

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103068674 A

(43) 申请公布日 2013. 04. 24

(21) 申请号 201080067356. 7

代理人 丁国芳

(22) 申请日 2010. 04. 12

(51) Int. Cl.

(85) PCT申请进入国家阶段日  
2012. 12. 04

B64C 23/06 (2006. 01)

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2010/002250 2010. 04. 12

(87) PCT申请的公布数据

W02011/127938 EN 2011. 10. 20

(71) 申请人 空中客车运作有限责任公司

地址 德国汉堡

申请人 空客运作有限公司

(72) 发明人 格尔德·海勒 亚历山大·布斯切尔

弗兰克·苏利奇 汤姆·吉布森

迈克尔·卡温 斯蒂芬·鲍威尔

(74) 专利代理机构 上海和跃知识产权代理事务  
所(普通合伙) 31239

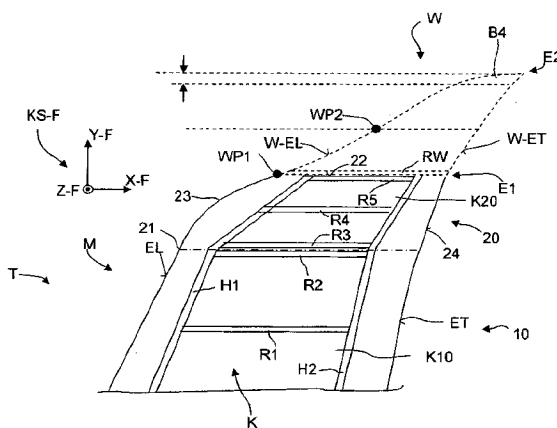
权利要求书2页 说明书9页 附图4页

(54) 发明名称

航空器的固定翼

(57) 摘要

一种航空器的固定翼,其包括延伸过一半翼展的主翼,所述主翼带有翼盒,所述翼盒包括沿所述主翼的翼展方向延伸的翼梁、沿所述翼展方向观察其中一个位于另一个之后的多个翼肋、及外皮。所述翼盒包括翼盒主段(K10)和翼盒适配段(20),所述翼盒适配段形成就从翼根观察而言所述翼盒的外端区域并且设计为固定翼尖装置(W)。在其构造的标称状态下,从所述翼盒主段(K10)的外翼肋(R3)到所述翼盒适配段(K20)的最外翼肋(R5),所述翼盒适配段(K20)的参考各局部翼展方向的上反角连续增大至多60度。



1. 一种航空器翼,其包括延伸过一半翼展的主翼,  
其中所述主翼(M)的在其就从翼根观察而言的最外翼肋(R5)处的翼弦为所述主翼(M)的一半翼展的5%~15%,  
其中所述主翼(M)包括翼主区域(10)和翼适配段(20),所述翼适配段(20)形成就从翼根观察而言所述主翼(M)的外端区域并且设计为固定翼尖装置(W1,W2,W3),  
其中所述翼适配段(20)从所述翼主区域(10)的外翼肋(R3)延伸过所述主翼(M)的一半翼展的2%~10%而至所述翼适配段(20)的外翼肋(R5),所述翼适配段(20)的外翼肋(R5)形成所述主翼(M)的最外翼肋(R5),  
其特征在于,从所述翼主区域(10)的外翼肋(R3)到所述翼适配段(20)的最外翼肋(R5),所述翼适配段(20)的参考各局部翼展方向的上反角连续增大10~60度。
2. 如权利要求1所述的翼,其特征在于,所述翼适配段(20)为所述主翼(M)的一体形成部分。
3. 如权利要求1所述的翼,其特征在于,所述翼适配段(20)为附接至所述主翼(M)的独立部分。
4. 如前述权利要求中任一项所述的翼,其特征在于,所述主翼(M)包括翼盒(K),所述翼盒(K)包括沿所述主翼(M)的翼展方向延伸的翼梁、沿所述翼展方向观察依次排列的多个翼肋(R1,R2,R3,R4,R5)、及外皮,  
其中所述主翼(M)的位于在其就从翼根观察而言的最外翼肋(R5)处的翼弦为所述翼盒(K)的一半翼展的5%~15%,  
其中,所述翼盒(K)包括翼盒主段(K10)和翼盒适配段(K20),所述翼盒适配段(K20)形成就从翼根观察而言所述翼盒(K)的外端区域并且设计为固定翼尖装置(W1,W2,W3),  
其中所述翼盒适配段(K20)从所述翼盒主段(K10)的外翼肋(R2)延伸过所述翼盒(K)的一半翼展的2%~10%而至所述翼盒适配段(K20)的外翼肋(R5),所述翼盒适配段(K20)的外翼肋(R5)形成所述主翼的最外翼肋(R5),  
其特征在于,从所述翼盒主段(K10)的外翼肋(R2)到所述翼盒适配段的最外翼肋(R5),所述翼盒适配段(K20)的参考各局部翼展方向的上反角连续增大10~60度。
5. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,在所述翼盒适配段的区域中,处于构造的标称状态下的所述固定翼的前缘的局部后掠角增大10~45度。
6. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,所述翼盒适配段(K20)的外端具有用于固定翼尖装置的连接装置。
7. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,形成翼盒外段区域的翼盒适配段设计为与翼尖装置附接,其中带有内翼肋的所述翼尖装置连接至所述翼盒主段(K10)的外翼肋。
8. 如权利要求6或7所述的固定翼,其特征在于,所述连接装置设计为位于就从翼根观察而言的所述外端上的主动锁定部件,以主动地将要与所述翼盒适配段连接的翼尖装置连接至所述翼盒适配段。
9. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的前缘的局部后掠角至多增大45度。
10. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,在所述翼盒适配段的区域

中,所述固定翼的后缘的局部后掠角至多增大 5 度。

11. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的后缘的局部后掠角至多增大 20 度。

12. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,所述翼盒主段 (K10) 的从翼根观察而言的外端以及与其相邻的所述翼盒适配段 (K20) 的内端各自具有将所述翼盒适配段连接至所述翼盒主段 (K10) 的连接装置。

13. 如权利要求 12 所述的固定翼,其特征在于,为了形成所述连接装置,耦接装置设计为,所述翼盒主段 (K10) 的外翼肋和所述翼盒适配段的内翼肋各自具有钻孔,并且设置连接组件以将所述外翼肋固定至所述内翼肋以将所述翼盒主段 (K10) 与所述翼盒适配段耦接。

14. 如权利要求 13 所述的固定翼,其特征在于,所述耦接装置设计为,可通过破坏所述连接组件而分离。

15. 如权利要求 13 所述的固定翼,其特征在于,所述连接设计为,可不进行破坏而使得所述耦接装置分离。

16. 如权利要求 12 ~ 15 中任一项所述的固定翼,其特征在于,所述翼盒适配段的内翼肋和所述翼盒主段 (K10) 的外翼肋设计为,当相互固定时,它们互相主动地啮合和结合。

17. 如前述权利要求中任一项所述的固定翼,其特征在于,所述翼盒适配段的从所述翼盒主段 (K10) 的外翼肋直到所述翼盒适配段的最外翼肋的区域中,所述固定翼的翼弦至少缩短至 95% 并且至多缩短至 45%。

## 航空器的固定翼

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空器的固定翼。

### 技术背景

[0002] 现有的固定翼带有不同几何形状及结构尺寸的非平面翼尖装置或翼尖形状,从而改进固定翼的空气动力学效率。

[0003] DE 10117721A1 公开了一种延伸翼尖,其用于具有上表面和下表面以及前缘和后缘的机翼,所述延伸翼尖的几何形状为使得局部上反角(local dihedral angle)连续增大,前缘与后缘的后掠角稳定增大,并且延伸翼尖的在与机翼连接的连接区和尖端之间的翼弦连续缩短,并且所述几何形状使得连接区域中的延伸翼尖与机翼基本上连续相切地连接。

[0004] 上述专利文献提供了多种固定翼,其带有主要用以减小空气动力阻力的不同的翼形或翼尖小翼,从而增加空气动力效率。翼尖形状的界定可作为新固定翼或者整个航空器的设计过程的一部分,或者将现有的航空器改造成带有此类翼尖形状。后一种情况下,可使用另一种翼尖形状的几何形状来代替当前翼尖形状的几何形状。无论何种情况下,在设计翼尖形状的时候,必须针对任何变化对气动效率的提高进行平衡,该变化通常是利用翼根弯矩以简化方式表现出来的结构性负载的增加以及随之而来的所有与航空器重量有关的结果。根据不同的设计方案和边界条件,多种翼尖形状的取值可产生不同的结果。

[0005] 现有技术中有所谓的翼尖刀(WTF, wing tip fence),其包括两个差不多尺寸的组件,并且沿几乎与机翼垂直的方向向上和向下延伸。为了使得机翼上的流动品质为最优,翼尖的形状已经实现为,主翼的翼尖形状所处的外端与翼尖形状之间的后掠角与上反角有连续的平滑过渡。

### 发明内容

[0006] 本发明的一个目的是提供带有这样适配部的固定翼,即,所述适配部相应地可容纳翼尖装置,可调整所述翼尖装置的尺寸或其他几何或空气动力学特性,以使得航空器具有较宽的性能范围。

[0007] 本发明的另一目的是提供带有这样适配部的固定翼,即,所述适配部可使得一种航空器类型的变形种类,例如一种航空器类型的货运或客运变种航空器的空气动力学性能得以改进。本发明的再一目的为提供适配部及带有该适配部的固定翼,其通过用于增进固定翼和航空器的空气动力学特性的翼尖装置对不同尺寸及/或性能范围的固定翼航空器进行改造。

[0008] 这一目的由权利要求 1 中的特征达成。其附属权利要求描述了其他实施例。

[0009] 根据本发明,固定翼具有翼盒,所述翼盒带有翼盒主区,所述翼盒主区沿翼展方向延伸覆盖所述固定翼的主要部分。所述翼盒主区包括固定翼的主翼的支撑结构。翼盒主区具有翼盒适配段,其形成所述翼盒的就从翼根观察而言的外端区域,并且构成所述固定翼的适配段的支撑结构。根据本发明,所述固定翼包括与多种翼尖装置或翼尖小翼附接的翼

盒适配段或适配段,并且其自身具有经优化(即使是次优)的空气动力学特性。

[0010] 为了利用根据诸如 US 5348253, WO 247979A3 或 WO 2008/061739A1 之类的现有翼尖装置来达成业界需要的空气动力学效果,所述现有翼尖装置具有曲面的内区域和外区域,所述内区域包括到主翼的过渡,并且所述外区域尽可能地延伸,即,在翼尖装置翼展上方观察,上反角的变化较小。实现的结果是,可达成相对于翼尖装置的尺寸或翼展,即,相对于主翼的主要部分的纵向延伸,翼上的翼尖装置的最大可能结构高度。因此,对现有的机翼集成此类非常具体的翼尖装置实现了优化,以使它们沿翼展方向观察而言的、固定翼的主要部分与翼尖装置的外区域之间的过渡区域中的机翼主区域开始的过渡段的上反角有较大的变化,从而使得翼尖装置相对于主翼的就从翼厚度方向观察而言的外端具有较大的结构上的高度,同时仅使得翼尖装置的端部区域中的上反角的变化较小。

[0011] 翼尖装置的设计和配置过程中,由于翼尖装置通常在配置步骤中独立进行优化,现有技术要求将翼尖装置的配置开发、测试、及优化为尽可能地是平的或几乎是平的。在此所称的“尽可能地是平的或几乎是平的”系指各翼尖装置的上反角仅少有变化,如,沿翼展方向观察至多仅有约 15 度。这对较小和较大的翼尖形状都适用。

[0012] 与现有的实现形式相反,根据本发明的固定翼具有形成固定翼的翼尖装置或主翼尖装置的适配段,其上反角仅少有变化。由此,主翼尖装置的上反角连续增大 20 ~ 45 度。这样,主翼尖装置件在翼盒主段到主翼尖装置的翼盒段的最外翼肋之间延伸。根据本发明的固定翼设计为,可将使得航空器的空气动力学特性优化的翼尖装置放置在主翼尖装置上。因此,主翼尖装置就此而言相等于带有翼盒适配段的适配段,其上附接有对主翼或翼的主要区域进行优化的翼尖装置。由于根据本发明的主翼尖装置设计为,可将有优化作用的翼尖装置附接至主翼尖装置,以对整体固定翼的空气动力学特性进行优化,例如,对于某一航空器形态,带有主翼尖装置或适配段的固定翼因此具有次优的空气动力学特性。

[0013] 根据本发明对过渡区域进行配置使得固定翼特别适用于在跨音速范围内适用。

[0014] 根据本发明,翼盒适配段可根据变形航空器或特定应用范围进行优化的翼尖装置固定其上。本发明的较佳实施例中,多种翼尖装置可固定至各个根据本发明的翼盒适配段。根据后者,可通过用特别适用于某一特定应用的相应翼尖装置替换已经附接至固定翼的翼尖装置,来对用于该特定应用的固定翼进行优化,从而为此仅需对固定翼稍作改装或无需改装。

[0015] 由于翼盒适配段的端部区域适于附接根据本发明的各种形状和尺寸的翼尖装置,因此所述固定翼也适于作为这样的固定翼,即,尽管就空气动力学而言只有次优的设计,但仍然通过相应地调整固定翼的设计允许在具体限制内进行空气动力学的优化。具体地,适配段的设计使得可安装多种翼尖装置。

[0016] 根据本发明,所述固定翼因此可在不带有翼尖装置的情况下进行飞行,其中,所述固定翼仍然具有比现有平面固定翼更优的空气动力学性能。此外,其使得可以附接相对较长及扩张的翼尖装置,并且其尺寸可变。作为示例描述下列尺寸:

[0017] 例如,相对于固定翼的一半翼展,翼尖装置的高度例如可从用于小翼尖装置的 3% 变化为用于极大翼尖装置的 11%。

[0018] 因此,根据本发明的翼尖装置可实现为在主翼的外端固定至翼盒适配段的独立部件,并藉此达成优化的空气动力学效率,例如,在客运飞行中,如果需要的话,仅通过对需要

的翼结构作很小且经济上较有利的变化。

[0019] 根据本发明的适配装置的特征可使得固定有翼尖装置的固定翼以及带有该固定翼的整个航空器的性能提高。根据本发明的适配装置的配置可容纳和集成入航行灯以及覆盖航行灯的罩子。

[0020] 当在改造过程中将适配装置附接至机翼,本发明的适配装置的实施例还可使得保持较低的额外结构负载作用在所述机翼上,并且通过根据各不同应用场合的情况相应地调整本发明的设计,将所述额外结构负载降低至可忽略不计的水平。这使得根据本发明的适配装置特别适用于在需要的情况下通过对机翼作非常小的改动而对现有航空器的机翼进行改造。

[0021] 具体地,本发明提供了一种航空器的固定翼,其包括延伸过一半翼展的主翼,所述主翼包括翼盒,所述翼盒包括沿所述主翼的翼展方向延伸的翼梁、沿所述翼展方向观察依次排列的多个翼肋、及外皮,其中位于所述主翼的在其就从翼根观察而言的最外翼肋处的翼弦为所述翼盒的一半翼展的 5%~15%,并且其中所述翼盒包括翼盒主段和翼盒适配段,所述翼盒适配段形成就从翼根观察而言所述翼盒的外端区域并且设计为固定翼尖装置,

[0022] 其中所述翼盒适配段从所述翼盒主段的外翼肋延伸过所述翼盒的一半翼展的 2%~10%而至所述翼盒适配段的外翼肋,所述翼盒适配段的外翼肋形成所述主翼的最外翼肋。

[0023] 根据本发明的固定翼的一个实施例在构造的标称状态下配置如下:

[0024] 从所述翼盒主段的外翼肋到所述翼盒适配段的最外翼肋,所述翼盒适配段的参考各局部翼展方向的上反角连续增大至少 10 度。

[0025] 本发明中,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的前缘的局部后掠角至少增大 5 度。

[0026] 本发明的另一实施例,具体地,从所述翼盒主段的外翼肋到所述翼盒适配段的最外翼肋,所述翼盒适配段的参考各局部翼展方向的上反角连续增大 10~60 度。

[0027] 在可最有利地达成本发明技术效果的特殊示意性实施例中,所述固定翼设计为,从所述翼盒主段的外翼肋到所述翼盒适配段的最外翼肋,所述翼盒适配段的参考各局部翼展方向的上反角连续增大 20~45 度。

[0028] 作为代替或者除此之外,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的前缘的局部后掠增大 10~45 度。在可最有利地达成本发明技术效果的特殊示意性实施例中,所述固定翼设计为,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的前缘的局部后掠角增大 10~35 度。

[0029] 根据本发明,所述翼盒适配段的外端具有用于安装翼尖装置的连接装置。具体地,所述连接装置可设于所述翼盒适配段的外翼肋上。

[0030] 根据本发明,所述形成翼盒外端区域的翼盒适配段设计为安装翼尖装置,其中带有内翼肋的所述翼尖装置固定至所述翼盒主段的外翼肋。

[0031] 这种情况下,所述连接装置设计为位于就从翼根观察而言的翼盒适配段的外端的主动锁定部件,以主动地将要与所述翼盒适配段连接的翼尖装置连接至所述翼盒适配段。

[0032] 此外,本发明中,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的后缘的局部后掠角至少增大 5 度。

[0033] 本发明中,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的后缘的局部后掠角还可至多增大 20 度。

[0034] 在翼盒适配段的较佳实施例中,从所述翼盒主段的外翼肋到所述翼盒适配段的最外翼肋,所述翼盒适配段的参考各局部翼展方向的上反角连续增大超过 20 度,但不超过 45 度。

[0035] 在翼盒适配段的较佳实施例中,在所述翼盒适配段的区域中,所述固定翼的前缘的局部后掠角增大超过 5 度,但不超过 35 度。

[0036] 为了将所述翼盒适配段连接至所述翼盒主段,所述翼盒主段的就从翼根观察而言的外端以及与其相邻的所述翼盒适配段的内端各自具有用于形成将所述翼盒适配段连接至所述翼盒主段的连接装置。

[0037] 此处,为了形成所述连接装置,所述连接装置设计为,所述翼盒主段的外翼肋和所述翼盒适配段的内翼肋各自具有孔(具体为钻孔和/或槽)用于容纳可将翼盒适配段连接至所述翼盒主段的连接组件,并且设置连接组件以将所述外翼肋固定至所述内翼肋以将所述翼盒主段连接至所述翼盒适配段。此外,所述连接装置设计为,可通过破坏所述连接组件而分离,或者可不进行破坏而使得所述连接装置分离。

[0038] 这些实施例中,所述翼盒适配段的内翼肋和所述翼盒主段的外翼肋设计为,当相互附接时,它们互相主动地啮合。

[0039] 此外,本发明的固定翼中,所述翼盒适配段的从所述翼盒主段的外翼肋直到所述翼盒适配段的最外翼肋的区域中,所述固定翼的翼弦至少缩短至 95% 并且至多缩短至 45%。

[0040] 本文所提出的用于描述本发明固定翼的参数值,例如,固定翼的前缘或后缘的上反角或局部后掠角的值,涉及处于构造的标称状态下的固定翼,因而涉及不作用有外部负载的所述固定翼。

[0041] 本发明的其他方面中,固定翼设有根据本发明的适配装置。

## 附图说明

[0042] 下文将参考附图描述本发明的示意性实施例,其中:

[0043] 图 1 为带有根据本发明实施例的翼尖装置的航空器的立体示意图;

[0044] 图 2 为带有根据本发明实施例的包括翼适配段的固定翼的航空器的示意侧视图;

[0045] 图 3 为根据本发明实施例的翼盒适配段和翼尖装置的示意后视图;

[0046] 图 4 为固定翼第一实施例的示意俯视图,其带有根据本发明的翼尖适配段和由虚线表示的固定至其上的翼尖装置;

[0047] 图 5 为根据本发明实施例的固定翼的带有翼适配段的外部的分散图;

[0048] 图 6a, 6b, 及 6c 分别为翼尖装置 W 的多个实施例 W1, W2, 或 W3 的立体图,其适于与带有本发明翼适配段的固定翼连接;

[0049] 图 7 为根据本发明实施例的固定翼的俯视图;

[0050] 图 8 为图 7 固定翼实施例的侧视图;及

[0051] 图 9 为图 7 固定翼实施例的后视图。

## 具体实施方式

[0052] 如图 1 的实施例所示,根据本发明通常形式的常规航空器 F 分别包括至少一个副翼 5a 或 5b 的两个固定翼 1a 和 1b。图 1 所示航空器的各固定翼 1a 和 1b 还包括作为高升力襟翼的三后缘提升单元 3a 和 3b 以及三前缘提升单元 4a 和 4b。作为一种选择,固定翼 1a 和 1b 分别可包括多个扰流板 2a 和 2b。此外,航空器 F 包括带有方向舵单元 8 和升降舵单元 6 的航空器尾部组件 H,方向舵单元 8 具有方向舵 9,升降舵单元 6 具有至少一个升降舵 7。升降舵单元 6 可用作 T 形尾翼组(例如,如图 1 所示),或者可用作横向尾翼组。

[0053] 根据本发明的航空器 F 的形状也可不同于图 1 所示的航空器 F。例如,根据本发明的航空器也可为带有高位翼(high set wings)的单翼机,或者全翼(fullwing)航空器。所述航空器还可具有鸭翼来代替升降舵单元。

[0054] 图 1 示出了与所述航空器相关的坐标系 KS-F,其包括航空器纵向轴 X-F、航空器横向轴 Y-F、及航空器垂向轴 Z-F。

[0055] 各固定翼 1a 和 1b 自身还设有固定翼坐标系 KS-T,其包括固定翼的翼展方向轴 S-T,翼弦方向轴 T-T、及厚度方向轴 D-T(图 2)。固定翼坐标系 KS-T 系局部坐标系,并且其根据本发明的定义定向为,局部固定翼翼弦方向 FT 沿航空器坐标系 KS-F 的 X 方向或纵向方向与固定翼 T 的翼弦方向平行,并且固定翼 T 坐标系 KS-T 的翼厚方向 FD 与航空器坐标系 KS-F 的 Z 方向或航空器 F 的垂向轴 Z 的方向平行。根据本发明,固定翼 T 的局部坐标系 KS-T 的这些轴的定向以及原点还可基于固定翼 T 各点上产生的最小横截面来定义,其中局部坐标系 KS-T 的原点系各横截面的位于截面内的质心,并且局部固定翼翼厚方向 FD 以及局部固定翼翼弦方向 FT 位于各最小横截面中。

[0056] 图 3、4、5 及 6a ~ 6c 示出了根据本发明实施例的机翼,其以就沿航空器纵向轴 X-F 观察而言的右侧固定翼 T1 的形式表示。图 3、4、5 及 6a ~ 6c 还示出了航空器坐标系 KS-F 和固定翼 T 的坐标系 KS-T。下文针对右侧固定翼 T1 的描述也可类似地应用于左侧固定翼 T2。

[0057] 根据本发明的固定翼 T,或者其主翼 M,即,不包括襟翼或其他翼的固定翼 T,作为整体呈现出位于固定翼吸入侧的上侧 S1 以及位于固定翼 T 的压力侧(吸入侧的相对侧)的下侧 S2,以及前缘 EL 与后缘 ET,所述固定翼包括翼主区域 10 和翼适配段 20。

[0058] 固定翼 T 包括翼盒 K,形成固定翼流面的机翼外皮附在所述翼盒 K 上。翼盒 K 包括沿所述主翼的翼展方向延伸的翼梁 H,以及多根沿翼弦方向 T-T 延伸的翼肋,若沿翼展方向观察,所述多根翼肋中一根位于另一根翼肋之后。图 4 所示的翼盒 K 设计为设有两个翼梁 H,例如,具体地,设有沿前缘 EL 延伸的前主翼梁 H1 和沿后缘 ET 延伸的后主翼梁 H2。若干根各自沿翼弦方向 T-T 延伸的翼肋 R 固定至主翼梁 H1 和 H2。例如,图 4 中将翼肋标为 R1, R2, R3, R4, 及 R5。主翼梁 H1 和 H2 的实现方式可不同于图 4 的实现方式,例如,主翼梁 H1 和 H2 可包括若干个部件,若沿固定翼 T 的翼展方向 S-T 观察,一个部件位于另一个部件之后。翼肋 R 的设计也可不同于图 4 所图示的设计。例如,翼肋不必在两个外翼梁或主翼梁 H1 和 H2 之间延伸,而是将固定翼 T 设计为翼肋在各相邻两个翼梁之间延伸。固定翼 T 的外皮固定至若干或所有固定翼翼梁及 / 或翼肋。

[0059] 根据本发明,翼盒 K 包括形成主翼段 10 的翼盒主区域或翼盒主段 K10,以及翼盒适配段 K20,翼盒适配段 K20 包括翼盒 K 的就从翼根观察而言的外端区域并且形成翼适配段



20。

[0060] 根据本发明,翼盒适配段 K20 设计为与翼尖装置或翼尖小翼 (winglet)W 附接。为了进行图示,图 4 中的虚线表示设于翼盒适配段 K20 外端处的翼尖装置或翼尖小翼的轮廓。这些附图中,可固定至翼盒适配段 K20 并且可与其分离的翼尖装置 W 示出为,用于就沿飞行方向或与航空器的纵向轴 X 相反的方向观察而言的右手侧机翼。

[0061] 根据本发明,翼盒适配段 K20 的外端尤其包括用于附接翼尖装置 W 的连接装置。翼盒适配段 K20 具有沿翼展方向 S-T 而言的第一内端 21 和一外端 22。翼盒适配段 K20 的外端 22 形成固定翼 T 的就从翼根观察而言外侧的翼展向端部。翼盒适配段 K20 所在的翼适配段 20 具有前缘 23 和后缘 24,前缘 23 为整个固定翼 T 之前缘 EL 的一部分,后缘 24 为整个固定翼 T 之后缘 ET 的一部分。

[0062] 本发明的另一实施例中,用于使得翼尖装置 W 与翼盒适配段 K20 连接的连接装置形成在翼盒适配段 K20 的就从翼根观察而言的最外翼肋 R5 上。本实施例的最外翼肋 R5 本身的结构可设计为,翼尖装置 W 可附接至其上。此外,所述连接装置根据本发明可实现为,将就从翼根观察的外端设计为主动锁定部,以主动地将要与翼盒适配段 K20 连接的翼尖装置 W 连接至翼盒适配段 K20。因此,翼盒适配段 K20 的外翼肋 R5 和翼尖装置 W 的内翼肋根据本发明可设计为,当翼盒适配段 K20 的外翼肋 R5 与翼尖装置 W 的内翼肋相互附接时,翼尖装置 W 的内翼肋和翼盒适配段 K20 的外翼肋 R5 主动地相互啮合。这样,翼盒适配段 K20 的外翼肋 R5 具有面向外或者面向要附接的翼尖装置 W 的形状表面。

[0063] 一般地,本发明中,翼盒主段 K10 的就从翼根观察而言的外端和与其相邻的翼盒适配段 K20 的内端各自具有连接装置用于形成耦接装置,以将翼盒适配段 K20 连接至翼盒主段 K10。具体地,所述耦接装置可实现为位于翼盒主段 K10 外端的连接装置,其中翼盒主段 K10 的外翼肋以及翼盒适配段 K20 的内翼肋各自具有钻孔及/槽,所述钻孔及/槽用于容纳将翼盒适配段连接至翼盒主段的连接元件。所述连接元件用于将外翼肋附接至内翼肋,从而使得翼盒主段 K10 与翼盒适配段 K20 连接。

[0064] 如图 4 所示,翼盒适配段 K20 具有就从翼根观察而言的最外翼肋 R5、中心翼肋 R4、及最内翼肋 R3。翼盒适配段 K20 可设计为连接至主翼的独立组件。或者,翼盒适配段 K20 可设计为与固定翼 T 一体的组件,而不是独立组件。图 4 中,翼盒适配段 K20 设计为固定翼 T 的独立组件,并且翼盒适配段 K20 的最内翼肋 R3 与翼盒主段 K10 的最外翼肋 R2 连接。此处,翼盒适配段 K20 的最内翼肋 R3 和翼盒主段 K10 的最外翼肋 R2 可直接接靠。或者,翼盒适配段 K20 的最内翼肋 R3 与翼盒主段 K10 的最外翼肋 R2 可直接相互附接。根据本发明,形成翼盒外端区域的翼盒适配段 K20 尤其设计为与翼尖装置 W 的附接。具体地,此处,带有内翼肋的翼盒适配段 K20 与翼盒主段 K10 的外翼肋连接。

[0065] 本实施例中,将翼盒适配段 K20 连接至翼盒主段 K10 的耦接装置尤其可设计为,通过破坏连接组件而使得耦接装置分离。或者,所述耦接装置可设计为,设置耦接装置而非破坏性地分离。

[0066] 翼盒适配段 K20 设计为这样与翼尖装置附接,即,使得翼盒适配段 K20 从翼盒主段 K10 的外翼肋延伸并且过翼盒 K 的一半翼展的 2%~10% 直至形成主翼的最外翼肋的翼盒适配段 K20 的外翼肋。

[0067] 通过处于构造的标称状态 (nominal state) 下的本发明固定翼,翼盒适配段 K20

的参考各局部翼展方向的上反角,从翼盒主段 K10 的外翼肋到翼盒适配段 K20 的最外翼肋连续增大至少 10 度。作为代替或者除此之外,根据本发明的固定翼可设计为,当其处于标称状态下,固定翼的前缘的局部后掠角在翼盒适配段 K20 的区域中增大至少 5 度。

[0068] 根据本发明的固定翼,其带有设计用于与翼尖装置连接的翼盒适配段,所述固定翼为此具有与翼尖装置附接的连接装置,因所述固定翼前缘的上反角及 / 或局部后掠角连续增大,从而使得所述固定翼能够附接较宽范围的翼尖装置。对于根据本发明的要被附接的翼尖装置 W、W1、W2、W3,翼尖装置 W、W1、W2 的局部上反角从内端 E1 到外端 E2 连续增大或减小。当上反角增大时,翼尖装置 W、W1、W2 或其第二端 E2 的方向朝上,当上反角减小时,翼尖装置 W、W1、W2 或其第二端 E2 的方向朝下。

[0069] 就本发明而言,从固定翼 T 开始的“顶”应理解为离开固定翼 T 的顶侧 T1 的方向,或航空器坐标系 KS-F 的正 Z 方向,或者固定翼坐标系 KS-T 的正翼厚度方向。

[0070] 根据本发明固定翼的一个实施例中,从翼盒主段 K10 的外翼肋直到翼盒适配段 K20 的最外翼肋,翼盒适配段 K20 的参考翼肋各局部翼展方向的上反角连续增大,这一增大最少为 10 度,最大为 60 度。较佳实施例中,从翼盒主段 K10 的外翼肋直到翼盒适配段 K20 的最外翼肋之间,翼盒适配段 K20 的参考翼肋各局部翼展方向的上反角为最小为 20 度,最大为 45 度。

[0071] 所述上反角或局部上反角可以本发明固定翼的沿纵向方向 L 延伸的第一基准线作为参考,并且视需要可以附接至其上的翼尖装置 W 作为参考。此处,所述局部上反角系所述第一基准线的各上反角判定点上的切线与第二参考线或基准线之间的夹角。所述第二基准线具体可限定为,固定翼 T 或翼尖装置 W 的横截面的质心的连接线,这些质心位于航空器坐标系 KS-F 的 X-Z 平面。所述第二基准线具体可为平行于航空器坐标系 KS-F 的 Y 轴延伸的线。所述第二基准线亦可为机翼或其高升襟翼的前缘线或后缘线。

[0072] 根据本发明,具体地,纵向方向 L 具体可与所述基准线相同。纵向方向 L 可为最小横截面的质心的连接线,各局部翼尖装置厚度方向 D-W 和局部翼尖装置翼弦方向 T-W 或局部固定翼厚度方向 D-T 和局部固定翼翼弦 T-T 位于这些最小横剖面中。

[0073] 参考要固定至固定翼 T 的翼尖装置 W 的局部坐标系 KS-W,以描述根据本发明的要固定至固定翼 T 的翼尖装置 W,所述局部坐标系 KS-W 的定义类似于前述固定翼 T 的局部坐标系 KS-T,并且其在这样的点上局部形成,即,所述点标出翼尖装置 W 的沿纵向方向 L 的进展。翼尖装置 W 的局部坐标系 KS-W 具有局部翼尖装置翼展方向轴 S-W、局部翼尖装置厚度方向轴 D-W、及翼尖装置翼弦方向轴 T-W。所述坐标系的定向可定义为与前述基于航空器坐标系或者基于固定翼 T 的各点处出现的固定翼 T 最小横截面的局部固定翼坐标系 KS-T 类似。

[0074] 就固定翼 T 的其上设有翼尖装置的翼展方向 SW 而言,翼尖装置 W 具有形成翼尖装置连接的内端 E1,以及形成翼尖的外端(意指适配段 20 的第二端 E2),并且使得固定翼 T 的长度沿翼展方向 SW 从固定翼 T 的最外端延长到翼尖装置 W 固定处。翼尖装置 W 具有各自在第一端 E1 与第二端 E2 之间延伸的后缘 W-ET 和前缘 W-EL。

[0075] 图 6a ~ 6c 示出了翼尖装置 W 的多个实施例 W1、W2、W3,其适于与带有翼适配段 20 的固定翼 T 连接。根据本发明的固定翼 T 特别适于其局部上反角从内端 E1 朝向外端 E2 连续增大(如图 6a ~ 6c 的实施例所示)或连续减小的翼尖装置的附接。翼尖装置 W 的

一个示意性实施例中,翼尖装置 W 的上侧边及 / 或下侧边在沿所有方向的相切或曲度上是连续的。特别实施例中,翼尖装置 W 的上侧边及 / 或下侧边亦可在一或多个位置形成折点(kink),这样,所述上侧边及 / 或下侧边至少在给定点上是连续的。

[0076] 根据本发明的固定翼的示意性实施例中,较之位于翼盒主段 K10 的外翼肋位置处的固定翼翼弦,在翼盒适配段 K20 的从翼盒主段 K10 的外翼肋到翼盒适配段 K20 的最外翼肋之间的区域中的固定翼 T 的翼弦至少减小为 95%,至多减少为 45%。

[0077] 本实施例的固定翼 T 特别有利于与如图 6c 的翼尖装置 W3 所示的翼尖装置 W 附接,随着翼尖装置 W3 从其内端 E1 进展至外端 E2(或至少进展到外端 E2 之前的距离或区域),翼尖装置 W3 的后缘 W-ET 的局部后掠角(“后缘后掠”)和前缘 W-EL 的局部后掠角(“前缘后掠”)连续增大。

[0078] 所述外端 E2 之前的距离或区域系指局部区域 B3,基本上最多覆盖翼尖装置 W、W1、W2、W3 的沿纵向方向 L 的长度的 8%。例如,前缘 W-EL 的后掠角还可在局部区域 B3 中逐渐变小。然而,本发明的其他实施例还可不设置区域 B3。

[0079] 要附接至固定翼的翼尖装置 W 可设计为,与翼盒适配段共同形成带有前缘的固定翼,所述前缘包括两个中间点 WP1 和 WP2,所述中间点代表所述前缘的路径点(way points)(图 6a 和 6b;翼尖装置 W1 和 W2)。中间点 WP1 和 WP2 能够将翼尖装置 W 分为两个翼展区 B1、B2(可能包括 B3),其中各区域的界面可定义为沿航空器坐标系 KS-F 的 X-Z 或者沿局部翼尖装置翼弦方向 T-E 的局部翼尖装置厚度方向 D-W 行进。翼适配段 20 位于翼适配段 20 的第一端 21 与第一路径点 WP1 之间,第一区域 B1 位于第一路径点 WP1 与第二路径点 WP2 之间,且第二区域 B2 位于第二路径点 WP2 与翼尖装置 W1 或 W2 的第二端 E2 之间。

[0080] 第一路径点 WP1 的位置可设于翼适配段 20 的外端或第二端 22 处(图 6a, 6b),或者远离第二端 22。

[0081] 本发明的关于翼尖装置 W1 或 W2 的前缘的进展的特征,尤其是第三区域 B3 中后掠角的变化,使得利用根据本发明的翼适配端 20 能够对作为整体的翼尖装置 W 的构造的变化产生影响,从而可对固定翼 T 和航空器 F 的可达成空气动力效果进行影响。

[0082] 根据本发明的固定翼 T 的形状可在造成较小结构上影响的情况下使得翼尖装置 W 实现空气动力高效的几何形状。除了几何扭转度和弯曲度的常规设计参数,局部轮廓翼弦的沿翼尖装置或翼盒适配段 20 的内区域翼展方向的显著缩短也会达成这一效果。较之现有的前缘后掠角连续增大的翼尖形状,因前缘 W-EL 的局部后掠角发生两次变化,根据本发明的翼尖装置 W1 和 W2 的沿翼展方向的延伸可显著扩展。从而,可通过翼展效应和润湿表面的减小,而获得与诱导阻和翼型阻力有关的空气动力学优点。同时,较之现有的解决方案,本发明的翼尖装置 W1 和 W2 的几何形式使得机翼 F 上的结构性负载较小,同时保持同样的空气动力效率。

[0083] 另一方面,若通过在本发明的翼尖装置 W 上附加的几何高度及 / 或翼展方向的扩展对结构上优点进行平衡,尽管润湿表面较大,但经调整的空气动力学负载分布可达成比公知翼尖装置更大的总阻力增益。

[0084] 可将翼尖装置 W 直接固定至固定翼 T。在此情况下,固定翼 T 和翼尖装置 W 的接靠表面或接靠线可形成边缘线或折点。

[0085] 尤其是本发明的一个方面,沿局部翼尖装置翼弦方向 T-W 的翼尖装置翼弦和沿局

部翼尖装置厚度方向 D-W 的翼尖装置厚度沿着翼尖装置纵向方向 L 连续减小。

[0086] 根据本发明,基本量的“连续”减小或“连续”增大应理解为该基本量(即,前述例子中的翼尖厚度)沿各相关基准线单调增大或减小。参数增大或减小的进展亦可形成折点。

[0087] 为此,根据本发明的固定翼可配置为,固定翼 T 之前缘的局部后掠角在翼盒适配段 K20 的区域中至多增大 45 度。

[0088] 作为代替或除此之外,固定翼 T 之后缘的局部后掠角在翼盒适配段 K20 的区域中至少增大 5 度。

[0089] 作为代替或除此之外,固定翼 T 之后缘的局部后掠角在翼盒适配段 K20 的区域中至多增大 20 度。

[0090] 根据本发明的翼尖装置 W 特别适于对现存的航空器进行改造或重新装配,可在对固定翼 T 不进行任何或仅稍作结构变化的情况下改进空气动力学性能。

[0091] 图 7、8、及 9 示出了根据本发明实施例的固定翼的多个立体图,其中所示固定翼的适配段 20 的上反角和前缘角增大了约 30 度。此外,适配段 20 的外翼肋处的翼弦测为翼盒的外缘上的翼弦的约 49%。

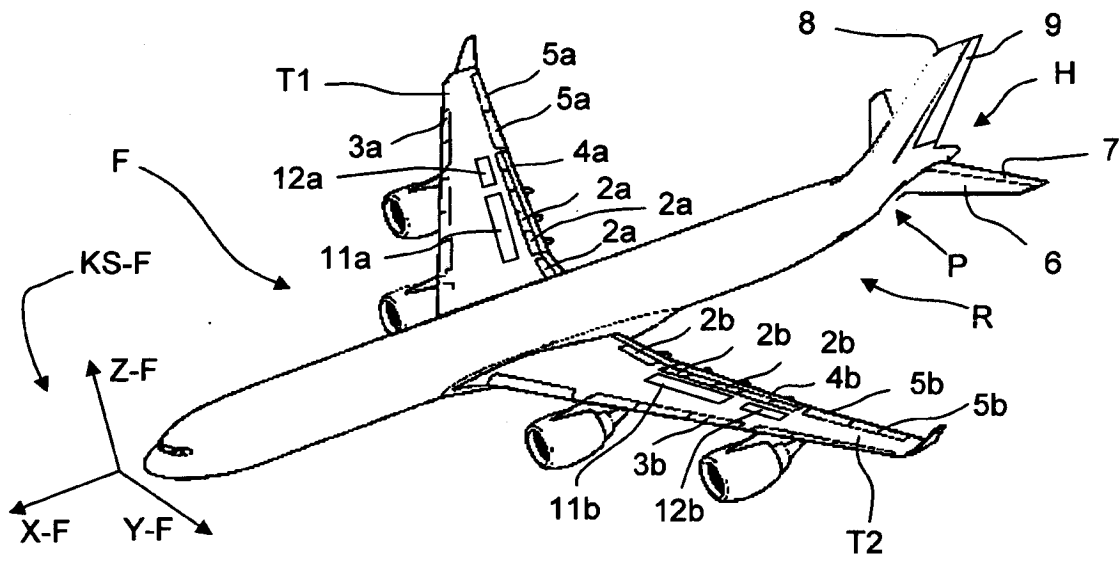


图 1

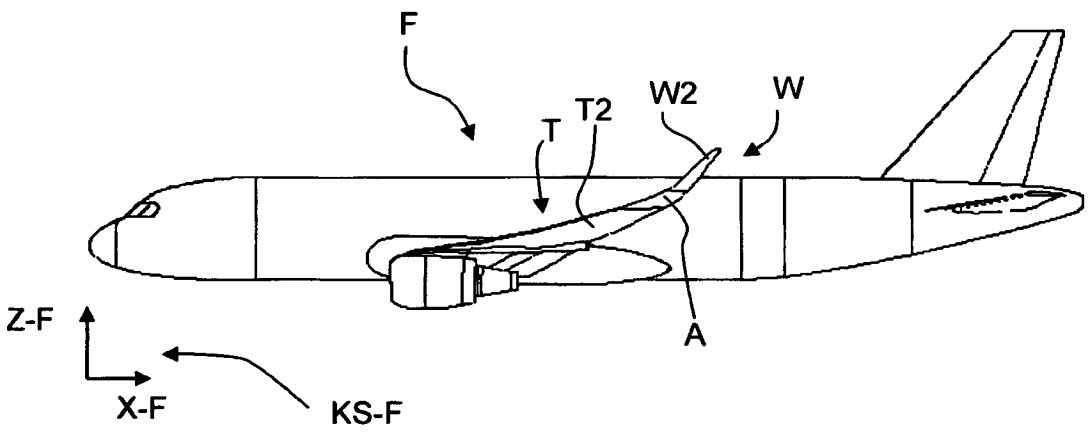


图 2

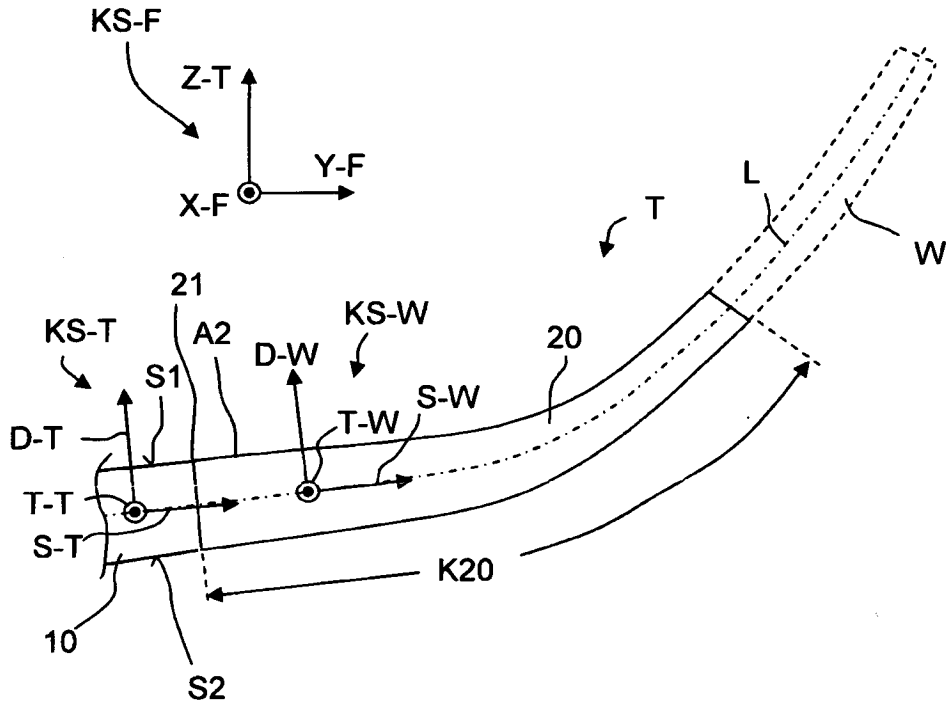


图 3

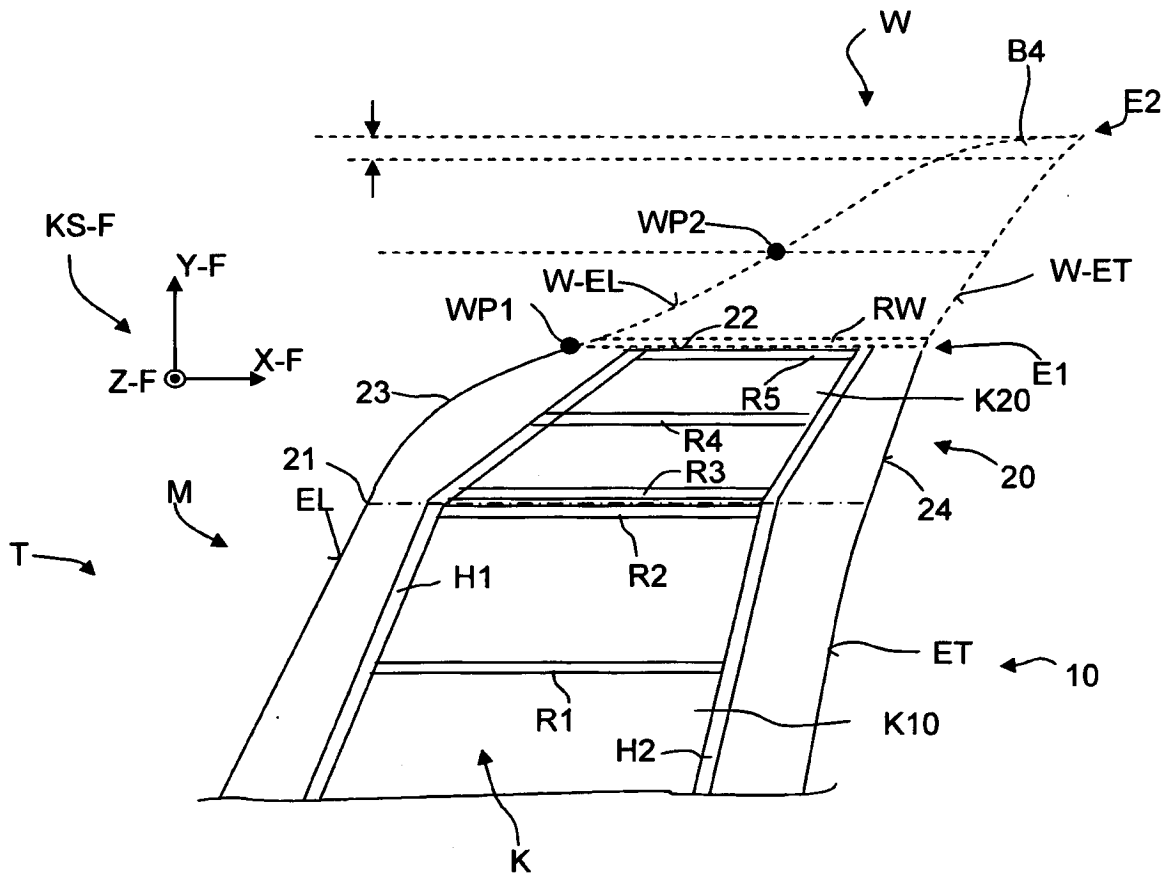


图 4

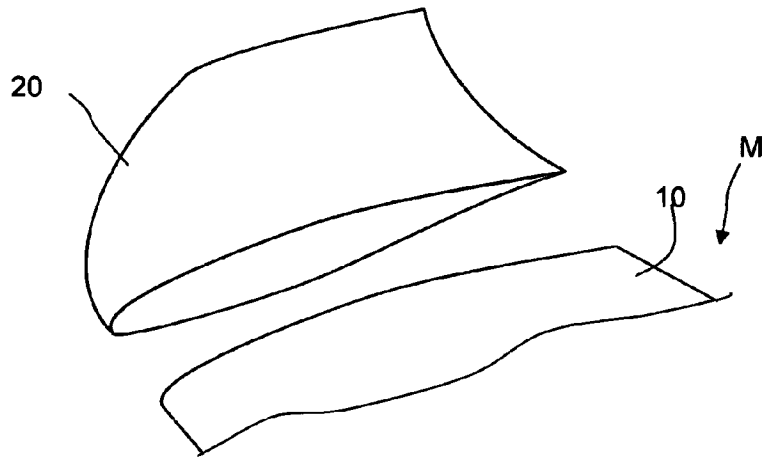


图 5

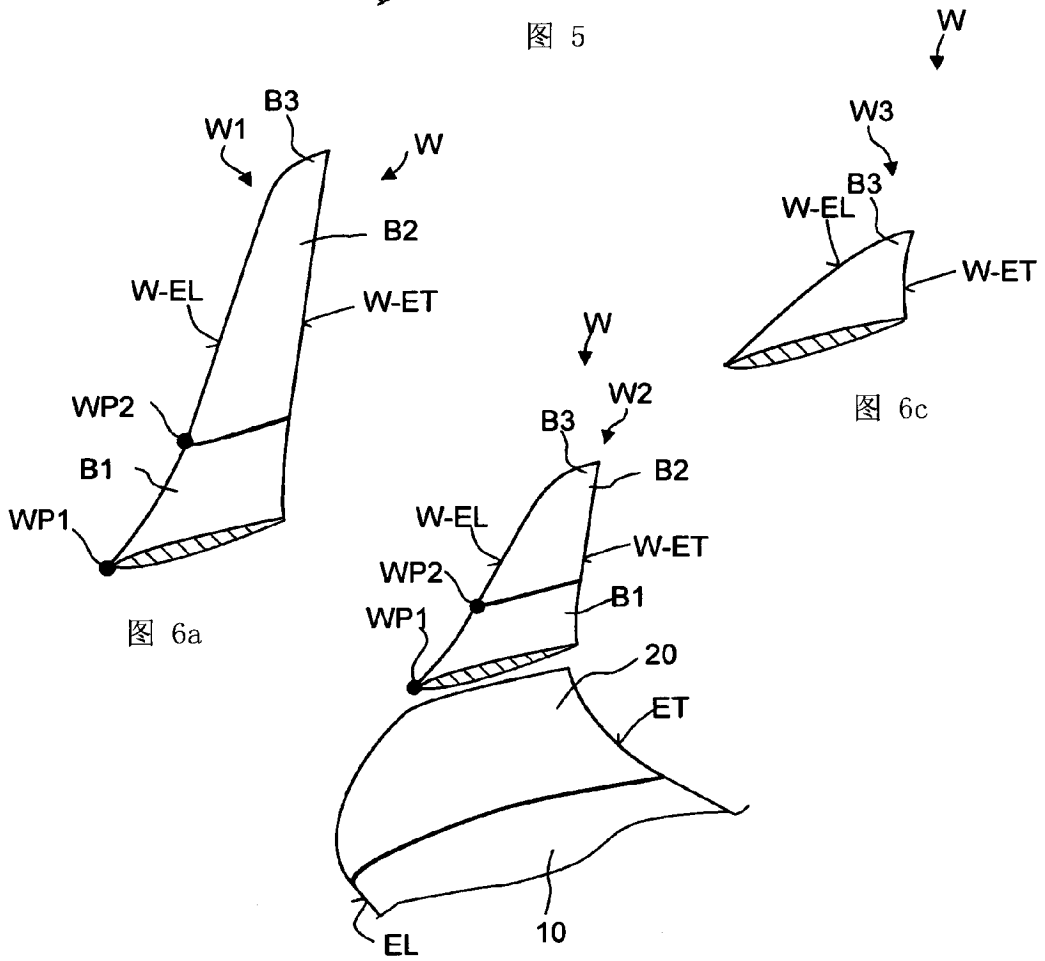


图 6a

图 6c

图 6b

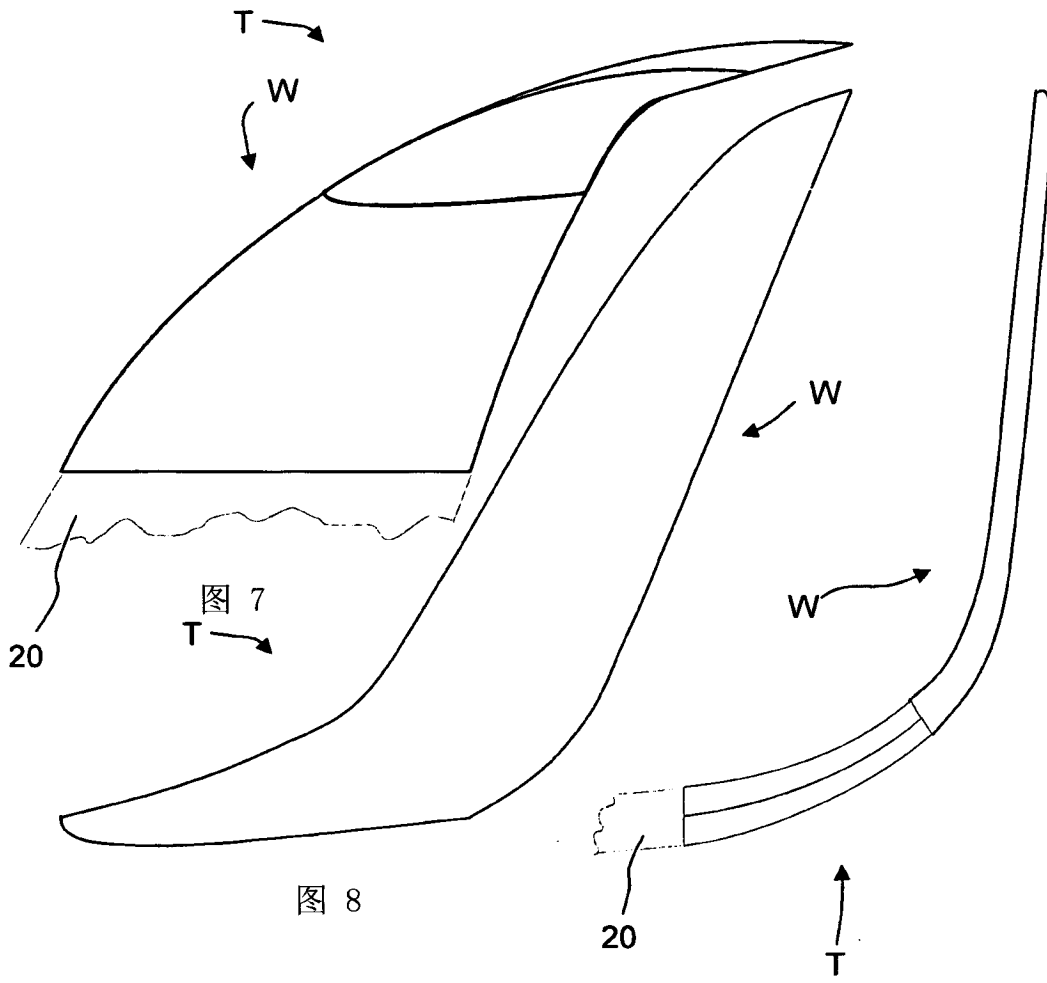


图 8

图 9