

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

B64C 7/02 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

B64D 29/02 (2006.01)



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200880020369.1

[43] 公开日 2010年3月31日

[11] 公开号 CN 101687542A

[22] 申请日 2008.6.16

[21] 申请号 200880020369.1

[30] 优先权

[32] 2007.6.15 [33] DE [31] 102007027697.6

[32] 2008.5.26 [33] DE [31] 102008025152.6

[32] 2008.5.26 [33] US [31] 61/056,038

[86] 国际申请 PCT/EP2008/004841 2008.6.16

[87] 国际公布 WO2008/151843 英 2008.12.18

[85] 进入国家阶段日期 2009.12.15

[71] 申请人 空中客车营运有限公司

地址 德国汉堡

[72] 发明人 德特勒夫·施韦茨勒

[74] 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

代理人 魏金霞 田军锋

权利要求书 3 页 说明书 13 页 附图 5 页
按照条约第 19 条的修改 4 页

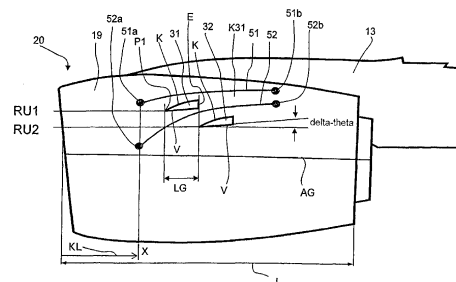
[54] 发明名称

包括涡流发生器装置的飞行器发动机短舱

[57] 摘要

一种飞行器的发动机短舱，该发动机短舱在一侧上包括多个翅片状涡流发生器(3、4、5)以便在攻角增加的情况下提高最大升力，由所述涡流发生器(3、4、5)产生的涡旋区域沿翼展方向总体在增大的机翼区域上延伸，其中第一涡流发生器定位在位于两个边界线(51、52)之间的定位狭长带(K31)内，其中：第一边界线(51)的起点(51a)是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi = 35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X = L/4$ 的圆周点；第一边界线(51)的终点(51b)是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi = 25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X = L/3$ 的圆周点；第二边界线(52)的起点(52a)是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi = 90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X = L/4$ 的圆周点；第二边界线(52)的终点(52b)是发动机短舱上的具有发动机短

舱圆周角 $\phi = 55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X = L/3$ 的圆周点。



1. 一种飞行器的发动机短舱，所述发动机短舱包括具有第一侧（S1）和第二侧（S2）的短舱壳体（19）以及多个翅片状的涡流发生器（21、22、23；31、32），所述涡流发生器布置在所述短舱壳体（19）的所述两侧（S1、S2）中的其中一侧上使得在攻角增加的情况下，由涡流发生器产生的涡旋区域沿翼展方向在总体上增大的机翼区域上延伸用以提高最大升力。

2. 根据权利要求1所述的发动机短舱，其特征在于，第一涡流发生器（31）的最前点定位在位于两个边界线（51、52）之间的定位狭长带（K31）内，其中：

第一边界线（51）的起点（51a）是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点；

第一边界线（51）的终点（51b）是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点；

第二边界线（52）的起点（52a）是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点；

第二边界线（52）的终点（52b）是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点；

其中每条所述边界线是在所述发动机短舱的外周上延伸的线并且是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。

3. 根据权利要求1或2所述的发动机短舱，其特征在于，所述涡流发生器布置在所述短舱壳体（19）的面向机身的一侧上。

4. 根据权利要求1、2或3所述的发动机短舱，其特征在于，在所述短舱壳体（19）的所述两侧（S1、S2）中的所述第二侧（S2）上布置至少一个翅片状的涡流发生器（21、22、23；31、32）。

5. 根据权利要求4所述的发动机短舱，其特征在于，在所述短

舱壳体(19)的两侧上布置多个翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32),其中,每个第一涡流发生器(31)的最前点定位在位于两个边界线之间的定位狭长带(K31)内,其中:

第一边界线(51)的起点(51a)是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第一边界线(51)的终点(51b)是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L\cdot 2/3$ 的圆周点;

第二边界线(52)的起点(52a)是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第二边界线(52)的终点(52b)是所述发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L\cdot 2/3$ 的圆周点;

其中每条所述边界线是在所述发动机短舱的外周上延伸的线并且是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。

6. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱,其特征在于,第二涡流发生器位于第一涡流发生器下方的 $\phi=10^\circ$ 至 30° 的发动机的圆周角上定位。

7. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱,其特征在于,所述涡流发生器布置成沿纵向交迭。

8. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱,其特征在于,所述涡流发生器的纵向相对于所述发动机短舱的纵向轴线成 $\delta\text{-}\theta=0^\circ$ 至 10° 倾斜。

9. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱,其特征在于,在所述涡流发生器与所述短舱壳体的外部流动表面(A)的连接区域(V)中所述涡流发生器具有沿该涡流发生器的纵向延伸的长度(LG),所述涡流发生器包括外轮廓(K2),所述外轮廓从所述外部流动表面(A)凸出并且该外轮廓从所述短舱壳体的外部流动表面(A)

逐渐升高并在相应的涡流发生器的后端处延伸至最大高度 (HG)。

10. 根据权利要求 9 所述的发动机短舱, 其特征在于, 至少一个涡流发生器的外轮廓为直线。

11. 根据权利要求 9 或 10 所述的发动机短舱, 其特征在于, 所述涡流发生器的总体长度 LG 与所述涡流发生器的最大高度 HG 的比率在 1.4 与 3.6 之间。

12. 根据前述权利要求 9 至 11 中任一项所述的发动机短舱, 其特征在于, 所述涡流发生器的总体长度 LG 与所述发动机短舱的长度比率在 0.1 与 0.15 之间。

13. 一种根据前述权利要求中任一项所述的飞行器的发动机短舱, 其特征在于, 涡流发生器的外轮廓 (K) 相对于沿该涡流发生器的纵向 (X) 的连接区域 (V) 的斜度是通过函数 $Y = HG \cdot [1 - (LG - X)^2 / LG^2]$ 定义, 该轮廓从外部流动表面 (A) 凸出, 其中:

X 是涡流发生器的纵向坐标, 其中 LG 为涡流发生器的总体长度;

Y 是涡流发生器的高度坐标, 其中 HG 为纵向坐标 $X = LG$ 处的涡流发生器相对于所述外部流动表面 (A) 的最大高度;

其中从所述外部流动表面 (A) 凸出的所述外轮廓 (K) 处于由所述函数产生的 Y 值的 $\pm 10\%$ 的范围内。

14. 根据权利要求 13 所述的发动机短舱, 其特征在于, 形成所述涡流发生器 (3、4、5、6) 的翅片的区域相对于所述发动机短舱 (2) 成径向布置。

包括涡流发生器装置的飞行器发动机短舱

技术领域

本发明涉及一种安装在飞行器的外部流动表面上的涡流发生器，以及一种具有涡流发生器装置的飞行器发动机短舱。

背景技术

考虑到飞行器、尤其是具有大的起飞重量的商用机或运输机的性能，在起飞和着陆阶段的最大可达升力是特别重要的。所述升力取决于机翼的大小和几何形状，并且在有限程度上取决于当飞行器攻角增加时开始的在翼型顶部处的气流分离。为了增加最大可达升力，在机翼处——通常在机翼前部处——提供作为高升力设备的缝翼或前缘襟翼，而在机翼后部提供后缘襟翼。利用这些高升力元件的有利设计，可以直至显著更高的攻角时才开始机翼上的气流分离。

为了直至进一步更高的攻角以获得最大可达升力，存在着其它有效的措施，即通过适当设计的涡流发生器而在机翼顶部产生涡旋区域，当飞行器攻角增加时该涡旋区域强度增加。布置在机翼上的发动机的发动机短舱的外侧是用来安装这种涡流发生器的适当位置。利用最佳的布置并且在最大攻角处，这种已知为短舱整流片或短舱脊部的涡流发生器产生流经机翼的强大涡流，在所述机翼前部的缝翼上其延迟了气流分离直至飞行器以更大的攻角飞行。

根据 US 4,540, 143，取决于特殊的应用，在发动机短舱的一侧或两侧提供至少一个如下组合，其包括翅片状涡流发生器以及在无过渡的情况下从所述涡流发生器延续且具有一致高度的边界层整流栅。利用这种包括翅片状涡流发生器和边界层整流栅的组合，不仅实现了一个或多个涡流——其尽量在空间上受到限制——的形成，而且因为形成了尽量在空间上受到限制的一个或多个涡流，所以限制了气流分离沿翼展方向的传播，气流分离是由发动机短舱的前上侧缘产生并从该

位置延伸过机翼。

由 US 3,744,745 已知在发动机短舱的每一侧上提供涡流发生器。这样可以实现增加下洗流流场的强度。

发明内容

本发明的目的是创建一种特别是在增加攻角的情况下提高机翼升力的涡流发生器装置。

上述目的通过独立权利要求的技术特征来实现。在与所述独立权利要求相关的从属权利要求中描述了进一步的示例性实施方式。

根据本发明，提供一种具有涡流发生器装置的发动机短舱，该装置设计成使得在外部流动表面上的气流利用该装置而在交叉于气流方向的尽可能广泛的区域中形成湍流。

根据本发明，如现有技术中所提供的，不会对从发动机短舱的前缘流出的基于气流扰动或气流分离的气流产生影响。而是，利用根据本发明的措施，使气流在沿翼展方向的尽可能广泛的区域中形成湍流。这样，根据本发明，在机翼上方的片状区域中使侧边界层发生改变。意外地，具有根据本发明的涡流发生器的机翼支持更大的攻角并且因此提供整个机翼的更大的最大升力。

现有技术没有暗示产生这种效果，而且该措施在对巡航的阻力方面没有负面影响的情况下意外地特别是在增加的攻角下提高了升力。

从例如 A320、A340、B777、B737 的各种机型已知，在机身的面对发动机或发动机短舱的一侧上提供单个的涡流发生器。另外，从机型 DC10、A321、A319、A318 已知，在发动机或发动机短舱的每一侧上提供单独的涡流发生器。与这种已知布置相关的缺点在于，由于流场的空间特性，因此通过涡流发生器产生的涡流仅在相对于翼展方向非常有限的区域内有效，通常在发动机挂架的附近有效。

本发明的目的通过飞行器的发动机短舱来实现，该发动机短舱包括具有第一侧和第二侧的短舱壳体以及多个翅片状的涡流发生器，该涡流发生器布置在短舱壳体的两侧中的其中一侧上使得在攻角增加

的情况下,由涡流发生器产生的涡旋区域沿翼展方向总体上在增大的机翼区域上延伸用以提高最大升力。

在本文中术语“发动机短舱”指的是用于容纳发动机的发动机短舱。该发动机短舱无需包括发动机。

术语“第一侧”和“第二侧”指的是短舱壳体的侧面,所述侧面关于发动机挂架彼此相反;也就是说分别地一侧朝向机身,而另一侧背向机身。

由于提供翅片状涡流发生器,因此绕短舱壳体流动的气体在宽的区域形成湍流。涡流发生器的翅片形状的特征在于:涡流发生器的外轮廓——该轮廓从短舱壳体凸出——设计成在该外轮廓的起点与终点之间的整个区域中逐渐升高。

在这种布置中,特别地可将所述涡流发生器布置在短舱壳体的机身侧。

根据本发明的另一示例性实施方式,其中,在短舱壳体的两侧中的其中一侧上布置多个翅片状涡流发生器,在短舱壳体的两侧中的另一侧上布置至少一个翅片状涡流发生器。

另外,根据本发明的示例性实施方式可提供一种发动机短舱,在其短舱壳体的两侧上布置多个翅片状涡流发生器。

如果在短舱壳体的侧面上布置多个涡流发生器,则根据本发明,将第一涡流发生器的最前点定位在位于两个边界线之间的定位狭长带内,其中:

第一边界线的起点是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第一边界线的终点是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L\cdot 2/3$ 的圆周点;

第二边界线的起点是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第二边界线的终点是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角

$\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X = L \cdot 2/3$ 的圆周点。

特别地，第一涡流发生器可以是在最小角度 ϕ 定位的涡流发生器，也就是说是最上面的涡流发生器。

在这种布置中，边界线设置为沿发动机短舱的外周或者在发动机短舱的外周区域上延伸的线，该线是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。

另外，可将第二涡流发生器位于第一涡流发生器下方的 $\phi=10^\circ$ 至 30° 的发动机的圆周角上定位。

在两个或多个涡流发生器的布置中，可分别将并排定位的两个涡流发生器布置成沿纵向交迭。

涡流发生器的纵向可相对于发动机短舱的纵向轴线成 $\delta\text{-}\theta=0^\circ$ 至 10° 倾斜。

在涡流发生器与短舱壳体的外部流动表面的连接区域或相交区域中，每个涡流发生器具有沿涡流发生器的纵向延伸的长度。涡流发生器的外轮廓——该外轮廓从外部流动表面凸出——设计成使其以如下方式延伸，即：从短舱壳体的外部流动表面起在连接区域上逐渐升高并在各个涡流发生器的后端处延伸至最大高度。

在特殊应用的情况下，至少一个涡流发生器的外轮廓可设计成直线。

在提供的涡流发生器的所有示例性实施方式中，涡流发生器的总体长度 LG 与最大高度 HG 的比率可在 1.4 与 3.6 之间。在这种布置中或其它布置中，涡流发生器的总体长度 LG 相对于发动机短舱的长度可在 0.1 与 0.15 之间。

在涡流发生器的另一示例性实施方式中，涡流发生器的外轮廓——该轮廓从外部流动表面凸出——沿涡流发生器的纵向相对于连接区域的斜度是通过如下函数定义，

$$Y = HG \cdot [1 - (LG - X)^2 / LG^2]$$

其中：

X 是涡流发生器的纵向坐标,其中 LG 为涡流发生器的总体长度;

Y 是涡流发生器的高度坐标,其中 HG 为纵向坐标 $X = LG$ 处的涡流发生器相对于外部流动表面 A 的最大高度;

其中从外部流动表面凸出的外轮廓处于由所述函数产生的 Y 值的 $\pm 10\%$ 的范围内。

总的来说,形成涡流发生器的翅片的区域可相对于发动机短舱成径向布置。

附图说明

下面,参照附图来描述本发明的示例性实施方式,附图中:

图 1 是根据现有技术的具有涡流发生器装置的客机的立体图,其中在各个发动机短舱上提供涡流发生器装置;

图 2 是机翼的一部分的立体图,该机翼包括具有根据现有技术的涡流发生器装置的发动机短舱,另外,图中示出了由现有技术导致的气动力效应;

图 3 是带有布置于其上的发动机的飞行器机翼的立体图,从飞行器机身沿着翼尖端部方向观察,其中在发动机短舱上分别提供有根据本发明示例性实施方式的涡流发生器装置;

图 4 是具有根据本发明的装置的另一示例性实施方式——两个涡流发生器位于所述发动机短舱的一侧上——的发动机短舱的立体图,其中,在该图中仅示出在短舱壳体的第一侧上的涡流发生器;

图 5 是根据图 4 的发动机短舱的侧视图,其具有根据本发明的两个涡流发生器的装置;

图 6 是描述根据本发明提供的涡流发生器示例性实施方式的设计的几何特征的视图。

具体实施方式

图 1 示出从斜前方观察的飞行器的立体图，其中在所述飞行器的发动机短舱上提供根据现有技术的涡流发生器。飞行器包括机翼 1，在所述机翼 1 的前缘提供有作为增升元件的相应的缝翼 7。另外，在机翼 1 上布置分别容纳发动机的发动机短舱 2，所述发动机短舱布置在机翼前缘的下方。发动机短舱 2 通过相应的发动机挂架 13 在结构上与机翼 1 相连。

如图 2 的立体截面俯视图所示，从翼尖沿着机身方向观察，提供涡流发生器 3、6，在飞行器的大攻角的情况下——即基本上在起飞阶段和着陆阶段，用以产生流过机翼 1 并且还流过设置于机翼前缘上的缝翼 7 的涡旋区域。所述涡旋区域包括导致下洗流区域 10 的两个涡流 11、12，在该下洗流区域中，由于涡旋活动而使得机翼边界层与来自周围的气流增加了混合。

在图 2 中示出的涡流路径 11、12 以及所导致的下洗流区域 10 是简化的模型化表述，对于实际流动情况可能还要更加复杂。然而图中示出，由涡流 11、12 导致的下洗流区域 10 仅在挂架 13 附近的相对于翼展方向非常窄的区域内有限程度地产生影响。根据现有技术的涡流发生器进行布置和设计，以便利用它们对气流扰动或气流分离产生影响，气流扰动或气流分离是由发动机短舱的前缘或者由挂架和机翼的相交部分导致。因此，根据现有技术，由涡流发生器产生的涡流在局部有限的区域内并且在尽可能窄而且交叉于气流方向延伸的区域内产生效果。

根据本发明（如图 4 所示），在短舱壳体 19 的至少一侧 S1、S2 上提供包括多个涡流发生器的装置，所述装置设置成使得在外部流动表面上的气流利用该装置而在交叉于气流方向的尽可能广泛的区域中以片状形式形成湍流。根据本发明，由于在发动机短舱 20 的至少一侧上的多个涡流发生器的装置，使得在机翼上方的相应较宽的区域形成湍流。由于全部布置在发动机短舱上的涡流发生器，因此特别地，当交叉于气流方向视出时，机翼顶部的边界层在与发动机短舱相比更宽的区域中形成湍流。利用这种措施，在相同的机翼的情况下，可达到较大的攻角且因此实现整个机翼的更大的最大升力。

根据各种示范性实施方式:

在发动机短舱 20 的一侧上可布置多个涡流发生器,而在另一侧上则不布置涡流发生器或最多布置一个涡流发生器;

或者作为上面的替代方式:

在发动机短舱 20 的两侧上分别布置多个涡流发生器。

在如下的涡流发生器布置的情况下,即其中仅在发动机短舱 20 的一侧上提供多个涡流发生器,这些涡流发生器可提供在:

发动机短舱 2 的内部;或者

发动机短舱 2 的外部。

图 3 示出根据本发明提供的涡流发生器装置的示例性实施方式,其中示出四发动机运输机的机翼 1,分别容纳发动机的两个发动机短舱 20 连接于该机翼。在图 3 中从机身至翼尖示出的所述机翼 1 相对于飞行器飞行方向布置在飞行器左侧。每个发动机短舱 2 通过挂架 13 与机翼 1 相连。如图所示,在所示的示例性实施方式中,内侧发动机和外侧发动机的发动机短舱 2 布置在机翼 1 的下方,从而当沿气流方向观察时,面对气流方向的前部 30 明显位于机翼 1 的前缘 14 的前面。在所示的示例性实施方式中,在发动机短舱 20 的内侧,即面向机身一侧,布置三个涡流发生器 21、22、23,所述涡流发生器沿发动机短舱 20 的纵向 RL 以及沿发动机短舱 20 的圆周方向 RU 彼此间隔开。

在本文中,发动机短舱的圆周方向 RU 通过在发动机短舱 20 的壳体 19 的纵向轴线 AG 上延伸的角度 ϕ 定义。在该布置中,特别地,所述纵向轴线 AG 可定义为短舱壳体 19 的区域的全部区域形心的连接线。另外,所述纵向轴线 AG 可与发动机的旋转轴线相同。在壳体 19 的竖直轴线 BG 的位置处,所述角度 ϕ 具有零值。特别地,所述竖直轴线 BG 可与飞行器竖直轴线相同或与机翼厚度方向相同。另外,特别地,壳体 19 的竖直轴线 BG 可定义为使得所述竖直轴线 BG 与纵向轴线 AG 和挂架中间轴线 MP 相交。在这种布置中,另外可使竖直轴线 AG 位于相应截取的壳体 19 的横截面中,该横截面在相应位置处与纵向轴线 AG 相交。

在图3示出的示例性实施方式中，在发动机短舱20的壳体19的第一侧或侧S1上——该侧面向机身，在发动机挂架13附近并因此在发动机短舱20的中间附近设置第一涡流发生器21，第一涡流发生器产生延伸过机翼1并且如适用的话延伸过机翼的缝翼7的第一涡流或第一涡流路径21a。沿发动机短舱20的圆周方向从第一涡流发生器3向下或者沿圆周方向RU间隔开——即在较大的角位置 ϕ 处，提供第二涡流发生器22，第二涡流发生器22产生类似的涡流路径22a，然而涡流路径22a相对于机翼1的翼展方向SW偏移以致于明显地进一步向内定位——即更接近飞行器的纵向轴线。如图3所示，在所示的示例性实施方式中，两个涡流发生器21、22明显地自发动机短舱20的前端9间隔开从而朝向后部——即沿气流方向——发生偏移。

另外，在图3示出的示例性实施方式中提供第三涡流发生器23，第三涡流发生器23相对于发动机短舱20的圆周方向UR位于第一涡流发生器21与第二涡流发生器22之间，而且另外布置成与它们发生偏移——即更接近于发动机短舱20的前端9。该第三涡流发生器23产生另外的涡流路径23a，涡流路径23a进而相对于机翼1的翼展方向SW在第一涡流发生器21的涡流路径21a与第二涡流发生器22的涡流路径22a之间延伸。

另外，在根据本发明的示例性实施方式中，多个——也就是说至少两个——涡流发生器布置在壳体的第二侧上，即在壳体的外侧S2上，该侧背向机身。

通过布置涡流发生器，例如在内侧发动机短舱20的壳体19的第一侧S1上提供三个涡流发生器21、22、23连同在相同壳体19的第二侧上布置的涡流发生器，由此产生了包括多个涡流路径——其中如图3所示包括三个涡流路径21a、22a、23a——的流场，该流场沿机翼1的翼展方向延伸过的区域显著大于图2中示出的传统装置中的内侧涡流发生器3的涡流路径11延伸过的区域。

在图3所示的示例性实施方式中，在外侧发动机17的发动机短舱20上提供也包括三个涡流发生器21、22、23的类似的涡流发生器装置。后者产生了与位于更朝向机身或位于内侧的发动机短舱20上的涡流发生器所产生的流场相类似的流场，然而为了清楚起见，发动机短舱20没有特别地示出。

在内侧发动机短舱和 / 或外发动机短舱 2 的外侧——即背向机身一侧，该侧在图 3 中不可见，分别提供多个涡流发生器。它们进而产生与图 3 示出的涡流路径 21、22、23 类似的涡流路径。在短舱壳体 19 的相应第二侧 S2 上涡流发生器装置中，所述涡流发生器可以以与在相同短舱壳体 19 的第一侧 S1 上布置的涡流发生器不同的方式布置。在该布置中，尤其可以考虑在短舱壳体 19 的第二侧 S2 上的几何状态，由于机翼后掠角而使得该几何状态与第一侧 S1 上的几何状态不同。然而，在短舱壳体 19 的一侧 S1 上的涡流发生器也可布置成与涡流发生器（此时在 S1、S2 侧上的涡流发生器数量不同）对称或者与相同短舱壳体 19 的第二侧 S2 上的涡流发生器对称，反之亦然。

考虑短舱壳体 19 的两侧 S1、S2，因此可以在这些侧 S1、S2 上提供相同数量的涡流发生器或不同数量的涡流发生器。另外，取决于特殊的应用，在这些侧 S1、S2 上，两个或多于两个的涡流发生器的布置可相同或者可不同。

本发明适用于在飞行器每侧上或在每个机翼 1 上包括一个或多个发动机或短舱壳体的飞行器。在每侧上包括两个发动机或短舱壳体 19 的飞行器的情况下，如图 3 所示的示例性实施方式的情况，每个短舱壳体 19——即内侧短舱壳体 and 外侧短舱壳体——分别在其与第二侧 S2 相比较的第一侧 S1 上提供涡流发生器装置，直至所关心的其布置和 / 或数量相同或类似。在图 3 所示的示例性实施方式中，在内侧短舱壳体 and 外侧短舱壳体 19 的第一侧 S1 上，提供相同数量和相同布置的涡流发生器 21、22、23。然而取决于特殊的应用情况，在外侧发动机 17 的发动机短舱 2 上的布置可不同于在内侧发动机 16 上的布置。

当然，涡流发生器 21、22、23 的位置也可以不同于图 3 所示的三个位置，图 3 所示的位置仅是为了提供示例的目的而示出。在短舱壳体 19 的一侧上或两侧上的布置中，也可以提供超过三个的多个涡流发生器。可基于特殊飞行器所给定的几何状态和空气动力学设计来确定适当的选择。

在图 4 和图 5 所示的发动机短舱的示例性实施方式中，分别在发动机短舱的第一侧 S1 上布置两个涡流发生器。参照这些附图描述根据本发明的用于布置涡流发生器的实施方式。

在一个示例性实施方式中，涡流发生器的最前面的几何点可定位在位于两个边界线之间的定位狭长带 K31 内，其中，

第一边界线 51 的起点 51a 是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点；

第一边界线 51 的终点 51b 是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点；

第二边界线 52 的起点 52a 是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点；

第二边界线 52 的终点 52b 是发动机短舱上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点。

在这种布置中，边界线是沿发动机短舱的外周延伸的线，该线是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。本文中，术语发动机短舱纵向坐标 KL 特别是指沿短舱壳体的纵向轴线 AG 延伸的坐标，其中在短舱壳体的外表面上的点的纵向坐标 KL 是由通过该点延伸并且通过纵向轴线 AG 定义的竖直平面产生。特别地，纵向坐标 KL 的起点可以是纵向轴线 AG 与短舱壳体前端 30a 的轮缘线所位于的区域相交的点。短舱壳体 19 的进口平面与纵向轴线 AG 相交的点是纵向坐标 KL 的起点。

该狭长带 K31 提供用于第一涡流发生器 31 的最前面的几何点 P1（圆周方向位置 RU1），该第一涡流发生器相对于圆周方向 RU 是最上面的涡流发生器，该涡流发生器 31 也占据了具有最小角度 ϕ 的位置。第二涡流发生器 32 定位在第一涡流发生器下方的沿圆周方向 RU 的 $\phi=10^\circ$ 至 30° 的发动机圆周角上。

在短舱壳体的侧 S1、S2 上的两个涡流发生器的布置中，在一个示例性实施方式中，涡流发生器沿圆周方向 RU 的排列或布置的整体延伸不超过 $\Delta\text{-PHI}=30^\circ$ 。另外，在另一示例性实施方式中，沿圆周方向 UR 彼此相邻的两个涡流发生器彼此间隔开不超过 $\Delta\text{-PHI}=30^\circ$ 。这样，排列的纵向延伸也可通过涡流发生器的沿纵向坐标 KL 的交迭而划界。

两个涡流发生器可分别相对于纵向坐标 KL 布置从而沿着它们的

纵向交迭。特别地，这可以应用于沿圆周方向 RU 相邻的两个涡流发生器。特别地，所述交迭达到相应的前面涡流发生器的纵向延伸的 50%。而且，两个涡流发生器——特别是沿圆周方向 RU 相邻的两个涡流发生器——可分别相对于纵向坐标 KL 间隔开。在示例性实施方式中，该间距不超过相应的前面涡流发生器的纵向延伸的 50%。

这些分别用于两个涡流发生器的措施也可应用于在短舱壳体的侧 S1、S2 上多于两个涡流发生器的布置。这种布置中，无需考虑分别沿纵向坐标 KL 或沿圆周方向 RU 相邻的涡流发生器。

在图 5 所示的示例性实施方式中，第二涡流发生器 32 安装在第一涡流发生器 31 下方，其中其投影点 P2（圆周方向位置 RU2）的 X 坐标沿短舱壳体 19 的纵向与第一涡流发生器的端部 E 重合（ $\pm 10\%$ 的涡流发生器长度）并因此大致定位在 $1/2$ 短舱长度处。在该实施方式中，第二发生器的径向角为 $\text{PHI}=75^\circ$ 。

取决于特殊的飞行器几何形状，第一涡流发生器 31 的前点 P 可位于狭长带 K31 中的更下游。因此，第一涡流发生器位于短舱 20 的如下区域中，该区域在飞行器的大攻角的情况下经历强大的向上气流并且因此受到强大局部攻角的控制。这应用于明显地横向位置（ $\text{PHI} \geq 45^\circ$ ）的情况中，其中，超过发动机短舱 20 长度 L 的 $2/3$ 的后部位置可不必考虑。

最前面的涡流发生器不应定位在距离纵向坐标 KL 的起点小于发动机短舱长度 L 的 $1/4$ 的位置处。

涡流发生器设计成翅片状并且包括连接区域 V，涡流发生器通过该连接区域进行对于短舱壳体 19 的外部流动表面 A 的结构转变。另外，涡流发生器包括沿涡流发生器的纵向延伸的长度 LG，特别地，该长度通过连接区域的长度以及其与涡流发生器的中间平面相交的线给定。涡流发生器的纵向是从面向气流的一侧延伸至背向所述侧的一侧。涡流发生器的中间平面由涡流发生器的交叉于气流方向的横截面区域的形心线产生。另外，每个涡流发生器包括外轮廓 K，其从短舱壳体 19 的外部流动表面 A 凸出。

根据本发明，涡流发生器的示例性实施方式的外轮廓 K 从短舱壳体的外部流动表面 A 起在连接区域 V 上方逐渐升高并在相应的涡流发生

器的后端处延伸至最大高度 HG (图 6 中的线 K2)。

涡流发生器的外轮廓 K 也可设计成直线 (图 6 中的线 K3)。

作为替代, 涡流发生器的外轮廓 K 也可设计成四分之一椭圆 (图 6 中的线 K1)。

另外, 涡流发生器的外轮廓 K——该轮廓从外部流动表面 A 凸出——相对于连接区域 V 的沿涡流发生器纵向 X 的形状可以通过如下函数定义

$$Y = HG \cdot [1 - (LG - X)^2 / LG^2]$$

其中,

X 指的是涡流发生器的纵向坐标, 其中 LG 为涡流发生器的总体长度;

Y 指的是涡流发生器的高度坐标, 其中 HG 为纵向坐标 $X = LG$ 处的涡流发生器相对于外部流动表面 A 的最大高度;

其中从外部流动表面 A 凸出的外轮廓 K1 定位在由所述函数产生的 Y 值的 $\pm 10\%$ 的区域内。

特别地, 可根据这些实施方式中的其中之一来设计短舱壳体 19 上的每个涡流发生器。特别地, 在短舱壳体一侧 S1、S2 上的涡流发生器可设计成相同的。

涡流发生器的长度与短舱的长度的比率典型地大致为 10% 至 15%; 然而其还分别取决于特殊的应用情况。

发动机短舱安装在机翼下方及机翼前方。在俯视图中, 发动机轴线穿过风扇气流的出口平面的点大致位于机翼的前缘处 (图中未直接示出)。

特别地, 涡流发生器的纵向相对于发动机短舱的纵向轴线可成 $\Delta\theta = 0^\circ$ 至 10° 倾斜。在这种布置中, 涡流发生器倾斜设置使得涡流发生器的后端相对于发动机轴线位于其投影点上方。选择涡流发生器的纵向倾斜, 从而使巡航过程中得阻力尽可能小。

在涡流发生器上产生的涡流通过绕发动机-机翼的组合流动的气流供给到机翼上方。在该布置中，第一涡流发生器的绝对位置以及其它涡流发生器相距第一涡流发生器的相对位置在确定“尾流”沿翼展方向的期望传播并因此在确定最大升力效果中起决定性作用。

特别地，在风洞中的涡流发生器的位置调节可以通过测量机翼上方的涡流位置（尾流测量）而交互进行。另外，可使用气流计算用于优化，即，甚至在风洞试验之前便可确定整体流场并因此确定可能的涡流位置。

根据本发明所提供的涡流发生器设计成翅片状。相对于短舱壳体的纵向轴线 AG，这些翅片可平行于所述纵向轴线 AG 延伸或者与发动机短舱 2 的纵向轴线 AG 成一角度。提供各个涡流发生器的所述设计和位置从而在飞行器的攻角显著增加的情况下产生显著地更加强大的涡旋区域。特别地，涡流发生器设计成翅片，其中它们的纵向平面或中间平面或对称平面可相对于所述短舱壳体的纵向轴线 AG 成径向布置或者与短舱壳体的径向成角度地布置。

根据本发明的装置的涡流发生器可直接从飞行器的研发初始进行设计，或者现有的飞行器可利用所述涡流发生器进行改装。特别地，所述涡流发生器可设计成一体或作为短舱壳体 19 的整合部件，或者作为可安装在短舱壳体上的部件。

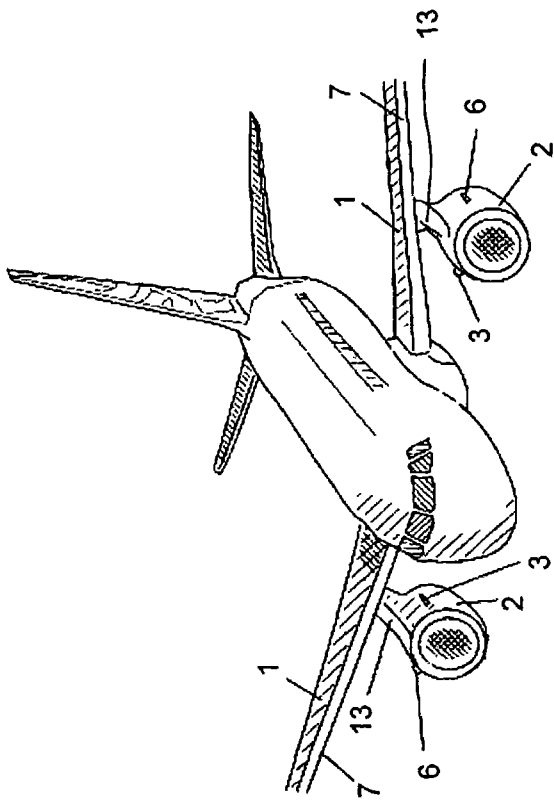


图1

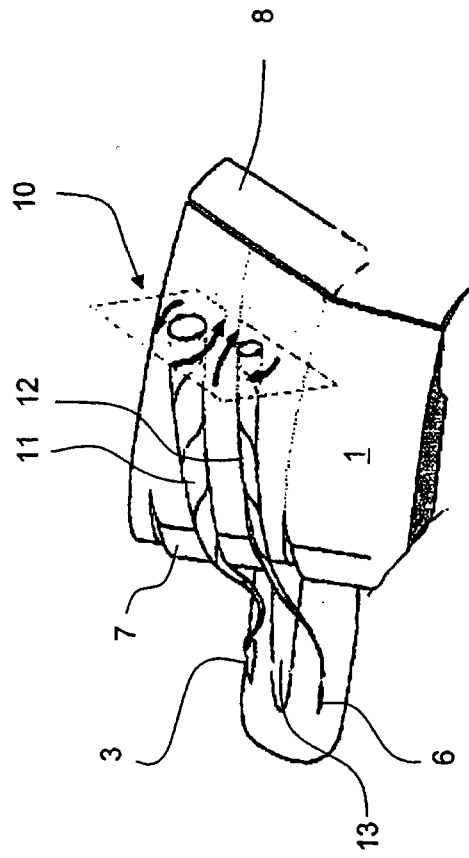


图2

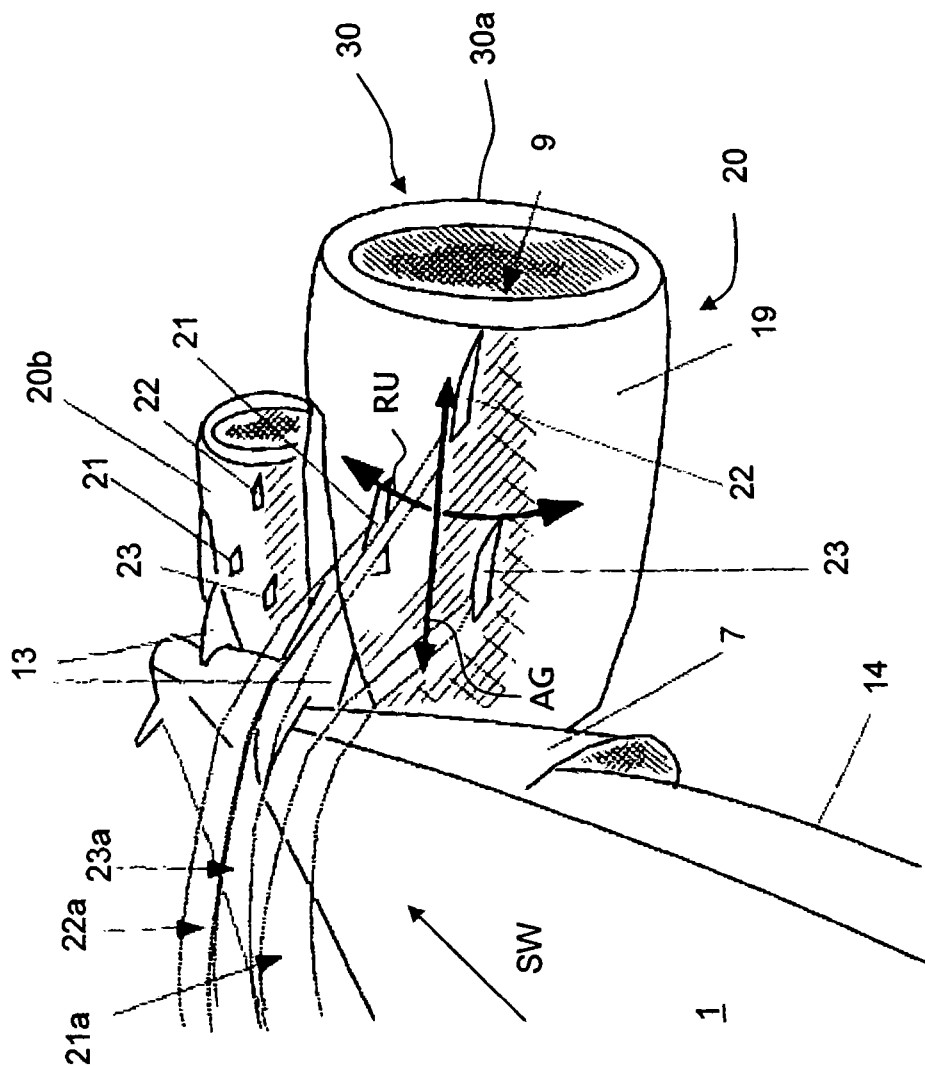
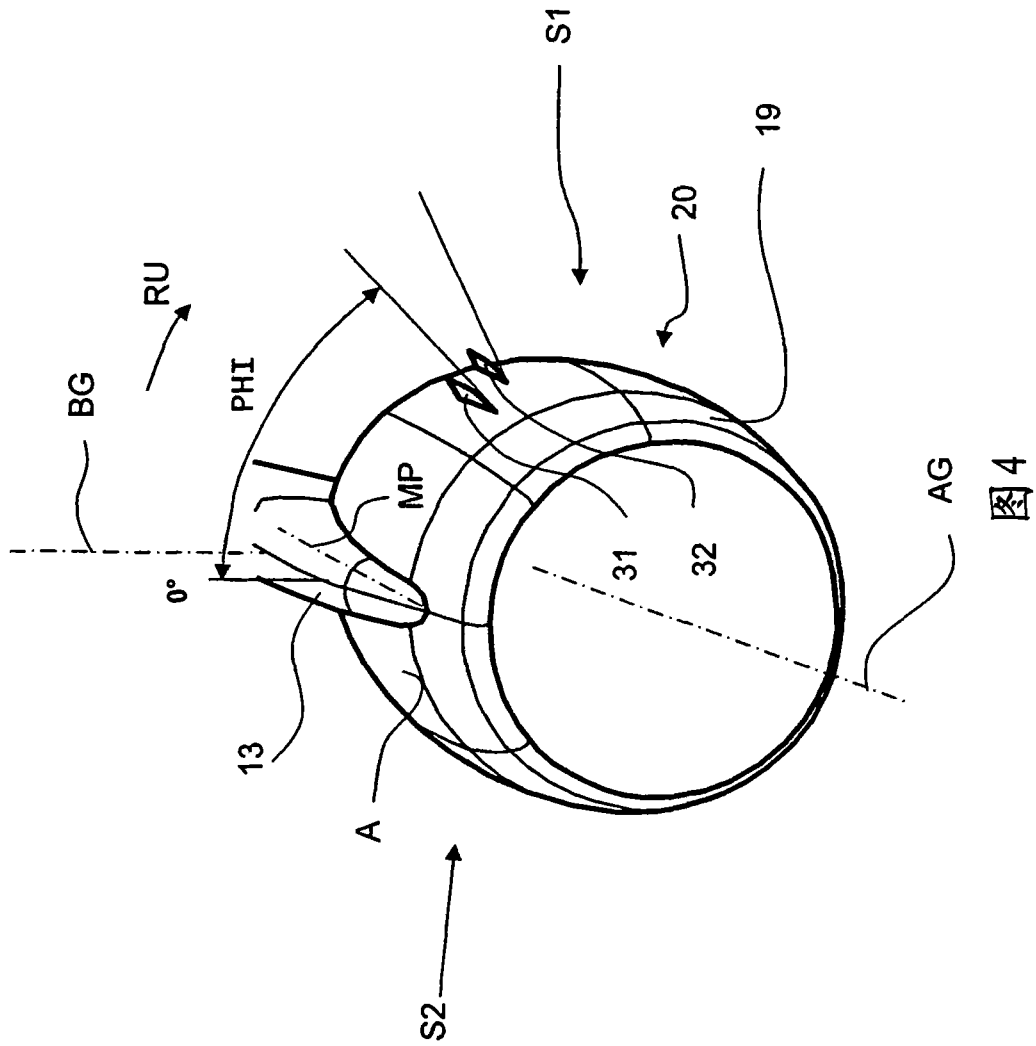


图3



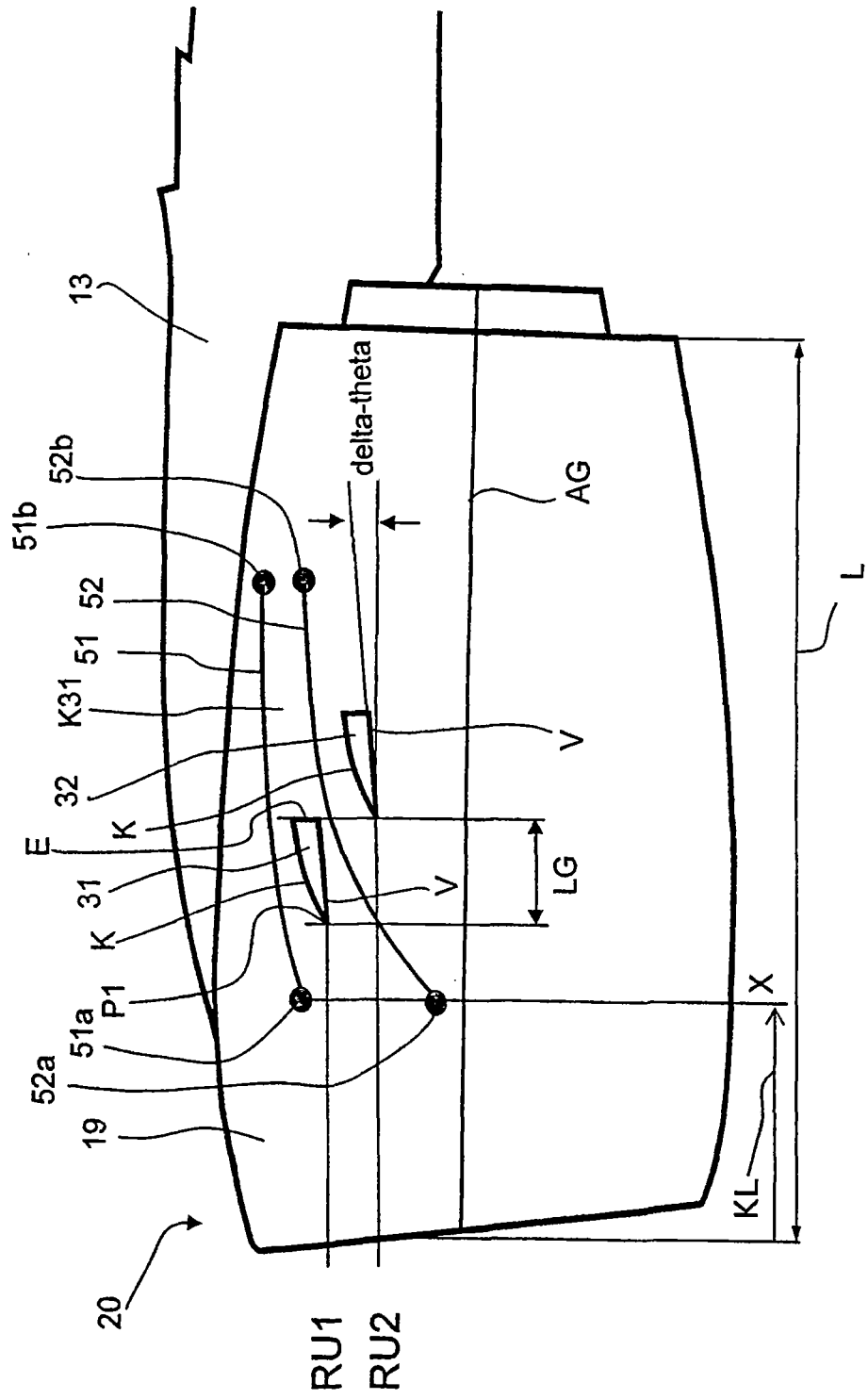


图5

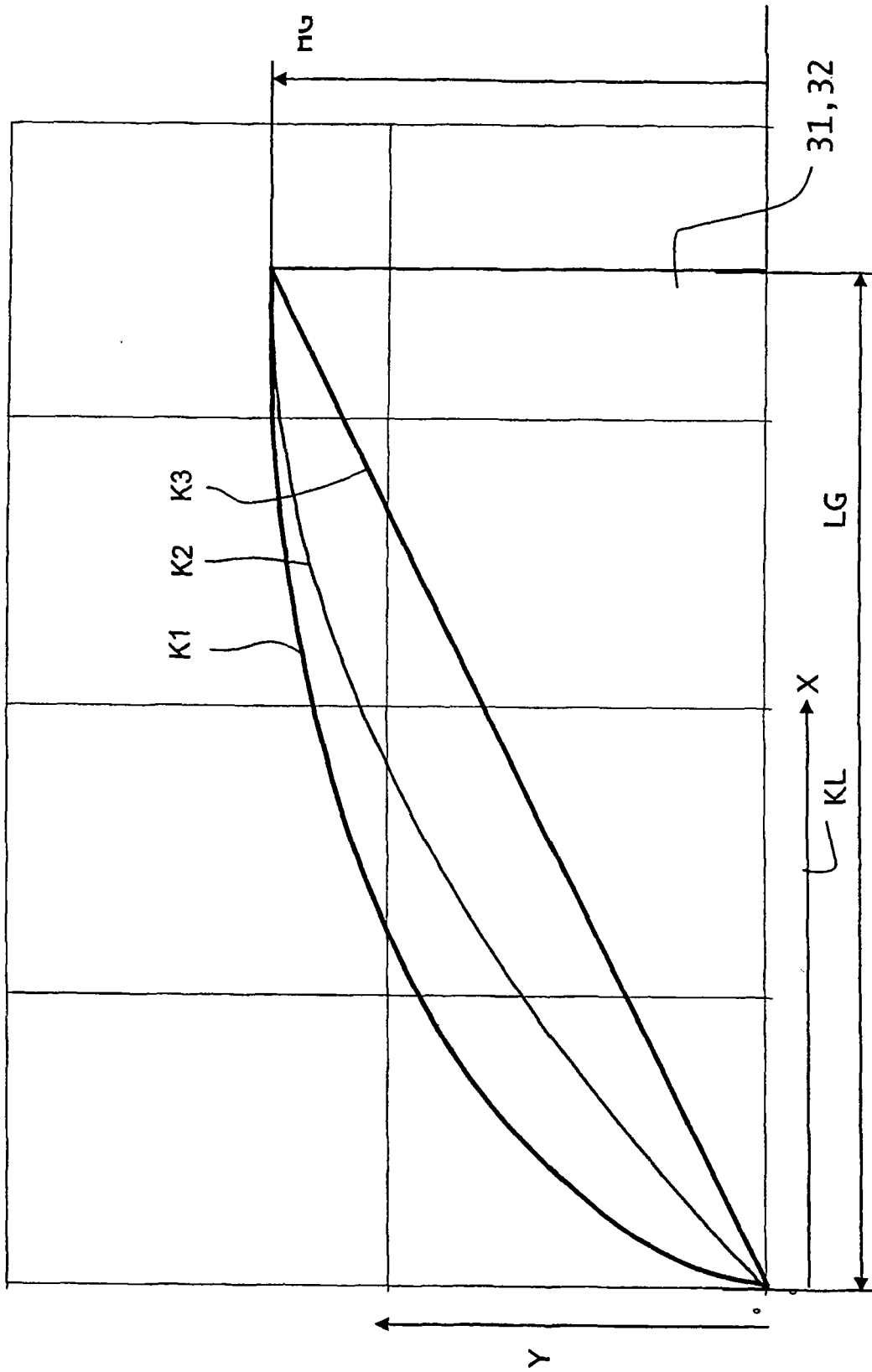


图6

1. 一种飞行器的发动机短舱(20), 所述发动机短舱(20)包括具有第一侧(S1)和第二侧(S2)的短舱壳体(19)以及多个翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32), 其特征在于, 所述翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32)布置在所述短舱壳体(19)的所述两侧(S1、S2)中的至少其中一侧上并且布置成沿纵向交迭使得在攻角增加的情况下, 由涡流发生器产生的涡旋区域沿翼展方向总体在增大的机翼区域上延伸用以提高最大升力。

2. 根据权利要求1所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 第一涡流发生器(31)的最前点定位在位于两个边界线(51、52)之间的定位狭长带(K31)内, 其中:

第一边界线(51)的起点(51a)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点, 其中所述角 ϕ 定义成使得 ϕ 在所述壳体(19)的位于发动机挂架(13)侧上的垂直轴线的位置处具有零值并且沿所述壳体(19)的圆周方向行进, 其中 X 是沿所述短舱壳体(19)的纵向轴线(AG)延伸的纵向坐标(KL)上的位置, 其中以所述纵向轴线(AG)与所述短舱壳体(19)的前端(30a)的轮缘线所在区域相交的点为所述纵向轴线(AG)的起点, 并且其中 L 是所述发动机短舱(20)的沿所述短舱壳体(19)的纵向轴线(AG)的长度;

第一边界线(51)的终点(51b)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点;

第二边界线(52)的起点(52a)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第二边界线(52)的终点(52b)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点;

其中, 每条所述边界线是在所述发动机短舱(20)的外周上延伸的线并且是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。

3. 根据权利要求1或2所述的发动机短舱(20), 其特征在于,

所述涡流发生器布置在所述短舱壳体(19)的面向机身的一侧上。

4. 根据权利要求2或3所述的发动机短舱(20),其特征在於,在所述短舱壳体(19)的所述两侧(S1、S2)中的所述第二侧(S2)上布置至少一个翅片状的涡流发生器(21、22、23;31、32)。

5. 根据权利要求4所述的发动机短舱(20),其特征在於,在所述短舱壳体(19)的两侧上布置多个翅片状的涡流发生器(21、22、23;31、32),其中,每个第一涡流发生器(31)的最前点定位在位于两个边界线之间的定位狭长带(K31)内,其中:

第一边界线(51)的起点(51a)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=35^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第一边界线(51)的终点(51b)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=25^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点;

第二边界线(52)的起点(52a)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=90^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L/4$ 的圆周点;

第二边界线(52)的终点(52b)是所述发动机短舱(20)上的具有发动机短舱圆周角 $\phi=55^\circ$ 以及发动机短舱纵向坐标 $X=L \cdot 2/3$ 的圆周点;

其中,每条所述边界线是在所述发动机短舱(20)的外周上延伸的线并且是在所述外周的起点与所述外周的终点之间的最短线。

6. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱(20),其特征在於,第二涡流发生器位于第一涡流发生器下方的 $\phi=10^\circ$ 至 30° 的发动机的圆周角上。

7. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱(20),其特征在於,所述涡流发生器的纵向相对于所述发动机短舱(20)的纵向轴线成 $\delta\text{-}\theta=0^\circ$ 至 10° 倾斜。

8. 根据前述权利要求中任一项所述的发动机短舱(20),其特征

在于, 在所述涡流发生器与所述短舱壳体的外部流动表面(A)的连接区域(V)中所述涡流发生器具有沿该涡流发生器的纵向延伸的长度(LG), 所述涡流发生器包括外轮廓(K2), 所述外轮廓从所述外部流动表面(A)凸出并且该外轮廓从所述短舱壳体的外部流动表面(A)逐渐升高并在相应的涡流发生器的后端处延伸至最大高度(HG)。

9. 根据权利要求8所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 至少一个涡流发生器的外轮廓为直线。

10. 根据权利要求8或9所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 所述涡流发生器的总体长度LG与所述涡流发生器的最大高度HG的比率在1.4与3.6之间。

11. 根据前述权利要求8至10中任一项所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 所述涡流发生器的总体长度LG与所述发动机短舱(20)的长度比率在0.10与0.15之间。

12. 一种飞行器的发动机短舱(20), 所述发动机短舱(20)包括具有第一侧(S1)和第二侧(S2)的短舱壳体(19)以及多个翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32), 其特征在于, 所述翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32)布置在所述短舱壳体(19)的所述两侧(S1、S2)中的至少其中一侧上, 并且通过沿所述涡流发生器的纵向(X)的连接区域(V)的斜度来限定的所述涡流发生器的外轮廓(K)相距外部流动表面(A)的距离是通过函数 $Y = HG \cdot [1 - (LG - X)^2 / LG^2]$ 定义, 其中:

X是涡流发生器的纵向坐标, 其中LG为涡流发生器的总体长度;

Y是涡流发生器的高度坐标, 其中HG为纵向坐标 $X = LG$ 处的涡流发生器相对于所述外部流动表面(A)的最大高度;

其中从所述外部流动表面(A)凸出的所述外轮廓(K)处于由所述函数产生的Y值的 $\pm 10\%$ 的范围内。

13. 根据权利要求12所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 形成所述涡流发生器(3、4、5、6)的翅片的区域相对于所述发动机短

舱(20)成径向布置。

14. 根据权利要求 12 或 13 所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 所述涡流发生器布置在所述短舱壳体(19)的面向机身的一侧上。

15. 根据权利要求 12、13 或 14 所述的发动机短舱(20), 其特征在于, 在所述短舱壳体(19)的所述两侧(S1、S2)中的所述第二侧(S2)上布置至少一个翅片状的涡流发生器(21、22、23; 31、32)。