



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102282070 B

(45) 授权公告日 2014. 11. 26

(21) 申请号 200980154773. 2

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2009. 12. 17

B64C 5/02 (2006. 01)

(30) 优先权数据

B64C 5/16 (2006. 01)

P200803581 2008. 12. 17 ES

B64C 1/26 (2006. 01)

B64C 9/00 (2006. 01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

审查员 冯景

2011. 07. 18

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/ES2009/070596 2009. 12. 17

(87) PCT国际申请的公布数据

W02010/070182 ES 2010. 06. 24

(73) 专利权人 空客运营有限公司

地址 西班牙马德里

(72) 发明人 劳尔·卡洛斯·拉莫斯萨丁

米格尔·卢克布佐

(74) 专利代理机构 中科专利商标代理有限责任

公司 11021

代理人 孙纪泉

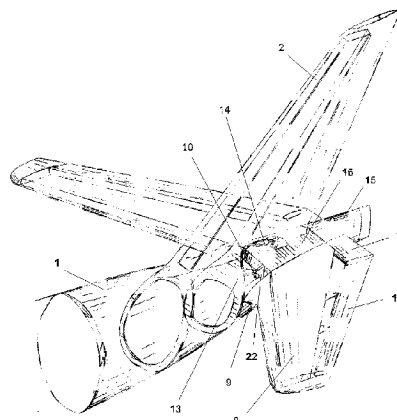
权利要求书2页 说明书5页 附图5页

(54) 发明名称

飞机水平稳定器

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机水平稳定器 (8), 其中该稳定器 (8) 的扫掠角 (40) 小于 90 度, 其中该扫掠角 (40) 是由位于水平稳定器 (8) 的局部翼弦 (19) 的 25% 处的参考点线在垂直于飞机对称平面 (21) 的平面上的投影形成的, 该平面还包括该飞机相对于飞机对称平面 (21) 的飞行方向, 该扫掠角 (40) 是沿飞机的飞行方向测量的。此外, 该水平稳定器 (8) 至飞机机身 (1) 的结构连接位于该机身 (1) 的封闭框架 (13) 处。



1. 一种飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于该稳定器相对于飞机对称平面 (21) 的扫掠角 (40) 小于 90 度, 该扫掠角 (40) 是由位于水平稳定器 (8) 的局部翼弦 (19) 的 25% 处的参考点线在垂直于飞机对称平面 (21) 的平面上的投影形成的, 该平面还包括该飞机的飞行方向, 该扫掠角 (40) 是沿飞机的飞行方向测量的,

其中, 用于调整水平稳定器的平衡的调平轴线与水平稳定器的翼型焦点对齐, 所述调平轴线垂直于飞机对称平面并穿过至机身的框架的结构固定点。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该水平稳定器 (8) 至飞机机身 (1) 的结构连接位于该机身 (1) 的封闭框架 (13) 处。

3. 根据权利要求 2 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 水平稳定器 (8) 和飞机机身 (1) 之间的结构连接包括连接至该稳定器 (8) 的中心结构 (16) 的至少一个附加连接 (14), 所述至少一个附加连接 (14) 为该稳定器 (8) 提供结构稳定性。

4. 根据权利要求 3 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 所述附加连接 (14) 形成为使得该稳定器 (8) 能够围绕垂直于飞机对称平面 (21) 的轴线调平衡或转动。

5. 根据权利要求 4 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该稳定器 (8) 的所述调平衡或转动在每个转动方向上小于 30° 。

6. 根据权利要求 1 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 对于相同的飞机和相同的绝对值的该稳定器 (8) 的局部翼弦 (19) 的 25% 的弦线的扫掠角, 该稳定器 (8) 的翼型焦点的位置位于等同于其在具有常规结构的水平稳定器中的位置的位置。

7. 根据前述权利要求 1-6 中任一项所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该稳定器 (8) 的结构形成为使得它具有负反角, 使得该稳定器 (8) 的尖端位于该稳定器 (8) 至机身 (1) 的根部的下方, 其中所述反角是由水平稳定器 (8) 的翼弦 (19) 的 25% 的弦线相对于该弦线在垂直于飞机对称平面 (21) 的平面上的投影形成的角。

8. 根据前述权利要求 1-6 中任一项所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该稳定器 (8) 的结构形成为使得它具有正的反角, 使得该稳定器 (8) 的尖端位于该稳定器 (8) 至机身 (1) 的根部的上方, 其中所述反角是由水平稳定器 (8) 的翼弦 (19) 的 25% 的弦线相对于该弦线在垂直于飞机对称平面 (21) 的平面上的投影形成的角。

9. 根据前述权利要求 8 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该水平稳定器 (8) 的前缘包括沿飞机的飞行方向的局部延伸部 (9), 该局部延伸部 (9) 位于靠近飞机机身 (1) 的区域中, 用于抵消机身 (1) 的附面层上的气流速度的损失, 使得在该水平稳定器 (8) 具有小迎角的情况下它防止在该稳定器 (8) 至该机身 (1) 的根部附近形成马蹄形旋涡。

10. 根据权利要求 9 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该水平稳定器 (8) 的前缘的局部延伸部 (9) 具有大致三角形形状。

11. 根据前述权利要求 10 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 该稳定器 (8) 的后缘的最靠近飞机对称平面 (21) 的部分大致垂直于该对称平面 (21)。

12. 根据前述权利要求 11 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 所述稳定器 (8) 在其最靠近飞机对称平面 (21) 的区域中还包括称为内部升降舵 (11) 的至少一个操纵面, 其中该内部升降舵 (11) 的后缘大致垂直于飞机对称平面 (21)。

13. 根据前述权利要求 12 所述的飞机的水平稳定器 (8), 其特征在于, 所述稳定器 (8) 还包括位于离飞机对称平面 (21) 最远的部分中的称为外部升降舵 (12) 的至少一个操纵

面,所述外部升降舵(12)位于该稳定器(8)的后缘的外部区域中。

飞机水平稳定器

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机稳定器,且特别地涉及用于飞机的水平稳定器的结构。

背景技术

[0002] 飞机机翼的后掠角 (sweepback), 或这些机翼沿飞行方向的倾角是以接近音速的速度飞行的飞机的设计特征, 并且由空气动力学考虑因素推动。后掠角的空气动力学优势在于, 由空气动力学外形上的流动的超速 (该超速随着该外形的相对厚度的增加而增加) 引起的可压缩性的不利影响与气流速度的分量相关联, 该分量基本上垂直于飞机机翼的翼弦的 25% 的线。因此, 对于给定的飞行速度, 具有给定扫掠角 (sweep angle) 的机翼将经受等于没有后掠角但具有相对厚度等于扫掠角的余弦的空气动力学外形的机翼的压缩性效应的压缩性效应。由该外形的最大厚度和其沿飞行或翼弦方向的长度之间的比率限定的更大的相对外形厚度导致机翼的结构重量较低, 因为由空气动力载荷在机翼蒙皮上引起的作用力降低。然而, 在作为大型现代商用飞机的特性的高速飞行中, 具有大的相对厚度的空气动力学外形的机翼放大了空气可压缩性的不利影响, 这可以表现为机翼上的冲击波, 伴随着相关联的气动阻力和其它不利飞行现象的增加。因此, 机翼的后掠角用来在它们的结构重量和接近音速的速度下可接受的飞行性能之间实现设计平衡。

[0003] 为高速飞行构造的具有明显的扫掠角的第一代飞机是 1945 年的 Junkers 287。在该飞机的其它独特的特性中, 机翼的扫掠角是逆向的, 即翼尖相对于翼根或机翼至机身的连接沿飞行方向向前移动。除很少的例外之外, 如 MBB/HFB 320, Grumman X-29 和 Sukhoi 47 (所有的都具有逆向后掠角机翼), 大多数高速飞机都构造有正向后掠角机翼。尽管逆向后掠角具有某些空气动力学优势, 但在机翼中采用正向后掠角的根本原因在于, 在飞机在飞行期间遇到垂直空气速度干扰或阵风情况中, 具有正向后掠角的机翼的弯曲变形倾向于减小机翼外形的局部迎角, 这自然减轻了空气动力载荷。在具有逆向后掠角的机翼情况中, 效果相反, 因为在遇到垂直阵风时, 机翼的弯曲使该外形的迎角增加, 这倾向于增加载荷和弯曲。这意味着具有逆向后掠角的机翼倾向于承受比正向后掠角机翼明显高的阵风载荷, 并且因此, 它们较重。

[0004] 与具有逆向后掠角的机翼结构相关联的空气动力学优势是公知的, 且记载在航空技术文献中。这些优势可以总结如下:

[0005] 与具有正向后掠角的机翼相比, 具有逆向后掠角的机翼的前缘的较小的扫掠角 (二者都用于翼弦的 25% 的弦线的相同扫掠角) 导致气流沿着机翼翼展方向移动的趋势小, 导致附面层的摩擦系数降低, 因此, 空气动力阻力小;

[0006] 在具有逆向后掠角的机翼的情况中, 沿机翼翼展方向的空气运动是从翼尖至翼根, 导致可能实现比在正向后掠角机翼情况中大的空气动力升力失速角, 在正向后掠角机翼情况中, 沿机翼翼展方向的横向气流将附面层拖向边缘翼尖或边缘, 减少了该区域中的附面层的能量, 由于边缘翼尖或边缘具有比翼根区域高的局部升力系数, 这引起附面层分离, 伴随的是以比在逆向后掠角机翼情况中小的迎角导致升力失速; 而具有逆向后掠角的

水平稳定器的较大的失速角使其能够增加用于给定面得最大空气动力或者减小表面,因此,对于相同的最大空气动力,减小了该机翼的空气动力学重量和阻力,如果这是关键的设计因素;

[0007] 机翼在空气动力载荷下的弹性变形或气动力弹性变形在其中所述稳定器具有正向后掠角的情况中倾向于减小所述外形的局部迎角,并且在所述稳定器具有逆向后掠角的情况中倾向于增加所述外形的局部迎角,结果是,在逆向后掠角机翼情况中,气动升力梯度与迎角一起增加;升力梯度的这种增加使具有逆向后掠角机翼的飞机的可操纵性增加了,这在军用战斗机情况中会是有利的,但通常被认为是商用飞机的缺陷,因为飞机对垂直阵风的响应灵敏度与升力梯度相关联,机翼结构的内部载荷和重量也与升力梯度一起增加,并且这是说明逆向后掠角机翼很少用在商业飞行中的事实的主要原因(然而,由与逆向后掠角面相关联的气动力弹性变形引起的升力梯度的上述增加在稳定器的情况中是可取的,因为它使得能够达到用于该表面的低迎角值的稳定功能所要求的空气动力值)。

[0008] 尽管存在上述已知的空气动力学优势,但逆向后掠角机翼具有相关联的结构性能复杂性,其已经限制它们在飞机设计中的用途;这些复杂性可以总结如下:

[0009] 气动力弹性变形倾向于增加结构载荷,因此,增加机翼、特别是翼翅的重量;而且,机翼的升力梯度的增加导致飞机对湍流和对垂直阵风的更加动态的响应,因此,乘客的舒适性差。然而,在具有逆向后掠角的水平稳定器的情况中,这种对湍流更大的空气动力学响应使得稳定器在飞行期间在它遇到湍流或垂直阵风的情况中恢复飞机的位置的功能方面更加有效,因此与机翼的情况不同,这是期望的效果。

[0010] 逆向后掠角机翼的几何形状使得起落架在低机翼商用飞机中的集成变得复杂,因为背部加强杆与机身的背部形成大于 90 度的角度,这是不能应用稳定器的因素。

[0011] 由于机翼后缘的扫掠角较大,副翼型高升力系统丧失气动效率;这种因素也不能应用于稳定器。

[0012] 上述已知的缺点特别在机翼中出现,但不在稳定器上出现,因此,如果两种稳定器的翼型焦点离机翼的翼型焦点的距离相同,具有逆向后掠角的水平稳定器将比具有正向后掠角的水平稳定器更加有效(在尺寸、重量和气动阻力方面),其中翼型焦点是升力或稳定器的用于稳定性和控制计算目的的特征点。

[0013] 然而,在用于高速飞行的飞机(包括上述具有逆向后掠角机翼的飞机)中采用具有逆向后掠角的水平稳定器还不是已知的。

发明内容

[0014] 因此,本发明涉及飞机稳定器领域,且特别地开发了一种水平稳定器结构,其特征在于,它具有逆向扫掠角,因此该稳定器的边界边缘相对于该稳定器至飞机机身的翼根沿飞行方向向前移动,这与已知的结构相反。此外,垂直稳定器和飞机机身框架的结构将形成使得它能够在本发明的水平稳定器连接至机身的后端,而不要机身在受到由水平和垂直稳定器引入的结构载荷影响非常大的区域中具有结构开口,在区域中具有结构开口是已知结构的特点并用在大型现代商用飞机中。

[0015] 在本发明的实施方式中,水平稳定器至飞机机身的结构连接形成在水平稳定器的前加强杆位置和机身框架之间,使得不要求在机身的受垂直和水平稳定器载荷引入影响的

覆层中形成结构开口。根据本发明,对于相同的飞机和水平稳定器的局部翼弦的 25% 的弦线的扫掠角的绝对值,维持了高速情况下飞行中可压缩性方面的空气动力学性能,其中根据本发明的水平稳定器的翼型焦点(该焦点为确定该水平稳定器的稳定特性的几何点)位于等同于其在具有常规结构的水平稳定器中将具有的位置。换句话说,采用处于与常规结构中相同位置的翼型焦点,由于逆向扫掠角的有利影响,稳定性能改善,从而,对于相同的整体性能,稳定器的尺寸可以减小,因此,具有低的重量、成本和阻力。

[0016] 本发明的水平稳定器结构相对于经典的已知结构的主要优点在于,它取消机身的位于受到由垂直和水平稳定器引入的载荷的非常大的压力的区域中的结构开口。因此,由于消除了由该结构开口要求的加强结构,机身结构重量降低,同时,机身在水平稳定器的安装区域中的刚性增加,这使得该稳定器在降低机身在空气动力载荷下的变形的效力增强。

[0017] 同样地,采用本发明的水平稳定器的结构,并且对于与稳定器相同的效率,能够减小该稳定器的面积,因为所述结构在空气动力载荷下的变形使得局部迎角增加,导致升力增加。在机翼情况中,这种效应在用于固定机翼表面的结构中产生更大的由飞机重量决定的内部载荷,因此,这被认为是消极的,因为它导致更重的机翼。在水平稳定器的情况中,当该稳定器的要求面积由空气动力随着迎角或升力梯度的变化(如由于垂直飞行中阵风由扰动引起)的增加率确定时,由具有逆向后掠角的该稳定器的结构灵活性引起的空气动力载荷增加效应使得该升力梯度增加,因此使得稳定器表面积能够减小。

[0018] 此外,如果认为可取,这种结构使得在稳定器上能够具有负反角,即,使稳定器的尖端位于翼根下方。飞机被以这种方式设计,使得在飞机以高横摇角(roll angle)或高侧向倾角起飞和降落情况中,稳定器不接触地面。由于稳定性和控制考虑,每个飞机将具最佳的反角,无论是正向的(在翼根上方)或是逆向的(在翼根下方)。在其中最佳反角为逆向的情况中,具有正向后掠角的水平稳定器的常规结构防止在起飞中必须观察到的角度的几何限制。因此,由于水平稳定器的常规结构的正向后掠角,如果这些具有负反角,则可能的是,与地面的接触将在飞机靠近地面的可能位置中出现。

[0019] 在本发明目标的说明性实施方式的接下来联系附图的详细描述中提供了本发明的其它特征和优点。

附图说明

[0020] 图 1 示出了现代商用飞机的背部机身以及稳定器和方向舵的示意性透视图,其示意性地示出用于根据现有技术的具有正向后掠角的水平稳定器的传动装置和副翼接头的配置。

[0021] 图 2 示出了穿过现代商用飞机的背部机身以及稳定器和方向舵的对称飞机平面的示意性剖视图,其示意性地示出用于根据现有技术的具有正向后掠角的水平稳定器的传动装置、副翼接头和机身中的结构开口的配置。

[0022] 图 3 示出了穿过现代商用飞机的背部机身的水平平面的详细剖视图,其中该图的上部示出了根据现有技术的具有正向后掠角和机身连接接头的水平稳定器,下部示出了根据本发明的具有逆向后掠角的水平稳定器,包括至机身的结构连接接头和操纵面的配置。

[0023] 图 4 示出了现代商用飞机的背部机身以及稳定器和方向舵的示意性透视图,其示意性地示出了用于根据本发明的具有逆向后掠角的水平稳定器的传动装置和副翼接头的

配置。

[0024] 图 5 示出了穿过现代商用飞机的背部机身以及稳定器和方向舵的对称飞机平面的示意性剖视图,其示意性地示出用于根据本发明的具有逆向后掠角的水平稳定器的传动装置、副翼接头和机身中的结构开口的配置。

具体实施方式

[0025] 因此,本发明涉及具有位于飞机后端的逆向后掠角的水平稳定器,其中其翼型焦点的位置与具有常规结构的等同水平稳定器的翼型焦点的位置相同。而且,本发明的逆向后掠角水平稳定器避免了对在机身后端中形成受垂直稳定器载荷影响的结构开口的需求,并且所有的这些还使得能够利用与逆向后掠角机翼相关联的空气动力学优势。

[0026] 根据如在图 3(下部)、4 和 5 中所示的现代商用飞机的具有逆向后掠角的稳定器的优选实施方式的描述,将更好地理解本发明的水平稳定器的特性。

[0027] 因此,本发明涉及具有逆向后掠角的水平稳定器 8,使得扫掠角 40 小于 90 度(参见图 3 的下部),扫掠角 40 由位于在垂直于飞机对称平面 21 的平面上的水平稳定器 8 的局部翼弦 19 的 25% 处的参考点线的投影形成,并且该平面包括该飞机相对于对称平面 21 的飞行方向,其中该角 40 是沿飞行方向测量的。本发明的水平稳定器 8 的反角(dihedral)可以是逆向的,使得该稳定器 8 的翼尖位于到飞机的机身 1 的该稳定器 8 的翼根的下方。该反角是由水平稳定器 8 的翼弦 19 的 25% 的弦线相对于该弦线在飞机对称平面 21 上的投影形成的,并且该平面还平行于所述飞机的飞行方向。水平稳定器 8 的反角也可以是正向的,这意味着该稳定器 8 的翼尖位于到飞机的机身 1 的该稳定器 8 的翼根的上方。

[0028] 在本发明中,水平稳定器 8 至飞机的机身 1 的结构连接由该机身 1 的封闭框架 13 实现,这意味着不要求设置作为在图 1、2 和 3(顶部)中示出的常规结构的典型特征的结构开口 7,其中该连接用连接至框架 4 的接头 6 执行,使得由垂直稳定器 2 和由受结构开口 7 影响的机身 1 部分中的水平稳定器 3 本身在机身 1 中引入的载荷要求在该机身 1 中结合特定的加强结构。在本发明中,飞机的水平稳定器 8 和机身 1 之间的结构连接包括至少一个附加连接 14,其为稳定器 8 提供结构稳定性,并且可以对应于传动机构 14,该传动机构 14 使得稳定器 8 能够围绕垂直于飞机对称平面 21 的轴线平衡或转动,使得接收和传递垂直稳定器 2 的载荷的机身 1 部分不具有能够安装水平稳定器 8 的开口。

[0029] 因此,本发明的水平稳定器 8 是可调平衡的,即它可以以通常小于 30 度的角度沿围绕垂直于飞机对称平面 21 并穿过至机身 1 的框架 13 的结构固定点 10 的轴线的每个方向向上或向下转动。该稳定器 8 由机械装置 14 的致动转动,机械装置 14 可以属于用来移动稳定器并控制飞机的蜗轮类型或任何其它类型。

[0030] 在本发明中,机身 15 的后端仅承受空气动力载荷和惯性载荷,并且不承受由水平稳定器 8 和垂直稳定器 2 引入的载荷,因此,它不要求在结构开口 22 中具有特定的加强结构,该结构开口 22 是通过水平稳定器 8 的中心结构 16 所需要的。

[0031] 根据本发明的实施方式,水平稳定器 8 的前缘包括沿飞机的飞行方向的局部延伸部 9,其位于靠近机身 1 的区域中。局部延伸部 9 优选具有大致三角形形状,并且设计为抵消机身 1 的附面层上的气流速度损失,使得在水平稳定器 8 的迎角小的情况下它防止在该稳定器 8 的翼根附近形成至该机身 1 的马蹄形旋涡。

[0032] 水平稳定器 8 的前缘在靠近飞机机身 1 的区域中的延伸部 9 被设计为使得该延伸部 9 的前缘的曲率半径小于水平稳定器 8 的前缘的剩余部分的曲率半径,以引起旋涡形式的气动流在该稳定器 8 的大迎角情况下的受控分离,这种旋涡形式延迟了气动流在该稳定器 8 上的通常情况下的分离(熟知为失速),因此,增加了该稳定器 8 有效的最大迎角。

[0033] 根据本发明的实施方式,水平稳定器 8 的后缘的最靠近飞机对称平面 21 的部分基本垂直于该平面。

[0034] 在本发明的实施方式中,水平稳定器 8 的后缘的在靠近飞机对称平面 21 的部分中的至少一部分具有比该后缘的外部小很多的扫掠角,使得水平稳定器 8 的内部区域包括称为内部升降舵 11 的至少一个操纵面,其中该内部升降舵 11 的后缘基本垂直于对称平面 21。而且,水平稳定器 8 包括称为外部升降舵 12 的至少一个操纵面,外部升降舵 12 占据最远离飞机对称平面 21 的部分,在该稳定器 8 的后缘的外部区域中。

[0035] 包括在由接下来的权利要求限定的范围内的那些修改可以被引入上述实施方式。

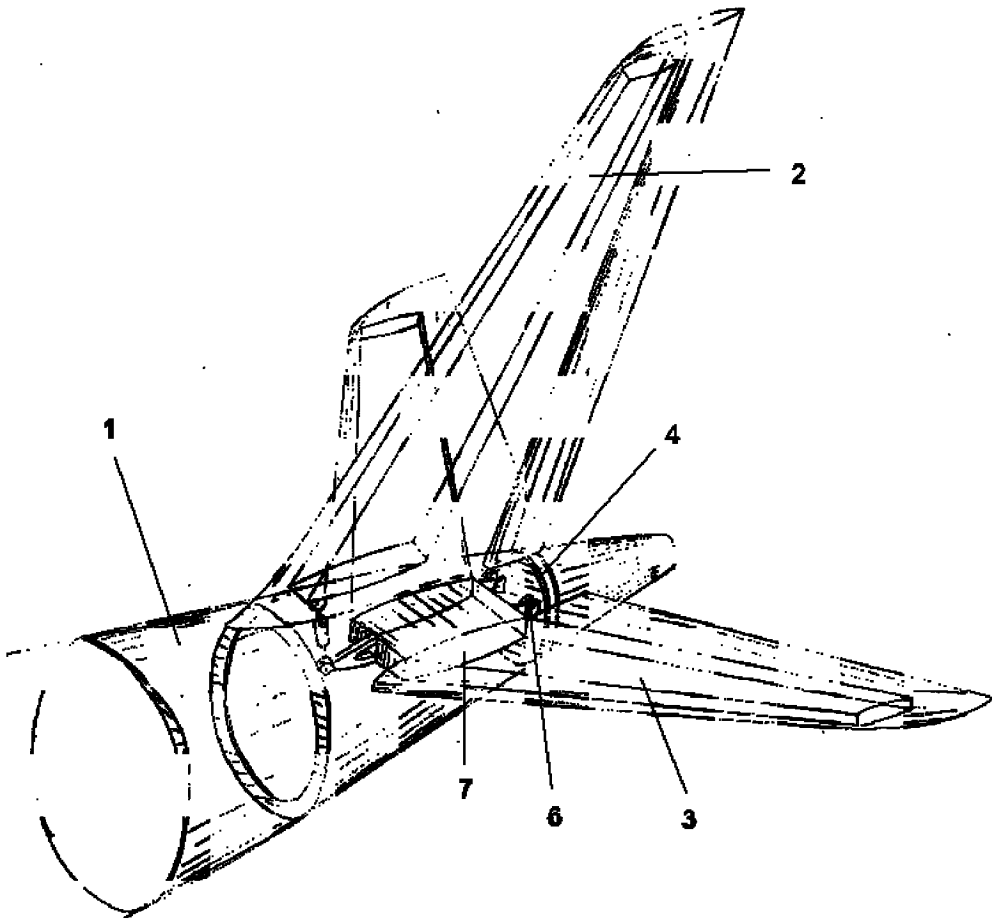


图 1

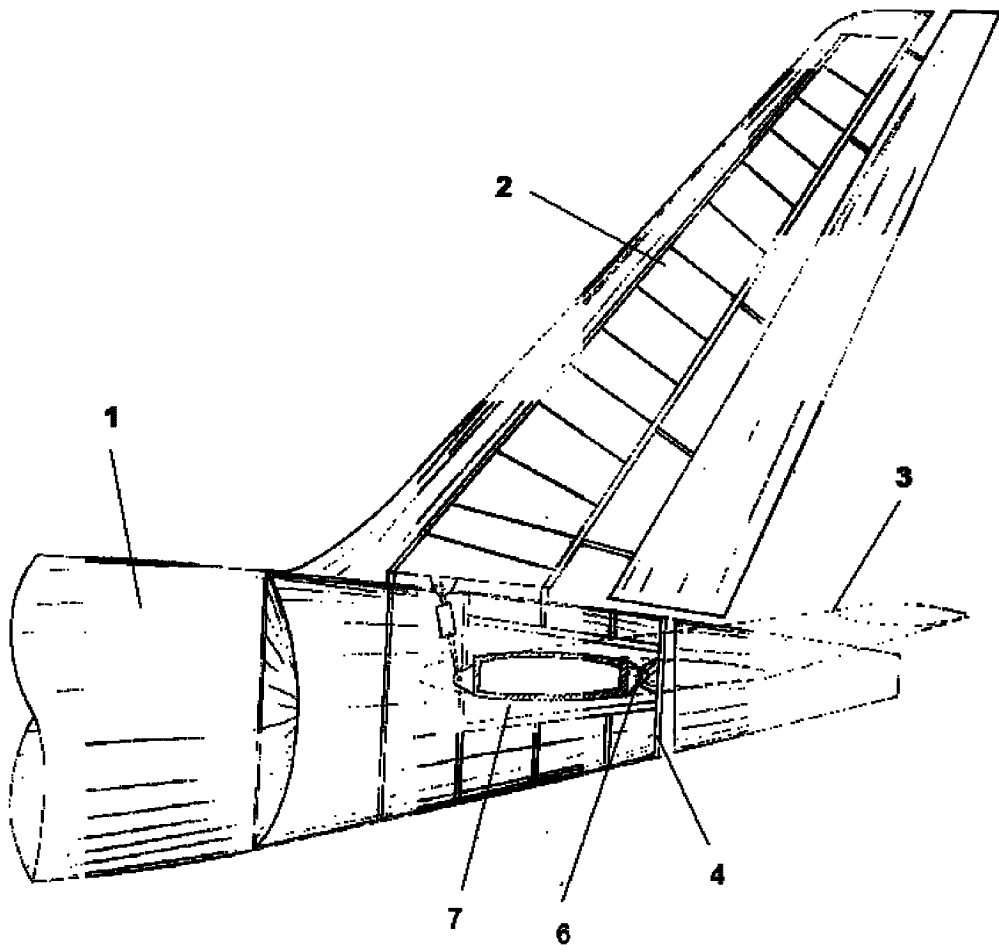


图 2

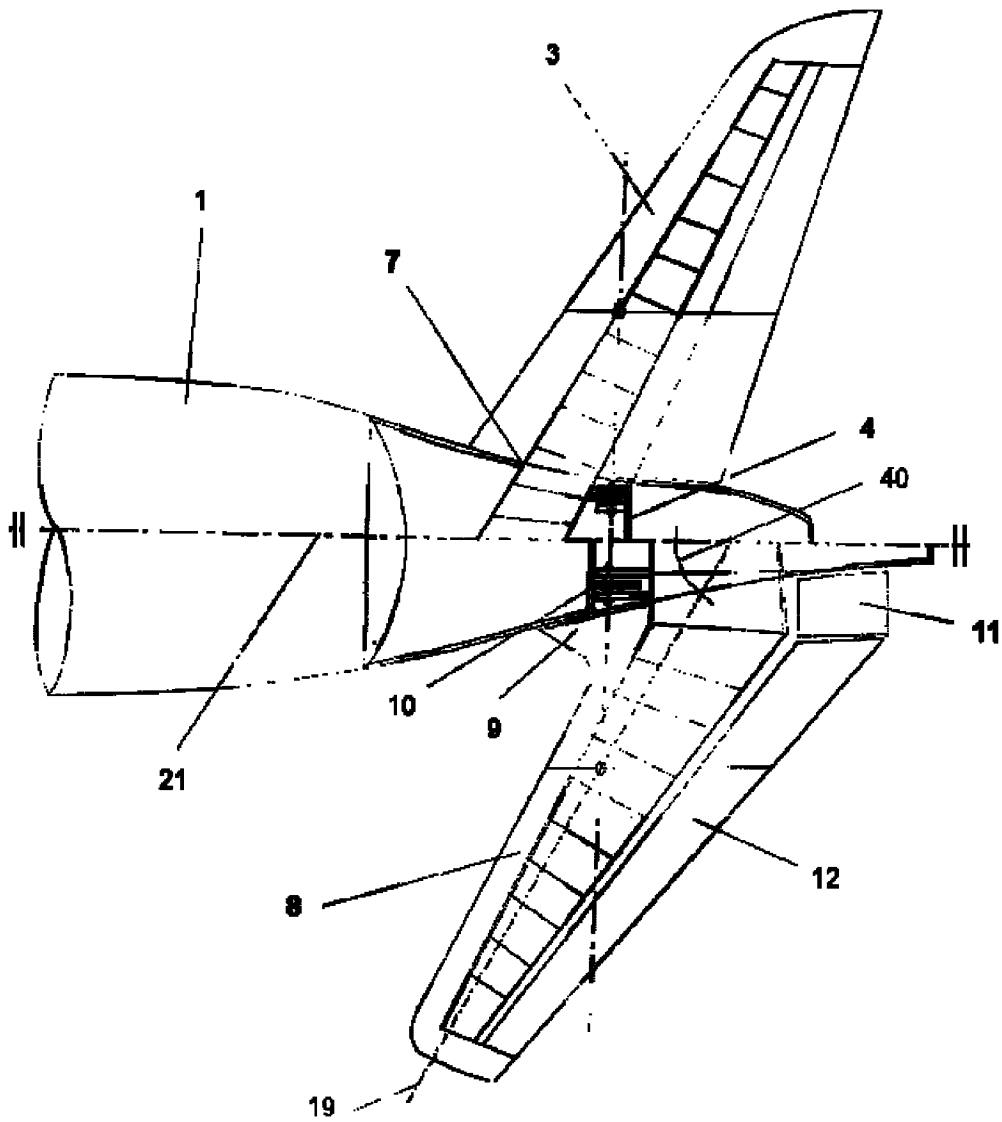


图 3

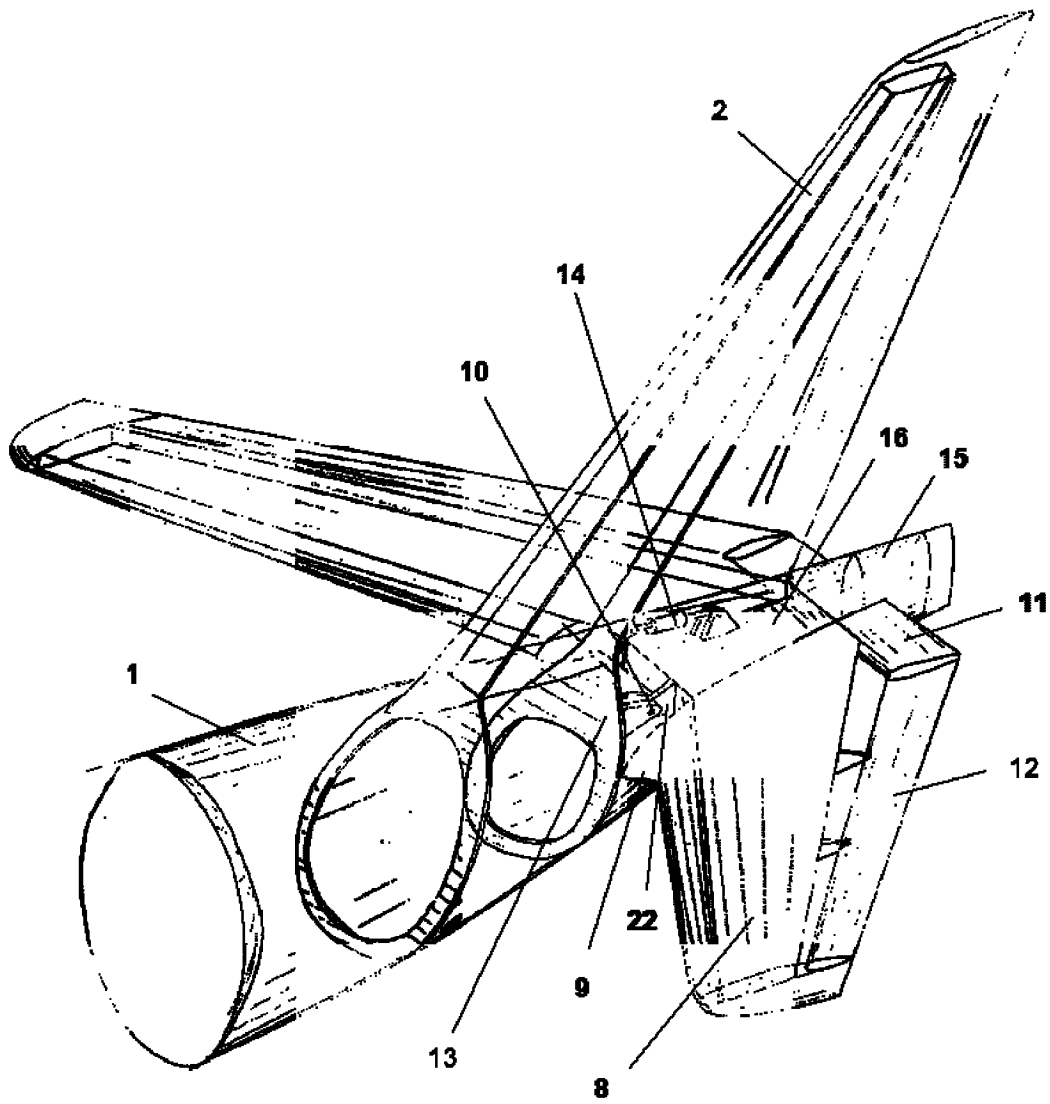


图 4

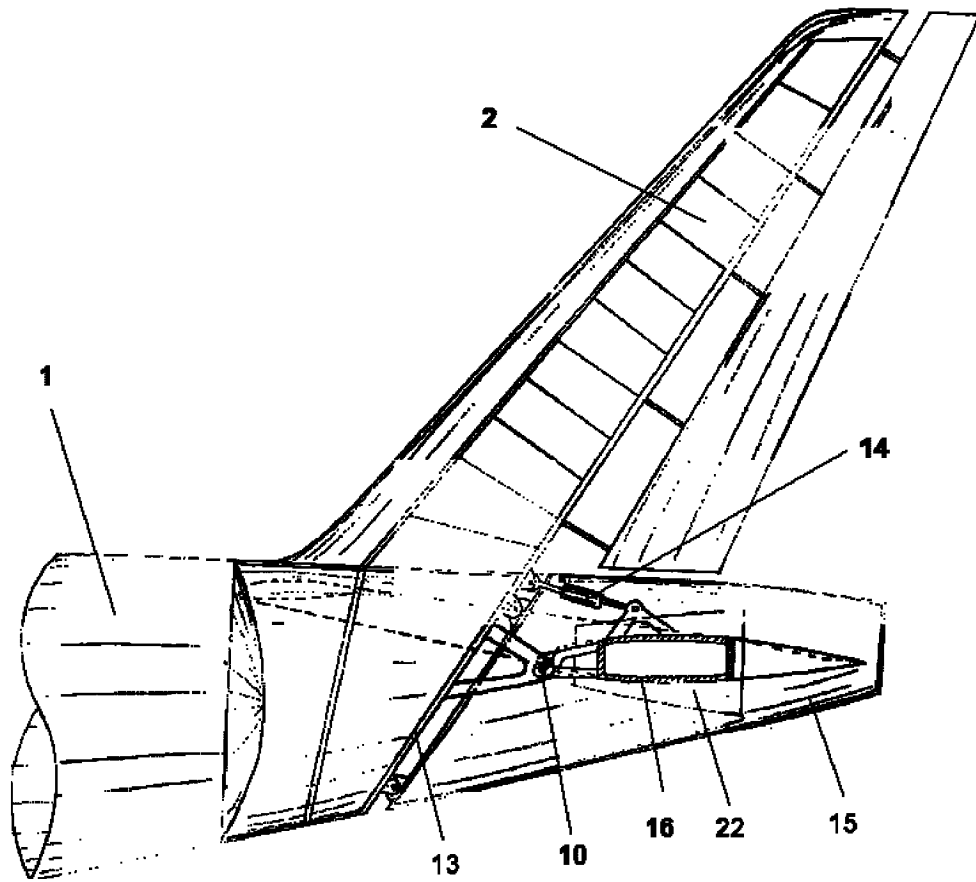


图 5