



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101970294 A

(43) 申请公布日 2011. 02. 09

(21) 申请号 200980106076. X

(22) 申请日 2009. 02. 17

(30) 优先权数据

0803719. 4 2008. 02. 29 GB

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 08. 23

(86) PCT申请的申请数据

PCT/GB2009/050153 2009. 02. 17

(87) PCT申请的公布数据

W02009/106872 EN 2009. 09. 03

(71) 申请人 空中客车英国有限公司

地址 英国布里斯托尔

(72) 发明人 诺曼·伍德

(74) 专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司

11127

代理人 党晓林 王小东

(51) Int. Cl.

B64C 23/04 (2006. 01)

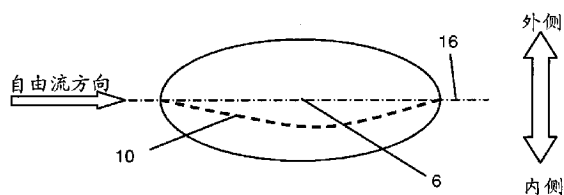
权利要求书 2 页 说明书 3 页 附图 3 页

(54) 发明名称

具有非对称激波突起的空气动力学结构

(57) 摘要

一种具有从其表面延伸出的激波突起 (3) 的空气动力学结构。该激波突起关于一不对称平面是不对称的, 其中该不对称平面经过激波突起的中心 (6), 与该空气动力学结构上的气流的主方向平行, 并与该空气动力学结构的表面成直角地延伸。



1. 一种空气动力学结构,该空气动力学结构具有从其表面延伸出的激波突起,其中,该激波突起关于一非对称平面是不对称的,其中该非对称平面:

- a. 经过所述激波突起的中心;
- b. 平行于自由流方向;并且
- c. 与所述空气动力学结构的表面成直角地延伸。

2. 如权利要求 1 所述的空气动力学结构,其中,当在垂直于所述自由流方向的平面中的剖面中观察时,所述激波突起具有非对称形状。

3. 如权利要求 2 所述的空气动力学结构,其中,该非对称的剖面形状具有向一侧偏离的最高点。

4. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,所述激波突起没有对称平面。

5. 一种空气动力学结构,该空气动力学结构具有从其表面延伸出的激波突起,其中,该激波突起没有对称平面。

6. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,所述激波突起具有沿着一分布线分布的最高点,当与该空气动力学结构的表面成直角地观察时,该分布线呈现为弯曲的。

7. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,该激波突起具有前缘、后缘、内侧缘和外侧缘。

8. 如权利要求 7 所述的空气动力学结构,其中,该激波突起在所述前缘、所述后缘、所述内侧缘和所述外侧缘处与所述表面相汇。

9. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,每个突起基本不具有尖锐的凸缘或凸点。

10. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,所述激波突起的形状和位置被设置成改变当所述空气动力学结构以跨音速运动时没有所述激波突起的情况下将在所述空气动力学结构的表面附近形成的激波的结构。

11. 如权利要求 10 所述的空气动力学结构,其中,所述激波突起的形状和位置被设置成在所述空气动力学结构以跨音速运动时在所述激波中诱发出具有 λ 状波型的拖尾底部。

12. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,该空气动力学结构是机翼,并且所述表面是所述机翼的低压表面。

13. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,其中,该空气动力学结构是具有前缘和后缘的机翼,并且其中所述激波突起具有朝向所述机翼的所述后缘定位的最高点。

14. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,该空气动力学结构还包括一对具有不同长度的后臂。

15. 如权利要求 14 所述的空气动力学结构,其中,该空气动力学结构具有内侧端和外侧端,并且其中所述激波突起包括偏向该空气动力学结构的所述内侧端的最高点。

16. 如前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构,该空气动力学结构还包括一个或更多个从其表面延伸出的附加激波突起。

17. 一种操作前述权利要求中任一项所述的空气动力学结构的方法,该方法包括:使

所述空气动力学结构以跨音速运动;在所述空气动力学结构的表面附近形成激波;和利用所述激波突起改变该激波的结构。

18. 如权利要求 17 所述的方法,其中,所述激波突起用于改变当所述空气动力学结构以跨音速运动时没有所述激波突起的情况下将在该空气动力学结构的表面附近产生的激波的结构。

19. 如权利要求 17 或 18 所述的方法,其中,当所述空气动力学结构以跨音速运动时,所述激波突起上的气流基本上被完全附着。

20. 如权利要求 17 所述的方法,其中,当所述空气动力学结构以跨音速运动时,所述激波突起在所述激波中诱发具有 λ 状波型的拖尾底部。

具有非对称激波突起的空气动力学结构

技术领域

[0001] 本发明涉及一种空气动力学结构,该空气动力学结构包括从其表面延伸出的激波突起 (shock bump)。

背景技术

[0002] 如 Holden, H. A 和 Babinsky, H 在使用 3D 设备控制激波 / 边界层 (shock/boundary layer interaction control using 3D devices) (第 41 届航天科学会展 (41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit), 2003 年 1 月 6 日至 9 日, 美国内华达州里诺市, 论文号为 AIAA 2003-447) 中所述, 当跨声速流经过 3D 激波突起时, 局部超音条件将诱发具有 λ 状波型的拖尾激波底部 (shock foot)。

[0003] Holden 等人描述的突起是前后不对称的, 典型的是, 在激波突起的中心的后后, 突起的高度和 / 或宽度增加至最大高度和 / 或宽度。换言之, 突起关于经过激波突起的中心而且与自由流方向垂直的平面不对称。但是, 到目前为止, 所有的三维激波突起的评价都局限于侧向对称的突起形状, 与自由流方向对齐。也就是说, 传统的激波突起关于经过激波突起的中心、与自由流方向平行并垂直于机翼表面成直角延伸的平面对称。

[0004] US 2006/0060720 采用了激波控制突起来产生从机翼下表面延伸开的激波。

发明内容

[0005] 本发明的第一方面是提供空气动力学结构, 该空气动力学结构具有从其表面延伸出的激波突起, 其中该激波突起关于至少一个不对称平面是不对称的, 其中该不对称平面:

[0006] a. 经过所述激波突起的中心;

[0007] b. 与自由流方向平行; 并且

[0008] c. 与所述空气动力学结构的表面成直角地延伸。

[0009] 该激波突起可以没有对称平面, 或者可以具有相对于如上所述定义的非对称平面斜交的对称平面。

[0010] 典型的是, 该激波突起具有前缘、后缘、内侧缘和外侧缘。该激波突起可以是在其边缘处逐渐地融入该表面, 或者可以是在其一个或更多个边缘处存在突然凹进的不连续。

[0011] 典型的是, 该激波突起基本上没有尖锐凸缘或凸点。

[0012] 典型的是, 所述激波突起的形状和位置被设置成改变当所述空气动力学结构以跨音速运动时没有所述激波突起的情况下将在所述空气动力学的表面附近形成的激波的结构。以上可以与 US 2006/0060720 对比来看, US 2006/0060720 采用了激波控制突起来产生激波, 而该激波在没有激波控制突起存在时并不会出现。

[0013] 本发明的第二方面是为了提供一种空气动力学结构, 该空气动力学结构具有从其表面延伸出的激波突起, 其中该激波突起没有对称平面。

[0014] 如下描述适用于本发明的上述两个方面。

[0015] 典型的是,当在垂直于所述表面上的气流的主方向的平面中的剖面中观察时,所述激波突起具有非对称形状。例如,该非对称的剖面形状可以具有向一侧偏离的最高点,典型的是,该最高点偏向激波突起的内侧。在后面描述的实施方式中,剖面形状是弯曲的,且在单一点处具有最高点。可选的是,该最高点可以是平坦的。

[0016] 激波突起的最高点(不管是一条线还是平台状区域)可以是直的或者沿一条分布线分布,该分布线在与空气动力学结构的表面成直角地观察时呈现为弯曲的。

[0017] 该空气动力学结构可以包括机翼,例如飞机机翼、水平安定面或控制面;飞行器结构,例如短舱、外挂架、安定翼;或其他类型的空气动力学结构,例如涡轮叶片。

[0018] 在机翼的情况下,激波突起可以位于机翼的高压表面(例如,在飞机机翼的情况下位于飞机机翼的下表面),但更优选的是该表面是机翼的低压表面(例如,在飞机机翼的情况下为飞机机翼的上表面)。同样,该激波突起典型的是具有朝向机翼的后缘定位的最高点,换言之,该最高点位于 50% 翼弦后。激波突起的最高点可以是单个点,也可以是一平台。当是平台时,该平台的前缘朝向机翼的后缘定位。

附图说明

[0019] 以下将参照附图来描述本发明的实施方式,其中:

[0020] 图 1 是承载有根据本发明第一实施方式的激波突起的机翼的顶部的平面图;

[0021] 图 2 和图 3 是分别沿剖线 A-A 和 B-B 截取的穿过激波突起的中心的剖视图;

[0022] 图 4 是突起的平面图,其中示出了激波突起的弯曲最高点分布线;

[0023] 图 5 是示出了根据本发明第二实施方式的激波突起的脚线和最高点分布线的平面图;

[0024] 图 6 是示出了根据本发明第三实施方式的激波突起的脚线和最高点分布线的平面图;以及

[0025] 图 7 是示出了根据本发明第四实施方式的激波突起的脚线和最高点分布线的平面图。

具体实施方式

[0026] 图 1 是机翼的上表面的平面图。该机翼具有前缘 1 和后缘 2,前缘 1 和后缘 2 均相对于自由流方向向后扫掠。

[0027] 激波突起的脚线在图 1 中以附图标记 3 示出。图 2 和图 3 是沿剖线 A-A 和 B-B 剖取的、穿过激波突起的中心 6 的剖视图,剖线 A-A 和 B-B 分别与自由流方向平行和垂直。

[0028] 激波突起从机翼的公称表面 8 突出,并在前缘 3a、后缘 3b、内侧缘 3c 和外侧缘 3d 与公称表面 8 相汇。突起的侧下部呈凹状,并逐渐融合到公称表面 8 中。例如,在图 2 中,突起的前侧下部 9 在前缘 3a 处逐渐融合到公称表面 8 中。可选的是,在突起的一个或更多个边缘处可以有非连续的突变。例如,突起的前侧的下部可以如虚线 9a 所示是平坦的。在这种情况下,激波突起的前侧 9a 与公称表面 8 在前缘 3a 处以非连续的突变相汇。

[0029] 在跨音速时,激波 4 垂直于机翼上表面形成,并且激波突起 3 被定位成能够诱发具有如图 2 中所示的 λ 状波型的拖尾激波底部 5。

[0030] 如图 2 所示,当激波突起 3 在其最佳工况下,且激波 4 恰好处于激波突起的最高点

7 的前面时,拖尾激波底部 5 具有 λ 状波型,该 λ 形波型具有朝向激波突起前缘的单个的前激波 5a 和位于最高点 7 略前方的单个后激波 5b。可选的是,拖尾激波底部不具有单个的前激波 5a 而是具有包括一系列扇状前激波的 λ 状波型。

[0031] 如图 2 和 3 所示,激波突起即平行于自由流方向又横向于自由流方向的非对称剖面。前后剖面 A-A 上的纵向最高点 7 向后偏离突起的中心 6,横向剖面 B-B 上的横向最高点 7a 向内侧偏离突起的中心 6。如图 3 所示,突起在最高点 7a 的两侧具有非对称的斜面 17、18(内侧斜面 17 的角度大于外侧斜面 18 的角度)。同样要指出的是,突起的最高点位于 50%翼弦后,典型的是位于 60%和 65%翼弦之间。

[0032] 如图 4 所示,突起的横向最高点沿线 10 分布,当在与机翼表面成直角的平面中观察时,该线会呈现为弯曲的。

[0033] 激波突起 3 是沿机翼的翼展分布的一系列激波突起中的一个,图 1 中用 3a 示出了该系列中的另外一个激波突起。突起 3a 可以具有和突起 3 相同的非对称形状,但也可以是不同的形状。

[0034] 与传统的对称激波突起不同,突起 3 不具备对称平面。图 5 和 6 显示了两个可选的激波突起的脚线和最高点分布线,这两个激波突起都不具备对称平面。在图 5 的情况下,激波突起 12 具有一对不同长度的后臂 13、14、和最高点分布线 15。图 6 则示出了激波突起 20,该激波突起 20 具有非对称的弯曲的最高点分布线 21。

[0035] 图 7 示出了具有通过中心 32 的笔直的最高点分布线 31 的对称激波突起。该最高点分布线 31 与自由流方向成锐角 θ 斜交。尽管该激波突起具有侧向的对称外形,但通过使其相对于自由流方向斜交,激波突起关于平面 16 是不对称的,平面 16 通过激波突起的中心 32,与机翼上的自由流方向平行并与机翼表面成直角延伸。附图 4 至 6 中同样也示出了该非对称平面 16。

[0036] 本文中描述的非对称的突起构造提供了可以减少波阻和激波引起的损失的可选方案。

[0037] 扫掠激波或者沿着翼展流速变化的气流的存在可能会诱发围绕对称激波突起的非对称波型。而这种非对称性可以通过在激波突起自身引入非对称来加强以获得积极地效果。这样获得的波型将在非对称激波突起的两侧具有不同的结构。

[0038] 在非设计工况时,例如当产生尾涡时,非对称突起可以使从突起流出的气流结构强度产生差别,这种差别可以用来提高突起的效率。注意,与涡流发生器不同,突起不具备尖锐的凸缘或凸点,这样当在最佳工况下工作时(即,当激波恰好处于突起上最高点稍前的位置),气流可以保持附着在突起上。

[0039] 尽管本发明是借助一个或多个优选实施方式来进行说明的,但是应当认识到,可以在权利要求限定的本发明的范围下进行多种改动和变换。

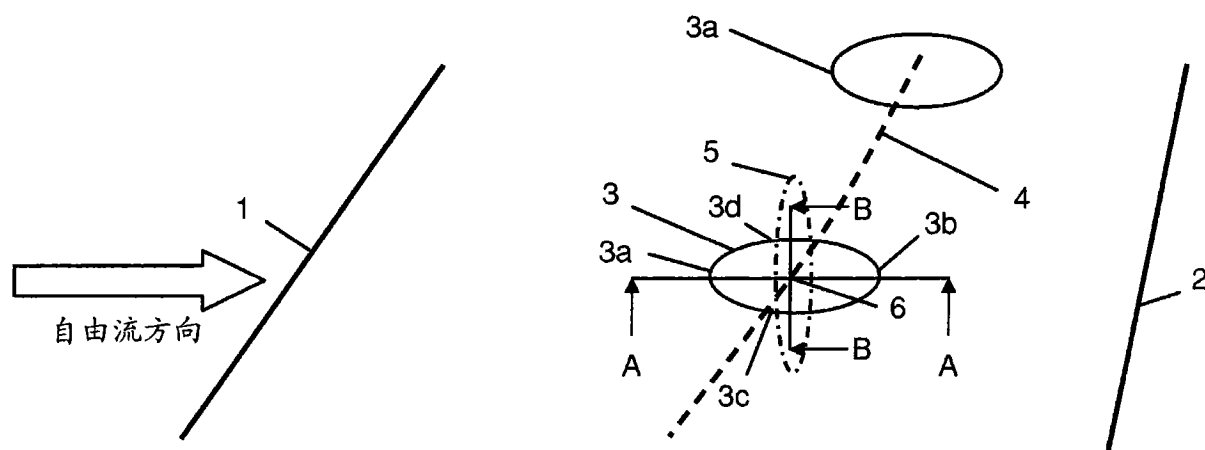


图 1

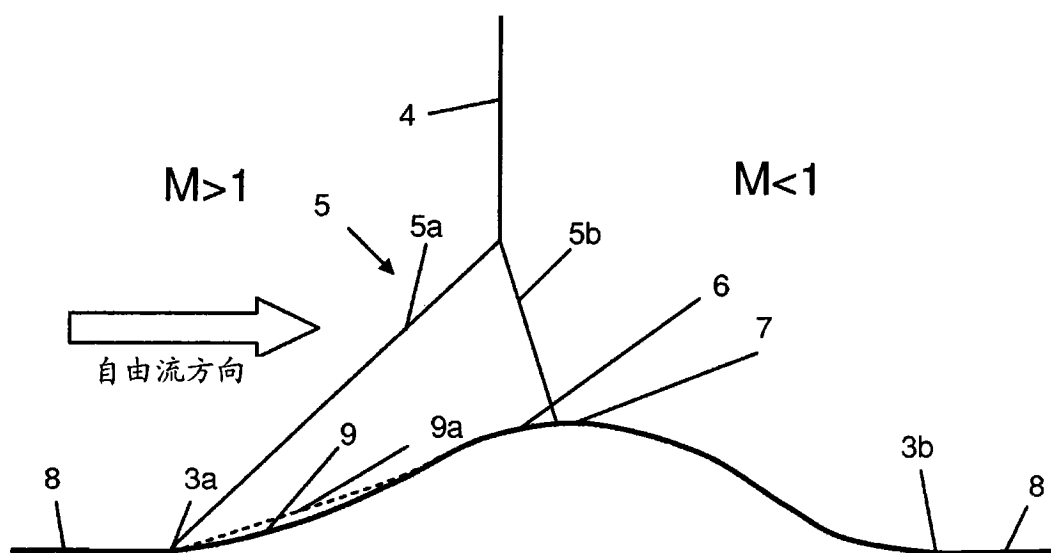


图 2

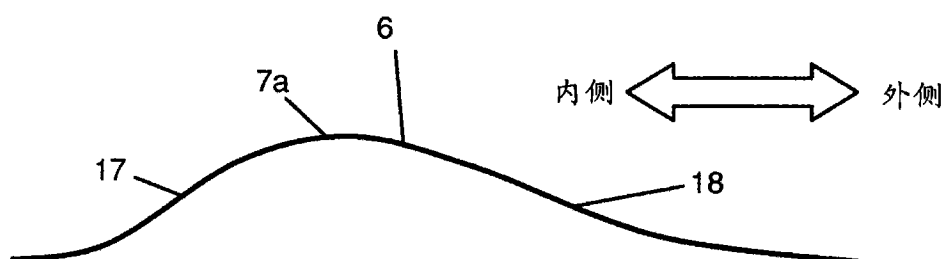


图 3

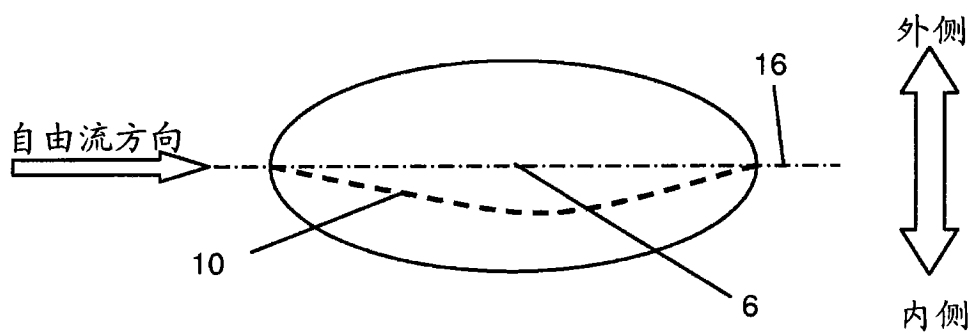


图 4

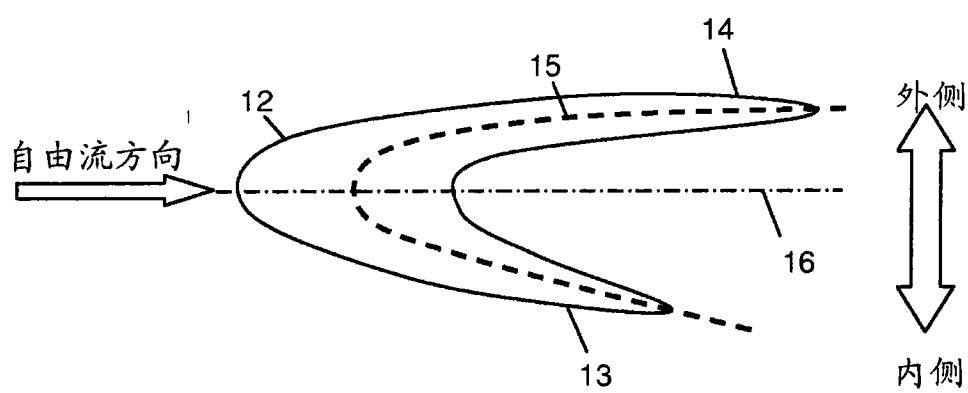


图 5

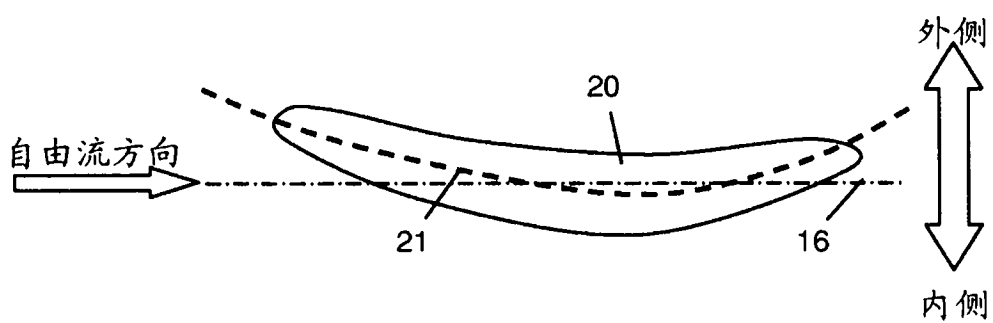


图 6

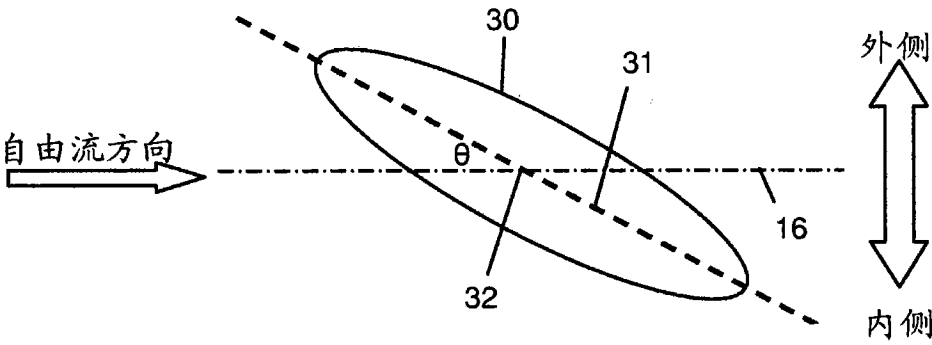


图 7