



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107848619 A

(43)申请公布日 2018.03.27

(21)申请号 201680041978.X

(22)申请日 2016.07.18

(30)优先权数据

1512480.3 2015.07.16 GB

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2018.01.16

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/GB2016/052167 2016.07.18

(87)PCT国际申请的公布数据

W02017/009670 EN 2017.01.19

(71)申请人 四维航空科技有限公司

地址 维尔京群岛托托拉岛

(72)发明人 约翰·杰考特·史密斯

(74)专利代理机构 北京东方亿思知识产权代理
有限责任公司 11258

代理人 柳春雷

(51)Int.Cl.

B64C 23/06(2006.01)

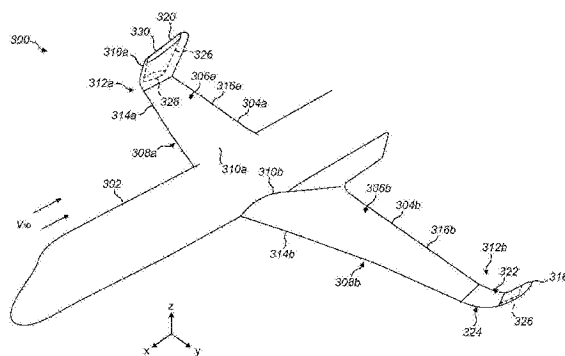
权利要求书4页 说明书14页 附图14页

(54)发明名称

机翼的流体流动控制

(57)摘要

一种用于影响具有舷内侧根端(310a)和舷外侧末端(312a)、高压侧(306a)和低压侧(308a)以及前缘(314a)和后缘(316a)的飞机机翼(304a)的尾流的装置(318a),装置(318a)包括:本体(320),其适于附接在飞机机翼的末端的区域中并且具有通管(326),通管具有位于飞机机翼的高压侧的通管的第一端处的第一开口(328)和位于飞机机翼的低压侧的通管的第二端处的第二开口(330),通管(326)被构造成当飞机机翼暴露于流体流动时允许流体流动通过通管,从而抑制围绕机翼舷外侧最外端的流体的流动,并且将通过通管的流体流动引导到通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。



1. 一种用于影响具有舷内侧根端和舷外侧末端、高压侧和低压侧以及前缘和后缘的飞机机翼的尾流的装置,所述装置包括:本体,其适于附接在所述飞机机翼的所述末端的区域中并且具有通管,所述通管具有位于所述飞机机翼的高压侧的所述通管的第一端处的第一开口和位于所述飞机机翼的低压侧的所述通管的第二端处的第二开口,所述通管被构造成当所述飞机机翼暴露于流体流动时允许流体流动通过所述通管,从而抑制围绕所述机翼的舷外侧最外端的流体流动,并且将通过所述通管的流体流动引导到所述通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

2. 一种机翼,其包括用于在所述机翼受到流体流动时,影响所述机翼的尾流的结构,所述机翼具有舷内侧根端和舷外侧末端、高压侧和低压侧、以及前缘和后缘,所述结构包括:本体,其位于所述机翼的所述末端附近,所述本体具有通管,所述通管具有位于所述机翼的高压侧的所述通管的第一端处的第一开口和位于所述机翼的低压侧的所述通管的第二端处的第二开口,所述通管被构造成当所述机翼暴露于流体流动时允许流体流动通过所述通管,从而抑制围绕所述机翼的舷外侧最外端的流体流动,并且将通过所述通管的流体流动引导到所述通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

3. 根据权利要求1或2所述的装置或机翼,其中,所述通管的第一开口部分地由以下部分形成:(i) 流入面,将其轮廓成形为在相对较低的压力下使迎面而来的流体沿着舷内侧区域进入所述通管,并且沿着所述舷内侧区域在通过所述通管的一部分流体流动内诱导第一旋转分量;和(ii) 舷外侧边缘,其包括配置成用于减小所述通管的舷外侧区域中流体的入口速度从而产生相对高压区域的构造,所述相对高压区域的边界是凸起的,以在通过所述通管的一部分流体流动内诱导与所述第一旋转分量方向相反的第二旋转分量;将所述通管构造成将具有所述第一和第二旋转分量的那部分的流体流动引导出所述第二开口,并且引入到所述一对相反旋转流中。

4. 根据权利要求1或2所述的装置或机翼,其中,所述通管具有位于所述第一开口与所述第二开口之间的集气室以及位于所述集气室与所述第一开口之间的第一限制件。

5. 根据权利要求4所述的装置或机翼,其中,所述通管的舷外侧壁限定流体阻挡结构,所述流体阻挡结构配置成当所述装置或机翼暴露于流体流动时在所述通管内产生相对高压区域,所述相对高压区域有助于引导通过所述通管的气流进入所述通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

6. 根据权利要求5所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构呈翼型鼻部形状。

7. 根据权利要求5或6所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构限定所述第一开口的舷外侧边缘。

8. 根据权利要求5至7中任一项所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构是所述通管的所述舷外侧壁的凸起部分。

9. 根据权利要求5至8中任一项所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构至少部分地限定所述第一限制件。

10. 根据权利要求5至8中任一项所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构被配置成当所述装置或机翼暴露于流体流动时,在所述通管的舷外侧区域内降低进入所述通管的流体的速度,以产生所述相对高压区域。

11. 根据权利要求10所述的装置或机翼,其中,所述流体阻挡结构包括在所述第一开口

附近的脱扣带。

12. 根据权利要求5至11中任一项所述的装置或机翼,其中,所述相对高压区域使得通过所述通管的气流在所述第一限制件和所述集气室内在所述通管的舷内侧和舷外侧之间具有压力和速度不平衡。

13. 根据权利要求12所述的装置或机翼,其中,所述通管被构造成沿着与所述相对高压区域邻近的舷内侧壁产生相对低压区域。

14. 根据权利要求5至13中任一项所述的装置或机翼,其中,所述通管被构造成具有使得所述相对高压区域采取大致沿着所述通管的纵向取向的翼型形状的横截面面积轮廓。

15. 根据权利要求12或13所述的装置或机翼,其中,所述通管被构造成使得当所述装置或机翼暴露于流体流动时,沿着所述通管的舷内侧区域的相对低压区域和在从所述第一限制件到所述集气室的通管表面面积的增加使得所述相对高压区域采取大致沿着所述通管的纵向取向的翼型形状。

16. 根据权利要求5至15中任一项所述的装置或机翼,其中,所述相对高压区域使得通过所述通管的气流的一部分采用第一旋转分量。

17. 根据权利要求14或15所述的装置或机翼,其中,翼型形状的所述相对高压区域使得通过所述通管的一部分气流采用遵循所述翼型形状的流线,从而使所述一部分气流采取第一旋转分量。

18. 根据权利要求16或17所述的装置或机翼,其中,所述本体包括延伸到所述通管的舷内侧壁中的流入面,所述流入面被配置成当所述装置或机翼暴露于流体流动时经由所述第一开口使流体流入所述通管中,所述流入面大致沿向上和舷外侧方向延伸以促使通过所述通管的一部分流体流动保持附着到所述舷内侧壁上。

19. 根据权利要求18所述的装置或机翼,其中,所述流入面的轮廓成形为使得沿着所述通管的舷内侧区域通过所述通管的一部分流体流动采用与所述第一旋转分量方向相反的第二旋转分量。

20. 根据权利要求4至19中任一项所述的装置或机翼,其中,所述通管具有位于所述集气室和所述第二开口之间的第二限制件。

21. 根据在引用权利要求19情况下的权利要求20所述的装置或机翼,其中,所述第二限制件被配置成使得具有所述第一旋转分量的那一部分气流采用与具有所述第二旋转分量的那一部分气流基本相等的质量流率,并且将这两部分气流经由所述第二开口引出所述通管,进入所述一对相对旋转流中。

22. 根据权利要求21所述的装置或机翼,其中,所述第二限制件被配置为均衡所述通管的舷内侧和舷外侧区域之间的流体压力和速度不平衡。

23. 根据权利要求5至17中任一项所述的装置或机翼,其中,当所述装置或机翼暴露于流速介于 190ms^{-1} 和 210ms^{-1} 之间的流体流动时,所述相对高压区域具有小于大约 60ms^{-1} 的流体速度。

24. 根据前述权利要求中任一项所述的装置或机翼,其中,所述第一开口相对于所述本体的弦线被扫掠。

25. 根据权利要求24所述的装置或机翼,其中,所述第一开口被扫掠大约5度。

26. 根据前述权利要求中任一项所述的装置或机翼,其中,所述本体具有围绕所述第一

开口的第一外表面和围绕所述第二开口的第二外表面,所述第一和第二外表面呈弧形,从而当暴露于流体流动时,在高压侧的第一开口的舷外侧产生低压的第一局部区域,并且在低压侧的第二开口的舷内侧产生低压的第二区域,由此所述第一和第二低压区域压力平衡所述一对相反旋转流。

27. 根据权利要求26所述的装置或机翼,其中,所述第二低压区域位于所述末端附近,并操作以重新定向其上的流线,从而抑制从所述后缘产生涡流。

28. 根据前述权利要求中任一项所述的装置或机翼,其中,所述本体具有前缘和至少一根弦线,所述前缘相对于所述至少一根弦线限定扫掠角。

29. 根据权利要求28所述的装置或机翼,其中,所述弦线和所述前缘之间的扫掠角约为24度。

30. 根据前述权利要求中任一项所述的装置或机翼,其中,所述第二开口的形心相对于所述第一开口的形心位于舷外侧和后部。

31. 根据前述权利要求中任一项所述的装置或机翼,其中,所述第一开口是流体入口,并且所述第二开口是流体出口。

32. 一种飞机机翼,所述机翼在末端处具有限定从所述机翼下侧延伸穿过所述机翼到所述机翼上侧的通管的构造,所述通管具有在所述机翼下侧的入口和在所述机翼上侧的出口、位于所述入口和所述出口之间的集气室、以及位于所述入口和所述集气室之间的限制件,所述通管被构造成使得当所述机翼暴露于自由气流流动时,通过所述通管形成流动,所述限制件有助于在所述集气室的区域中在所述通管的舷外侧形成相对高压区域,通过所述出口离开所述通管的大部分流动构成为两个反向旋转的涡流。

33. 根据权利要求32所述的飞机机翼,其中,所述通管的舷内侧表面在所述限制件的区域中是凹入的,并且所述通管的舷外侧壁在所述限制件的区域中是凸出的。

34. 根据权利要求32或33所述的飞机机翼,其中,所述入口的舷内侧边缘平滑地弯曲并且大致沿向上和舷外侧方向延伸,由此促使边界层附着到所述通管的所述舷内侧壁。

35. 根据权利要求32至34中任一项所述的飞机机翼,其中,所述入口的所述舷外侧边缘包括用于在所述入口的所述舷外侧区域处促进湍流流向所述通管的陡峭构造。

36. 根据权利要求35所述的飞机机翼,其中,所述陡峭构造是沿着所述入口的所述舷外侧边缘延伸的脱扣带。

37. 根据权利要求32至36中任一项所述的飞机机翼,其中,所述通管被构造成使得当所述机翼在所述飞机的巡航速度下经受自由气流流动时,所述两个反向旋转的涡流具有基本上相等的能量。

38. 根据权利要求32至36中任一项所述的飞机机翼,其中,所述通管被构造成使得当所述机翼在所述飞机的巡航速度下经受自由气流流动时,所述两个反向旋转的涡流以这样的方式被引导,即满足并基本上消除所述机翼下游各个流动的角动量。

39. 一种用于影响飞机机翼的尾流的装置,所述装置包括具有舷内侧表面的本体,所述舷内侧表面具有配置为符合所述飞机机翼的末端的一部分的形状的配合区域,所述本体限定延伸穿过其中的通管,使得当所述本体以所述配合表面区域与所述机翼的所述末端的所述部分齐平的方式附接到所述机翼时,所述通管的第一端处的第一开口位于所述机翼的高压侧,所述通管的第二开口位于所述机翼的低压侧,并且第二开口的形心位于所述第一开

口的形心的后部和舷外侧。

40. 一种机翼,包括用于当所述机翼经受流体流动时影响所述机翼的尾流的结构,所述机翼具有根端和末端、高压侧和低压侧、以及前缘和后缘,所述结构包括位于所述机翼的所述末端附近的本体,所述本体限定延伸穿过其中的通管,所述通管的第一端处的第一开口位于所述机翼的高压侧,所述通管的第二端处的第二开口位于所述机翼的低压侧,第二开口的形心位于第一开口的形心的后部和舷外侧。

41. 一种用于控制飞机机翼的尾流紊流的方法,所述方法包括:提供一种机翼,所述机翼在末端处具有限定从所述机翼下侧延伸穿过所述机翼到所述机翼上侧的通管的构造,所述通管具有在所述机翼的下侧的入口和在所述机翼的上侧的出口、位于所述入口和所述出口之间的集气室、以及位于所述入口和所述集气室之间的限制件,所述通管被构造成使得当所述机翼暴露于自由气流流动时,通过所述通管形成流动,所述限制件有助于在所述集气室的区域中在所述通管的舷外侧形成相对高压区域,并且通过所述出口离开所述通管的大部分流动构成为两个反向旋转的涡流。

42. 一种用于控制飞机机翼的尾流紊流的方法,所述机翼在末端处具有限定从所述机翼下侧延伸穿过所述机翼到所述机翼上侧的通管的构造,所述通管在所述机翼的下侧具有入口并在所述机翼的上侧具有出口,所述出口和所述入口之间具有集气室,在所述入口和所述集气室之间具有限制件,所述通管被构造成使得当所述机翼暴露于自由气流流动时,通过所述通管形成流动,所述限制件有助于在所述集气室的区域中在所述通管的舷外侧形成相对高压区域,通过所述出口离开所述通管的大部分流动构成为两个反向旋转的涡流,该方法包括使所述机翼经受自由气流流动,从而产生所述涡流。

43. 一种基本上参考图4至图17所述的装置或机翼。

机翼的流体流动控制

技术领域

[0001] 本发明涉及一种用于影响机翼上的流体流动的装置,尤其涉及影响机翼尾流的装置。

背景技术

[0002] 图1以平面图的形式示出了飞机的机翼100。展示的机翼具有翼展 b ,机翼面积 S ,根弦长度 C_r 和末端弦长度 C_t ,并且机翼布置在机身(在此由中心线112表示)的两侧。在102处示出具有自由气流速度 V (相对于机翼)的迎面而来的流体。机翼具有上表面104和下表面106。

[0003] 当机翼经受流体流动(例如,当飞机在飞行中时)时,当机翼与流体处于适当的迎角时,机翼上表面和下表面的流体流动在上表面上产生相对低压区域,在下表面上产生相对高压区域,从而产生升力。因此,上表面可以被称为较低或低压表面,而下表面则可以被称为较高或者高压表面。

[0004] 由于上表面和下表面之间的压力不平衡,在标准飞机机翼上,机翼下方(高压区域内)的自由气流在机翼的舷外侧最外端(机翼末端)四周迁移到机翼上表面的低压侧。因此,在机翼的下表面上存在着在朝向机翼末端的舷外侧方向中的翼展方向上的流动。这在图1中由箭头110表示。相反地,气流从高压迁移到低压导致机翼的上表面上的气流在朝向机身(由108指示)的舷内侧方向中具有翼展方向上的分量。因此,下表面上的流线在舷外侧方向中从机身发散,而在上表面上的流线在舷内侧方向中会聚到机身上。当这些会聚和分散的流线在机翼后缘相遇时,会产生涡流。所产生的涡流场横跨机翼后缘延伸到机翼末端。沿着机翼后缘的涡流可以被称为束缚涡流;即,根据库达·儒科夫斯基定理(Kutta Joukowski theorem),它们将机翼作为边界层进行循环,从而使涡流从机翼后缘流出。机翼末端涡流被称为后缘涡流,并从机翼末端向下游延伸。从两翼流出的涡流共同产生一个后缘涡流层,该涡流层被附着的涡流束缚住,并且从所述机翼末端下降。涡流层的涡流比机翼末端的涡流具有较少的能量(即,它们的中心处于相对较低的压力下),因此被吸向或吸入机翼末端涡流中心,从而加强了所产生的尾流紊流。从机翼流出的涡流在图2中显示,图2中也示出了机翼的正视图。将从机翼末端流出的涡流表示为202,而将较低能量涡流层表示为204。

[0005] 从机翼后缘和机翼末端涡流流出的涡流的作用是在机翼处和机翼后侧引起速度的向下分量。这个向下分量被称为下洗流。沿翼展的任何部分的下洗流的大小等于沿整个翼展的所有后缘涡流的作用的总和。下洗流的作用是改变机翼部分上的气流的相对方向,减小机翼的迎角。下洗流实际上将迎面而来的流动的相对方向旋转。机翼上的气流的这种旋转导致升力矢量(其通常垂直于迎面而来的流动的相对方向)的相应旋转,以在运动方向上产生阻力分量。这个分量被称为“诱导阻力”,并可表示为 D_i 。

[0006] 已经有各种各样的建议来抵抗诱导阻力。因为 D_i 与纵横比成反比,因此在高性能的滑翔机和远程客机中,使用高纵横比(AR)机翼;不幸的是,设计具有足够结构强度的高纵横比机翼是困难的。这也降低了相关飞机的机动性,并且增加了机身重量、制造成本和剖面/寄生阻力。不仅如此,在性能/燃料节省方面上的任何空气动力学收益都非常小。

[0007] 还开发了在飞机上使用的混合式小翼——从机翼的末端向上延伸的翼型截面构件。这些小翼的目的是控制从高压(下翼)表面到低压(上翼)表面的空气流动,从而降低机翼末端涡流的强度,进而降低诱导阻力。虽然混合式小翼可以使得由机翼末端涡流产生的诱导阻力有所减小,但是它不能消除由在机翼后缘处的会聚/发散气流产生的后缘涡流尾流。此外,由于这种小翼受到动态和侧向流动力的作用,所以小翼在机翼的相关翼梁部分中产生张力和/或扭转应力。因此通常需要加强使用小翼的机翼以避免机械故障。这些机翼也可能有额外的重量缺陷。

发明内容

[0008] 根据本公开的一方面,提供了一种用于影响飞机机翼的尾流的装置,该装置包括具有舷内侧表面的本体,舷内侧表面具有配置为符合飞机机翼末端的一部分的形状的配合区域,本体限定延伸穿过其中的通管,使得当本体以配合表面区域与机翼的末端的一部分齐平的方式附接到机翼时,通管的第一端处的第一开口位于机翼的高压侧,通管的第二开口位于机翼的低压侧,并且第二开口的形心位于所述第一开口的形心的后部和舷外侧。

[0009] 根据本公开的第二方面,提供一种包括用于当机翼经受流体流动时影响机翼的尾流的结构机翼,机翼具有根端和末端、高压侧和低压侧、以及前缘和后缘,该结构包括位于机翼末端附近的本体,本体限定延伸穿过其中的通管,通管的第一端处的第一开口位于机翼的高压侧,通管的第二端处的第二开口位于机翼的低压侧,第二开口的形心位于第一开口的形心的后部和舷外侧。

[0010] 根据本公开的第三方面,提供了一种用于影响具有舷内侧根端和舷外侧末端、高压侧和低压侧以及前缘和后缘的飞机机翼的尾流的装置,该装置包括:本体,其适于附接在飞机机翼的末端的区域中并且具有通管,通管具有位于飞机机翼的高压侧的第一端处的第一开口和位于飞机机翼的低压侧的第二端处的第二开口,通管被构造成当飞机机翼暴露于流体流动时允许流体流动通过通管,从而抑制围绕机翼舷外侧最外端的流体流动,并且将通过通管的流体流动引导到通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

[0011] 根据本公开的第四方面,本公开提供了一种机翼,其包括用于在机翼受到流体流动时,影响机翼的尾流的结构,机翼具有舷内侧根端和舷外侧末端、高压侧和低压侧、以及前缘和后缘,该结构包括:本体,其位于飞机机翼的末端的附近,本体具有通管,通管具有位于飞机机翼的高压侧的通管的第一端处的第一开口和位于飞机机翼的低压侧的通管的第二端处的第二开口,通管被构造成当飞机机翼暴露于流体流动时允许流体流动通过通管,从而抑制围绕机翼舷外侧最外端的流体流动,并且将通过通管的流体流动引导到通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

[0012] 通管的第一开口可以部分地由以下部分形成:(i)流入面,将其轮廓成形为在相对较低的压力下使迎面而来的流体沿着舷内侧区域进入通管,并且沿着所述舷内侧区域在通过通管的一部分流体流动内诱导第一旋转分量;和(ii)舷外侧边缘,其包括配置成用于减小通管的舷外侧区域中流体的入口速度从而产生相对高压区域的构造,相对高压区域的边界是凸起的,以在通过所述通管的一部分流体流动内诱导与所述第一旋转分量方向相反的第二旋转分量;将通管构造成将具有第一和第二旋转分量的那部分的流体流动引导出第二开口,并且引入到一对相反旋转流中。

[0013] 通管可以具有位于第一开口与第二开口之间的集气室以及位于集气室与第一开口之间的第一限制件。

[0014] 通管还可以具有位于集气室和第二开口之间的第二限制件。

[0015] 通管的舷外侧壁可以限定流体阻挡结构,将流体阻挡结构配置成当该装置或机翼暴露于流体流动时在通管内产生相对高压区域,其有助于引导通过通管的气流进入通管外部的大小基本相等的一对相反旋转流中。

[0016] 流体阻挡结构可以是翼型鼻部形状。它可以定义第一开口的舷外边缘。流体阻挡结构可以是通管的舷外侧壁的凸起部分。流体阻挡结构可以至少部分地限定第一限制件。

[0017] 流体阻挡结构可以被配置成当装置或机翼暴露于流体流动时,在通管的舷外侧区域内降低进入通管的流体的速度,由此产生相对高压区域。

[0018] 流体阻挡结构可以包括在第一开口附近的脱扣带。

[0019] 相对高压区域可能导致通过通管的气流在第一限制件和集气室内在通管的舷内侧和舷外侧之间具有压力和速度不平衡。

[0020] 通管可以被构造成具有使得相对高压区域采取大致沿着通管的纵向取向的翼型形状的横截面轮廓。

[0021] 通管可以被构造成使得当装置或机翼暴露于流体流动时,沿着通管的舷内侧区域的相对低压区域和在从第一限制件到集气室的通管表面面积的增加使得相对高压区域采取翼型形状。

[0022] 相对高压区域可以引起通过通管的气流的一部分采用第一旋转分量。

[0023] 机翼形状的相对高压区域使得通过通管的气流的一部分采用遵循所述翼型形状的流线,从而导致该部分气流采取第一旋转分量。

[0024] 通管被构造成沿着邻近相对高压区域的舷内侧壁产生相对低压区域。

[0025] 本体可以包括流入面,其延伸到通管的舷内侧壁中,流入面被配置成当装置或机翼暴露于流体流动时经由第一开口使流体流入通管中,流入面大致在向上和舷外侧方向延伸以促使一部分通过通管的流体流动保持附着到舷内侧壁上。

[0026] 流入面的轮廓成形为使得沿着通管的舷内侧区域通过通管的一部分流体流动采用与第一旋转分量方向相反的第二旋转分量。

[0027] 第二限制件可以被配置成使得具有第一旋转分量的那一部分气流采用与具有第二旋转分量的那一部分气流基本相等的质量流率,并且将这两部分气流经由第二开口引出通管,进入所述一对相对旋转流中。

[0028] 第二限制件可以被配置为均衡通管的舷内侧和舷外侧区域之间的流体压力和速度不平衡。

[0029] 当装置或机翼暴露在速度介于 190ms^{-1} 和 210ms^{-1} 之间的流体流动时,相对高压区域可以具有小于大约 60ms^{-1} 的流体速度。

[0030] 通向通管开口的流入面可以相对于本体的弦线被扫掠。它可被扫掠大约5度。

[0031] 本体可以具有围绕第一开口的第一外表面和围绕第二开口的第二外表面,第一和第二外表面呈弧形,从而当暴露于流体流动时,在高压侧的第一开口的舷外侧产生低压的第一局部区域,并且在低压侧的第二开口的舷内侧产生低压的第二区域,由此第一和第二低压区域压力平衡所述一对相反旋转流。

[0032] 第二低压区域可以位于末端附近,操作以重新定向其上的流线,从而抑制从后缘产生涡流。

[0033] 本体可以具有前缘和至少一根弦线,前缘相对于至少一根弦线限定扫掠角。弦线 and 前缘之间的扫掠角可以约为24度。

[0034] 第二开口的形心可以相对于第一开口的形心位于舷外侧和后部。

[0035] 第一开口可以是流体入口,而第二开口可以是流体出口。

[0036] 根据本公开的第五方面,提供一种飞机机翼,在所述机翼的末端处具有限定从所述机翼下侧延伸穿过所述机翼到其上侧的通管的构造,通管具有在机翼下侧的入口和在机翼上侧的出口,入口和出口之间的集气室,以及入口和集气室之间的限制件,通管被构造使得当机翼暴露于自由气流流动时,通过通管形成流动,限制件有助于在集气室的区域中的通管的舷外侧形成相对高压区域,通过出口离开通管的大部分流动构成为两个反向旋转涡流。

[0037] 通管的舷内表面可以在限制件区域中是凹入的,而通管的舷外侧壁在限制件区域中是凸出的。

[0038] 入口的舷内边缘可以平滑地弯曲并且大致沿向上和舷外侧方向延伸,由此促使边界层附接到通管的舷内侧壁。

[0039] 入口的舷外边缘可以包括用于在入口的舷外侧区域处促进湍流流向通管的陡峭的构造。

[0040] 陡峭的构造可以是沿着入口的舷外边缘延伸的脱扣带。

[0041] 通管可以被构造使得当机翼在飞机的巡航速度下经受自由气流流动时,两个反向旋转的涡流具有基本上相等的能量。

[0042] 通管可以被构造使得当机翼在飞机的巡航速度下经受自由气流流动时,两个反向旋转的涡流以这样的方式被引导,即满足并基本上抵消机翼下游各个流动的角动量。

[0043] 根据本公开的第六方面,提供一种用于控制飞机机翼的尾流紊流的方法,该方法包括:提供机翼,在机翼的末端处具有限定从机翼下侧延伸穿过机翼到其上侧的通管的构造,通管具有在机翼的下侧的入口和在机翼的上侧的出口、位于入口和出口之间的集气室、以及位于入口和集气室之间的限制件,通管被构造使得当机翼暴露于自由气流流动时,通过通管形成流动,限制件有助于在集气室的区域中在通管的舷外侧形成相对高压区域,通过出口离开通管的大部分流动构成为两个反向旋转的涡流。

[0044] 根据本公开的第七方面,提供一种用于控制飞机机翼的尾流紊流的方法,其中飞机机翼具有在其末端限定了从机翼的下侧延伸穿过机翼到其上侧的通管的构造,通管具有在机翼的下侧的入口、位于机翼上侧的出口、位于出口和入口之间集气室、以及位于入口和集气室之间的限制件,通管被构造使得当机翼暴露于自由气流流动时,通过通管形成流动,限制件有助于在集气室的区域中在通管的舷外侧形成相对高压区域,通过出口离开通管的大部分流动构成为两个反向旋转的涡流,该方法包括使机翼经受自由气流流动,从而产生所述涡流。

附图说明

[0045] 现在将参照附图以举例的方式描述本发明。在附图中:

- [0046] 图1示出了飞机机翼的俯视图,其示出了机翼末端涡流和后缘涡流层的形成。
- [0047] 图2示出了飞机机翼的正视图,其示出了机翼末端和后缘涡流的形成。
- [0048] 图3示出了装备有影响其机翼尾流的结构的气体的示意图。
- [0049] 图4示出了用于影响机翼尾流的结构沿着舷内侧方向的侧视图。
- [0050] 图5示出了用于影响机翼尾流的结构正视图。
- [0051] 图6示出了用于影响机翼尾流的结构平面图。
- [0052] 图7示出了用于影响机翼尾流的结构沿着舷外侧方向的侧视图。
- [0053] 图8示出了用于影响机翼尾流的结构截面图。
- [0054] 图9示出了容纳在结构内的通管的视图。
- [0055] 图10示出了容纳在结构内的通管的变换视图。
- [0056] 图11示出在从入口到出口的方向中沿通管方向的视图。
- [0057] 图12示出了图8中所示的通管的放大图。
- [0058] 图13示出当结构经受在自由流动速度下的迎面而来的流体流动时流体通过通管的流线。
- [0059] 图14是当结构暴露于迎面而来的流体流动时在通管内产生的高压区域的示意图。
- [0060] 图15是从在36,000英尺处以0.686马赫的速度巡航的ERJ145喷气客机的计算流体动力学(CFD)分析获得的通道内的压力场的图像。
- [0061] 图16是装备有用于影响机翼尾流的结构的气体的机翼周围的压力场的示意图。
- [0062] 图17是从在36,000英尺处以0.686马赫的速度巡航的ERJ145喷气客机的CFD分析获得的装备有影响尾流的装置的气体的机翼周围的压力场。
- [0063] 在适当的情况下,已经使用相似的参考数字表示相同的部件。

具体实施方式

[0064] 这里描述的是用于影响机翼的尾流的装置。该装置可以形成机翼的一部分(例如与机翼形成为一体)或者它可以是能够安装到现有有机翼的机翼末端区域中的独立部件,即,占据机翼的舷外侧位置。该装置包括被动流体吹送系统,该系统抑制了机翼末端涡流的形成,从而减少了机翼上的诱导阻力。流体吹送系统包括具有通管的主体,所述通管从位于机翼的通常高压侧(对于飞机机翼而言是机翼的下表面)上的第一开口延伸穿过本体到位于所述机翼上的通常低压侧(对于飞机机翼而言是机翼的上表面)的第二开口。在正常操作中,当机翼经受迎面而来的流体流动时,流体流动通过高压侧的开口(入口)流入通管并通过低压侧的开口(出口)离开通管。通管以这样的方式构造,即排出的流体以两个旋转流的形式离开通管。旋转流基本沿着机翼所经受的自由气流流动的方向延伸。旋转流在彼此相反的方向上旋转。旋转流具有基本相等的大小,或者更特别是基本相等的涡度大小。通管被构造使得引导这些相反的旋转流以便在通管的下游彼此相互作用。通管被配置为部分地由于旋转流的大小大致相等且旋转方向相反,旋转流相互作用导致其涡流至少在机翼的下游附近基本上被消除。与正常机翼相比,这种消除具有减小诱导阻力的作用。可以将装置的主体成形为引起高压区域中的流体进入通管的入口,并且防止通管内的流动分离,否则可能会对通管性能产生不利影响,从而在其出口处产生反向旋转流。装置的主体可以这样被扫掠(即:相对于机翼上的自由流的方向,出口的形心在入口的形心的后方)并且倾斜(即,

出口的形心是在入口的形心舷外侧)。

[0065] 在适当的情况下,参考笛卡尔坐标轴来描述这些图。按照惯例,x轴沿着飞机机身的纵向延伸。y轴垂直于x轴并且沿着飞机总体翼展方向延伸。y轴不一定需要平行于飞机的机翼,例如机翼可以被扫掠。z轴与x和y轴都是正交的。

[0066] 图3显示了飞机300。飞机包括机身302和机翼304_a和304_b。相对于飞机的迎面而来的流体流动被表示为 V_{∞} 。每个机翼具有上表面306_{a,b}和下表面308_{a,b}。当机翼产生升力时,上表面处于相对低压区域中,下表面处于相对高压区域中。压差是在飞机正常使用期间(例如飞行期间和在适当的迎角下)由机翼上的流体流动引起的。飞机的机翼具有根端310_{a,b}和末端312_{a,b}。每个机翼还包括前缘314_{a,b}和后缘316_{a,b}。前缘是机翼的最前沿。首先与迎面而来的流体流动接触的是机翼前缘。后缘是机翼的后部或最后边缘。

[0067] 根端可以指设置在机身处或机身附近的机翼的端部。设置在根端部的机翼部分可以被称为根部。末端可以指机身最远或远离机身的端部。末端可以指的是布置机翼的最外端的机翼区域。机翼的最外端可以如此被称为机翼的末端。机翼的末端和根端可以是沿着飞机的总体翼展方向的位置范围的极值。这些位置在这里可以被称为舷内侧和舷外侧。如通常所理解的那样,“舷内侧”可以指朝向或靠近飞机的中心线或朝向机翼的根端的位置或地点。“舷内侧”也可以用于定义表面或部件的方向。例如,舷内侧表面可以是面向在朝向飞机的中心线和/或朝向机翼的根端的总体舷内方向中。也就是说,舷内侧表面可以具有在总体舷内侧方向上的表面法线。类似地,“舷外侧”可以用于定义表面或部件的方向。例如,舷外侧表面可以是面向在朝向机翼末端和/或末端并且远离飞机中心线的总体舷外侧方向中。舷外侧表面可以具有在总体舷外侧方向上的表面法线。舷内侧和舷外侧也可以用相对意义来指示表面或部件的位置。例如,舷内侧表面/特征/部件可以定位在舷外侧部件和根端之间。类似地,舷外侧表面/特征/部件可以定位在舷内侧部件和末端之间。

[0068] 机翼包括用于影响机翼的尾流的一对结构或装置318_{a,b}。该结构包括位于机翼末端附近的本体320。本体的外部通常具有翼型形状并且包括低压表面322和高压表面324。本体沿着x轴伸长,并且还沿着z轴或者更优选地沿着在z和y轴上具有分量的方向伸长。高压表面处于机翼下方的高压区域中,低压表面处于机翼上方的低压区域中。本体还包括在第一开口328和第二开口330之间延伸穿过的通管326。第一开口位于机翼的高压侧,第二开口位于机翼的低压侧。也就是说,第一开口位于机翼下方的高压区域中,而第二开口位于机翼上方的低压区域中。第一开口位于本体的高压表面324上。

[0069] 本体可以从机翼末端基本上向上延伸,但是在本实施例中,将本体成形以便被扫掠并倾斜。因此第一开口和第二开口可以布置成使得第二开口的形心位于第一开口的形心的后部和舷外侧。结果,当流体流过并穿过结构314时,第一开口使迎面而来的流体流入,并且通管将流体引导到舷外侧(由于扫过本体)向后和向上(由于本体倾斜)朝向第二开口。因此,第一开口用作入口,而第二开口用作出口或排气口。如下面将更详细解释的那样,通管允许气流从中穿过,阻止机翼末端周围的流体沿翼展方向流动,并将流体引导到机翼后缘附近中的通管外的大小基本相等的一对反向旋转流中。这些反向旋转流在机翼后缘附近基本上相互抵消,从而抑制机翼末端涡流的形成。

[0070] 参照图4至图8更详细地描述用于影响飞机机翼的尾流的结构或装置的示例。图4沿着舷内侧方向示出了结构400的侧视图;图5显示了结构的正视图;图6示出了结构的俯视

图或平面图,图7沿着舷外侧方向示出了结构的侧视图,以及图8示出了在垂直于x轴的平面中的结构的截面图。这些附图(和本公开所述的其他附图)包含该结构的尺寸。应该理解的是,这些尺寸仅仅是一个示例,在不脱离这里所描述的的原理的情况下可以使用各种其他尺寸。该结构的尺寸例如可以取决于该结构所附接或整体形成的机翼和/或飞机。

[0071] 结构400包括本体402。将本体的形状或尺寸设计成在受到迎面而来的流体流动时产生升力,并且因此可以被称为具有翼型形状。其沿翼展方向延伸(在这些实施例中,其翼展约为600毫米)。本体具有前缘404和后缘406。具有舷内侧端424和舷外侧端426。还具有下侧408和上侧410。当该结构与飞机机翼一起使用并经受迎面而来的流体流动(并且可能处于适当的迎角)时,上侧410处于相对低的压力区域,下侧408处于相对高的压力区域。因此下侧408可以被称为本体的高压侧,而上侧410则可以被称为本体的低压侧。高压侧和低压侧都在本体的前缘和后缘之间延伸。

[0072] 如参考图5和图6所最佳看到的,本体倾斜并被扫过。在这些实施例中,本体404的前缘形成大约66度的扫掠角。在舷外侧方向上沿着其翼展范围,本体可能会有不同程度的倾斜。也就是说,本体的舷外侧端可以比本体的舷内侧端设置更大的倾斜角度。在这些实施例中,本体的最大倾斜角约为26度。由于本体被扫掠并倾斜,因此本体的弦长是沿本体跨度的位置的函数。参照图6可以看出,弦长朝向本体的末端在舷外侧方向上减小。

[0073] 本体在其舷外侧端包括相对的外表面412或414。外表面412形成本体的低压侧的一部分,而外表面414形成本体的高压侧的一部分。外表面可以关于轴线416对称或接近对称,并且可以沿着本体的弦向方向延伸。轴线416可以限定本体的最大倾斜角度。外表面可以另外是弧形的。外表面的弧度可以大于上侧410和下侧408的其余表面的弧度。也就是说,外表面412和414可以具有超过形成本体的上侧和下侧的其余表面的弧度。

[0074] 本体还包括位于本体的高压侧的流入面448,其进入从第一开口418延伸穿过本体到第二开口420的通管428(参考图8可最佳地看到)。第一开口位于机翼下方的高压区域中,第二开口位于机翼上方的低压区域中。第一开口位于本体的下侧。其可以位于外表面414的基部。第二开口位于机翼的低压方面。可以将本体成形为使得第二开口的形心垂直地位于第一开口的形心之上(即两个形心具有相同的x和y坐标),但是在该实施例中,将本体成形为使得所述第二开口相对于所述机翼的高压方面的第一开口位于舷外侧和后方。通管因此在从第一开口到第二开口的舷外侧和后部方向上延伸。流入面448可以类似地总体在舷外侧中延伸并且朝向通管入口向上延伸,因此会相对于本体的弦线被扫掠。

[0075] 图9至图11中示出了通管的各种视图。图9示出了具有指示为400的尾流影响装置的飞机机翼的末端区域。容纳在装置的本体内的通管用428指示。图10是机翼1000的下侧的视图,示出了在机翼的高压方面的通管的第一开口418。该视图示出了流入面448如何进入通管。图11示出了沿着从第一开口418朝向第二开口420的方向穿过通管的视图。

[0076] 参照图9至图11可以看出,第一开口和第二开口可以沿着本体的弦长或其主要部分延伸。通管因此可以沿着本体的整个弦长(或其主要部分)延伸。为了在图6和图9中示出,在422处示出了通管内的任意位置处的弦C的弦长。第一开口可以大致沿着本体的弦线定向(即,开口沿着本体的弦线的大体方向定向)。第一开口相对于本体的弦线被扫掠。它可以例如相对于本体的弦线在舷外侧以约5度的方向定向或倾斜。已经发现,这是一种有效的装置,用于使迎面而来的流体通过第一开口进入通管。

[0077] 如参照图11最佳地看到的,第一开口的宽度可以根据沿着本体的弦线的位置而变化。也就是说,第一开口的宽度可以沿其长度变化。在波动设置中,宽度可以沿着本体的弦线增加或减少。在1102处示出开口的前部、或前缘、边缘,以及在1104处示出后部边缘。开口的前边缘是位于本体404的前缘附近的边缘。开口的后边缘是位于本体的后缘附近的边缘。在达到最大宽度 W_{max} 之前,开口的宽度 w 从沿翼弦方向的前边缘增加。之后,开口的宽度沿着翼弦方向朝着后边缘减小。具有起伏波动宽度轮廓并且相对于本体的弦线被扫掠的开口可以被称为波动掠扫入口。如下面将更详细解释的那样,相信波动掠扫入口可有效地使迎面而来的流体进入通管。

[0078] 在图12中更详细地示出了通管428,图12示出了图8中的区域1的放大视图。通管由构成本体一部分的壁或边界限定。这些壁进一步限定了相对的外表面412和414:即,壁的内表面限定了通管,并且壁的外表面限定了相对的外表面。通管由舷内侧壁430和舷外侧壁432限定。舷内侧壁和舷外侧壁可以由连续的或单一的表面形成。在这种情况下,“舷内侧”壁可以指在舷内侧的连续壁的部分,而“舷外侧”壁可以指舷外侧的连续壁的部分。

[0079] 通管包括位于第一和第二开口之间的集气室434以及位于集气室和第一开口之间的第一限制件436。通管还包括在集气室和第二开口之间的第二限制件438。第二限制件的宽度可以大于第一限制件,但小于集气室的宽度。在图12中,第一限制件的直径约为46mm,集气室的直径约为65mm,第二限制件的直径约为58mm。这些尺寸仅仅是一个示例。这些限制件可能充当咽喉件、或文丘里管。因此,可以将通管描述为在膨胀到集气室中的第一开口附近包括文丘里管,集气室在第二开口附近缩减成第二文丘里管。因此,通管在沿着其在第一和第二开口之间的延伸段具有会聚-发散-会聚的轮廓。舷内侧板壁430可以是凹入的,以便至少部分地限定限制件和集气室。

[0080] 通管432的舷外侧壁可以限定流体阻挡结构或构造440,当机翼暴露于迎面而来的流体流动时,流体阻止结构或构造440在管道内产生相对高的压力区域。这将在下面更详细地解释。结构440可以位于第一开口附近。在这个实施例中,流体阻止结构限定了通管的第一开口的舷外侧边缘。通管的第一开口的舷内侧由流入面448形成。流体阻挡结构可以是任何合适的陡峭的构造(例如,其可以是蘑菇形或矩形),但在该实施例中,其是通管的舷外侧壁的凸出部分。因此凸面表面的弧度部分地限定了通管的第一限制件。因此可以认为流体阻挡结构是翼型鼻部形状,即,可以将该结构类似地成形为包围机翼前缘的机翼的前部。鼻部可以限定机翼前缘的半径,在该实施例中为约12mm。

[0081] 机翼结构440可以具有相关联的弦线 C_b ,其延伸到朝向第二开口的通管中。也就是说,结构的弦线位于与第一开口和第二开口之间的通管的纵向方向平行或大致平行的方向上。因此弦线可以平行于或近似平行于本体的最大倾斜角度。可以将结构定向为使得其前缘位于第一开口附近。结构可进一步沿着大致平行于本体的弦线的方向延伸穿过通管。因此,该结构可以大致沿着x轴延伸。其可以延伸穿过通管的整个弦长。

[0082] 在这些实施例中,用于影响尾流的结构400是能够安装到飞机机翼的末端或舷外侧端的独立部件。该结构可以包括具有配合区域的舷内侧表面442(参考图7最佳可见),其中将该配合区域配置为符合机翼末端的相应部分的形状。装置的配合表面442可以例如被配置成与其将要附接到的机翼的相应表面精确配合。应该理解的是,结构400可以替代地与飞机机翼一体成形以形成机翼的一部分。

[0083] 图13显示了在正常操作中流过通管的流体的流线。“正常操作”指的是影响尾流的结构400被附接到或以其他方式形成经受自由气流流动速度的迎面而来的流体流动的飞机机翼的一部分。“正常使用”可以指飞机处于巡航速度,或者当飞机上升(即,在飞行的爬升阶段期间)或下降(即,在飞行的着陆阶段期间)时。如图所示,流体通过高压侧的开口418流入通管并通过低压侧的开口420离开通管。因此,可以将第一开口418称为入口,而可以将第二开口420称为出口或排气口。通管被构造成使得离开排气口的流体呈两个旋转流1302和1304的形式,其中旋转流1302和1304基本上沿着机翼所经受的自由流的方向延伸。

[0084] 迎面而来的流体(总体由1306示出)可以通过流入面448和波动扫掠入口418被进入到通管中。入口相对于本体的弦线的扫掠角(可能是大约5度)可以帮助进入的迎面而来的流体流动。流入面448平滑地弯曲,并且朝向第二开口大致在向上和舷外侧方向上延伸,以促使部分流体流动流过通管以保持附着到舷内侧壁。所附着的流体由1308处的虚线标记示出。另外,流入面是波状的,以便使部分流入流体沿着舷内侧穿过通管以采用旋转分量。也就是说,沿着流入面的附着流动朝向通管入口的过渡给流动赋予了涡流。在该实施例中,流入面448通常是凸起的,以便将逆时针旋转分量施加到所附着的流动中。

[0085] 因为沿着通管的流入面并沿着舷内侧壁的流动1308保持附着,通过入口的舷内侧进入通管的流体流动部分的速度接近或近似等于迎面而来的流体的自由气流速度。更具体地说,CFD研究发现,对于 202ms^{-1} 的自由流流速,在其舷内侧进入通管的流管的速度约为 190ms^{-1} 。

[0086] 通道舷外侧壁上的流体阻挡结构440有助于降低进入的流体的速度,并因此有助于增加通管内流体压力。因此,结构440产生在1310处示出的在通管内的相对高压区域。由于通管舷外侧的流体阻挡结构的位置,进入通管的流体的速度在通管入口的舷外侧区域内减小。与平滑弯曲的流入面相比,流体阻挡结构是陡峭的构造,其可以通过促使入口附近的通管的舷外侧区域中的湍流(并且因此使边界层加厚)来降低流体进入通道的速度。因此,产生的高压区域可位于通管内。也就是说,高压区域可以占据通管的子体积或子区域。这样,高压区域可以被称为高压中心。在该实施例中,流体阻挡结构产生存在于通管的第一限制件和集气室内的高压中心,并且就位通管的舷外侧上。因此,相对高压区域在第一限制件和集气室内的通管的舷内侧和舷外侧之间产生流体压力和速度不平衡。

[0087] 结构440可以围绕其鼻部的半径被脱扣剥离。这可以通过促进湍流的发展来帮助促进进入的流体速度的降低。脱扣带可以在本体的弦向方向上延伸穿过该结构。为了使商业客机使用结构400,脱扣带的合适尺寸例如可以为大约1mm的深度,并且通管内的表面积覆盖范围为大约 $18,000\text{mm}^2$ 至 $36,000\text{mm}^2$ 。

[0088] 通管418具有横截面面积轮廓(即,横截面面积随着在总体纵向方向中沿着通管的位置的函数而变化),其导致高压区域1310采取通常沿着通管的纵向方向取向的机翼形状。特别地,通管舷内侧的相对低压区域与从第一限制件到集气室中的通管的横截面面积的增加的相互作用导致高压区域采用机翼形状。换句话说,相对高压区域的边界是凸的。

[0089] 图14和图15更详细地显示了高压中心。图14示出了高压中心的示意图,图15示出了在由发明人设计并装配到暴露于大约 200ms^{-1} 的自由气流速度的巴西航空工业公司ERJ145机翼上的通管内进行CFD分析获得的压力场。

[0090] 在图14中,高压中心一般在1400处指示。高压中心显示为沿约50-70%的通管长度

延伸。在高压中心1400内,当迎面而来的流体流动的自由流动速度在 190ms^{-1} 与 210ms^{-1} 之间时,流体速度小于约 60ms^{-1} 。高压中心内的流体速度/压力可能不是恒定的,但高压中心可能反而在其中表现出压力/速度梯度。在该实施例,高压中心包含其中流体速度小于约 15ms^{-1} 的第一子区域1420和其中流体速度小于约 30ms^{-1} 的第二子区域1430。第一和第二子区域可以是嵌套布置(在这种情况下,第一子区域嵌套在第二子区域内)。

[0091] 图15示出了在通管1502内通常用1500表示的高压中心。容纳通管的本体通常以1504表示,并且具有高压侧1506和低压侧1508。流入面1510进入到通管入口1512中。在1514处示出有助于高压中心的发展的流体阻挡结构。可以看出,在高压中心内,流体速度小于约 50ms^{-1} 。如上所述,高压中心采用具有凸面边界的机翼形状。高压中心1500包括多个嵌套布置的近似等压区域,该区域具有压力/速度梯度使得区域内部具有比区域外部更高的压力/更低的速度。压力场显示,在高压中心区域内,流体速度小于 15ms^{-1} 。压力场还示出了通管的舷内侧1516和舷外侧1518之间的流体速度/压力不平衡。

[0092] 返回参考图13,通过通管(标记为1312)的流体流动的一部分采用顺着高压区域的机翼形状的流线,从而导致流体流动采取顺时针旋转分量。换句话说,入口流动1312(具有相对较低的压力)的一部分遵循由高压区域朝向集气室所规定的弧度,并采用与沿着舷内侧方向的流体流动方向相反的旋转分量。以这种方式,通管内的高压区域引起流经其中的部分流体流动采用旋转分量。

[0093] 因此,在第一限制件和集气室内存在两个特征流动:在通管的舷外侧区域中具有顺时针涡流偏差的一个流动和在通管的舷内侧区域中具有逆时针涡流偏差的一个流动。当这些不同速度/压力的流体流动通过集气室朝向第二限制件时,它们采用相似的压力/速度。这是由于随着流体加速通过第二限制件438,通管的舷外侧区域中的流体的压力沿着朝向通管出口420的纵向方向减小而引起的。因此,操作第二限制件以均衡通管的舷内侧和舷外侧区域之间的流体压力/速度不平衡,并使两个特征流动的质量流率基本相等。

[0094] 随着流体流动经由第二开口420离开通管进入通管出口下游和上方的相对低压区域,其均等地分割并分离成大小基本相等的一对相反旋转流1302和1304。在不违背公认的理论的情况下,相信这两个反向旋转流相互作用,从而消除了通管输出的流动中的涡旋,从而导致机翼末端的尾流来规定无旋流线。换句话说,反向旋转流被引导成满足并基本抵消它们在机翼下游的相应流动的角动量。因此,据信通过使在本体下游附近的流动不旋转来操作通管以抑制机翼末端涡流的作用。简要参考图15,可以看到在1520和1522处使通管输出的反向旋转流。

[0095] 换句话说,在第一限制件436和集气室438内,由于所产生的高压中心而在通管的舷内侧和舷外侧之间存在流体压力和流体速度不平衡。通管内的这种压力/速度不平衡导致舷内侧和舷外侧的流体流动发散,即通管的舷内侧和舷外侧的流体流动是发散的。然后由通管内的压力/速度不平衡产生的发散流由第二限制件加速并且以两个在彼此相反的方向上旋转的旋转流形式通过第二开口离开通管。也就是说,由于流体排出通管,通管内的流动发散得以维持,并使排出的流体成为两个相对的涡流流动的形式。在不违背公认的理论的情况下,相信通管可以以这样的方式构造,即在通管内产生高压中心,从而导致在通管内产生具有平衡的发散流线的流体流动。当这样的流动通过第二开口离开通管时,其可以采取具有大小基本上相等的涡量的两个相反涡流流动的形式。

[0096] 本体402可以被构造成使得其外表面被成形或轮廓成型,以在机翼的末端区域中产生用于压力平衡这两个旋转流的压力场。这种压力平衡可以促使两个旋转流相互作用,使得它们的涡旋强度在机翼的下游附近基本上抵消,减少机翼的诱导阻力。特别是,CFD分析显示,对于巴西航空工业公司ERJ145区域客机在36,000英尺和0.686马赫(202.5ms^{-1})的情况下,类似于上述的尾流控制装置使得在机翼顶部后缘后方大约1.75米处消除了机翼末端涡流。这与包括小翼的正常机翼相比更为有利,在具有小翼的机翼中,机翼末端涡流可能存在于机翼尾流中高达三公里。

[0097] 由通管产生的旋转流的压力平衡可以通过外表面412和414来实现。特别地,构成本体408的高压侧的一部分的表面414可以是弧形的,从而在机翼的高压方面上在流体入口418的舷外侧产生相对低压的局部区域。类似地,形成本体的低压侧的一部分的表面412可以是弧形的,从而在低压侧的出口420的舷内侧产生相对低压的局部区域,其中在低压侧,压力平衡414所示的区域中所示的本体下侧以下的局部低压区域。因此,当两个旋转流离开通管时,它们处于局部恒定压力的区域,从而防止流动彼此发散(这可能潜在地对它们相互作用的能力产生不利地影响)。

[0098] 本体402可进一步构造成抑制从机翼后缘流出的后缘涡流层的作用。上面参考图1已经描述了,该涡流层可以从会聚到机身的机翼的上表面上的流线与从机身发散的机翼下表面的流线在机翼后缘处的交互产生。已经发现,由在本体410的上侧的舷外侧端处的弧形外表面412产生的相对低压的局部区域可以与沿在舷外侧方向中的机翼的上表面存在的正压力梯度相反。通过适当地弯曲外表面412,产生的低压区域操作以将在本体410的上侧的流动重新定向成朝向在本体408的下侧的流动。换句话说,外表面412操作以重新定向在本体(和机翼)的上侧的流线,以通过转动舷外侧流线更好地或更紧密地匹配在本体的下侧的流线。在上表面和下表面上重新定向流线可以抑制在机翼后缘处的涡流的产生,从而可能进一步减小机翼的诱导阻力。

[0099] 图16中示出了装置400对飞机的压力场的影响,图16是由发明人获得的CFD图像(在图17中示出)的示意图。机翼下方的高压区域一般在1602处示出,机翼上方的低压区域一般在1604处示出。可以看出,低压区域包括在机翼末端附近中的位于其舷外侧端的机翼上方的区域1606。该区域对应于由弧形外表面412产生的低压区域,并位于通管出口的舷内侧。低压区域还包括在机翼末端附近位于其舷外侧端的机翼下表面下方的区域1608。该低压区域在通道入口418的舷外侧延伸并对应于由弧形外表面414产生的低压区域。如上所述,低压区域1606和1608操作以压力平衡离开出口420的相反旋转流。

[0100] 图17显示了从CFD分析获得的飞机周围的压力场。飞机机翼上方的低压区域总体在1702处表示,飞机下方的高压区域总体在1704处表示。在1708处示出在高压侧的机翼末端的舷外侧的局部低压区域。这对应于从外表面414产生的局部低压区域。在1706处示出在低压侧的本体的舷内侧的局部低压区域。该区域对应于从外表面412产生的低压区域。局部压力区域1704和1706压力平衡从通管出口出来的相反旋转流。

[0101] 因此,上述的尾流控制装置的实施例可以通过减小机翼末端和后缘涡流的作用来减小飞机机翼的诱导阻力。减少诱导阻力可以使得机翼在与正常机翼相比减小的迎角时以及从发动机提供减小的推力时产生所需的升力水平。因此该装置可以减少飞机的燃料消耗。具体地说,从CFD分析估计,如上所述的尾流影响装置可以使得在巡航期间飞机的升阻

比(L/D)提高大约15%，这相当于节约了约10%的燃料。在上升期间，估计该装置可以将L/D比提高大约20%，相当于大约节省15%的燃料。在下降过程中，估计该装置可以将飞机的升阻比(L/D)提高大约10%，对应于大约节省5%的燃料。因此，可以认为如本公开所述的装置有可能为飞机节省大量的成本。此外，该装置通过消除机翼的下游附近的涡流而减少了由正常飞机机翼产生的机翼末端涡流的潜在的破坏性影响。此外，该装置可以使得机翼末端涡流基本上在机翼后方被消除，而不会在机翼中产生任何额外的张力和/或扭转。这是因为该装置操纵流过其中的流体以通过流体-流体相互作用消除其末端的涡流，而不是通过流体-结构相互作用。因此，该装置可以安装到现有机翼上，而不需要机翼经受翼梁加强(如在安装小翼时经常需要的那样)，这意味着现有的机翼可以在减少操作停机时间的情况下进行修改，潜在地进一步节约成本。

[0102] 现在将描述如何在不明显增加飞机机翼上的负载的情况下使用本文描述的尾流控制装置的图示。该计算使用以下飞机数据：

[0103]

	说明	值
1	飞机的重量	22000kg
2	单翼面积 (Ref 面积)	21.9m ²

[0104]

3	机翼半跨度	10.42m
4	机翼末端的弦长	1.09m
5	负载因子限制	+2.5g/-1.0g

[0105] 首先考虑未修改的机翼的弯曲力矩，假设椭圆翼展升力分布是造成涡流产生从而导致机翼末端效率低下的原因。这提供了升力分布：

$$[0106] \quad q_l(x) = ka\sqrt{L^2 - x^2}, \quad (1)$$

[0107] 其中，ka是翼型升力系数，L是机翼长度，x是机翼位置。相对于x，整合方程(1)给出了机翼升力的以下方程：

$$[0108] \quad Lift = \frac{\pi L^2 ka}{4} \quad (2)$$

[0109] 负载因子 $n=Lift/W$,可用于将升力系数与飞机的重量 W 相关联,得到翼展升力分布的最终表达式:

$$[0110] \quad q_l(x) = \frac{2Wn}{L^2\pi} \sqrt{L^2 - x^2} \quad (3)$$

[0111] 升力力矩可以由下式计算:

$$[0112] \quad M = \int x dF \quad (4)$$

[0113] 其中 dF 是位置 x 处垂直升力的基本贡献。使用等式(3),可以评估等式(4)以给出:

$$M = \frac{2Wn}{L^2\pi} \int_0^L x \sqrt{L^2 - x^2} dx,$$

[0114]

$$= \frac{2Wn}{3\pi} L, \quad (5)$$

[0115] 对于上述飞机数据,未修改的机翼的估计升力力矩为 $4.77 \times 10^5 \text{Nm}$ 。

[0116] 对于已经安装了如本公开所述的尾流控制装置的飞机机翼,相信机翼可以有效地建模为无限梯形机翼的一部分。因此可以认为升力分布与沿着机翼的每个点处的弦长成比例,并且认为不需要考虑机翼末端效应。假定飞机的重量在所有机翼区域均匀分布,使得机翼上的压力为 $P = 4.88 \times 10^3 \text{Nm}^{-2}$ 。

[0117] 对于上述飞机数据,作为沿机翼的距离的函数的弦长 l 的等式由下式给出:

$$[0118] \quad l = \begin{cases} 3.11 - 0.194x & 0 \leq x \leq 10.42 \\ 13.91 - 1.23x & 10.42 < x < 11.06 \end{cases}, \quad (6)$$

[0119] 等式(6)说明了机翼和机翼末端基座的不同形状。利用等式(6)和由等式(4)给出的升力力矩的等式得出以下结果:

$$M = \int x dF$$

[0120]

$$= P \int_0^{10.42} x(3.11 - 0.194x) dx + P \int_{10.42}^{11.06} x(13.91 - 1.23x) dx, \quad (7)$$

[0121] 评估方程(7)给出了修改的机翼的估算弯曲力矩为 $4.91 \times 10^5 \text{Nm}$ 。考虑到流体通过通管泄漏造成的压力损失,但是发现由于升力而仅在与弯曲力矩相反的方向上产生可忽略的小于 80Nm 的力矩。这是从机翼末端的计算流体动力学(CFD)模拟中发现的。

[0122] 以上的计算表明,可以将本公开所描述的类型尾流控制装置装备到现有飞机机翼上,而不会显著增加飞机在飞行期间机翼上的弯曲力矩(因此该装置可以安装到现有的飞机上,而不需要机翼经受广泛的结构加固)。

[0123] 上面的实施例描述了一种用于改进飞机机翼形式的机翼尾流的装置。应该认识到,这仅仅是为了说明的目的,并且这里描述的装置的原理可以应用于任何机翼。也就是说,如本公开所述的用于改进机翼尾流的装置可以应用于任何合适的机翼,例如直升机旋翼桨叶、风力涡轮机、风扇、海底水下涡轮机叶片、螺旋桨叶片或水翼。

[0124] 此外,可以理解的是,图4至图15中所示的尾流影响装置及其通管的具体尺寸仅仅是一个示例,并且可以创建采用本公开所述原理同时具有不同特定尺寸的其他装置。在不

违背公认的理论的情况下,相信飞机的机翼面积与依赖于西尔斯-弗莱克(Sears-Flaack)本体公式的倒数的通管的横截面面积存在关系,从而使得将要缩放的通管的大小和尺寸可以与不同的飞机一起使用。特别地,据信通管的横截面积作为通管内纵向位置的函数 $S(\theta)$ 由下式给出:

$$[0125] \quad S(\theta) = kA \left[\sin(\alpha + \theta) - \frac{1}{3} \sin(3(\alpha + \theta)) \right] \quad (8)$$

[0126] 其中 k 是常数, A 是机翼的面积, θ 是由 $\theta = \pi \frac{x-a}{l}$ 定义的距离的无量纲函数,其中 l 是Sears-Haack本体的长度, x 是沿着Sears-Haack本体的距离, a 是沿着Sears-Haack本体且通管入口边缘开始的点。值 a 是一个无量纲的值,代表在该处导管起始的沿着Sears-Haack本体的位置。

[0127] 由此,申请人在如下程度上公开了在此描述的每个独立个体特征以及两个或更多此类特征的任意组合:按照本领域技术人员的公知常识,这些特征或者组合能够基于本说明书作为整体实现,不论此类特征或者特征组合是否解决了在此公开的任何问题,并且不限制权利要求的范围。申请人指出,本发明的各方面可以由任何这样的个体特征或特征组合组成。鉴于前面的描述,对于本领域技术人员而言显而易见的是,可以在本发明的范围内进行各种修改。

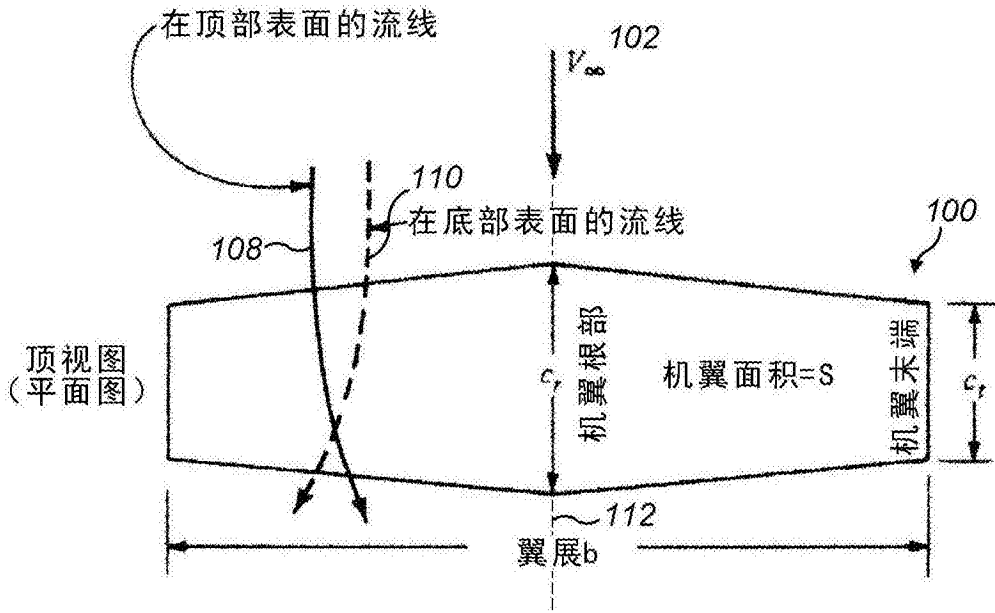


图1

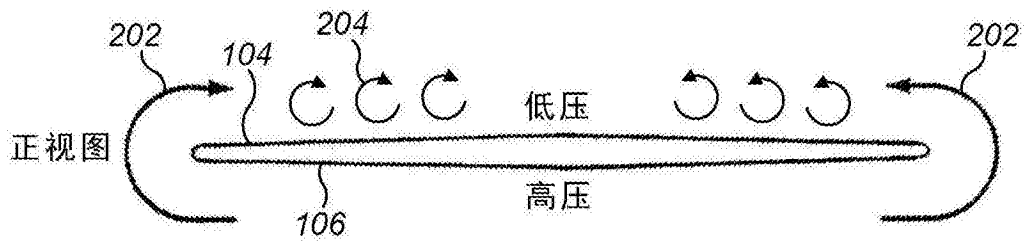


图2

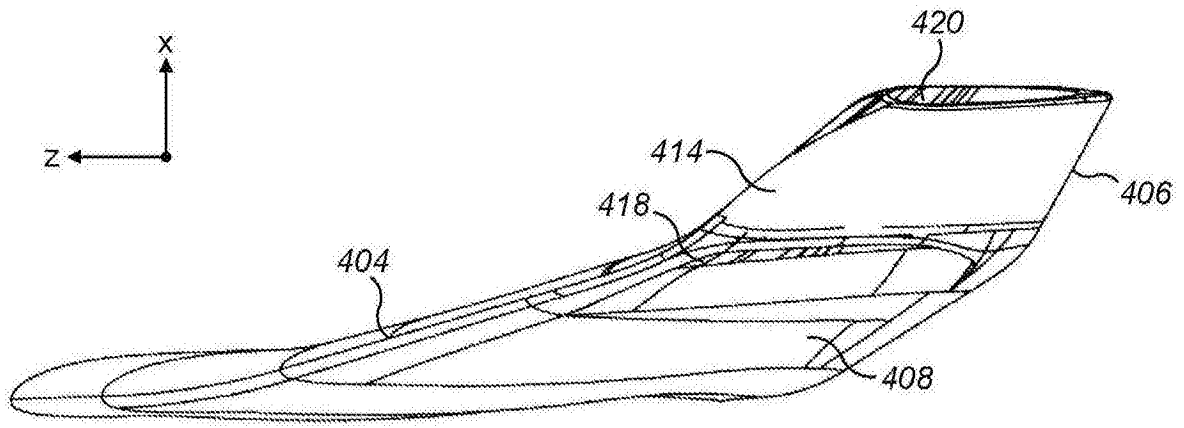


图4

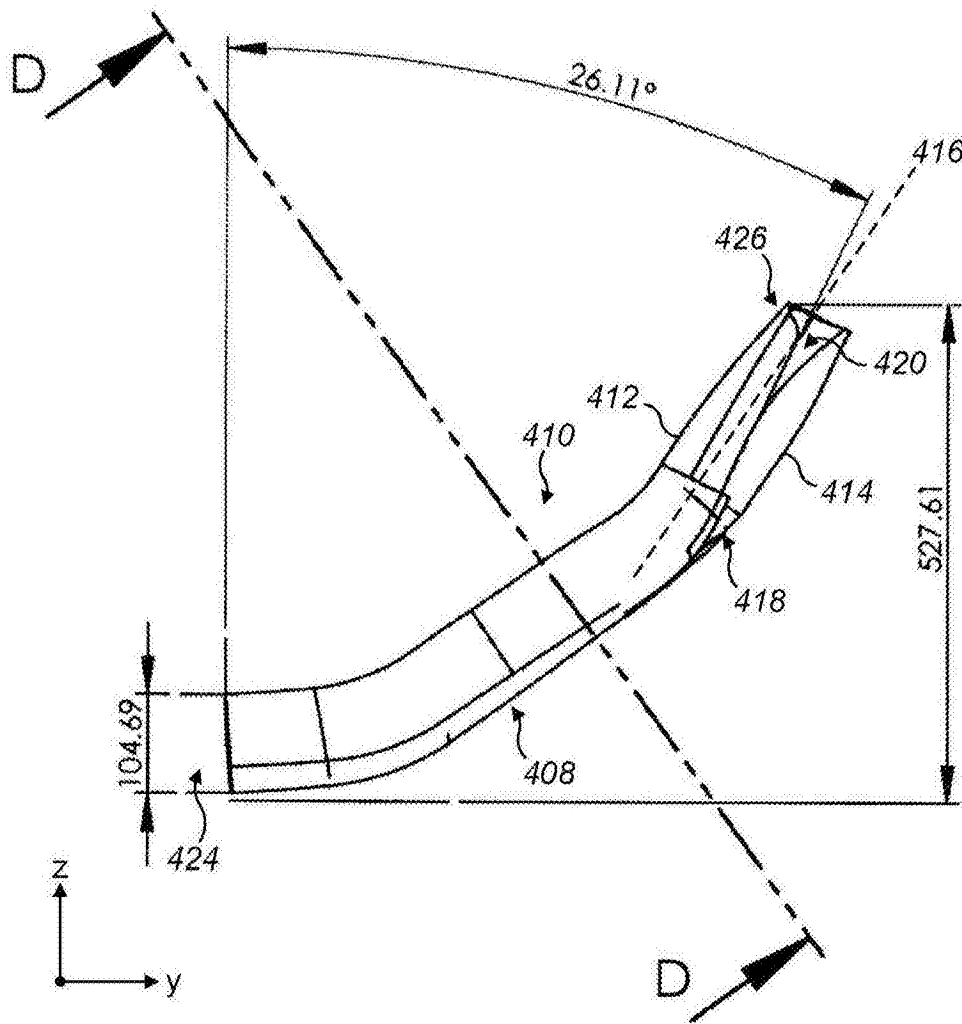


图5

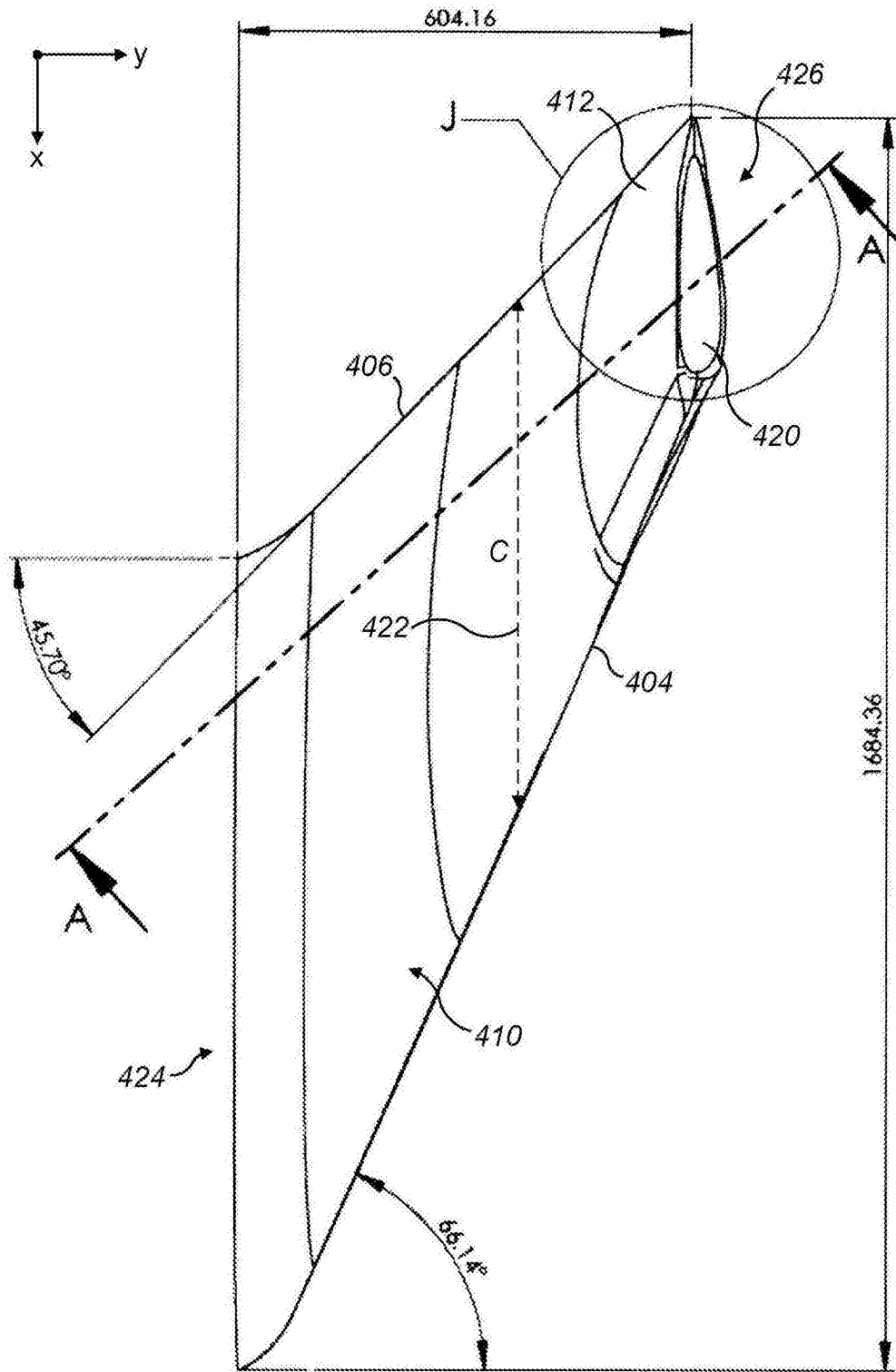


图6

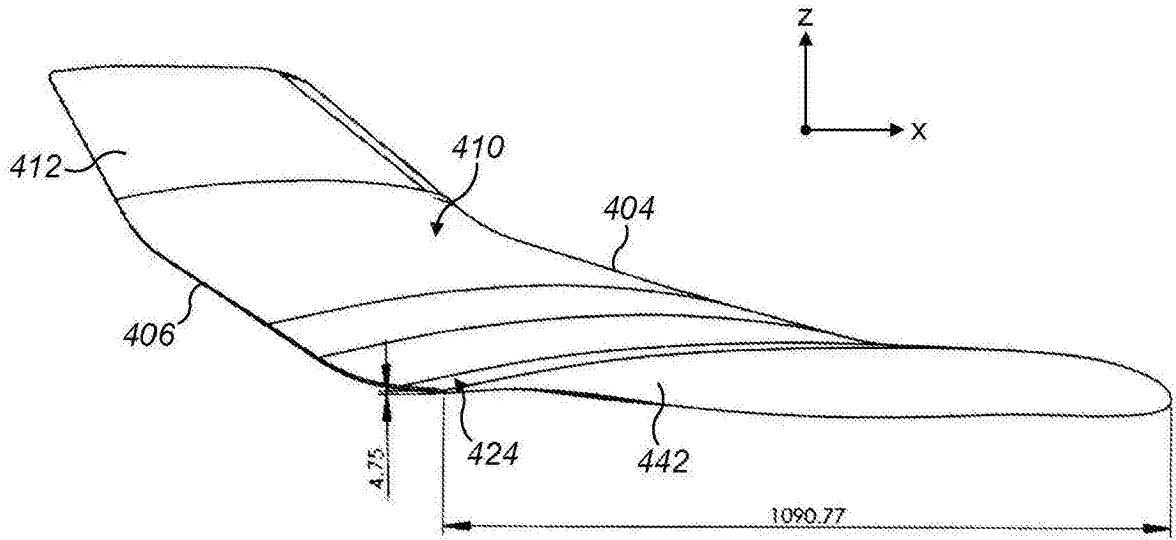
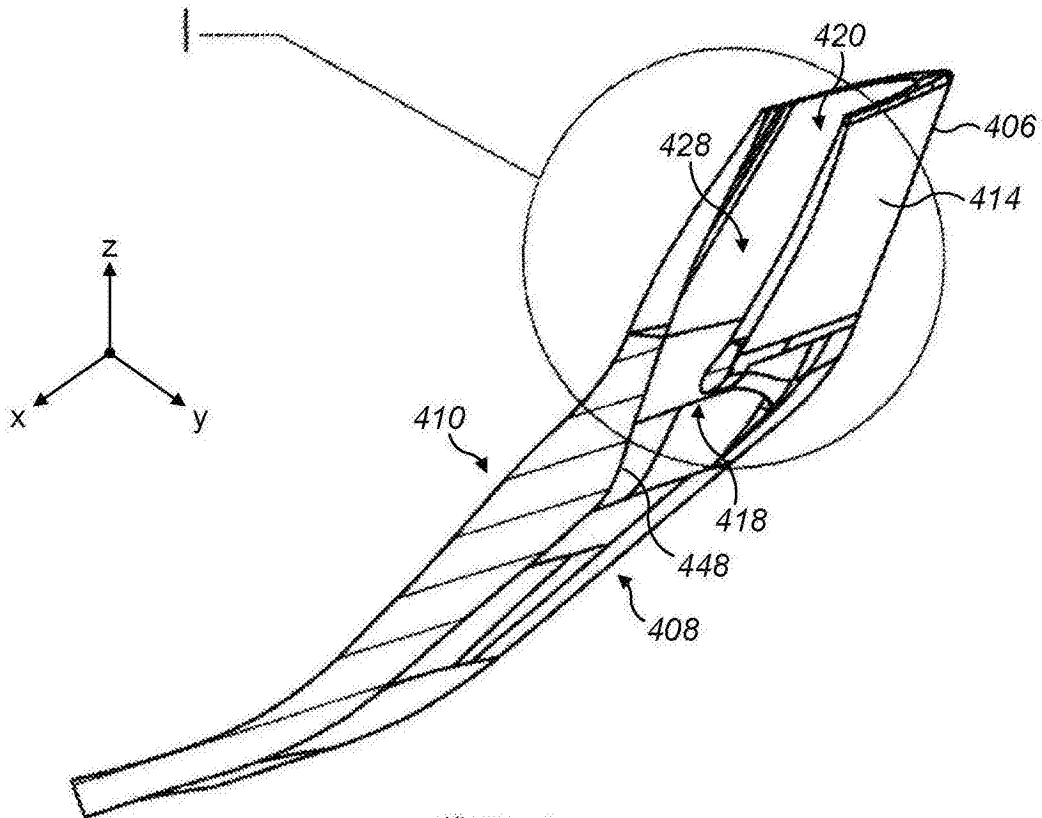


图7



截面A-A
比例：1:12

图8

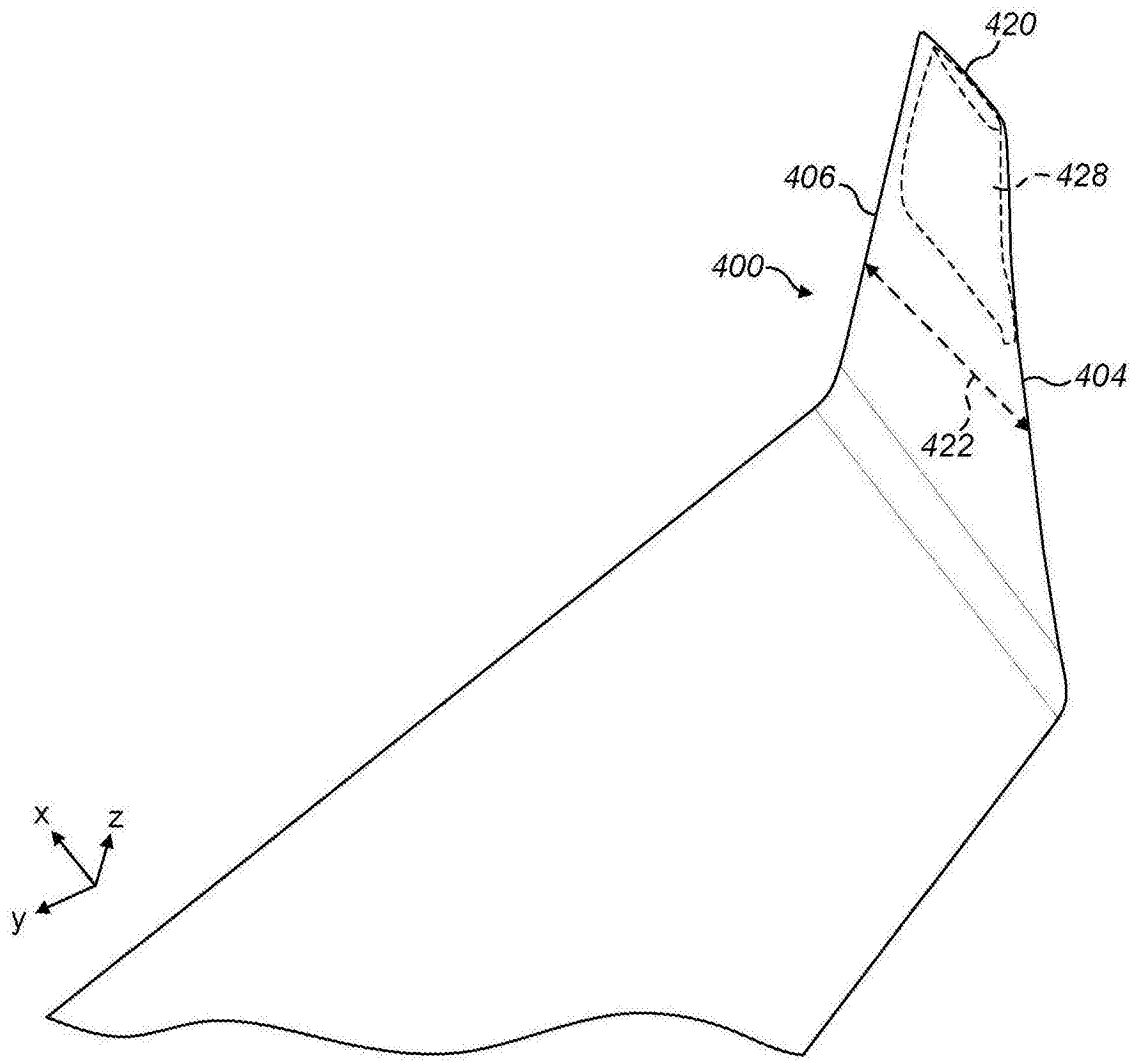


图9

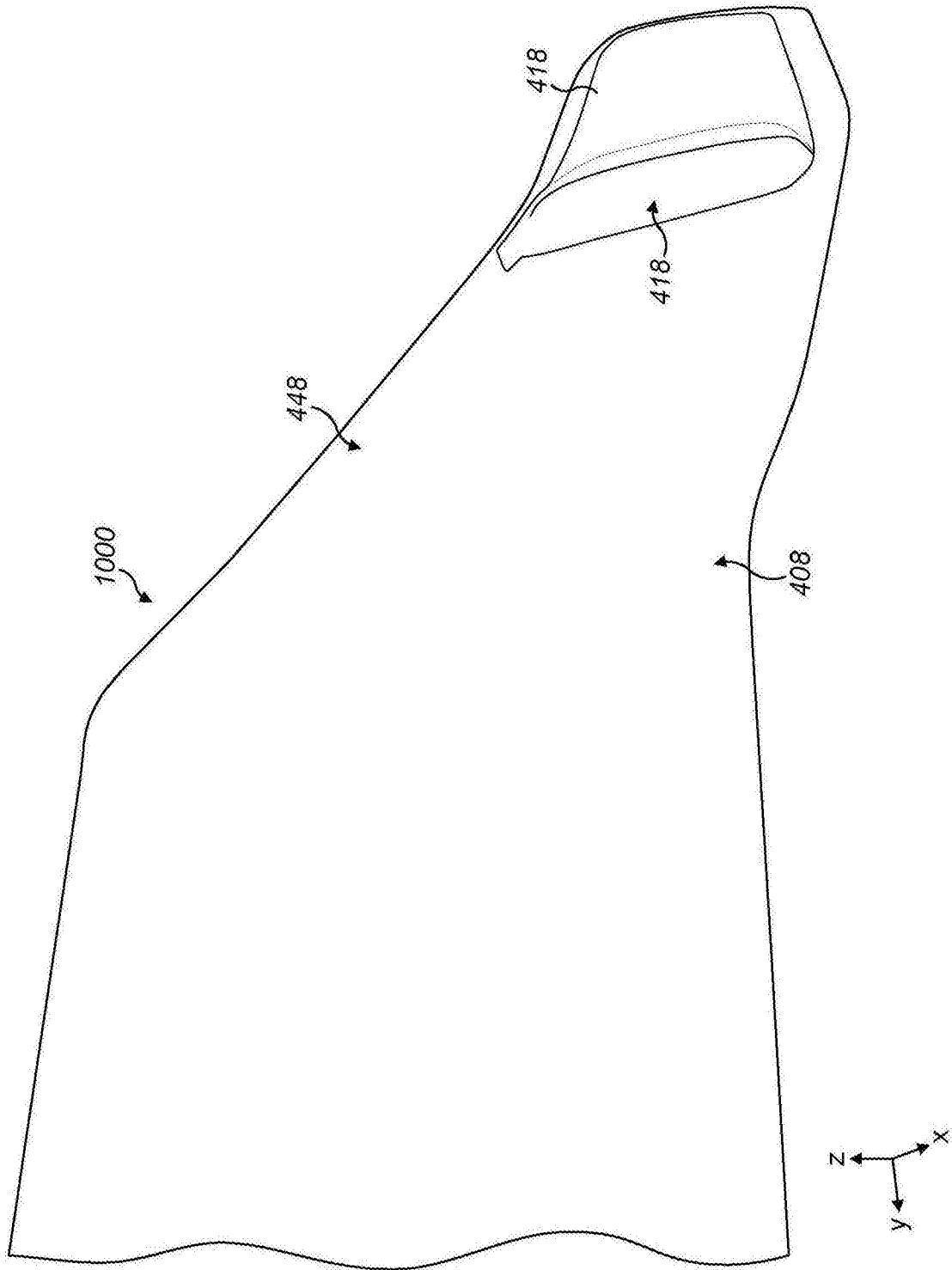


图10

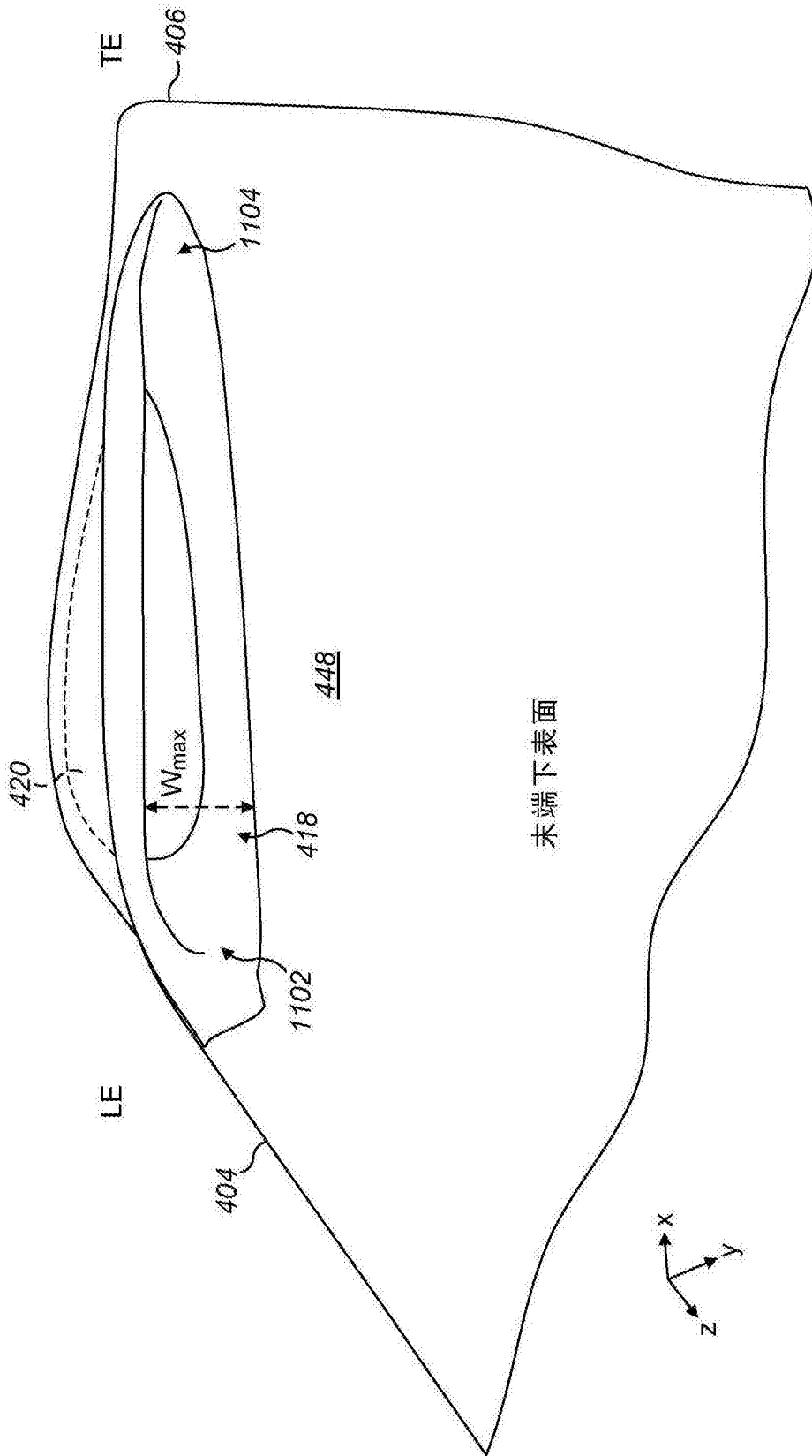
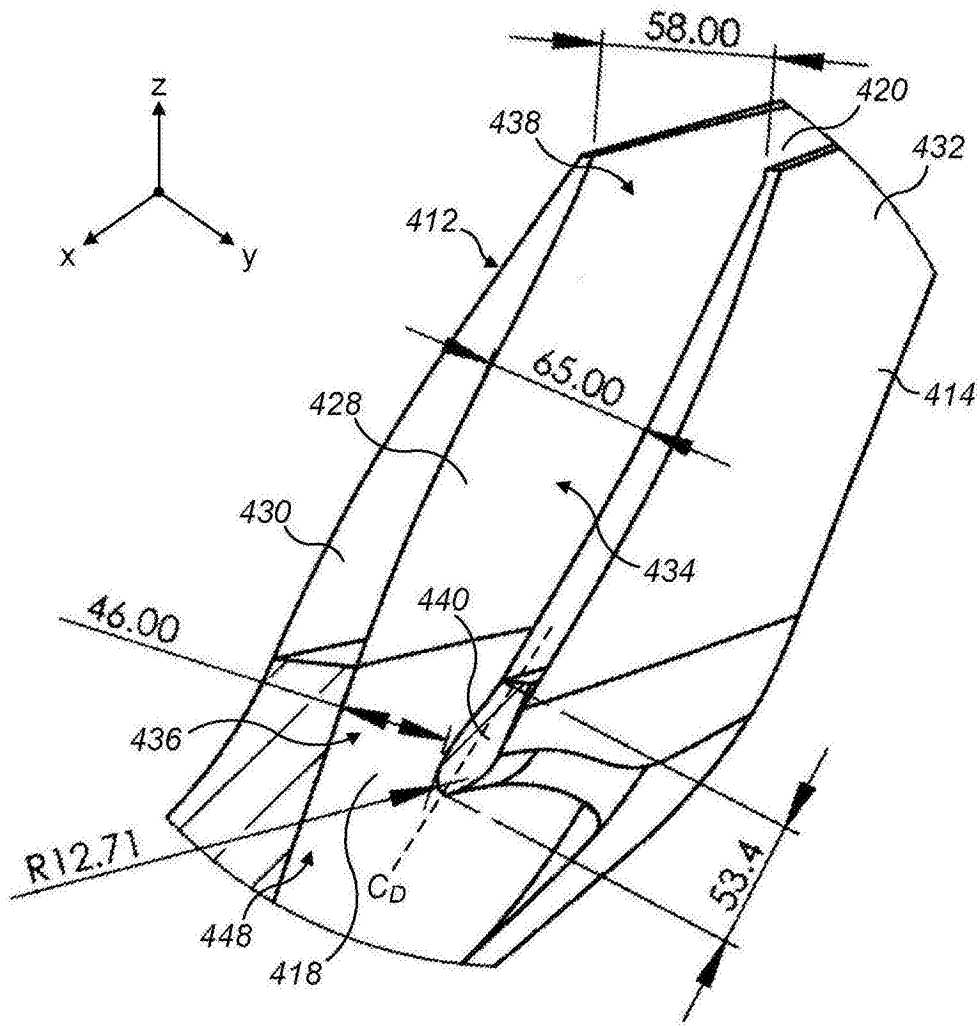


图11



细节I
比例：1:6

图12

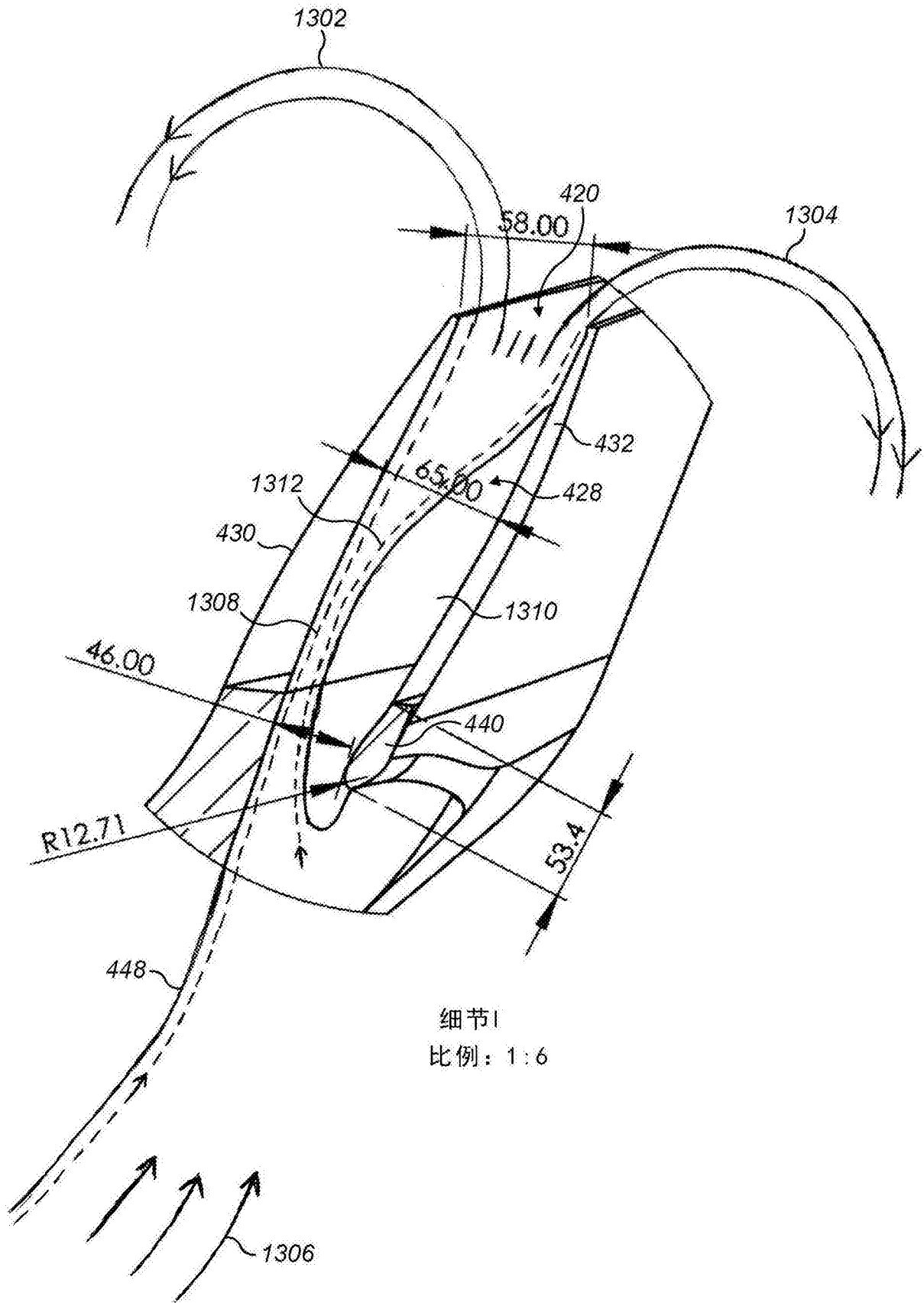


图13

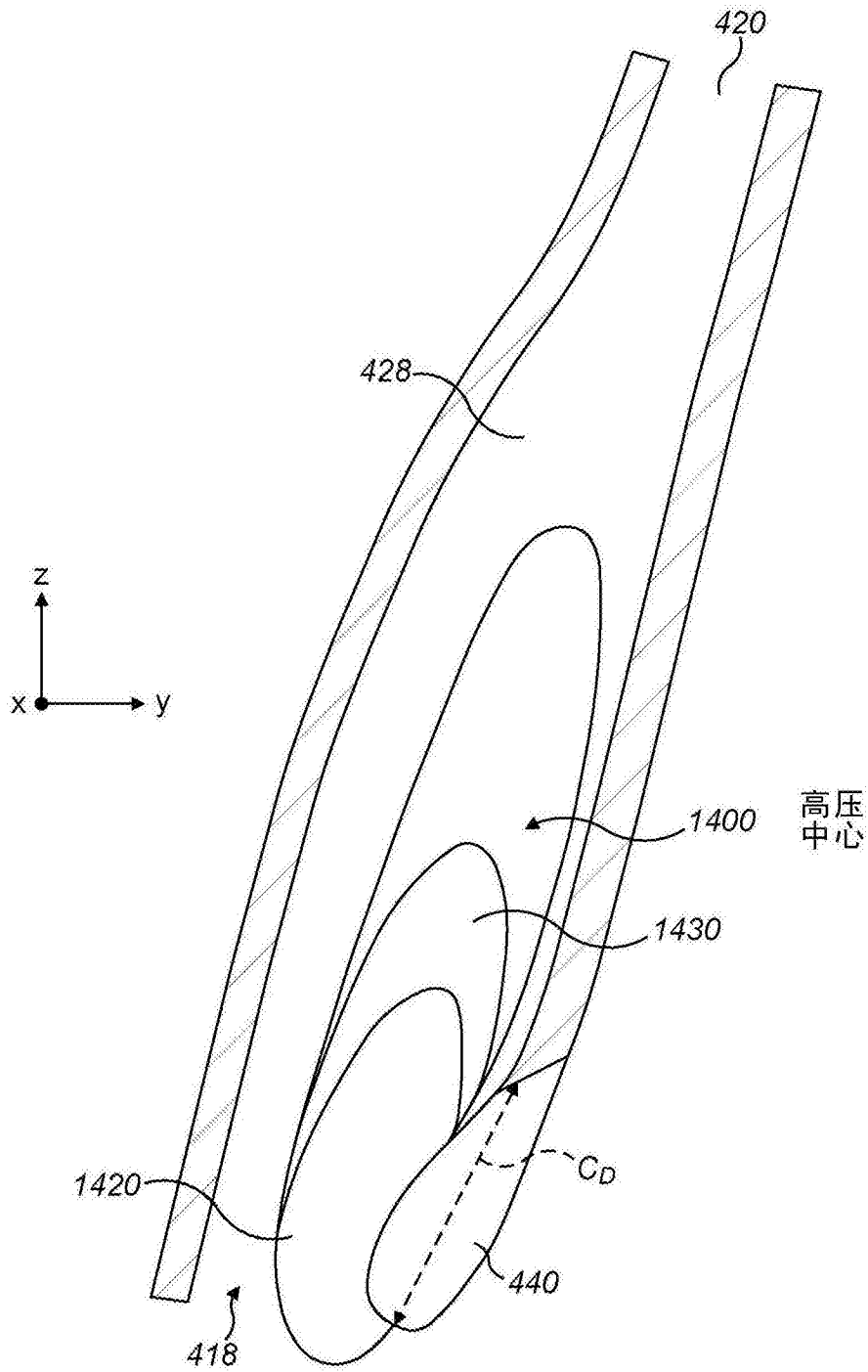


图14

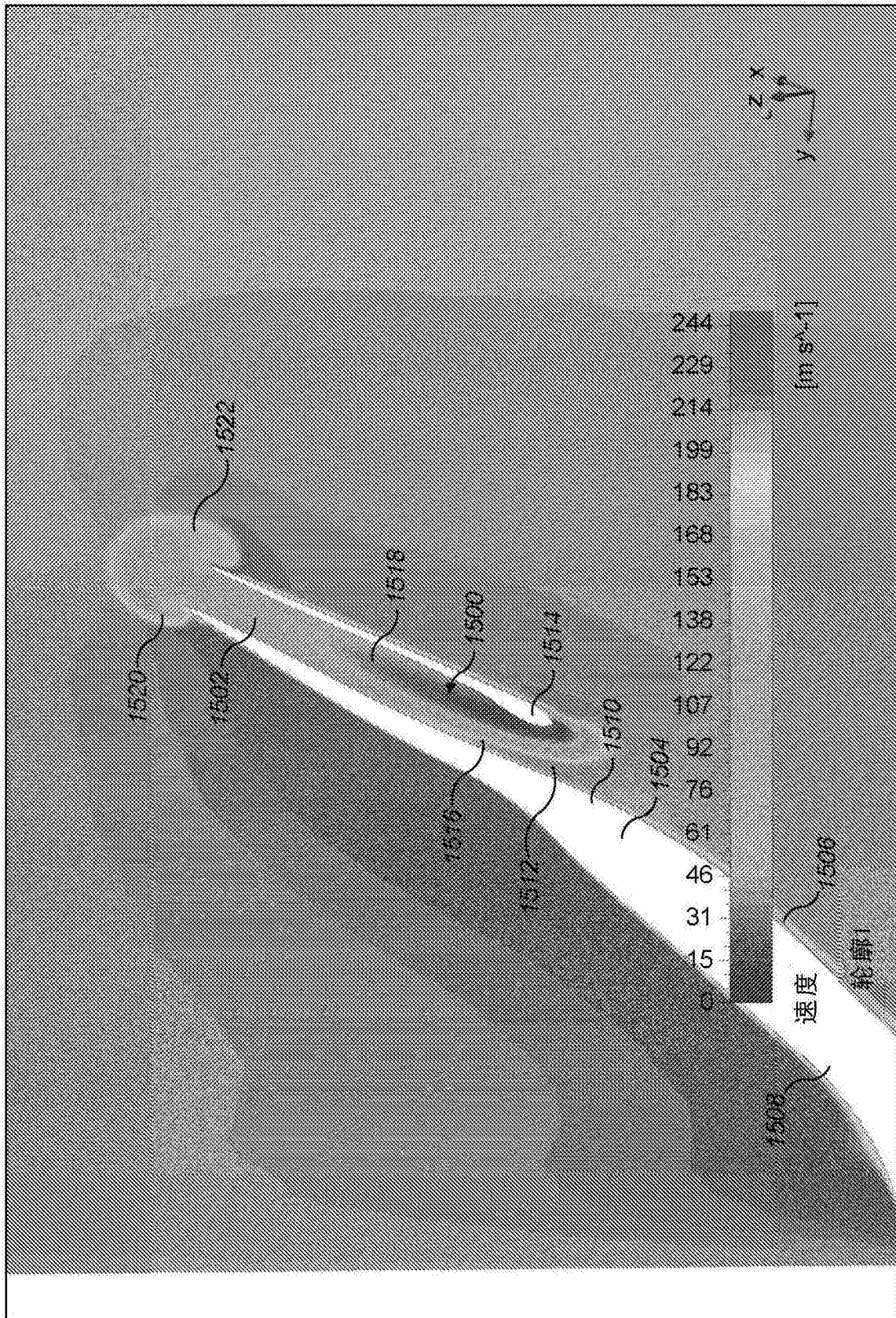


图15

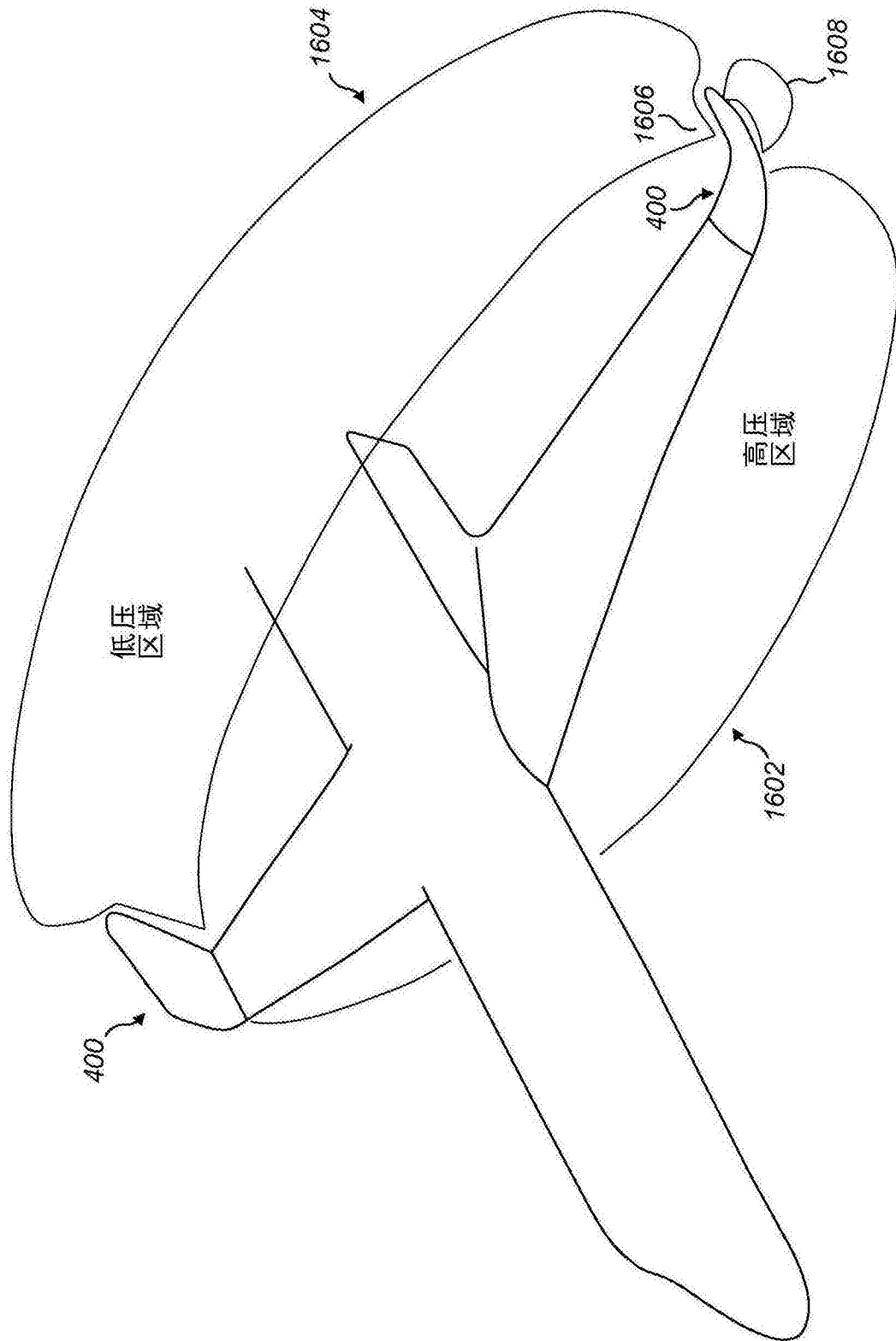


图16

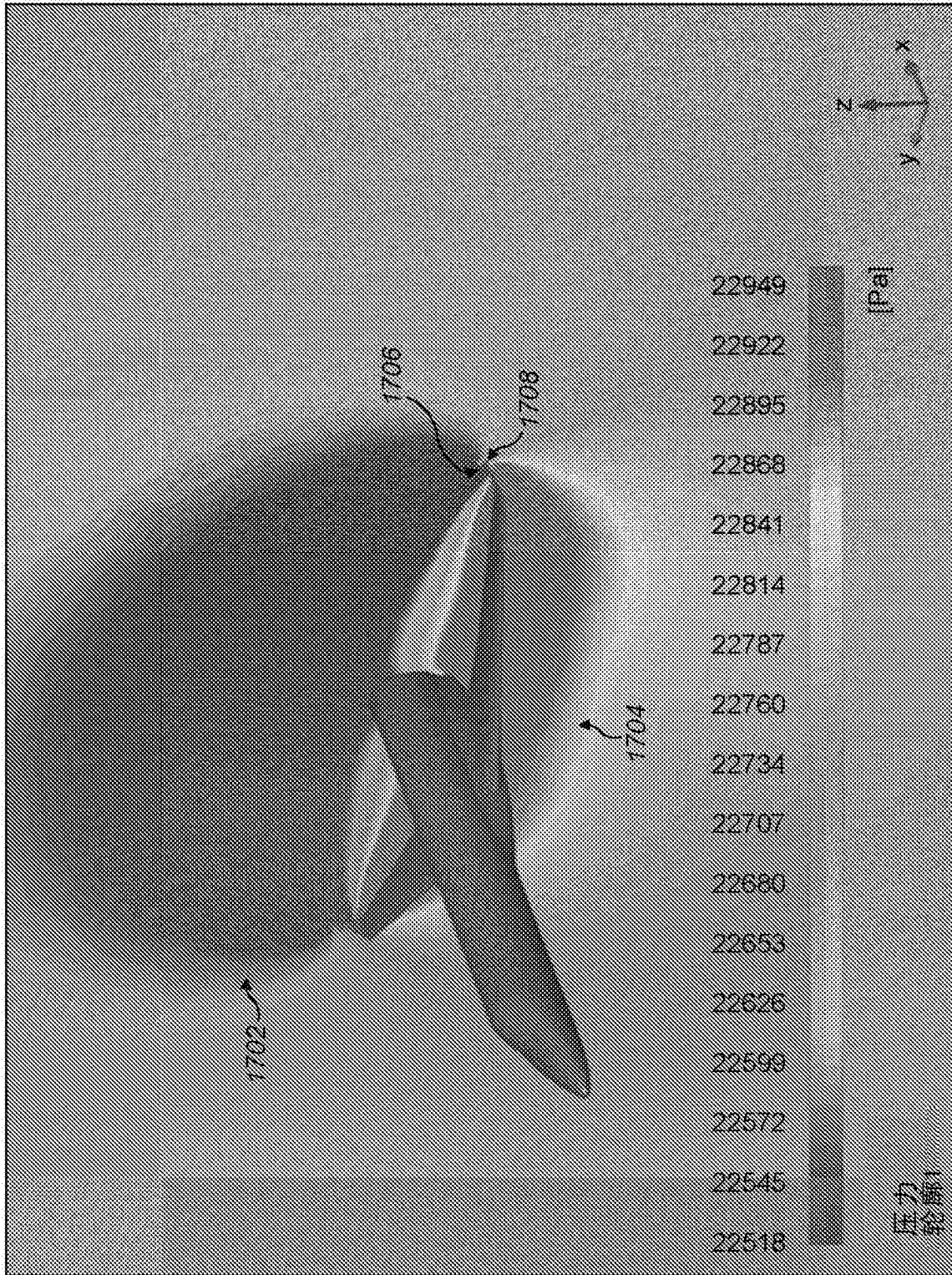


图17