侧;

所述第一翼梢装置元件具有第一翼梢装置元件前缘和第一翼梢装置元件后缘,并且所述第二翼梢装置元件具有第二翼梢装置元件前缘和第二翼梢装置元件后缘;

所述整流罩位于所述第一翼梢装置元件与所述第二翼梢装置元件之间,所述整流罩从所述第二翼梢装置元件后缘向后延伸。

2.根据权利要求1所述的翼梢装置,其中,所述第二翼梢装置元件后缘位于所述第一翼梢装置元件后缘的前方。

3.根据权利要求2所述的翼梢装置,其中,所述整流罩延伸至所述第一翼梢装置元件后缘。

4.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩在所述第一翼梢装置元件后缘的后方延伸。

5.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩能够与所述第一翼梢装置元件和/或所述第二翼梢装置元件分离。

6.根据权利要求1至4中的任一项所述的翼梢装置,其中,所述整流罩与所述第二翼梢装置元件一体形成。

7.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,包括位于所述第二翼梢装置元件与所述第一翼梢装置元件之间的顶点,当沿所述飞行器的纵向方向观察时,所述顶点具有小于120度的顶角。

8.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩具有在所述第一翼梢装置元件上大致沿所述第二翼梢装置元件的厚度方向延伸的宽度,并且其中,所述宽度为所述第二翼梢装置元件的根部厚度的至少15%并且/或者不超过所述第二翼梢装置元件的根部厚度的100%。

9.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述第一翼梢装置元件具有湿润区域,并且所述第二翼梢装置元件具有湿润区域,并且其中,所述第二翼梢装置元件的所述湿润区域大于所述第一翼梢装置元件的所述湿润区域。

10.根据权利要求9所述的翼梢装置,其中,所述第二翼梢装置元件的所述湿润区域小于所述第一翼梢装置元件的所述湿润区域的20%。

11.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩沿着所述第二翼梢装置元件的上空气动力学表面和/或下空气动力学表面朝向所述第二翼梢装置元件的所述前缘延伸。

12.根据权利要求11所述的翼梢装置,其中,所述整流罩在所述上空气动力学表面区域与所述下空气动力学表面区域之间绕所述第二翼梢装置的所述前缘延伸。

13.根据权利要求4所述的翼梢装置,其中,航空电子系统或灯在所述第一翼梢装置元件后缘的后部位置处附接到所述整流罩。

14.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述第一翼梢装置元件是向上延伸

的翼梢装置元件。

15.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述第二翼梢装置元件是向下延伸的翼梢装置元件。

16.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩与所述第一翼梢装置元件和/或所述第二翼梢装置元件在所述整流罩与相应的翼梢装置元件的交叉点处形成小于40度的角度。

17.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,当沿所述飞行器的纵向方向观察时,所述整流罩具有在所述第一翼梢装置元件与所述第二翼梢装置元件之间凹入的外表面。

18.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,所述整流罩封围中空容积。

19.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,在所述整流罩与所述第一翼梢装置元件或所述第二翼梢装置元件之间设置有一个或更多个紧固件。

20.根据任一前述权利要求所述的翼梢装置,其中,当在翼平面方向上观察时,所述第二翼梢装置元件根部在位于所述第一翼梢装置元件根部的外侧的接合部处附接至所述第一翼梢装置元件,并且其中,所述接合部处的所述第二翼梢装置元件后缘位于所述第一翼梢装置元件后缘的前方。

21.一种飞行器机翼,包括根部端和梢部端以及根据任一前述权利要求所述的附接至所述梢部端的翼梢装置。

22.一种固定翼飞行器,包括根据权利要求21所述的机翼。

23.一种组装翼梢装置的方法,所述翼梢装置包括:

第一翼梢装置元件、第二翼梢装置元件以及整流罩,所述第一翼梢装置元件具有第一翼梢装置元件后缘和用于附接至飞行器机翼的第一翼梢装置元件根部端,所述第二翼梢装置元件具有第二翼梢装置元件根部端和第二翼梢装置元件后缘;

所述方法包括以下步骤:

将所述第二翼梢装置元件根部端在所述第一翼梢装置元件根部端的外侧附接至所述第一翼梢装置元件;以及

将所述整流罩附接在所述第一翼梢装置元件与所述第二翼梢装置元件之间,所述整流罩从所述第二翼梢装置元件后缘向后延伸。

24.根据权利要求23所述的方法,其中,将所述第二翼梢装置元件根部端在位于所述第一翼梢装置元件根部端的外侧的接合部处附接至所述第一翼梢装置元件,使得所述接合部处的所述第二翼梢装置后缘位于所述第一翼梢装置元件后缘的前方。

翼梢装置

技术领域

[0001] 本发明涉及翼梢装置、包括该翼梢装置的机翼、包括该机翼的飞行器以及附接翼梢装置的方法。

背景技术

[0002] 在气流中的两个物体之间的干扰效应可能会在这些物体的湿润表面非常接近时产生。例如，飞行器机身与其机翼之间存在干扰效应。这些效应在具有多个升力表面的翼梢装置、比如分离的小翼上尤其明显，这是由于表面产生升力并且下行的尖锐交叉点具有马蹄形涡流干扰效应。

[0003] 在这些升力元件的后接合部处，在两个升力表面上存在逆压梯度，这种逆压梯度的组合可能引起过多的边界层生长和增加的阻力。如果可以最大限度地减少这些效应，那么收益将会是相当可观的。

发明内容

[0004] 根据本发明的一方面提供了翼梢装置，该翼梢装置具有第一翼梢装置元件、第二翼梢装置元件以及整流罩，第一翼梢装置元件用于在第一翼梢装置元件根部处附接至飞行器机翼的梢部，并且第二翼梢装置元件从第二翼梢装置元件根部延伸至第二翼梢装置元件梢部，当沿翼平面方向观察时，第二翼梢装置元件根部位于第一翼梢装置元件根部的外侧；第一翼梢装置元件具有第一翼梢装置元件前缘和第一翼梢装置元件后缘，第二翼梢装置元件具有第二翼梢装置元件前缘和第二翼梢装置元件后缘；所述整流罩位于第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间，该整流罩从第二翼梢装置元件后缘向后延伸。

[0005] 翼梢装置是从飞行器的翼梢延伸的翼状元件。分离的小翼是包括从机翼向上突出(“上行”)的翼状升力表面以及从机翼向下突出(“下行”)的翼状升力表面的特定示例。

[0006] 整流罩是被附加以用于平滑各个表面之间的轮廓、增加空气动力学流线型并且减少阻力的的外部结构件。

[0007] 翼平面方向是正交于机翼的平面的方向。

[0008] 通过将整流罩放置在第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间，可以减小翼梢装置元件之间的接合部处的干扰效应和涡流，从而减小阻力，尤其是在处于高速时。使整流罩从第二翼梢装置元件的后缘向后突出延伸来减轻逆压梯度，从而将边界层的生长和阻力两者减小。

[0009] 根据本发明的第二方面提供了飞行器机翼，该飞行器机翼包括根部端和梢部端、以及根据第一方面的附接至该梢部端的翼梢装置。

[0010] 根据本发明的第二方面，还提供了固定翼飞行器，该固定翼飞行器包括根据本发明的第二方面的机翼。

[0011] 根据本发明的另一方面，提供了组装翼梢装置的方法，该翼梢装置包括：第一翼梢装置元件、第二翼梢装置元件以及整流罩，第一翼梢装置元件具有第一翼梢装置元件后缘

和用于附接至飞行器机翼的第一翼梢装置元件根部端，第二翼梢装置元件具有第二翼梢装置元件根部端和第二翼梢装置元件后缘；该方法包括以下步骤：将第二翼梢装置元件根部端在第一翼梢装置元件根部端的外侧附接至第一翼梢装置元件，并且将所述整流罩附接在第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间，该整流罩从第二翼梢装置元件后缘向后延伸。

[0012] 第二翼梢装置元件后缘可以在第一翼梢装置元件后缘的前方。

[0013] 整流罩可以延伸至第一翼梢装置元件后缘。

[0014] 整流罩可以延伸至第一翼梢装置元件后缘的后方。

[0015] 整流罩可以与第一翼梢装置元件和/或第二翼梢装置元件分离。整流罩可以与第一翼梢装置元件或第二翼梢装置元件一体地形成，使得相应的翼梢装置元件可以构建为单个模制件。

[0016] 第二翼梢装置元件的前缘可以位于第一翼梢装置元件的前缘处或内侧。

[0017] 整流罩可以在第二翼梢装置元件后缘的前方延伸。存在于邻近第二翼梢装置元件的前缘的接合部处的马蹄形涡流可以进一步向后加剧。通过在第二翼梢装置元件的前缘附近和前方提供整流罩，可以减小这些效应并且减轻相关的阻力增加。

[0018] 翼梢装置可以具有位于第二翼梢装置元件与第一翼梢装置元件之间的顶点，当沿飞行器纵向方向观察时，顶点具有小于120度的顶角。该顶角可以优选地小于105度或小于90度。

[0019] 飞行器纵向方向是沿飞行器机身的前端与尾端之间的轴线的方向。

[0020] 整流罩可以具有在第一翼梢装置元件上大致沿第二翼梢装置元件的厚度方向延伸的的宽度，并且其中，该宽度为第二翼梢装置元件的根部厚度的至少15％并且/或者不超过第二翼梢装置元件的根部厚度的100％，并且优选地，该宽度是第二翼梢装置元件的根部厚度的至少25％。

[0021] 第一翼梢装置元件具有湿润区域，并且第二翼梢装置元件具有湿润区域，并且其中，第二翼梢装置元件的湿润区域可以大于第一翼梢装置元件的湿润区域。第二翼梢装置元件的湿润区域可以小于第一翼梢装置元件的湿润区域的20％。

[0022] 装置的湿润区域是该装置暴露于外部气流的区域。

[0023] 整流罩可以沿着第二翼梢装置元件的上空气动力学表面延伸至第二翼梢装置元件的前缘。

[0024] 整流罩可以沿着第二翼梢装置元件的上空气动力学表面和/或下空气动力学表面朝向第二翼梢装置元件的前缘延伸。

[0025] 整流罩可以在上空气动力学表面区域与下空气动力学表面区域之间绕第二翼梢装置的前缘延伸。

[0026] 航空电子系统或灯可以在第一翼梢装置元件后缘的后部位置处附接至整流罩。航空电子系统可以附接在尖端处。航空电子系统可以是传感器、天线或本领域已知的任何其他合适的航空电子装置。

[0027] 航空电子系统是在飞行器上使用的电子系统，例如用于导航和通信的系统。

[0028] 第一翼梢装置元件可以是向上延伸的翼梢装置元件。第二翼梢装置元件可以是向下延伸的翼梢装置元件。第一翼梢装置元件可以是向下延伸的翼梢装置元件。第二翼梢装

置元件可以是向上延伸的翼梢装置元件。

[0029] 整流罩可以与第一翼梢装置元件和/或第二翼梢装置元件在整流罩与相应的翼梢装置元件的交叉点处形成小于40度的角度。

[0030] 当沿飞行器纵向方向观察时，整流罩可以具有在第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间凹入的外表面。

[0031] 整流罩可以封围中空容积。

[0032] 在整流罩与第一翼梢装置元件或第二翼梢装置元件之间可以设置一个或更多个紧固件。

附图说明

[0033] 现在将参照附图描述本发明的实施方式，在附图中：

[0034] 图1是飞行器的平面图；

[0035] 图2示出了沿飞行器的纵向轴线观察的翼梢装置；

[0036] 图3示出了翼梢装置的立体图；

[0037] 图4示出了根据第一示例的包括整流罩的翼梢装置；

[0038] 图5示出了根据第一示例的包括整流罩的翼梢装置的立体图；

[0039] 图6示出了翼梢装置的第一和第二翼梢装置元件的后缘的近距离视图。

[0040] 图7示出了沿飞行器的纵向轴线观察的包括整流罩的翼梢装置；

[0041] 图8a至图8b示出了包括整流罩的翼梢装置的第二示例，该整流罩延伸至第一翼梢装置元件的后缘；

[0042] 图9示出了包括整流罩的翼梢装置的第三示例，该整流罩在第一翼梢装置元件的后缘的后方延伸；

[0043] 图10示出了包括整流罩的翼梢装置的第四示例，该整流罩附接有航空电子系统；

[0044] 图11示出了包括整流罩的翼梢装置的第四示例；

[0045] 图12示出了包括整流罩的翼梢装置的第五示例；

[0046] 图13示出了包括整流罩的翼梢装置的另一示例，该整流罩在第二翼梢装置元件的上表面附近延伸；

[0047] 图14示出了包括整流罩的翼梢装置的另一示例，该整流罩在第二翼梢装置元件的下表面附近延伸；

[0048] 图15至图16示出了翼梢装置的其他示例，其中，第一翼梢装置元件是向下延伸的翼梢装置元件，并且第二翼梢装置元件是向上延伸的翼梢装置元件。

具体实施方式

[0049] 图1示出了现有的飞行器1，飞行器1具有左舷固定翼和右舷固定翼2、3、发动机9、具有前端5和尾端6的机身4，尾端6包括水平稳定表面7和竖向稳定表面8。飞行器1是典型的喷气式跨音速客运飞行器，但是本发明适用于各种各样的固定翼飞行器类型、包括商用、军用、客运、货运、喷气式、推进式、通用航空等类型，这些类型的固定翼飞行器具有附接至机翼或机身的任意数量的发动机。

[0050] 飞行器1的每个机翼2、3具有悬臂结构，其长度在从根部到梢部的翼展方向上延

伸，所述根部接合至飞行器机身4。位于每个机翼2、3的梢部处的是主翼部分10外侧的翼梢装置12。机翼2、3向后扫掠并且具有多个飞行控制表面。

[0051] 由于机翼2、3在构造上相似，所以将参照附图2而仅详细描述右舷机翼3的翼梢装置12。

[0052] 翼梢装置12包括第一翼梢装置元件20和第二翼梢装置元件30，第一翼梢装置元件20是向上延伸的翼梢装置元件，第二翼梢装置元件30是向下延伸的翼梢装置元件。第一翼梢装置元件20包括上空气动力学表面23、下空气动力学表面24、附接至主翼部分10的外侧端的根部端21、以及从根部端21相对于机翼的平面大体在翼展方向上延伸的梢部端22，使得第一翼梢装置元件20增加了飞行器1的翼展。与机翼3相比，第一翼梢装置元件20的倾斜角度是增大的并且从第一翼梢装置元件20的根部端21到第一翼梢装置元件20的梢部端22持续增大。应注意，术语倾斜角度被定义为翼梢装置元件20、30与机翼3的参照平面之间的角度。

[0053] 第二翼梢装置元件30具有上空气动力学表面33、下空气动力学表面34、根部端31，该根部端31在第一翼梢装置元件的根部端21的外侧和第一翼梢装置元件的梢部端22的内侧附接至第一翼梢装置元件20的下空气动力学表面24。第二翼梢装置元件30以大约90°的角度延伸至第一翼梢装置元件20。第一翼梢装置元件20与第二翼梢装置元件30之间的切向角造成了相应表面之间、例如第一翼梢装置元件20的下空气动力学表面24与第二翼梢装置元件30的上空气动力学表面33之间的干扰效应。

[0054] 如图3所示，第二翼梢装置元件30定位在第一翼梢装置元件20的前缘26与后缘25之间的第一翼梢装置元件20的下空气动力学表面24上，使得第二翼梢装置元件30的前缘位于第一翼梢装置元件的前缘26的后方，并且使得第二翼梢装置元件30的后缘35位于第一翼梢装置元件20的后缘25的前方。为了减小这种接合部上的阻力，包括有在第一翼梢装置元件20与第二翼梢装置元件30的相应表面之间定轮廓的整流罩40。整流罩40封围在整流罩的外表面与第一翼梢装置元件和第二翼梢装置元件20、30之间限定的中空容积。整流罩40通过紧固件(未示出)附接至第一翼梢装置元件和第二翼梢装置元件20、30，该紧固件位于整流罩40的中空容积内并且通过整流罩而不受外部气流的影响。如果紧固件从第一翼梢装置元件和/或第二翼梢装置元件20、30的表面突出，则整流罩可以替代性地是实心的或多孔的，并且在整流罩40的内部容积中形成凹部。整流罩40在根部端31处一路围绕(即完全围绕)第二翼梢装置元件30包裹以包络第二翼梢装置元件30与第一翼梢装置元件20之间的接合部。

[0055] 如在图5至图7中示出的，整流罩40定轮廓成：处于第二翼梢装置元件30的上空气动力学表面33与第一翼梢装置元件20的下空气动力学表面23之间、处于第二翼梢装置元件30的下空气动力学表面34与第一翼梢装置元件20的下空气动力学表面24之间、在第二翼梢装置元件30的前缘36的前方朝向第一翼梢装置元件20的前缘26、并且处于第二翼梢装置元件30的后缘36与第一翼梢装置元件20的后缘25之间。整流罩40的外表面是凹形的，以便在第一翼梢装置元件20与第二翼梢装置元件30的接合部处产生平滑的空气动力学轮廓以减少干扰效应。

[0056] 如图7所示，整流罩40在整流罩与第一翼梢装置元件20的外表面的交叉点处形成大约15°的第一角度41，并且在整流罩与第二翼梢装置元件30的外表面的交叉点处形成大

约在7°与30°之间的、优选地为15°的第二角度42。整流罩40具有:第一上部宽度43,第一上部宽度43从第二翼梢装置元件30的上空气动力学表面33在大致垂直于第一翼梢装置元件20的翼弦方向的方向上延伸而在第一翼梢装置元件20上延伸达一定厚度;第一下部宽度44,第一下部宽度44从第二翼梢装置元件30的下部空气动力学表面34沿大致垂直于第一翼梢装置元件20的翼弦方向的方向延伸;第二上部宽度45,第二上部宽度45在大致垂直于第二翼梢装置元件30的翼弦方向的方向上在第二翼梢装置元件30的上部空气动力学表面33上延伸达一定厚度;以及第二下部宽度46,第二下部宽度46在第二翼梢装置元件30的下部空气动力学表面34上沿大致垂直于第二翼梢装置元件30的翼弦方向的方向延伸。在该示例中,第一上部宽度43、第一下部宽度44、第二上部宽度45和第二下部宽度46各自的尺寸可达第二翼梢装置元件30的最大根部厚度的大约50%、优选地介于最大根部厚度的15%至100%之间。

[0057] 整流罩40还具有前缘宽度47和后缘宽度48,前缘宽度47沿第二翼梢装置元件的大致翼弦方向从前缘36朝向第一翼梢装置元件20的前缘26延伸,并且后缘35后方的后缘宽度48沿第二翼梢装置元件30的大致翼弦方向朝向第一翼梢装置元件20的后缘25延伸。在该示例中,前缘宽度47和后缘宽度48可达第二翼梢装置元件30的最大根部厚度的大约50%、优选地介于最大根部厚度的15%至100%之间。

[0058] 在图8所示的第二示例中,整流罩40从第二翼梢装置元件30的后缘35延伸直至第一翼梢装置元件20的后缘25并且抵接第一翼梢装置元件20的后缘25。如在先前的示例中,整流罩40包络第二翼梢装置元件30与第一翼梢装置元件20之间的接合部以使该接合部免受气流的影响。在整流罩40周围的整流罩40第一上部宽度43、第一下部宽度44、第二上部宽度45、第二下部宽度46和前缘宽度47都是大致恒定的,然而,后缘宽度48延伸至第一翼梢装置元件20的后缘(参见图8b)。

[0059] 在第三示例中,如图9所示,整流罩40在第一翼梢装置元件20的后缘25的后方延伸。从第二翼梢装置元件30的前缘36到位于第二翼梢装置元件30的前缘36的后方第二翼梢装置元件30的翼弦长度的大约60%的过渡点51处,第一上部宽度43、第一下部宽度44、第二上部宽度45和第二下部宽度46都是大致恒定的。过渡点51的后方是过渡区域52,在过渡区域52中第二上部宽度45和第二下部宽度46增加直至第二翼梢装置元件30的后缘35。整流罩40在第二翼梢装置元件30的后缘35和第一翼梢装置元件20的后缘25的后方朝向整流罩40的尖端(cusp)55延伸。尖端55从第二翼梢装置元件30沿第二翼梢装置元件30的大致翼弦方向突出。

[0060] 在第四示例中,如图10所示,向后延伸的整流罩40为航空电子系统60、比如着陆灯或天线提供了附接位置。

[0061] 在第五示例中,如图11所示,整流罩40在第二翼梢装置元件30的后缘35的后方延伸,但不在第二翼梢装置元件30的前缘36的前方延伸。相反,整流罩40的宽度43、44、45、46在过渡点51的前方朝向终止点53逐渐减小,终止点53定位在距第二翼梢装置元件30的后缘35大约为第二翼梢装置元件30的翼弦长度的50%的距离处、并且优选地定位在距第二翼梢装置元件30的后缘的距离为第二翼梢装置元件30的翼弦长度的5%至100%之间的位置处。因此,整流罩40不延伸到终止点53的前方,并且该终止点53前方的第一翼梢装置元件20与第二翼梢装置元件30之间的接合部暴露于气流。

[0062] 来自第一翼梢装置元件20和第二翼梢装置元件30的逆压梯度的干扰效应开始朝向接合部的前缘，并且沿着接合部朝向接合部的后缘发展。因此干扰效应在某一点前方可能是最小的并且不需要整流罩40沿着整个接合部。因此，局部整流罩40、即不延伸至终止点53前方的整流罩可以用于减小接合部的干扰效应最严重的位置处后方附近的干扰阻力。

[0063] 对于本领域技术人员清楚的是，上述示例可以以多种方式调整。例如，图12示出了一个示例，其中，第一上部宽度43、第一下部宽度44、第二上部宽度45和第二下部宽度46各自在尺寸上沿第二翼梢装置元件30后缘35与前缘36之间的翼弦长度单独变化。

[0064] 整流罩40可以在第二翼梢装置元件30的上空气动力学表面33和下空气动力学表面34附近延伸，如在先前的示例中那样，或者可以仅在上空气动力学表面33和下空气动力学表面34中的一个表面附近延伸。例如，在图13中以横截面示出了一个示例，其中，整流罩40邻近第二翼梢装置元件30的上空气动力学表面33延伸，但不在下空气动力学表面34延伸。图14以横截面示出了示例，其中，整流罩40邻近第二翼梢装置元件30的下空气动力学表面34延伸，但不在上空气动力学表面33延伸。

[0065] 对于本领域技术人员清楚的是，本发明同样适用于减少其他类型的分离的小翼之间的干扰效应。

[0066] 例如，图15和图16示出了翼梢装置12的示例，其中，类似但以100系列进行编号的附图标记用于表示类似的部件。在图15的示例中，第一翼梢装置元件120是向下延伸的翼梢装置元件，第二翼梢装置元件130是向上延伸的翼梢装置元件，使得第二翼梢装置元件130的根部端131附接至第一翼梢装置元件120的上空气动力学表面123。整流罩140沿第二翼梢装置元件130的上空气动力学表面133和下空气动力学表面134延伸，但可以替代性地仅在下空气动力学表面134上延伸，或可以仅在如图16所示的下空气动力学表面上延伸。

[0067] 将清楚的是，关于每个示例描述的特征中的许多特征可以在技术人员的正常活动范围内变化。例如，第一翼梢装置元件20和第二翼梢装置元件30可以是弯曲的或直的。第一翼梢装置元件和第二翼梢装置元件20、30可以均向上延伸、向下延伸，或者翼梢装置元件中的一个翼梢装置元件可以在翼平面中沿翼展方向延伸(即，倾斜角度为0°)。

[0068] 整流罩40可以绕第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件20、30之间的接合部完全包裹，或整流罩可以仅延伸直至第二翼梢装置元件的后缘35与前缘36之间的终止点53。整流罩可以在第二翼梢装置元件的上空气动力学表面33上具有第一终止点，并且在第二翼梢装置元件的下空气动力学表面34上具有第二终点，并且第一终止点和第二终止点可以位于沿第二翼梢装置元件30的翼弦方向的不同位置处。

[0069] 橡胶密封件或密封剂可以放置在翼梢装置元件20、30与整流罩40之间，以便改善各个元件之间的轮廓。

[0070] 在上述示例中的每个示例中描述的翼梢装置可以通过在第一翼梢装置元件根部端外侧的位置处将第二翼梢装置元件的根部端附接至第一翼梢装置元件、并且通过在第一翼梢装置元件与第二翼梢装置元件之间附接整流罩来组装，其中，整流罩从第二翼梢装置元件后缘向后延伸。

[0071] 整流罩可以平滑地融合到第二翼梢装置元件中以使整流罩和第二翼梢装置元件能够组装为单个模制件。

[0072] 翼梢装置可以装配或改装至具有无翼梢装置的飞行器的外侧端(在“装配”的情况

下)或作为现有翼梢装置的替代物(在“改装”的情况下)。

[0073] 当出现词语“或”时,这应被解释为表示“和/或”,使得所涉及的项目不一定是相互排斥的,并且可以以任何适当的组合使用。

[0074] 尽管上文通过参照一个或更多个优选实施方式描述了本发明,但是应当理解的是,在不超过如所附权利要求所限定的本发明的范围的情况下,可以作出多种变化或改型。

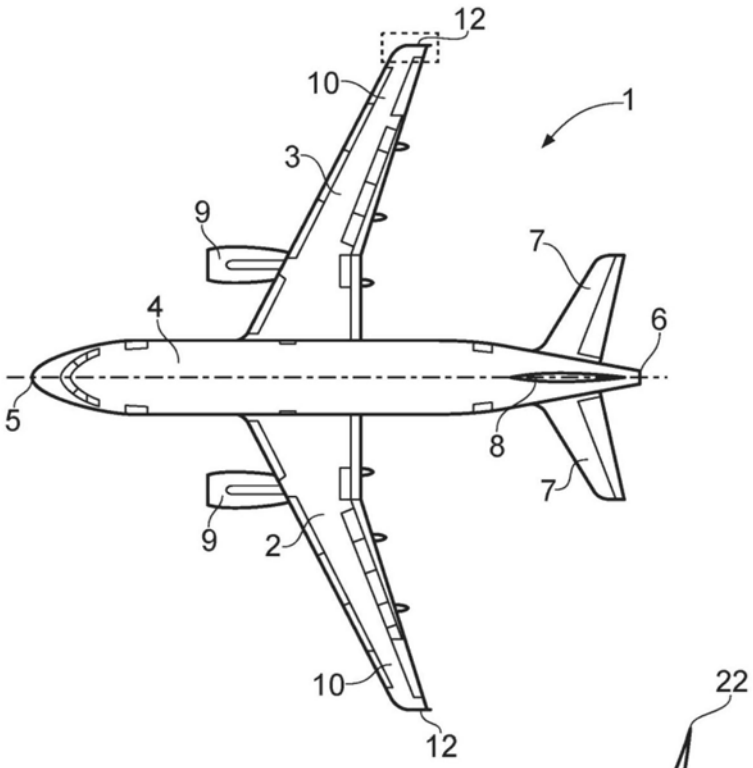


图1

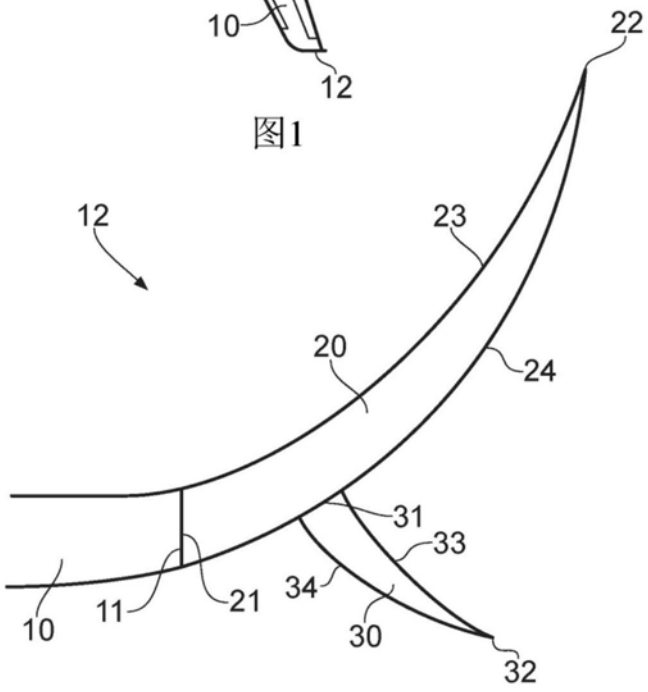


图2

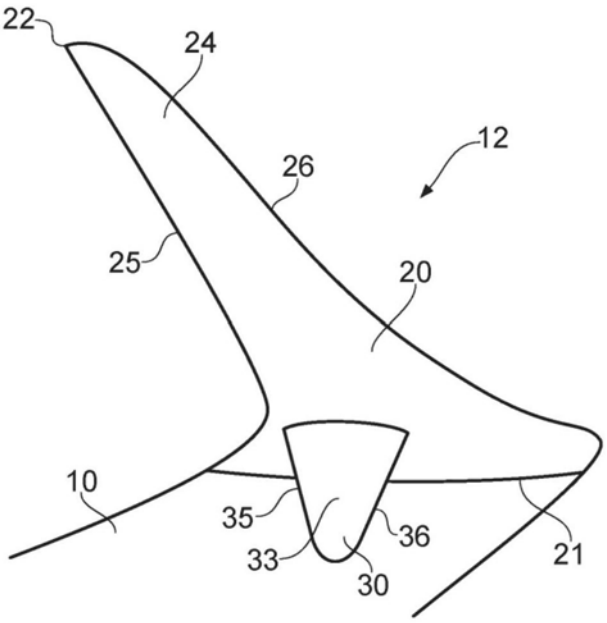


图3

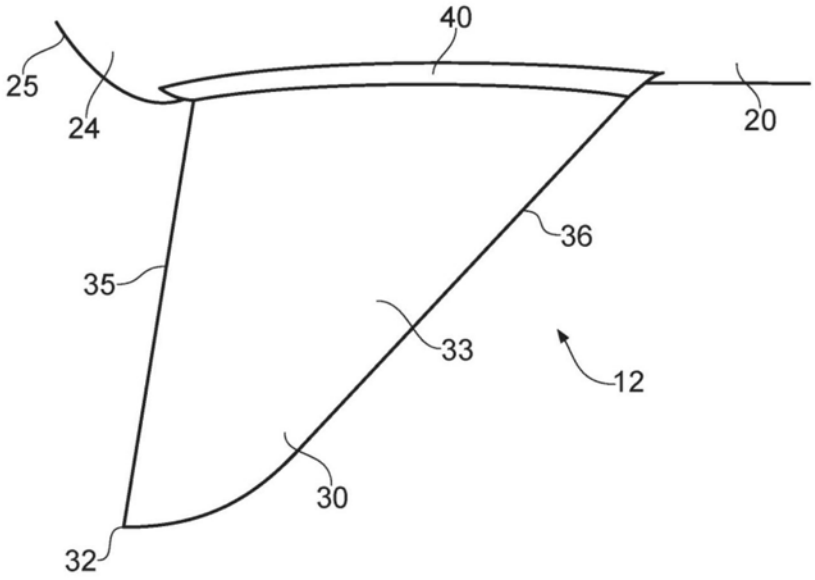


图4

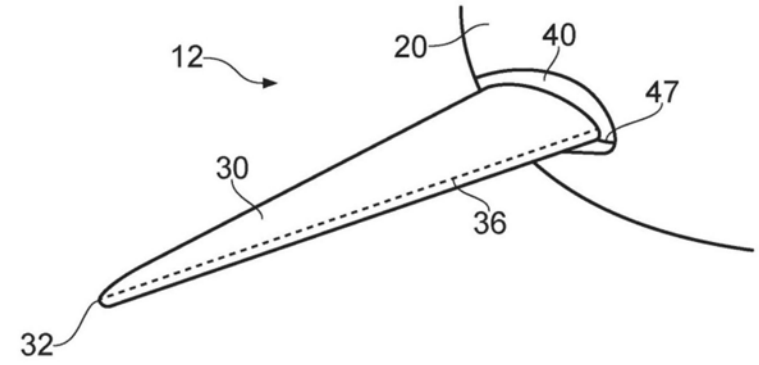

12
20
40
47
30
36
32

图5

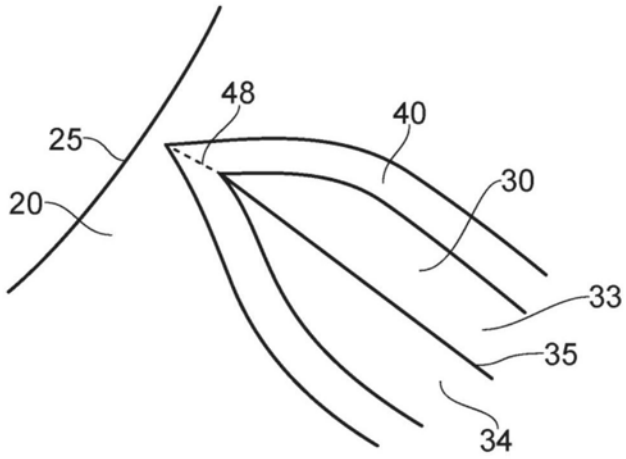

48
40
25
20
30
33
35
34

图6

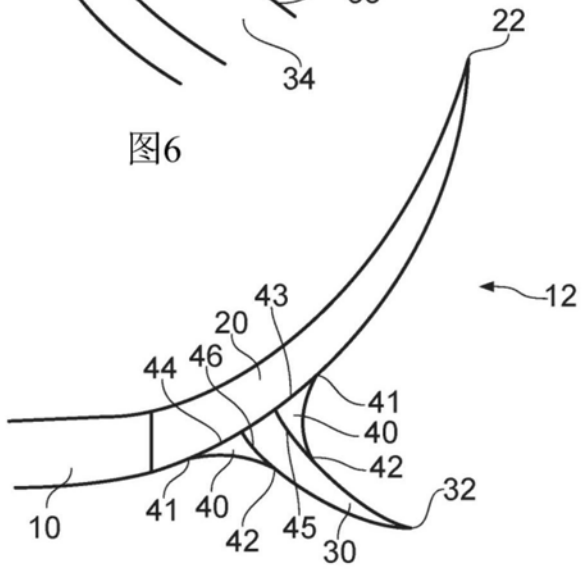

22
12
43
20
44
46
41
40
42
32
10
41
40
42
45
30

图7

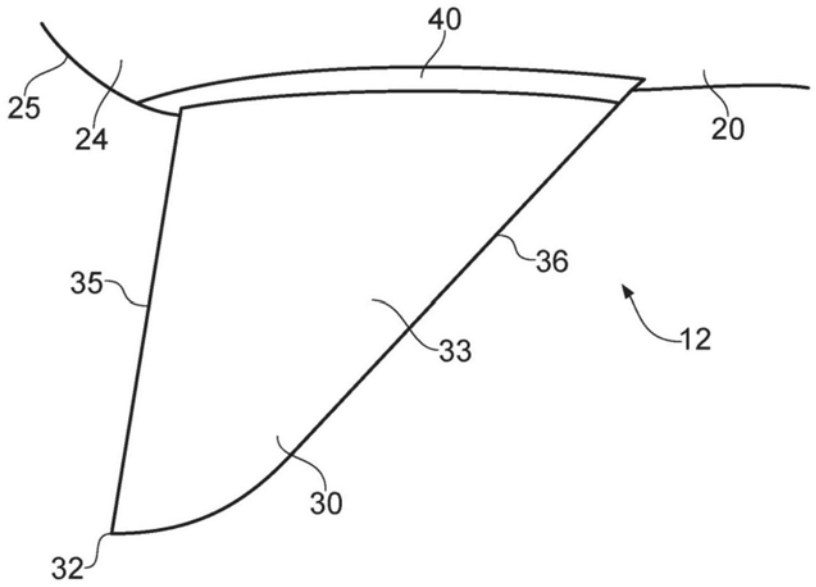


图8a

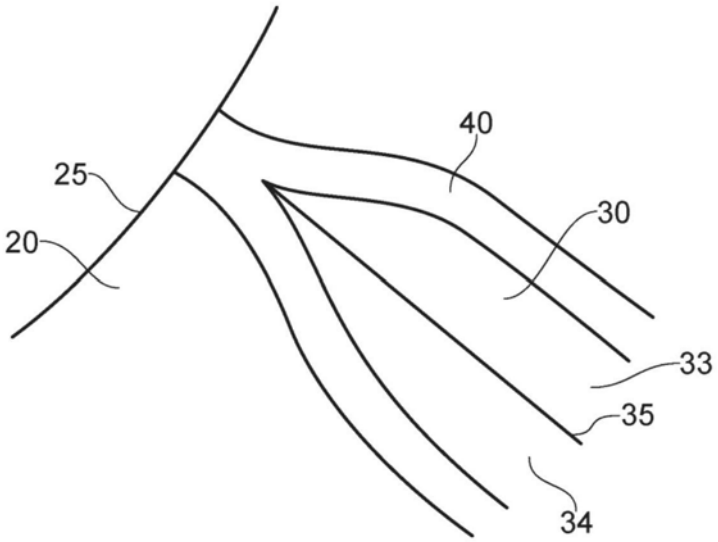


图8b

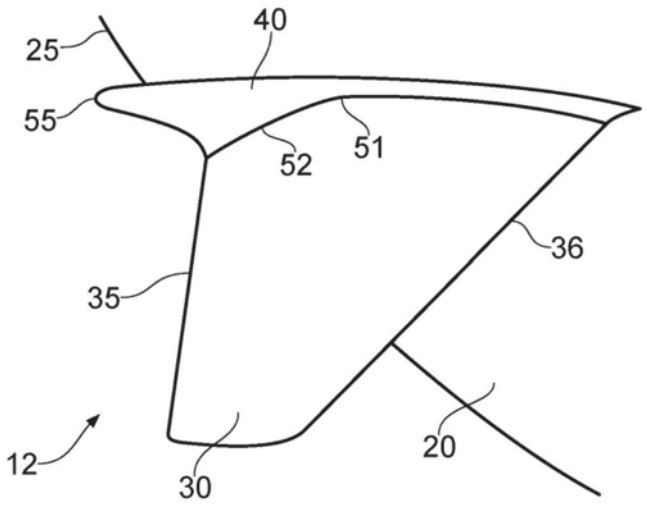


图9

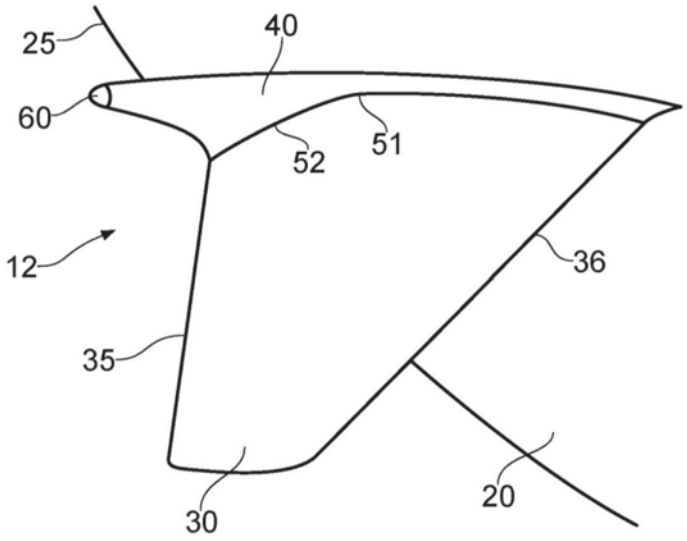


图10

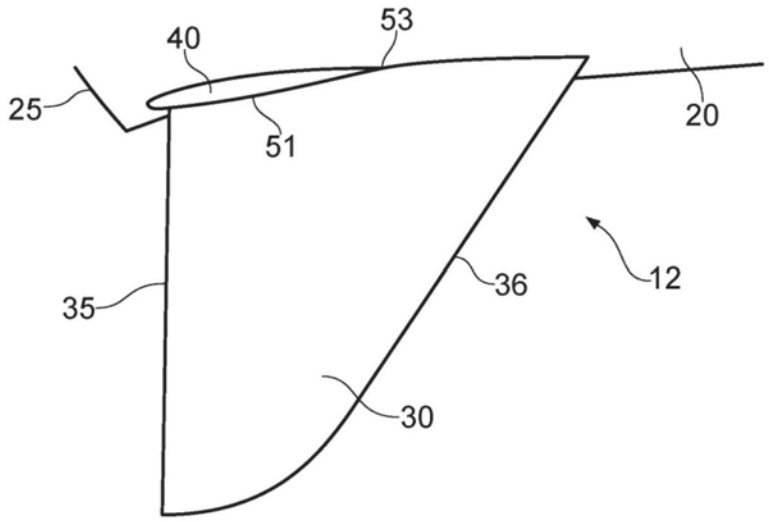


图11

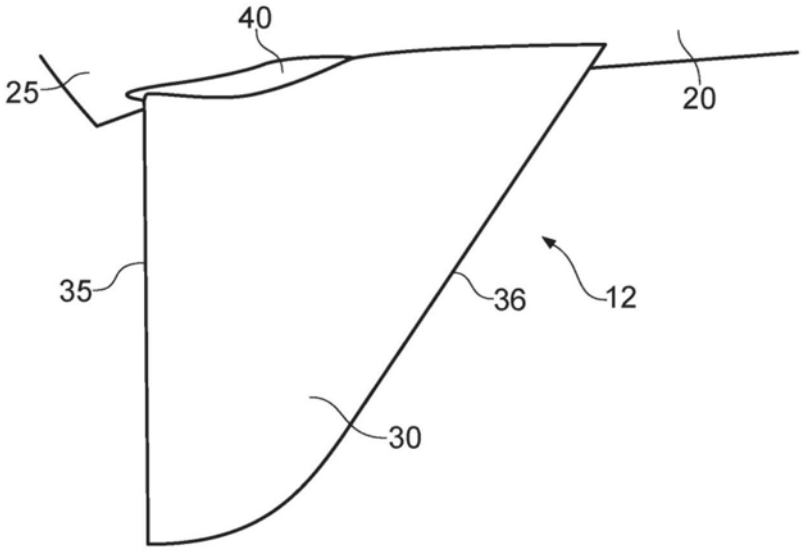


图12

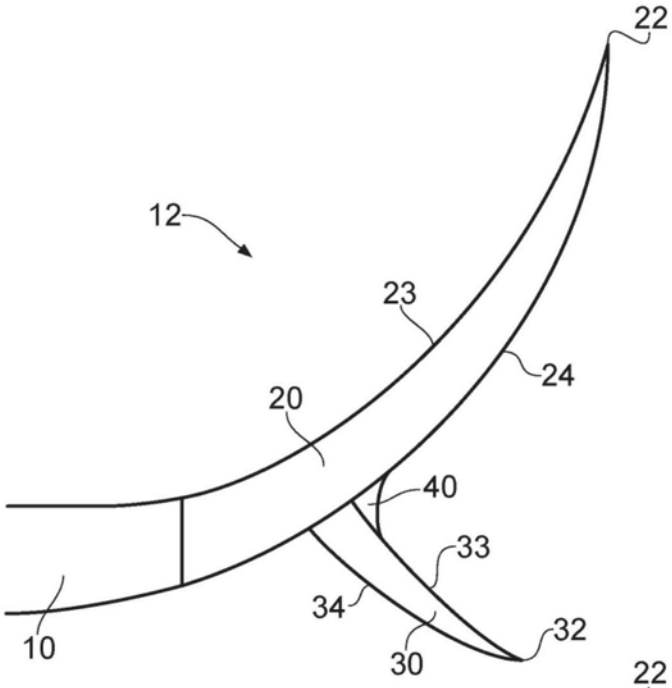


图13

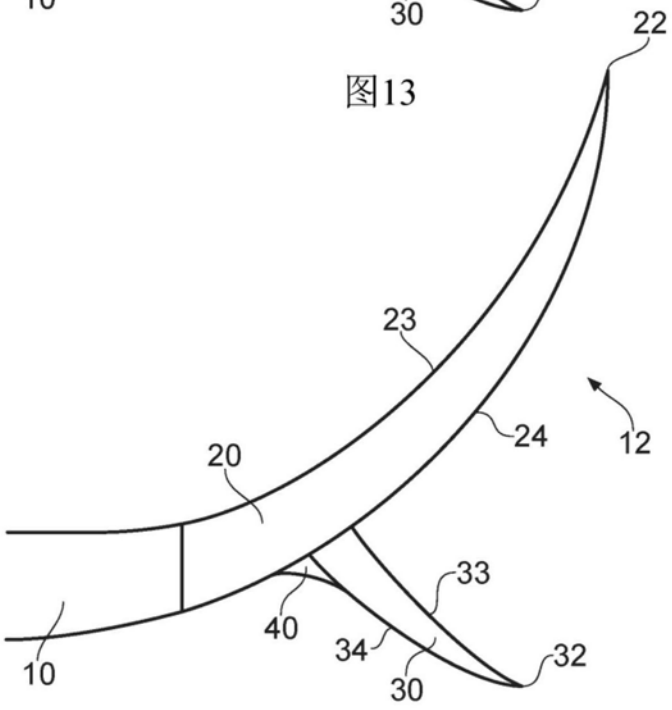


图14

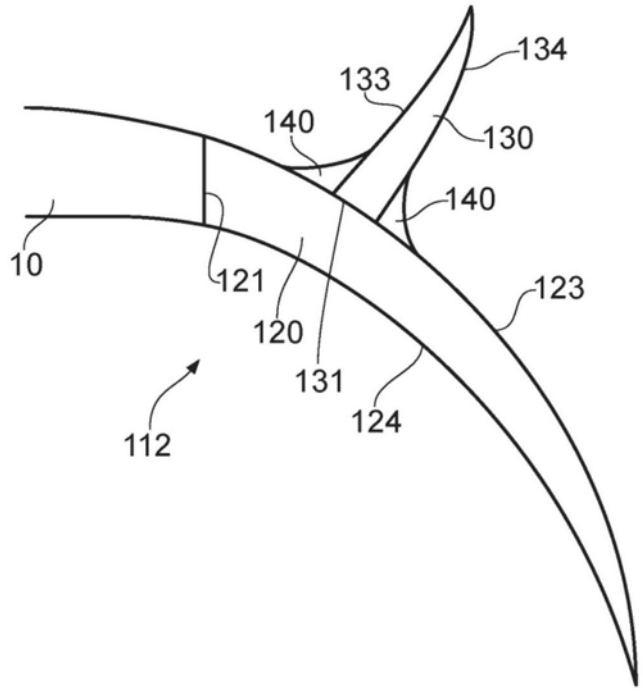

134
133
140
130
140
10
121
123
120
131
124
112

图15

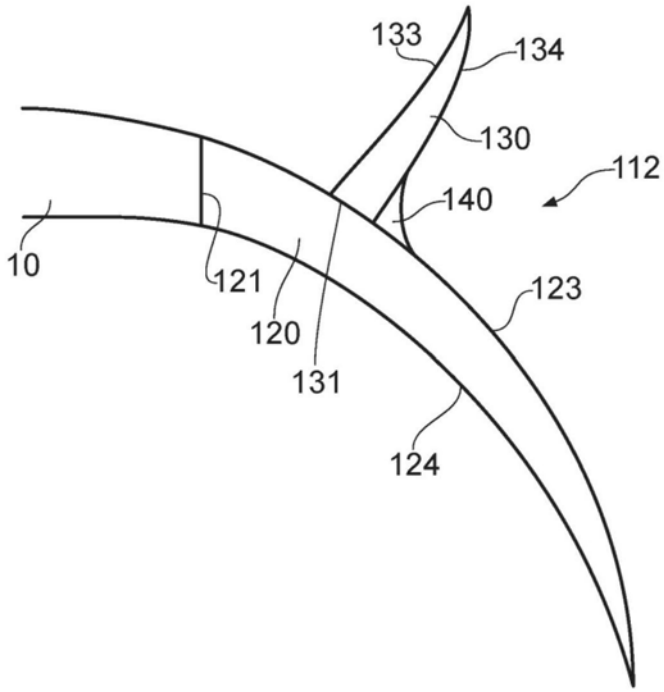

133
134
130
112
140
10
121
123
120
131
124

图16