



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101535124 B

(45) 授权公告日 2013. 04. 17

(21) 申请号 200780041920. 6

代理人 王艳江 吴焕芳

(22) 申请日 2007. 11. 21

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

B64C 23/00 (2006. 01)

102006055090. 0 2006. 11. 21 DE

60/872, 704 2006. 12. 04 US

(56) 对比文件

US 5407153 A, 1995. 04. 18, 摘要、附图 5.

WO 02/47979 A2, 2002. 06. 20, 摘要、附图 6.

(85) PCT 申请进入国家阶段日

审查员 卓启威

2009. 05. 11

(86) PCT 申请的申请数据

PCT/EP2007/010096 2007. 11. 21

(87) PCT 申请的公布数据

W02008/061739 EN 2008. 05. 29

(73) 专利权人 空中客车营运有限公司

地址 德国汉堡

(72) 发明人 弗兰克·特里奇 扬·伊米什奇

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

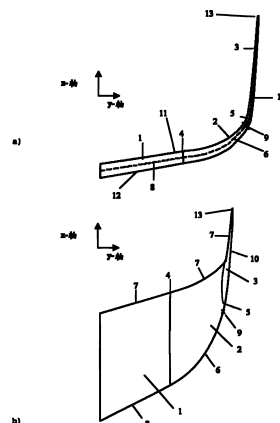
权利要求书 2 页 说明书 5 页 附图 3 页

(54) 发明名称

特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构

(57) 摘要

本发明所描述的是一种特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构,所述机翼包括翼型,所述翼型沿所述机翼 (1) 的翼展方向延伸并且横向于所述机翼 (1) 的翼展方向自机翼前缘 (8、6、10) 延伸至机翼后缘 (7),所述翼型由第一蒙皮 (11) 和第二蒙皮 (12) 限定,在机翼端部上设置有小翼 (3),所述小翼 (3) 基本呈平面,在所述机翼 (1) 与所述小翼 (3) 之间设置有过渡区 (2),所述过渡区 (2) 自所述机翼 (1) 上的连接部 (4) 延伸至所述小翼 (3) 上的连接部 (5)。本发明将局部上反角的曲率设置为在所述过渡区 (2) 中自所述机翼的连接部处 (4) 或者附近沿向外侧的方向从低水平或零水平增大。



1. 一种用于飞行器机翼的机翼末梢结构,其中,所述机翼包括翼型,所述翼型沿机翼(1)的翼展方向延伸并且横向于所述机翼(1)的翼展方向自机翼前缘(8、6、10)至机翼后缘(7)延伸,所述翼型由第一蒙皮(11)和第二蒙皮(12)限定,在机翼端部上设置有小翼(3),所述小翼(3)基本呈平面,并且在所述机翼(1)与所述小翼(3)之间设置有过渡区(2),所述过渡区(2)自所述机翼(1)上的连接部(4)延伸至所述小翼(3)上的连接部(5),其特征在于,在所述过渡区(2)中,局部上反角的曲率沿向外侧的方向增大,其中该曲率特性出现在由所述过渡区中的恒定的在翼弦方向上的点沿翼展方向维度形成的至少一个曲线处。

2. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,在所述过渡区(2)中,所述局部上反角的曲率在所述过渡区的沿翼展方向尺寸的至少基本50%上增大至最大值。

3. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,在所述过渡区(2)中,所述局部上反角的曲率在所述过渡区的沿翼展方向尺寸的至少基本75%上增大至最大值。

4. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,在所述过渡区(2)中,所述局部上反角的曲率在所述过渡区的沿翼展方向尺寸的至少基本90%上增大至最大值。

5. 如权利要求2、3或4所述的机翼末梢结构,其中,在所述过渡区(2)中,所述局部上反角的曲率在所述过渡区(2)的机翼侧连接部(4)处开始增大。

6. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,所述机翼末梢结构最多在所述机翼(1)的半翼展的5%至20%的区域上延伸。

7. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,所述机翼末梢结构最多在所述机翼(1)的半翼展的10%的区域上延伸。

8. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,平面小翼(3)于所述机翼(1)上方延伸机翼末梢结构总体高度的至少50%。

9. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,平面小翼(3)具有高达45°的倾斜角。

10. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,平面小翼(3)具有高达60°的倾斜角。

11. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,平面小翼(3)具有高达80°的倾斜角。

12. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其特征在于所述机翼(1)与所述过渡区(2)之间的连接部(4)处的局部上反角的切线具有连续性。

13. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其特征在于所述过渡区(2)与所述小翼(3)之间的连接部(5)处的局部上反角的切线具有连续性。

14. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,所述过渡区(2)的前缘(6)在所述连接部(4)处以连续的切线向所述机翼(1)的前缘(8)过渡。

15. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其中,所述过渡区(2)的前缘(6)上或者所述过渡区(2)中的前缘(6)上以及所述小翼(3)的前缘(10)上的后掠角连续地增大直至最大后掠角点(9)。

16. 如权利要求15所述的机翼末梢结构,其中,从所述最大后掠角点(9)开始,所述过渡区(2)的前缘(6)以连续的切线向基本呈平面的小翼(3)的前缘(10)过渡。

17. 如权利要求15所述的机翼末梢结构,其中,从所述机翼(1)上的连接部(4)至所述小翼(3)上的连接部(5)计算,所述前缘上的最大后掠角点(9)位于所述过渡区(2)的沿翼展方向长度的大于75%处。

18. 如权利要求1所述的机翼末梢结构,其特征在于在整个所述过渡区(2)上的前缘

(6) 的切线具有连续性。

特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构

[0001] 相关申请的引用

[0002] 本申请要求 2006 年 11 月 21 日提交的德国专利申请 No. 10 2006 055090.0 以及 2006 年 12 月 4 日提交的美国临时专利申请 No. 60/872, 704 的提交日的权益, 在此通过引用将所述申请的公开内容纳入本申请。

技术领域

[0003] 本发明涉及一种根据权利要求 1 的前序部分所述的特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构。

背景技术

[0004] 特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构已经长时间已知并且经过详细的研究。在当今以高跨音速 (0.65 马赫至 0.95 马赫) 运行的商用飞行器和运输飞行器的发展中, 机翼末梢结构的设计是非常重要的。在跨音速范围内运行的飞行器机翼的总体阻力基本包括波阻、翼型阻力、诱导阻力和寄生阻力。诱导阻力又基本取决于机翼上的升力分布以及翼展。因此, 通过增大翼展能够最容易地获得诱导阻力的减小。但是, 由于结构、工业以及操作限制, 不可能无限制地增大翼展。

[0005] 用于在恒定翼展的情况下减小诱导阻力的一个选择包括通过非平面结构代替机翼的平面末梢结构。

[0006] 一种可能的非平面末梢结构是设置在机翼末梢上的小翼。主要的几何参数是高度、锥度比以及上反角。小翼的上反角能够与机翼的上反角显著不同并且在小翼翼展的范围内通常恒定或者几乎恒定。如果小翼的上反角恒定或者基本恒定, 则小翼表示为平面或者基本呈平面。

[0007] 一般而言, 已经显示出, 在机翼与小翼之间基本垂直过渡的竖直小翼提供用于减小诱导阻力的最有效的选择。但是, 自机翼至小翼的过渡区造成一个问题: 在这个区域中, 由于跨音速飞行中的干扰作用, 容易发生不期望的冲击波。机翼上的冲击波是跨音速飞行器运行的常见的和主要的方面, 对于自机翼至小翼的过渡区具有消极作用并且继而导致波阻的增大。因此, 总体来说, 不能充分利用竖直小翼提供的潜力。

[0008] 从 US 5 348 253 可知一种用于飞行器机翼的机翼末梢结构, 所述机翼上具有设置在机翼末梢上并且基本呈平面的小翼, 所述小翼设置于自机翼上的连接部至小翼上的连接部延伸的过渡区处。在过渡区中, 自机翼至小翼的局部上反角形状形成连续的过渡, 所述过渡区呈具有小范围内的曲率半径的圆弧形状, 所述形状由小翼的高度、所述小翼相对于翼展的倾角 (倾斜角)、以及曲率的恒定参数决定。这种已知的机翼末梢结构适于显著地减小诱导阻力, 但是, 由于自机翼至几乎呈平面的小翼的圆弧形状过渡区中的干扰作用, 具有产生不期望程度的波阻的可能性。

[0009] 而且, 从对应于 US 2002/0162917 A1 或者 US 6 722 615 B2 的 DE 10117 721 A1 或者 DE 101 17 721 B4 可知一种用于飞行器机翼的机翼末梢延长部分, 位于用于与机翼连

接的连接区与机翼末梢延伸部分的末梢之间的所述机翼末梢延伸部分使得局部上反角连续增大、前缘和后缘的后掠角连续增大并且机翼末梢延伸部分的深度连续减小。就局部上反角的角度而言,一般认为在机翼的连接区中所述角度将自 0° 增大至 10° , 并且在机翼末梢延伸部分的末梢达到 45° 至 60° 。这种已知的机翼末梢延伸部分的设计导致低水平的干扰进而导致低水平的波阻。但是,能够通过这种机翼末梢结构获得的高度是有限的,而且,如果与所增加的小翼的设计相比,机翼末梢区域的设计具有很少的选择自由。

[0010] 最后,从US 6 484 968 B2可知一种飞行器,所述飞行器具有设置在机翼的端部上的小翼,其中,所述小翼沿椭圆曲线而行。US 6 484 968 B2 的建议再次限定了连接部,在所述连接部中,机翼末梢结构的曲率在机翼的连接区中处于其最大值并且接着沿着翼展减小,这与随后限定的要求完全相反,因此通过这种机翼末梢结构,不期望的干扰作用也将导致波阻的增大。

发明内容

[0011] 本发明的目的是提供一种机翼末梢结构,其一方面在尽可能的程度上利用高的小翼在减小诱导阻力方面提供的优点,同时另一方面将在自机翼至小翼的过渡区中的干扰作用减小到最小程度。

[0012] 该目的通过这样一种用于飞行器机翼的机翼末梢结构实现,其中,所述机翼包括翼型,所述翼型沿机翼的翼展方向延伸并且横向于所述机翼的翼展方向自机翼前缘至机翼后缘延伸,所述翼型由第一蒙皮和第二蒙皮限定,在机翼端部上设置有小翼,所述小翼基本呈平面,并且在所述机翼与所述小翼之间设置有过渡区,所述过渡区自所述机翼上的连接部延伸至所述小翼上的连接部,其特征在于,在所述过渡区中,局部上反角的曲率沿向外侧的方向增大,其中该曲率特性出现在由所述过渡区中的恒定的在翼弦方向上的点沿翼展方向维度形成的至少一个曲线处。

[0013] 从属权利要求中提供了根据本发明的机翼末梢结构的有利实施方式和改进。

[0014] 本发明提供一种特别用于飞行器机翼的机翼末梢结构,其中,所述机翼包括翼型,所述翼型沿机翼的翼展方向延伸并且横向于所述机翼的翼展方向自机翼前缘至机翼后缘延伸,所述翼型由第一蒙皮和第二蒙皮限定,在机翼端部上设置有小翼,所述小翼基本呈平面,并且在所述机翼与所述小翼之间设置有过渡区,所述过渡区自所述机翼上的连接部延伸至所述小翼上的连接部,其中,在所述过渡区中,自机翼向小翼的局部上反角形成连续过渡。本发明将过渡区中的局部上反角的曲率设置为自过渡区与机翼之间的连接部附近的低水平或零水平沿向外侧的方向增大至小翼与过渡区之间的连接部附近的最大值。

[0015] 由过渡区中的恒定的在翼弦方向上的点沿翼展方向维度形成的至少一个曲线可以具有该曲率特性,前缘可以作为所述一个曲线的示例。进一步的示例是通过位于 50% 翼弦处的点形成的曲线或后缘。这取决于具体的机翼末梢结构设计的要求,从而实现良好的表面质量。即,根据通过过渡区形成的表面,当沿剖视图观察时,至少部分过渡区展现出沿向外侧的方向具有增大的局部上反角的曲率的曲线。

[0016] 本发明基于涉及在气流的几何和边界条件方面的干扰作用的相关性的研究,所述研究示出了介绍中描述的干扰作用,所述干扰作用发生在跨音速区域中的自机翼至小翼的过渡区中,显著地取决于沿机翼翼展的曲率。这种相关性示出了在高翼型载荷——即局部

升力与局部翼型深度的比例很大——的区域中的曲率必须尽可能小,并且能够随着翼型负载的减小而增大。为了使得诱导阻力最小化,如果在小翼上产生的空气动力负载小于在机翼上产生的空气动力负载将是有利的。为此,待获得(机翼上方)特定高度的机翼末梢结构应当以最小的可能的曲率开始,接着能够机翼末梢结构变得更加陡峭,并且所述机翼末梢结构与机翼平面的距离更远。

[0017] 使用椭圆的示例,能够得出在机翼的连接区需要小曲率并且随后连续增大的曲率限制将通过这种限定的机翼末梢结构所实现的高度的结论。图 4 示出了这个事实,其中示出椭圆的一部分被标准化最大宽度为 1,示出了长轴 a 相比短轴 b 的各种比例,即 $a/b = 1$ (圆), $a/b = 1.2$, 以及 $a/b = 1.5$ 。这证明了对于大的平面小翼(有利地为机翼末梢结构的总体高度的至少 50%)的需要遵循根据所得到的发现而实现的过渡弧,从而能够保证诱导阻力大幅减小。

[0018] 提供过渡区与小翼之间的平滑连接部对于在这个区域中具有局部减小的曲率是有利的。在保持本发明的优点时,能够提供这样的过渡区,在所述过渡区中,局部上反角的曲率自机翼连接部附近开始在过渡区的沿翼展方向尺寸的 50%至 90%上从低水平或零水平增大至最大值。

[0019] 优选地,在过渡区中,局部上反角的曲率在过渡区的机翼侧连接部处开始增大。

[0020] 能够将机翼末梢结构设置为最多在机翼的半翼展的 5%至 20%的区域上延伸。

[0021] 本发明的有利实施方式将机翼末梢结构设置为最多在机翼的半翼展的 10%的区域上延伸。

[0022] 本发明的有利实施方式将平面小翼设置于机翼上方在机翼末梢结构的总体高度的至少 50%上延伸。平面小翼的这种尺寸以及根据本发明的原理在机翼的连接区中使局部上反角的曲率低并且接着在过渡区中使局部上反角的曲率沿翼展方向增大保证了诱导阻力的显著减小以及小的阻力作用和低波阻。

[0023] 本发明的有利实施方式将平面小翼设置为相对于竖直的 X-Z 平面倾斜高达 45° 。

[0024] 本发明能将平面小翼设置为相对于竖直的 X-Z 平面倾斜高达 60° 。

[0025] 本发明能将平面小翼设置为相对于竖直的 X-Z 平面倾斜高达 80° 。

[0026] 小翼相对于竖直平面的倾斜度也可以称为“倾斜角”,这一点在本领域内是公知的。

[0027] 在机翼与过渡区之间的连接部处,局部上反角的切线具有连续性。

[0028] 在过渡区与小翼之间的连接部处,局部上反角的切线能够具有连续性。

[0029] 过渡区的前缘在连接部处能够以连续的切线过渡至机翼的前缘。

[0030] 本发明的有利实施方式将机翼末梢结构的前缘上的后掠角设置为连续增大至最大后掠角点。

[0031] 从最大后掠角点开始,如果该点处于过渡区中,则过渡区的前缘能够以连续的切线过渡至基本呈平面的小翼的前缘。

[0032] 自机翼上的连接部至小翼上的连接部计算,本发明的有利实施方式将前缘上的最大后掠角点设置为位于过渡区的沿翼展方向的长度的大于 75%处。

[0033] 根据本发明的有利实施方式,在整个过渡区上前缘的切线具有连续性。

附图说明

[0034] 在下文中,参照附图对根据本发明的机翼末梢结构的示例性实施方式进行阐释。

[0035] 附图中示出:

[0036] 图 1 是具有根据本发明的示例性实施方式的机翼末梢结构的现代商用飞行器的前视图;

[0037] 图 2 是具有根据本发明的示例性实施方式的机翼末梢结构的图 1 所示的商用飞行器的侧视图;

[0038] 图 3a 是根据本发明的示例性实施方式的机翼末梢结构的放大前视图;以及

[0039] 图 3b 是图 3a 的机翼末梢结构的俯视图。

具体实施方式

[0040] 图 1 和图 2 示出了商用飞行器,其机翼 1 上设置有由小翼 3 和过渡区 2 构成的机翼末梢结构。

[0041] 图 3a 和 3b 详细地示出了示例性实施方式的视图,机翼 1 包括由第一蒙皮 11——上蒙皮——和第二蒙皮 12——下蒙皮——限定的翼型,所述翼型沿翼展方向延伸并横向于翼展方向自机翼前缘 8 延伸至机翼后缘 7。

[0042] 在机翼端部上设置有小翼 3,所述小翼 3 通过过渡区 2 连接至机翼 1。过渡区 2 自机翼 1 上的虚拟连接部或实际连接部 4 延伸至小翼 3 上的虚拟连接部或实际连接部 5。在过渡区 2 中,局部上反角——即,自机翼 1 至小翼 3 的翼展延伸方向与 Y 轴所成的角度——形成连续过渡。换句话说,在过渡区 2 中,自机翼侧上的连接位置 4 朝向连接位置 5,曲率沿向外侧的方向自低水平或零水平增大。

[0043] 过渡区沿翼展方向的尺寸是沿垂直于飞行器的纵向轴线的方向测得的过渡区的线性尺寸。

[0044] 自机翼 1 至小翼 3 的局部上反角形成连续过渡,而在过渡区 2 中,局部上反角的曲率在过渡区的沿翼展方向的尺寸的至少基本 50% 上增大从而达到最大值并且在至小翼侧连接位置 5 的至多 100% 上增大。在图 3a 所示的实施方式中,局部上反角的曲率在过渡区 2 的机翼侧连接部 4 处开始增大并且沿向外侧的方向在过渡区 2 的沿翼展方向的尺寸的至少基本 90% 上增大至最大程度。

[0045] 过渡区在连接部 4 处连接至机翼 1,而小翼 3 本身在连接部 5 处连接至过渡区 2。正如已经解释过的,过渡区 2 的特征在于局部上反角的曲率增大至最大程度。

[0046] 小翼 3 具有呈平面或者几乎或基本呈平面的形状,即,其自连接位置 5 至其末梢 13 具有基本恒定的上反角。因此在图 3a 的前视图中,小翼 3 具有朝向 Y 轴的基本恒定的倾角。小翼 3 的几何参数基本能够自由地限定,使得其用于最优地减小诱导阻力。另一方面,过渡区 2 优选为使得干扰作用并且由此这一区域中的波阻减小到最小值。

[0047] 在所示的示例性实施方式中机翼末梢结构最多在机翼 1 的半翼展的 20% 的区域上延伸,平面小翼 3 于机翼 1 上方在机翼末梢结构的总体高度的至少 50% 上延伸并且相对于竖直的 X-Z 平面——即,飞行器的中间平面——倾斜高达 45°。

[0048] 在机翼 1 与过渡区 2 之间的连接部 4 处,上反角的切线具有连续性,即,在连接部 4 处,过渡区 2 处的切线形成至机翼 1 处的切线的连续过渡,这是有利的但不是强制的。同

样,在过渡区 2 与小翼 3 之间的连接部 5 处,上反角的切线具有连续性,这是有利的但也不是强制的。在根据本发明的机翼末梢结构的示例性实施方式中,所述机翼末梢结构示于图 3a 的前视图中,在过渡区 2 的机翼侧连接部 4 处和小翼侧连接部分 5 处,在 Y-Z 平面中的上反角的形状的切线均具有连续性。

[0049] 图 3b 所示的根据本发明的机翼末梢结构的示例性实施方式的在 X-Y 平面中的俯视图进一步示出了过渡区 2 的前缘 6 与机翼 1 的前缘 8 在截面点或连接点 4 上的连续切线连接,由于对前缘周围的气流具有有利作用,这也是有利的,但不是强制的。即,在连接位置 4 处,过渡区 2 的前缘 6 的切线能够形成至机翼 1 的前缘 8 的切线的连续过渡,这也不是强制的。

[0050] 过渡区 2 的前缘 6 的曲率增大,因此使得后掠角连续增大至位于过渡区 2 的前缘 6 上或者位于小翼 3 的前缘 10 上的点 9。有利地,自机翼侧连接位置 4(0%) 至小翼侧连接位置 5(100%) 计算,该最大后掠角点 9 位于沿翼展方向的长度的 75%,或者位于小翼 3 的前缘 10 上。

[0051] 从最大后掠角点 9 开始,如果点 9 位于过渡区 2 的前缘 6 上,则自过渡区 2 的前缘 6 至几乎呈平面的小翼 3 的前缘 10 的连续切线过渡是优选的,但同样不是强制的。

[0052] 在所示的示例性实施方式中,在整个过渡区 2 上,前缘 6 的切线具有连续性,这提供了显著的优点,但不是强制的。

[0053] 只要不会消极地影响机翼末梢结构的空气动力特征,则能够基本自由地选择过渡区 2 的后缘 7 的设计。

[0054] 参考标号列表

[0055] 1 机翼

[0056] 2 过渡区

[0057] 3 小翼

[0058] 4 过渡区与机翼的连接部

[0059] 5 小翼与过渡区的连接部

[0060] 6 过渡区的前缘

[0061] 7 后缘

[0062] 8 机翼的前缘

[0063] 9 最大后掠角点

[0064] 10 小翼的前缘

[0065] 11 上蒙皮

[0066] 12 下蒙皮

[0067] 13 小翼末梢

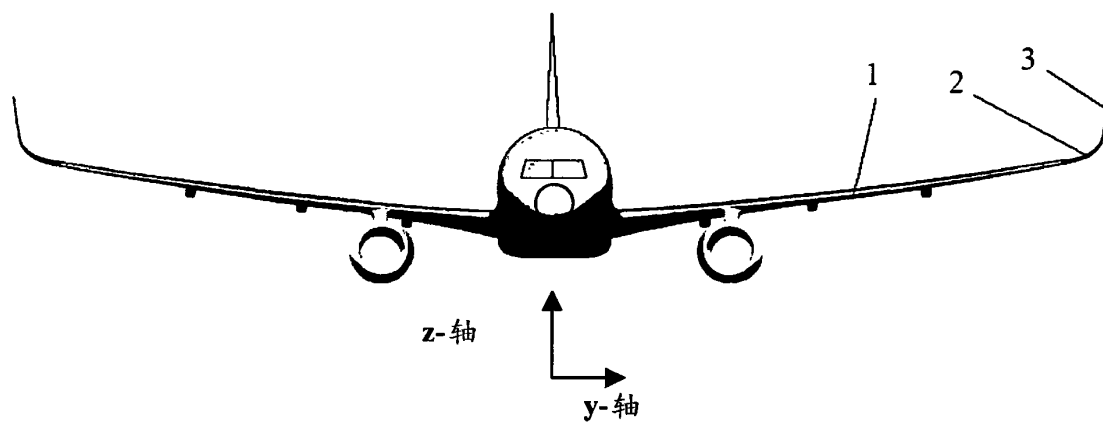


图 1

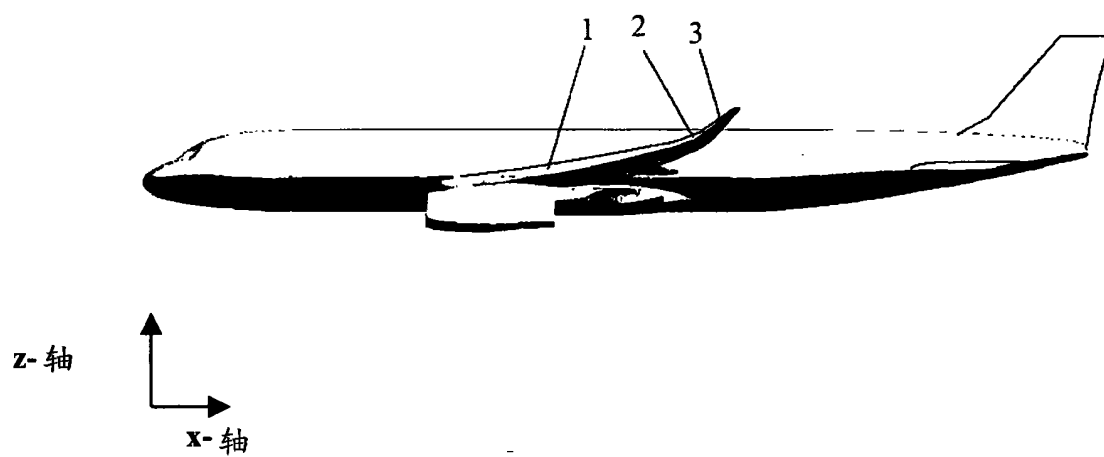


图 2

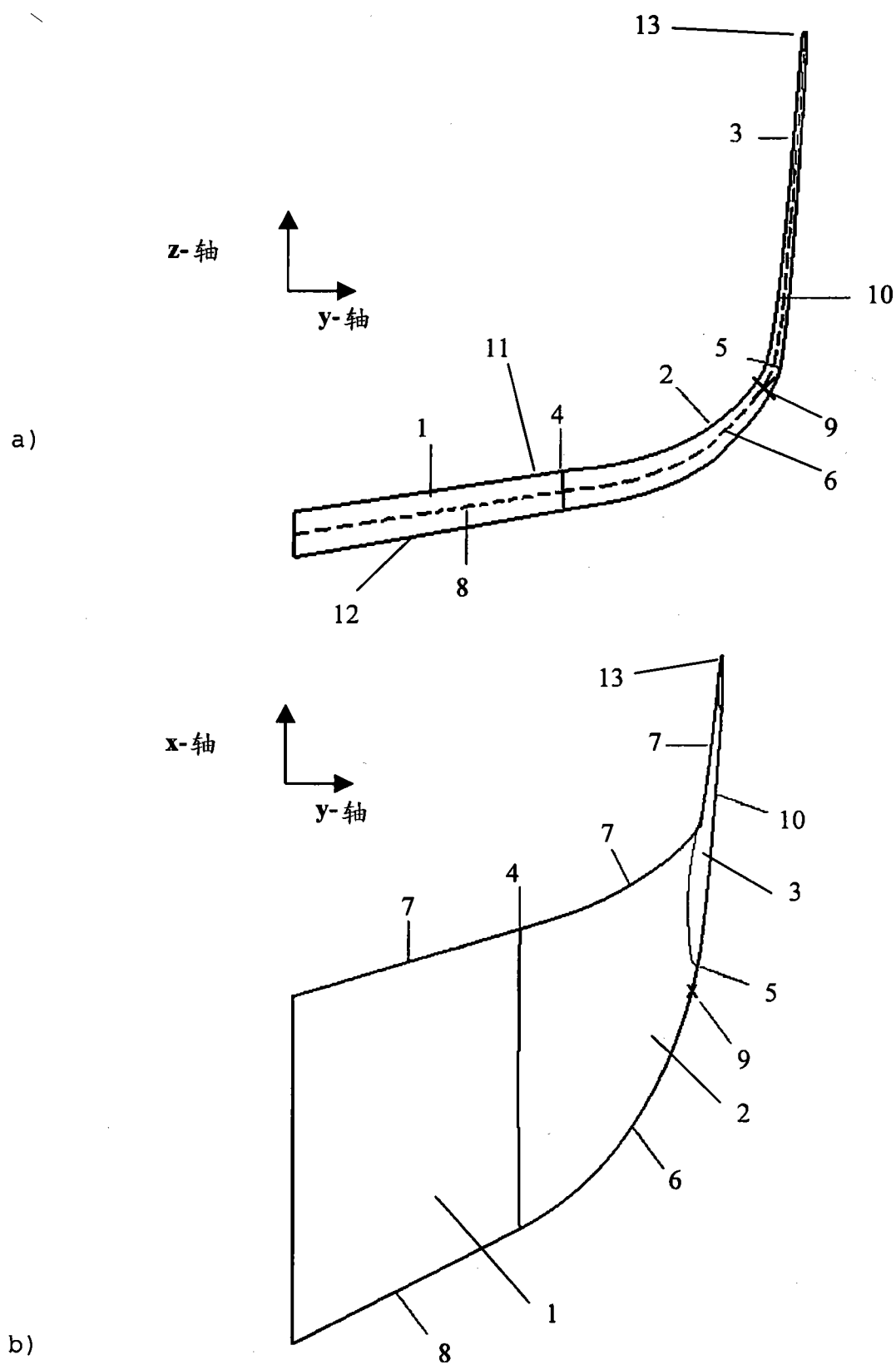


图 3

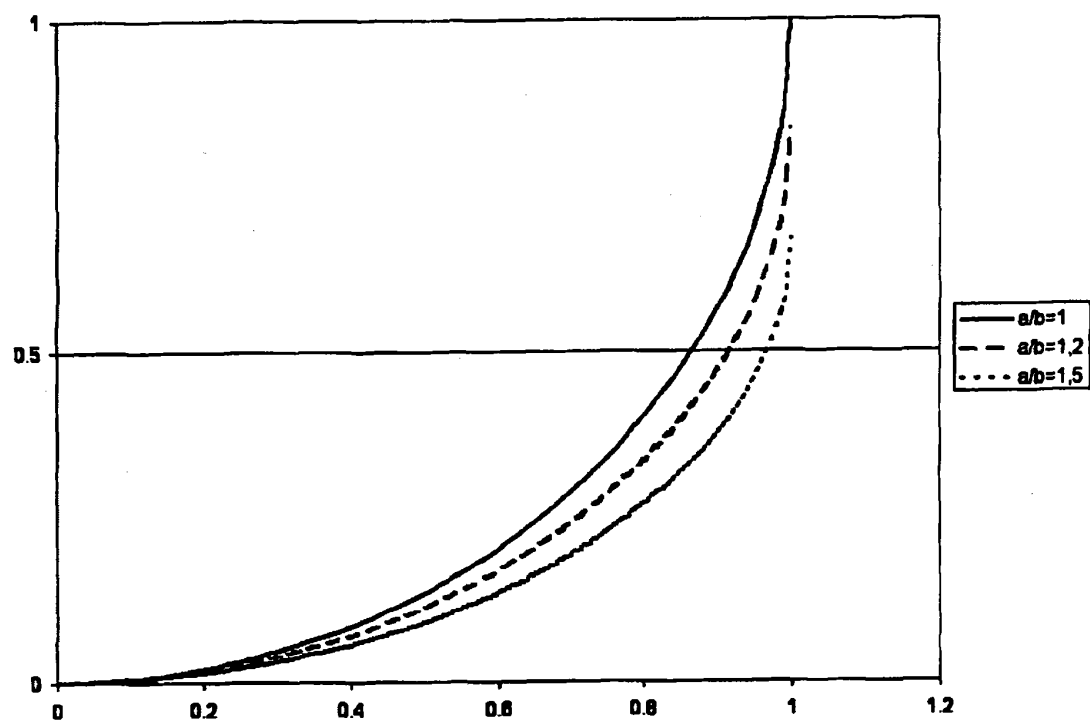


图 4