



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 03808602.6

[45] 授权公告日 2008 年 8 月 6 日

[11] 授权公告号 CN 100408429C

[22] 申请日 2003.4.17 [21] 申请号 03808602.6
 [30] 优先权
 [32] 2002.4.18 [33] US [31] 60/373,653
 [86] 国际申请 PCT/US2003/012008 2003.4.17
 [87] 国际公布 WO2003/089295 英 2003.10.30
 [85] 进入国家阶段日期 2004.10.18
 [73] 专利权人 空中客车德国有限公司
 地址 德国汉堡
 [72] 发明人 法比奥·P·贝尔托洛蒂
 [56] 参考文献
 US6216982B1 2001.4.17
 US3521837A 1970.7.28
 US3951360A 1976.4.20
 US2833492A 1958.5.6
 US3203648A 1965.8.31

审查员 卓启威
 [74] 专利代理机构 永新专利商标代理有限公司
 代理人 蔡洪贵

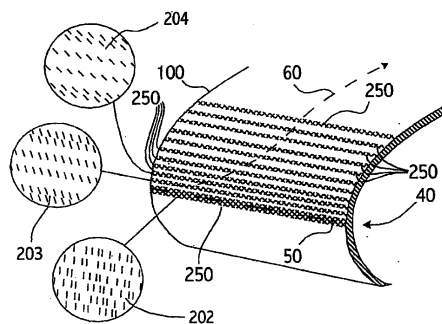
权利要求书 7 页 说明书 24 页 附图 10 页

[54] 发明名称

层流系统的穿孔表层结构

[57] 摘要

空气动力绕流体(40)的外部表层(100)具有以特定图案布置成相应翼展方向延伸的组或束(250)的穿孔(200)。每个穿孔优选是具有在 100 到 3000 μm 范围内的长度、和 50 到 250 μm 范围内的宽度的细长狭槽。空气通过微小狭槽从在外部表层上流动的边界层吸入，以实现边界层控制。在每个束中，微小狭槽的图案、尺寸、定向、和其它参数被设计成实现由于吸入导致的流动扰动的相互抵消，以使边界层中的流动不稳定性的激励最小。尤其是，给定束的穿孔图案的空间谱在出现于边界层气流中的预定流动不稳定性的预定波长基本上没有大的能量。空气动力绕流体(40)还包括平行于穿孔束(250)延伸的支撑肋(300)、以及提供通过束的组的吸入流动的节流控制的穿孔内部板(400)。



1、一种层流控制装置，包括：

外部表层，所述外部表层具有贯通的多个穿孔、以及具有适合暴露于气流的外表面，所述气流包括沿着所述外表面流动的边界层气流；以及

位于所述外部表层与所述外表面相对的一侧并且与所述穿孔连通的吸入系统，所述吸入系统适合通过所述穿孔从所述边界层气流吸入空气；

其中，由于通过所述穿孔吸入空气，在所述边界层气流中产生流动扰动；

其特征在于，所述穿孔以所述穿孔的空间图案空间地分布，使得所述流动扰动至少在一个或多个选定波长经受相互的相消干扰。

2、如权利要求 1 所述层流控制装置，其特征在于，所述穿孔的所述空间图案布置成，使得通过所述穿孔吸入空气在所述边界层气流中产生流动不稳定性的最小激励。

3、如权利要求 1 所述层流控制装置，其特征在于，所述穿孔的所述空间图案具有在所述一个或多个选定波长基本上没有能量的空间谱。

4、如权利要求 1 所述层流控制装置，其特征在于，所述一个或多个选定波长对应于出现在所述边界层气流中的预定流动不稳定性的流动波长。

5、如权利要求 1 所述层流控制装置，其特征在于，所述一个或多个选定波长对应于在特定弦向位置出现在所述边界层气流中的预定不稳定流动模式的流动波长，在特定弦向位置所述穿孔的所述空间图案至少选

定部分位于所述外部表层上。

6、如权利要求1所述层流控制装置，其特征在于，所述空间图案包括至少一个细长纵向延伸束，所述束由所述穿孔的至少一个纵向延伸排构成，所述穿孔是相应的微小狭槽，每个微小狭槽具有在100到3000 μm 范围内的长度和50到250 μm 范围内的宽度。

7、如权利要求1所述层流控制装置，其特征在于，所述空间图案包括多个细长纵向延伸穿孔束，所述多个细长纵向延伸穿孔束相互平行布置、并且通过它们之间的相应主要未穿孔表层区域间隔开，所述多个细长纵向延伸穿孔束分别包括所述穿孔的多个纵向延伸排，其中，所述多个排相互平行地布置成多个排组，所述排组是由所述多个排的相邻排构成，所述相邻排分别具有相互交错的所述多个穿孔，并且具有在所述多个束的每个中的所述排组的相邻排之间的次要未穿孔表层区域。

8、如权利要求7所述层流控制装置，其特征在于，在所述多个束中的一个相应束中的所述排组包括不同数目的所述穿孔的所述排。

9、如权利要求1所述层流控制装置，其特征在于，所述空间图案包括多个细长纵向延伸穿孔束，所述多个细长纵向延伸穿孔束分别包括所述穿孔的多个纵向排，所述多个细长纵向延伸穿孔束相互平行布置、并且通过它们之间的未穿孔表层区域间隔开，所述穿孔的所述多个排布置成相对于彼此产生所述相消干扰，并且所述多个细长纵向延伸穿孔束布置成相对于彼此产生所述相消干扰。

10、一种暴露于边界层气流的层流控制表面，所述控制表面包括：
外部表层，所述外部表层具有穿过所述表层的多个主要穿孔；

与所述外部表层连接以便通过所述主要穿孔从所述边界层气流抽吸空气的吸入系统；

其特征在于，所述主要穿孔相对于彼此空间地分布，以便在所述边界层气流中产生流动不稳定性的最小激励。

11、一种暴露于边界层气流的层流控制表面，所述控制表面包括：

外部表层，所述外部表层具有穿过所述表层的多个主要穿孔；

与所述外部表层连接以便通过所述主要穿孔从所述边界层气流抽吸空气的吸入系统；

其特征在于，所述主要穿孔具有在预定波长基本上没有能量的空间谱，使得由通过所述主要穿孔抽吸空气在所述边界层气流中产生的扰动通过在所述预定波长的相消干扰至少部分地相互消除。

12、一种具有机翼的飞行器，机翼包括前缘和外部表层，所述外部表层具有适合边界层气流沿着其流动的外表面，并且所述机翼还具有穿过所述外部表层与所述外表面连通的多个穿孔；

所述多个穿孔以所述多个穿孔的多个细长束空间地布置；

所述多个束基本上平行于所述前缘并且相互平行地纵向延伸，所述多个束通过它们之间的相应主要穿孔表层区域相互横向地间隔开；以及

所述多个束中的每个包括所述穿孔的多个纵向延伸排；

其特征在于，所述穿孔以所述穿孔的空间图案空间地分布，使得由于通过所述穿孔吸入空气在所述边界层气流中产生的所述流动扰动至少在一个或多个选定波长经受相互的相消干扰。

13、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个

穿孔中的每个是具有在 100 到 3000 μm 范围内的长度、和 50 到 250 μm 范围内的宽度的细长狭槽。

14、如权利要求 13 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述长度不大于 500 μm 。

15、如权利要求 13 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述长度不大于 300 μm 。

16、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的一个相应束的所述多个穿孔中的每个是长轴与所述相应束纵向延伸方向平行地定向的细长狭槽。

17、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的一个相应束的所述多个穿孔中的每个是长轴与所述相应束纵向延伸方向垂直地定向的细长狭槽。

18、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的一个相应束的所述多个穿孔中的每个是长轴与所述相应束纵向延伸方向成一倾角地定向的细长狭槽。

19、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个穿孔是在所述多个束的每个相应束中其长轴相互平行地定向的细长狭槽，并且所述多个束的第一束的所述狭槽以使其长轴与所述多个束的第二束的所述狭槽的长轴相比沿着不同方向定向。

20、如权利要求 19 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的每个相应束的所述狭槽定向成使其长轴大体上垂直于在所述相应束上流动的边界层气流的局部流动方向。

21、如权利要求 19 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的每个相应束的所述狭槽定向成使其长轴大体上平行于在所述相应束上流动的边界层气流的局部流动方向。

22、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个束的一个相应束中的所述多个穿孔的所述多个排布置成多个相互平行的排组，所述排组是由所述多个排的相邻排构成，所述相邻排分别具有相互交错的所述多个穿孔，并且具有在所述相应束中的所述排组的相邻排之间的次要未穿孔表层区域。

23、如权利要求 22 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，在所述相应束中的所述多个排组的第一排组与在所述相应束中的所述多个排组的第二排组相比具有所述多个穿孔的不同长度、宽度、定向、间隔、周期性、交错性、数目或图案。

24、如权利要求 23 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述多个穿孔是具有圆形横截面的孔。

25、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，飞行器还包括与所述多个穿孔连通、并且适合通过所述穿孔从所述边界层气流吸入空气的吸入系统；由于通过所述穿孔吸入空气，在所述边界层气流中产生流动扰动；并且所述穿孔以空间图案空间地分布在所述多个束的至少一个中，使得所述流动扰动至少在一个或多个选定波长相互经受相消干扰。

26、如权利要求 25 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述穿孔的所述空间图案具有在所述一个或多个选定波长基本上没有能量的空间

谱。

27、如权利要求 25 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述一个或多个选定波长对应于出现在所述边界层气流中的预定流动不稳定性的流动波长。

28、如权利要求 12 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，还包括结构支撑肋，所述支撑肋在与所述外表面相对一侧在所述主要未穿孔表层区域沿着所述外部表层延伸并连接到所述外部表层上。

29、如权利要求 28 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，所述外部表层和所述支撑肋相互成一体、并且一起形成整体单一组件。

30、如权利要求 28 所述具有机翼的飞行器，其特征在于，还包括与所述外部表层相对并且间隔开地连接到所述支撑肋上的内部板，从而形成分别界定在所述外部表层、所述内部板和所述多个支撑肋的相应相邻支撑肋之间的空气通道，其中，所述内部板具有贯通到所述空气通道的多个孔，所述多个孔提供连通到所述多个空气通道的不同空气通道中的所述多个孔的相应不同的总孔隙度。

31、一种机翼，具有经受边界层气流的外表面，所述机翼具有向前的前缘、并且使所述外表面的至少一部分包括暴露于所述边界层气流的层流控制表面，所述控制表面包括：

外部表层，所述外部表层具有穿过所述外部表层的多个主要穿孔；

吸入系统，所述吸入系统与所述外部表层连接，以便通过所述主要穿孔从所述边界层气流抽吸空气，从而在所述边界层气流中引起扰动；

所述多个主要穿孔形成多个间隔开的纵向穿孔区域，所述多个间隔开

的纵向穿孔区域大体上平行于所述机翼的所述前缘排列、并且通过未穿孔表面区域相互间隔开；

其特征在于,至少一个所述多个间隔开的纵向穿孔区域使主要穿孔分布成在所述扰动之间产生相消干扰,所述相消干扰在预定空间波长出现在所述至少一个所述多个间隔开的纵向穿孔区域的下游。

层流系统的穿孔表层结构

相关申请的交叉参考

本申请是根据 35 U.S.C. §119 (e) 和 PCT 第 8 条要求 2002 年 4 月 18 日提交的美国临时申请 60/373,653 的优先权，该申请的所有公开内容在此作为参考引入。

技术领域

本发明涉及通过边界层空气的吸入进行层流控制的穿孔表层结构的构造。

背景技术

现有技术已知，在一个物体的表面上流动的流体的边界层的层流条件可以通过不同的装置被影响。而且还已知，使边界层的层流条件稳定可以减小流体与物体之间所形成的表面摩擦。这在例如飞行器制造领域是十分重要的，边界层的层流的改进以及所形成的较小表面摩擦能够在飞行器运行过程中获得潜在的燃料节省。

为此，这些年来已经对通过穿孔表面的表面吸入使在表面上或相对于表面流动的流体的层流边界层稳定进行了广泛研究。在商用飞行器领域，已知的层流控制装置必须在仅仅一个条件下即巡航飞行条件下工作才能

具有最好效率，因而被设计成主要用于这种工作条件。

由于可以通过为此目的形成例如具有所需尺寸、图案和间隔的穿孔来实现表面特征的控制，优选地是通过为此目的的穿孔表面而不是多孔表面进行表面吸入。已知可通过机械钻孔、蚀刻、电子束钻孔或激光束钻孔形成穿孔。通常的现有穿孔设计提供这样的穿孔，其基本上是具有圆形平面或型钢断面的小孔，其直径远小于在表面上流动的边界层的厚度。穿孔或孔的典型直径在 50 到 100 μm 的范围。相邻穿孔之间的典型现有间隔是从 200 到 5000 μm 的范围。

根据现有技术，孔或穿孔通常在表面的宽广部分上形成规则并空间上重复或类似（例如，平移地不变）的图案。这种图案的示例是西洋跳棋图案、或是线性排列的孔图案，这些孔沿着每排具有大体上相等的孔到孔的间隔和大体上相等的排到排的间隔。为了机加工的方便，穿孔密度通常保持恒定，但空间变化的孔隙度的优点已经被讨论。例如，美国专利 5263667（Horstman）描述了具有空间变化穿孔密度的线性穿孔图案，以便在变化的外部压力区域实现大体上恒定的吸入速度。

如下的美国专利也大体上涉及通过吸入进行边界层控制的领域：5884873、5889416、6050523、6216982 和 6415510。

现有技术中描述的所有已知穿孔图案都是这样一类穿孔图案，即它们不是由有关在穿孔表面上流动的边界层的结构、形式、流动状态或尤其是流动不稳定性的任何信息决定，或者不反映或包含这种信息。正如本发明人所认识到的，由于这种流动不稳定性的消除是层流控制系统的主要目的，现有表面吸入系统的所有现有或暗示的穿孔图案产生效率低下

或具有功能障碍的层流控制结果。效率低下的基本原因在于控制边界层不稳定性的机理。

正如本领域技术人员所知，在飞行器的后掠翼、后掠垂直稳定翼、或后掠水平尾翼上形成的边界层流具有三个速度分量，并因而称作三维（3-D）边界层流。尽管在两维边界层中的层流湍流过渡是由称作 Tollmien-Schlichting 波（TS 波）的行波来控制，三维边界层对于稳定的横流旋涡（CF 旋涡）是高度不稳定，横流旋涡控制三维流动中的层流湍流过渡过程。

实验显示，在 3-D 边界层中的现有穿孔图案具有两种相反影响，即，由于平均速度分布的变化而稳定，以及由于吸入分布的变化和不均匀性导致稳定的横流旋涡的激励而引起的不稳定。在这方面，可以参见 1999 年第 35 期航空科学进展第 363-412 页上 H.Bippes 的文章“由横流不稳定性控制的 3D 边界层中过渡的基本实验”、以及 2000, Springer, 1999, 9 月 13-17 在 Sedona AZ 的国际理论和应用力学联合会论文集层流湍流过渡中 D. Arnal, A. Seraudie, J. P. Archambaud 的“表面粗糙性和吸入对后掠翼边界层的吸收性能的影响”。已经观察到，施加到 3-D 边界层上的吸入的量有一个清楚的界限，超过该界限，在每个孔附近的流动被充分扭曲，以使流动经历向湍流的直接和不可恢复的过渡。这种效果称作“过吸入（oversuction）”。在这方面，可以参见 2000, Springer, 1999, 9 月 13-17 在 Sedona AZ 的国际理论和应用力学联合会论文集层流湍流过渡中 P. Wasserman 和 M. Kloker 的“3-D 边界层流中的横流旋涡的形成和控制的 DNS-研究”。

在任何吸入水平，孔图案对吸入分布中的不均匀性具有决定性的影响。对于低于“过吸入”水平的吸入强度值，本发明人已经描述了用于确定最有效刺激不稳定边界层模式的表面孔分布的波数分量的公式。参见2000年11月7日的物理流体第12卷1799-1809页F. P. Bertolotti的“三维边界层的吸收性与局部壁粗糙性和吸入的关系”。在大多数现有情况下，孔到孔的间隔小于被放大的扰动的最小波长。假定空间中的十分均匀的壁吸入分布的理论结果显示，考虑到上述实验发现，TS波和CF旋涡都通过吸入被强烈稳定。作为在吸入分布图案中引入不需要和有害的变化的各种现象的结果，这种原因被追溯到实验中的实际吸入分布的变化或不均匀性，这种原因被追溯到实验中的实际吸入分布的变化或不均匀性。即，本发明人已经考虑到，如下现象引入了吸入分布图案的不需要和有害的变化。

- a) 整个层流控制效率对其高度敏感的、不可避免的钻孔或机加工不准确性和公差；
- b) 在运行过程中由污染物或颗粒物堵塞穿孔；
- c) 由支撑穿孔表层的结构阻塞穿孔；
- d) 在给穿孔表层施加吸入的内吸入室中的吸入不均匀性；
- e) 外部压力的弦向变化；以及
- f) 由于大的吸入速度导致穿孔附近的流动变形。

在上述现象中，现象a)、b)和c)引入穿孔几何形状的变化，而d)、e)和f)引入吸入强度和流动状态的变化。所有这些现象引入吸入图案的有害变化。而且，这些现象可以相互影响。例如，当在穿孔表层下只

有单独一个或者只有几个吸入气室(plenum)被使用时,现象e)强烈地影响表层上的压降,并可能导致在一些位置发生“过吸入”,从而产生根据现象e)的流动变形。

发明内容

考虑到上述情况,本发明旨在单独或者共同地实现如下目的:

为采用吸入的层流控制装置提供穿孔形状和穿孔图案,它克服了如下现象导致的有害或不利影响:

- a) 不可避免的钻孔或机加工误差;
- b) 穿孔堵塞;
- c) 由支撑穿孔表层的结构导致的阻塞;
- d) 在内吸入室中的吸入不均匀性; 和
- e) 由于大的吸入速度导致的穿孔附近的流动变形;

提供一种穿孔表层结构,该穿孔表层结构补偿外部压力的弦向外部变化;

提供一种穿孔表层结构,该穿孔表层结构具有结构刚度、并且避免穿孔的巨大弱化效果; 以及

提供一种穿孔表层结构,该穿孔表层结构具有高的热导率。

本发明还旨在避免或克服现有技术的缺点,并实现如本发明说明书、权利要求书、摘要和附图所显示的优点。

根据本发明的上述目的是通过一种层流控制装置来实现。层流控制装置包括穿孔表层,穿孔表层具有以图案形式布置的多个穿孔,该图案具

有在预定波长基本上没有能量的空间谱。术语“基本上没有能量”必须相对于由于不可避免的机加工不准确性等产生的背景平均“噪声”能级之上的附加峰值能量被理解。优选地，这些预定波长是预定流动不稳定性波长，并且尤其是在穿孔表层之上流动的边界层中出现的最不稳定扰动的波长，特别是在层流控制装置的设计工作条件下，诸如在相关飞行器的飞行器巡航飞行条件下。

本发明的穿孔的图案和形状的优选实施例或模式包括多个纵向延伸穿孔区域或多个穿孔排构成的多个组，它们相互间隔开并且在这里被称作“束”。更优选地，这些纵向延伸束大体上与具有穿孔的表面例如机翼的穿孔表层的前缘平行地（例如，在 10° 更优选地在 5° 范围内平行地）排列。“大体上平行”也允许束从机翼根端到末端相对于彼此会聚，例如沿着机翼的锥度。所述多个束通过未穿孔区域横向地相互间隔开。

每个束包括多个穿孔，多个穿孔布置成产生每个相应束的空间谱，空间谱在预定波长具有减少的能量或优选地基本上没有能量（在一般或平均“噪声”能级之上）。这尤其是这样来实现，布置特定束的多个穿孔使得通过该束的几个穿孔的吸入在流动中产生的扰动在这些预定波长的相消干扰相互消除或者至少相互相消地减少。优选地，这些波长是在穿孔表层之上流动的边界层中出现的最不稳定扰动的波长。优选地，每个穿孔具有细长微小狭槽的形状，微小狭槽具有在 100 到 $3000\mu\text{m}$ 范围内的长度和 50 到 $250\mu\text{m}$ 范围内的宽度。

根据本发明另一实施例特征，层流控制装置还包括支撑结构，它位于穿孔外部表层下方并且支撑穿孔外部表层。支撑结构优选地仅在多个穿

孔的相应束之间的未穿孔表面区域与穿孔外部表层在结构上成一体，例如通过结合或者连接到穿孔外部表层上。在特定优选实施例中，支撑结构还包括内部穿孔部件，诸如在穿孔外部表层下方并与其间隔开、且与支撑肋在结构上成一体的穿孔内部板部件，以形成分别由穿孔外部表层、相邻一对支撑肋以及内部穿孔部件界定的多个室。内部穿孔部件具有次级穿孔，它给内表面提供预定和可变的孔隙度，以补偿外部压力变化，从而在所有弦向位置提供穿过穿孔表层表面的所需吸入速率。特别地，吸入作用到内部穿孔部件与所述穿孔外部表层相对的一侧，从而给所述多个室施加吸入，这又给穿孔外部表层的主要穿孔施加吸入。内部穿孔部件和穿孔外部表层分别以任何合适方式与支撑肋结合或连接，但优选地是成一体形成，例如通过整体挤压成形。

附图说明

为了更清楚地理解本发明，以下将参照附图结合示例性实施例对本发明进行描述，其中：

图 1 是根据本发明所体现的机翼的前缘的一部分的示意立体图，显示了用于参照的坐标系；

图 2 是稳定性示意图，显示了沿着巡航的代表性飞行器的机翼表面翼展方向的波数与拱长的关系；

图 3 是一个示意图，显示了与图 2 的示例相关的在选定弦向位置的波数散布关系；

图 4 是示意平面图，显示了具有圆形形状的典型现有穿孔或孔、以及

根据本发明的具有长方形形状的典型微小狭缝穿孔；

图 5 是三种示例性吸入穿孔排布的速度大小的图解表示，即，在情况 (a) 和情况 (b) 中的单排现有孔、以及在情况 (c) 中的单排本发明的微小狭缝；

图 5A 显示了与图 5 相关的三种吸入穿孔排布的傅里叶变换；

图 6 是根据本发明的几排微小狭缝穿孔的一个束或纵向条的示意平面图，也以放大图显示了微小狭缝的长轴沿着束的纵向方向定位；

图 6A 是与图 6 类似的示意图，显示了其长轴相对于束的纵向方向以预定非平行和非垂直的倾斜角度定向的微小狭缝；

图 6B 是与图 6 和 6A 类似的示意图，显示了根据本发明的以空间图案布置的圆形微小孔的布置；

图 7 是由如图 6 所示根据本发明的单一束微小狭缝产生的谱的双傅里叶变换的图解表示；

图 7A 是与图 7 类似的图解表示，但显示了由根据图 6A 定向的单一束微小狭缝产生的谱的双傅里叶变换；

图 8 一个三维图解表示，显示了如在该图顶部平面中所示的现有吸入孔图案和分布的空间谱；

图 9 是大体上与图 7A 对应的谱图，针对与如在该图顶部平面中所示的本发明微小狭缝穿孔相关的特定示例性穿孔参数；

图 10 是具有多束平行间隔的微小狭缝的飞行器机翼前缘区域一部分的示意立体图，微小狭缝以不同定向布置在不同弦向位置，即如该图的放大图所示，分别垂直于潜在流线的局部定向布置在每个弦向位置；

图 11 是包括外部穿孔表层的本发明机翼结构以及包括纵向肋的支撑结构的一部分的示意性断面图；以及

图 12 是与图 11 类似的示意断面图，但显示了根据本发明的机翼结构的另一实施例，而且还包括用于压头补偿的穿孔内板部件。

具体实施方式

以下将结合有关机翼的示例详细描述本发明，机翼诸如是飞行器的垂直尾翼或主升力翼，它们表示本发明的高度有效和优选的应用。作为如下讨论的参照，图 1 示意地显示了诸如飞行器的升力翼等的机翼部分的代表性空气动力绕流体 40 的基本几何形状。空气动力绕流体 40 具有外部表层 100 和前缘 50。当空气动力绕流体 40 或尤其是机翼 40 穿过空气时，自由流气流撞击并擦过空气动力绕流体 40，从而在外部表层 100 上形成边界层气流。空气动力绕流体 40 并且尤其是其前缘 50 以向后的扫描角相对于自由流气流定位，结果使得气流沿着前缘 50 附着，以形成沿着前缘平行延伸的直线形式的流线 62。

供参考，图 1 还显示了一个坐标系，“z”表示沿着前缘的方向（翼展方向），“x”表示与前缘垂直的方向（弦向方向）。由于上述的后掠形，直接沿着前缘 50 远离附着线 62 撞击的边界层外侧的气流（潜流）流线形成如弯曲虚线 60 所示的弯曲流动路径。

而且还表示在流动型式中的是增强的横流旋涡，使波数矢量 k 局部大体上垂直于自由流流线 60 的弯曲路径定向。波数矢量 k 是由具有沿着翼展方向 z 的波数 β 、和具有沿着弦向方向 x 的波数 α ，构成。对于每个 β

值， α_r 的值是由波散射关系给定，对于在给定机翼的每个相应弦向位置的相应流动状态，波散射关系可由公知方式通过实验或计算确定。

从与图 1 有关的这些基本点和考虑开始，本发明的优选特征将在如下讨论中首先在理论上形成，然后将描述其特定具体示例和应用。

图 2 和 3 显示了对于代表性示例飞行器机翼在巡航速度和飞行高度飞行的情况下，随着弦向方向位置（即，沿着机翼表面的拱长）的变化，稳定横流（CF）旋涡的稳定和不稳定翼展方向波长、以及波数的相应区域。实际数值仅仅是示例性的、并且对于将要描述的概念和方法是次要的。因而，更具体地，图 2 显示了随着流动的翼展方向波数 β 相对于前缘 50 附近的弦向位置 x/c 的变化，稳定的横流扰动的稳定性图。也显示了以毫米表示的流动的稳定横流模式的波长。在这个示例中，当向下游传播时，稳定横流模式的翼展方向波数 β 基本上保持恒定，而其弦向方向波数 α_r 变化，使得波数矢量 k 保持大体上垂直于（在 5 到 10°）自由流流线 60（参看图 1）。图 3 显示了在选定下游位置 β 与 α_r 之间的分散关系。图 2 和 3 一起表示了本发明构造所需的波数信息。

如上所述，钻孔和机加工不准确性或公差以及穿孔堵塞对谱即穿孔周围的吸入流动状态的波长分布具有显著影响。对于为了说明这些效果的本发明显示示例，采用如下相当保守的公差：钻孔 $\pm 15\mu\text{m}$ ，以及孔中心位置 $\pm 20\mu\text{m}$ 。此外，根据在风洞和飞行器应用中使用之后对穿孔表层的检查，发现大量孔被颗粒材料和污染物所堵塞。对于本发明示例，假定 10%到 14%的保守堵塞水平（即，10 个孔中有一个到 7 个孔中有一个被堵塞）。

这些机加工公差加上堵塞引入了所有波长的吸入分布变化。由于在这些波长的能量与通过孔或穿孔的峰值吸入速度成比例，降低钻孔不准确性的有害影响的最简单方式是增大整个孔隙度并因而减小给定总吸入气流的峰值吸入速度。关于堵塞，使用狭缝而不是圆孔将减少堵塞问题，但具有相当大长度的细长狭缝或狭槽是有害的并且通常不被接受，因为它们大大减小了外部表层承受应力的能力。

本发明通过采用“微小狭缝”或“微小狭槽”200（参见图4）克服上述问题。本发明的微小狭槽200具有大体上长方形平面形状，在本发明示例中其长度大约是250 μm ，宽度大约是70 μm 。大体上，根据本发明的微小狭槽的尺寸包括大约在100到3000 μm 范围内的长度，更优选的实际最大长度为500 μm ，优选最大长度是200到300 μm ；以及大约在50到250 μm 范围内的宽度，优选宽度位于该范围下端，例如不超过100 μm 或不超过80 μm 。总的孔隙度即开孔面积相对于总表面面积的比优选等于大约10%，但实际优选地大约是5%。与也显示在图4中的现有技术的小圆形孔相比，根据本发明优选使用的微小狭槽200提供更大的开口面积，并因而适合提供更高一些的孔隙度水平，而细长形形状也使比小圆形孔更加少地被堵塞。另一方面，微小狭槽的长度被限定，以避免穿孔外部表层的应力承受能力大大减小。随着采用更长狭槽，可能出现应力承受能力大大减小的问题。

进一步开发本发明，通过首先考虑微小狭槽200的简单单一线性排，使每个微小狭槽200的长轴沿着纵向延伸排方向定向，可以构建优化的穿孔图案。具有与局部自由流方向60度预定角度定向的狭槽的替代图案

在空气动力绕流体 40 的前缘 50 附近(以下将结合图 6 和 6A 进一步讨论)以及在高吸入水平的情况下是优选的。在本发明最简单示例中,单一微小狭槽排具有在连续微小狭槽之间的 $400\mu\text{m}$ 间隔,这因而以 $650\mu\text{m}$ 的周期产生周期性图案(即, $250\mu\text{m}$ 的微小狭槽长度加上 $400\mu\text{m}$ 的纵向空间间隔)。穿孔的物理图案的这种周期性导致物理图案以及由其产生的流动扰动的特定谱分布,以下将讨论。

图 5 和 5A 比较了具有同样总的或平均质量通量的三种穿孔排的吸入速度谱。图 5 显示了分别对应于三种穿孔排 (a)、(b) 和 (c) 的流动速度大小的图解表示。具有参考数字 700 的排 (a) 是间隔 0.5mm 的 $50\mu\text{m}$ 孔的现有孔几何形状,其具有 15% 的堵塞概率和为 1 的峰值速度。换句话说,未堵塞的孔显示为 1 的流动速度,而堵塞的孔显示没有流动速度,即,为 0 的流动速度。具有参考数字 702 的排 (b) 是具有与排 (a) 相同孔的现有孔几何形状,但其具有为 0 的堵塞概率,即没有任何孔被堵塞。具有参考数字 730 的排 (c) 是根据本发明的示例的微小狭槽排,其没有堵塞并且对于每个孔具有为 0.26 的峰值速度。注意,与现有孔相比的微小狭槽的更大尺寸对于每个孔获得相同的总气流质量通量,并具有更低的峰值速度。这些结果是通过通过对 1000 个结构取平均值获得的,每个结构具有随机分配的堵塞百分率值和允许范围内的机加工公差。

图 5A 是显示由相应排 700、702 和 730 产生的流动曲线的波长 β 谱的傅里叶变换的图形,相应的谱以参考数字 700'、702' 和 703' 表示。可以看到,微小狭槽谱 730' 与现有几何形状 (b) 的谱 702' 相比在所有波数产生 3 倍幅度减小。这种减小是由于在这些狭槽上更低的峰值速度。更

重要地，当与现有结构 (a) 的谱 700' 相比，微小狭槽大体上在所有波数提供 30-50 倍幅度减小，现有结构 (a) 更能代表具有堵塞现象的实际现有穿孔板。因此，微小狭槽大大减小了钻孔和机加工公差以及堵塞的效果。

但是，这种减小在该示例中是通过在图中灰色区域表示的增强的不稳定 CF 模式的波段内引入大的幅度峰值 732' ($\beta = 9.66 \text{ 1/mm}$) 来实现的。由于该峰值，微小狭槽的一个简单或常规布置将产生比现有图案更差的性能，现有图案的第一大峰值位于增强波段外侧。这种不想要的峰值 732' 可以通过如下所述的本发明的相消干扰被“消除”或“取消”。注意，使微小狭槽更靠近在一起，例如以 0.5mm 的周期，将勉强使幅度峰值 732' 移动到增强范围的外侧。当这种间隔是该示例中的一个选项（并且随后的工作也采用该选项），也存在该选项是不可获得的其它层流应用。为了显示本发明的方法和结构的通用性和大的效果，通过选定的间隔可以形成本发明高性能的穿孔图案。

采用本发明的基本想法，即，所有孔图案的全部形成谱必须在不稳定流动扰动的波数具有基本上可忽略的能量（在基本“噪声”水平之上），在 $\beta^* = 9.66 \text{ 1/mm}$ 的峰值 732' 的潜在有害效果可以通过由另一微小狭槽排特意地引入另一流动扰动来消除，另一微小狭槽排具有在相关波长相长地干扰不想要的峰值 732' 的谱分量。这是通过构建这里称作“束” 250 的一系列微小狭槽排来进行的，使得整个束的傅里叶变换的总几何形状在 $\beta = \beta^*$ 翼展方向波数的 CF 模式的顺气流方向波数 α_1' 时基本上没有合成幅度（例如由于相互相长干扰）。注意，如果最增强模式是行进模式，

那么将选择对应于该模式的 α_r 。本发明不局限于稳定横流模式。

对于该示例选择 $x/c=0.0076$ ，图 3 显示了 $\beta^*=9.66$ 对应于 $\alpha_r^*=6.4$ 1/mm。接着，在大体弦向附近制作由小数目 N 的微小狭槽排例如 8 排组成的束 250，以每排的精确顺气流方向位置 x_n 和翼展方向相位 ϕ_n （以及有选择地宽度 r_n ）作为使变换函数的平方最小的未知数：

$$\epsilon(\{x_n\}, \{\phi_n\}, \{r_n\}) = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \mathcal{F}(\alpha) \mathcal{F}^*(\alpha) d\alpha \quad (1)$$

$$\mathcal{F}(\alpha) = \sum_{n=1}^N e^{i\phi_n - i\alpha x_n} \left[\frac{\sin(r_n \alpha)}{\alpha} \right] \quad (2)$$

在以 $\beta = \beta^*$ 的 CF 模式的 α_r^* 为中心的 $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 的范围内。函数 \mathcal{F} 是宽度 $2r$ 的一系列矩形脉冲的傅里叶变换，这里 $2r$ 与微小狭槽的宽度匹配。这种示例性情况所形成的几何形状显示在图 6 中。该几何形状不是独特的，并且很大程度上取决于用于使 ϵ 最小化的优化程序。独特的是在 α 的选定范围内束 250 的几何形状的最少能量。在该示例中，束 250 的弦向范围大约是 1.75mm。其它宽度也是可行的。

在 $\alpha_r - \beta$ 平面内的对应谱显示在图 7 中。谱的大（限幅）峰值 1010 和 1012 分别对应于 $\beta = 9.66$ 1/mm 的峰值 732' 和如图 5A 所示的 $\beta = 19$ 1/mm 的峰值，现在也在 α 尺度上是可见的。黑线 1002 显示了在 x 位置的不稳定模式的 $\alpha_r - \beta$ 组合，即，分散关系（参见图 3）。沿着线 1002，谱峰值 1010 和 1012 的幅度较低，显示选定的穿孔图案分布基本上不产生 CF 模式。注意，不稳定模式线 1002 通过谱波脊或峰值 1010 上的“波谷”。“波谷”是通过穿孔图案的合适设计和选择由在波数组合处特意的相消干扰形成的，其单个谱影响相互干扰。在该示例中，参照图 5A 和 7，在相关

选定的波长基本上不产生能量或产生可忽略能量的本发明目的因而可被理解，沿着傅里叶空间的分散关系 1002，没有这样的波数幅度峰值，其幅度值超过跨越不稳定波数范围两倍的谱范围的总平均幅度的（例如）十倍。因而，在图 5A 中可以看到，具有更高不可接受幅度的峰值 732' 必须被消除以实现本发明目的。

更具体地，参考数字 1010 和 1012 表示与穿孔的特定束几何形状或模式相关或者由其产生的有效波长的分量。 β 值的范围 1000 表示稳定横流模式在选定的束的位置不稳定的 β 值，并且线 1002 特别表示相关的波分散关系，例如根据图 3 的示例。如在谱分量 1010 与分散关系 1002 相交的能量下沉处所示，该束的空间谱在该选定或者预定波长基本上没有能量（位于基本“噪声”水平之上）。这些预定波长被选择成与在巡航状态时在相应束之上的边界层中出现的预定流动不稳定性的波长相匹配。作为使得在流动不稳定性的选定或预定波长基本上没有能量的本发明相消干扰的结果，通过穿孔的吸入行为将在穿孔表层之上的边界层中产生流动不稳定性的最小激励。

正如本领域的技术人员所知，吸收系数是将表面吸入分布的空间谱的幅度与由吸入分布在边界层气流中产生的扰动空间谱的幅度连接起来的因子。上面方程式 (2) 的简化源于假定吸收系数在每个单个束的弦向范围上是恒定的、但可从束到束地发生改变。一般地，为了确保在预定波长没有能量是在由通过穿孔的吸入在流动中产生的扰动之间的这些波长的相消干扰的结果，对每个单独束进行在束中的穿孔图案的进一步优化，这是通过采用由运动方程式的答案给定的束下游的扰动流场作为标准，

使方程式优选是线性形式以简化计算。优化的图案将继续在预定波长具有基本上可忽略的能量。在每个束通过自身被优化之后，由多个束构成的整个结构的进一步优化可通过相对于彼此沿翼展方向移动一或多个相应束进行，使得在每个束的下游任何保留的流动扰动之间形成另外的相消干扰。换句话说，本发明不仅在由给定的单一束的相应穿孔产生的流动状态之间使用相消干扰，而且还在给定的束下游保留的任何流动扰动与相继的下游束的流动图案之间使用相消干扰。

根据本发明另一实施例的狭槽几何形状显示在图 6A 中，其中，狭槽 201 相对于局部自由流方向成预定角度、以及相对于束 250 的纵向方向成选定倾角倾斜。图 7A 显示了相应的谱，在 $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 的范围内没有能量。沿着或者平行于自由流方向定向的狭槽给迎面而来的流动提供最少的“锋面 (frontal area)”，从而使得在“过吸入”发生之前有更高水平的吸入。大体上垂直于潜流流线定向的狭槽沿着流动方向提供更小的波长。这两个中哪一个是优选的取决于实际的流动状态。在高雷诺数时，因而是薄的边界层，后者是优选的。在较低雷诺数时，前者是优选的。图 10 显示了几个平行束 250 布置在前缘 50 处或在前缘 50 附近，使每个束具有大体上垂直于局部潜流流线 60 定向的微小狭槽，诸如所示微小狭槽 202、203 和 204。当前缘区域对于行波是最不稳定时（例如 Gortler-Haemerlin 模式），前缘束的谱在对应于这些模式的空间波数时基本上没有幅度。

与图 6B 相关地应注意到，本发明的原则特征即在合适设置的穿孔构成的排或组中的相互相消干扰也可以通过除细长或长方形微小狭槽之外

的孔形状来实现。例如，图 6B 显示了圆形孔 205 的图案，它们可替代地用于束 250，以实现所需的相消干扰。它因而是最重要的每个束中穿孔的选定图案或排布。然而，由于小圆形孔如上所述更加容易堵塞和出现机加工误差，根据本发明细长微小狭槽形状是优选的。

在 $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 的范围内没有幅度使相邻的束 250 在功能上大体上独立，使得增加一个复制的束到给定束的任一侧将仍然产生并且不损害任一束的最小化特性。这是束的一个重要和主要特性、并且是直接从傅里叶变换的转移特性得来的。即，让 $x=0$ 是第一束的位置，具有最小幅度（即， $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ ）的类似范围并且位于第一束下游 Δx 位置的第二束对傅里叶变换函数 \mathcal{F} 的贡献简单地是第一束的变换的 $(-i\alpha \Delta x)$ 指数倍。由于该变换函数的幅度在 $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 中近似地为零，第二束对 \mathcal{F} 的贡献在这个波数范围内近似地为零。这样，两个束在 CF 模式产生时在功能上是独立的。

而且，由于在幅度最小的 α 的范围与束宽度相比在弦向方向平滑和缓慢地变化，相邻束将总是分享它们的最小化 α 范围的大部分并且不相互干扰。结果，在设计了该束的穿孔图案之后，可以在选定位置一个接一个地设置束，从而形成具有特定孔隙度的完整布置。

正如以下详细讨论地，通过在穿孔表层下方施加吸入到气室形成通过穿孔的吸入流动。由于结构障碍、驻波等，在穿孔表层下方的气室中的静态压力在空间上不均匀。如下所示，这种空间不均匀性的波长的评估为最小范围 $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 提供了 α_1 和 α_2 的值。

吸入速度分布 $V_{\text{wall}}(x, z)$ 与在穿孔板上的压降 $\Delta p(x, z)$ 和孔几何形状

hole(x, z) 的乘积的平方根成比例。由于束沿着 x 方向较窄，在这个方向的变化可忽略，并且由于 Δp 的空间变化相对于平均值在幅度上较小，平方根被一系列放大之后获得：

$$V_{wall}(z) = \left(\Delta p_0 + \frac{1}{2} \Delta p(z) \right) hole(z) \quad (3)$$

每个乘积对应于波数空间的卷积，

$$V_{wall}(\beta) = \Delta p_0 hole(\beta) + \frac{1}{2} \Delta p_1(\beta) * hole(\beta) \quad (4)$$

在方程式右侧的第一项是上述已经被处理的项。第二项导致几何形状在每个傅里叶模式的谱增宽。变换 $\Delta p_1(\beta)$ 在空间中越被局限，增宽越大。假定例如吸入压力的变化具有非常局部的高斯分布，使 σ 为 5 厘米。那么， $\Delta p_1(\beta)$ 具有相当大的幅度（即峰值的 2% 以上）直到 $\beta = \pm 0.5$ 1/mm，导致在该示例中在 $\beta = 9.66$ 的几何形状峰值处谱增宽 ± 0.5 。使用图 3 检查对应的 α_r ，结果是在选定位置 $x/c = 0.0076$ 处大约 ± 0.4 1/mm。因而， α 的最小化必须延伸超过中心值 $\alpha_r = 6.4$ 为 ± 0.4 ，从而形成 $6.0 < \alpha < 7.2$ 。在图 7 中，关于 CF 模式 $\alpha_r - \beta$ 关系（黑线 1002）的增宽将是沿着线 1002 延伸的波段。注意，本发明最优化模式的谱在沿着线 1002 的这种波段上基本上为零，导致图案对气室压力水平的空间变化的所需不敏感性。

现在将转向现有图案与一个优化束之间的直接比较。现有图案是一个在 x 方向 7mm 宽并在 z 方向呈周期性的矩形区域，其中，70 μ m 孔以西洋跳棋图案间隔开，孔之间的最大距离为 0.5mm，如图 8 顶部所示，一些孔被堵塞。最优化的束与上述讨论的相同并显示在图 9 顶部。两种孔图案

具有相同的总开口面积，因而对于给定压差具有基本上相等的质量通量，并且具有基本上相等的峰值吸入速度。钻孔和机加工公差分别是 15 和 20 μm ，现有图案具有随机数目的被堵塞孔，但不超过全部孔的 10%。图 8 显示了现有图案的几何形状以及相应的空间谱，图 9 显示了本发明已调谐束的同样信息。谱的幅度已经被成比例绘制以更好显示在不稳定波数范围内的值。两种图表具有相同界限。

从这两个图可以清楚看到，图 9 的本发明优化孔图案与图 8 中的现有图案相比在相等的平均流量通量时沿着线 1002 在不稳定波数范围内导致更低的加压，因而能够作为高性能图案。

考虑到本发明优选特征形成的上述讨论，以下将讨论一个具体应用示例。图 10 是作为代表性空气动力绕流体 40 的机翼 40 诸如飞行器的升力翼、控制表面部件、水平尾翼、垂直尾翼等的前缘区域的一部分的示意立体图。机翼 40 包括穿孔外部表层 100，它设置有由根据本发明穿孔排 200 构成的线性延伸组或束 250。可以看到，穿孔的束 250 都平行于前缘 50 即平行于翼展方向 z 纵向延伸，并且在弦向方向 x 上相互间隔开。这样，相应的非穿孔表面区域设置在相邻穿孔束 250 之间并将相邻穿孔束相互分隔开。

在每个束 250 中，穿孔的图案和参数，例如在这个束中穿孔的长度、宽度、形状、间隔、定向、周期性、交错性、孔隙度（相对于总面积的开孔面积）、排数、排的组合以及排的间隔根据本发明上述原理被优化。即，给定束的图案和参数被设计成，该束具有在预定波长大体上没有能量（在平均“噪声”能量水平之上）的空间谱，使得通过穿孔的吸入在

流动中产生的扰动由于在预定波长的流动扰动的相消干扰而在该束的下游相互消除。这样，与相应束相关的空间谱的激励能量尤其在最易出故障的波长，即在包括机翼 40 的飞行器的巡航状态在束之上的边界层中出现的预定流动不稳定性的波长，被最小化。这些波长尤其是边界层流的横流模式在这些波长时在选定束的弦向位置不稳定的波长，例如由结合图 3 的相应相关分散关系所描述的。

尽管给定束 250 的微小狭槽 200 通常并且优选地定向成使它们的长轴都相互平行，但不同束的微小狭槽可以具有不同定向。如上所述，由于机翼 40 的前缘 50 的向后倾斜延伸，进入气流沿着前缘 50 附着，边界层外侧撞击机翼 40 的流动流线（潜流）远离前缘 50 形成弯曲气流路径 60。如上所述，取决于给定机翼的特定流动状态，通过将给定束 250 的微小狭槽 200 定向成使微小狭槽的长轴大体上垂直于由自由流线 60 表示的局部自由流方向可以获得优点。

这样，如图 10 的相应放大细部所示，直接沿着前缘 50 的束 250 的微小狭槽 202 大体上垂直于该束的纵向方向并且垂直于局部自由流流动定向，而依次更加远离前缘 50 的束的微小狭槽 203 和 204 以相对于给定束 250 延伸的纵向方向成合适倾角定向，使得该束的相应微小狭槽大体上垂直于在弦向位置的自由流流动 60。如上所述作为一种替代，为了获得与不同流动状态相关的不同优点，微小狭槽可以布置成使它们的长轴基本上平行于局部自由流流动方向 60。

机翼 40 的完整结构被进一步形成在图 11 中。如图 11 所示，穿孔表层 100 必须由下方支撑结构在结构上被支撑，下方支撑结构在这种情况下

下包括与外部表层 100 结构成一体例如连接或结合的纵向肋 300。肋 300 大体上平行于机翼 40 的前缘 50，因而也平行于穿孔束 250 延伸。因此，简单的设计考虑是确保纵向肋 300 在表层 100 下方在相邻穿孔束 250 之间的未穿孔区域延伸。这样，穿孔外部表层 100 由肋 300 在结构上支撑，使肋 300 不会阻塞束 250 的任何穿孔 200，而且不会损坏或显著地影响每个束的设计空间谱的特定设计流动特性。换句话说，可以不用考虑机翼所需的结构支撑来设计每个束的流动特性，只要支撑肋 300 随后布置在相邻束 250 之间的未穿孔表层区域中。这克服了现有技术排布的重要问题，其中，先前设置的穿孔被下方支撑肋阻塞、或预定穿孔图案必定被干扰，这当然损坏了由现有孔图案实现的预定流动特性。

而且，表层 100 与支撑肋 300 可以任何公知合适方式相互连接，例如通过焊接或者凸缘铆接。但优选地通过单次挤压，外部表层 100 可以与支撑肋 300 容易地一体制造。先前设计的构成束 250 的穿孔图案随后以任何公知方式在挤压组件中被机加工出来。

图 12 显示了代表性机翼 40 的总体结构的另一实施例。除了结合图 11 显示和描述的组件之外，图 12 的实施例还包括内部穿孔部件 400，诸如被焊接、铆接、粘接或以任何其它结构连接方式与纵向肋 300 连接的穿孔内部板 400，以在外部表层 100 与内部板部件 400 之间形成相应空气通道 420。具体地，每个通道 420 被限界在外部表层 100、内部板部件 400 以及相应相邻支撑肋 300 之间。内部板部件 400 用作两个重要目的。首先，内部板部件 400 与支撑肋 300 和外部表层 100 一起形成具有高强度重量比的强刚性箱形梁结构。其次，通过设置内部板部件 400 形成的空

气通道 420 可用于控制吸入效果或吸入流动，吸入效果或吸入流动被提供到由相邻支撑肋 300 之间的相应空气通道 420 限定的机翼弦向范围内的穿孔束 250 构成的每个相应组。吸入流动由现有公知吸入发生器 600 施加到内部板部件 400 下方的共用气室 500，并且随后根据需要通过内部板部件 400 的孔 450 分配到各个空气通道 420，以下还将对此进行讨论。

如上所述，由局部作用在机翼 40 上的外部压力的顺气流方向的变化可能导致通过特定穿孔的过大吸入流动速度的过吸入问题。这样，如果恒定和均匀的吸入或真空压力作用到穿孔表层 100 的整个下侧，穿过任何给定穿孔的压差将取决于外部压力并且随外部压力变化。为了简化以及可靠性，理想的是提供单一恒定吸入气室压力，但也优选地补偿压差的顺气流方向的变化，以便沿着表层的整个穿孔区域对所有穿孔获得受控和所需的吸入质量通量。本发明可以三种方式补偿顺气流方向的压力变化，每种方式使用相应束的独立特性：第一种方式是通过沿着顺气流方向改变相应束的孔隙度、第二种方式是通过改变相关的支撑结构以及特定的穿孔内部板部件 400、以及第三种方式是通过组合前面两种方式。

内部板部件 400 的次级穿孔或孔 450 连通每个空气通道 420 与位于内部板部件 400 下方的单一开口气室区域 500。每个空气通道 420 的宽度（即，弦向方向宽度）在相邻支撑肋 300 之间是足够的小，使得在任一空气通道 420 以及束 250 的相应组的宽度上的外部压力变化很小。被吸入的边界层空气流过外部表层 100 上的穿孔 200、流过相应的空气通道 420 的高度、并随后流过内部穿孔板部件 400 的次级穿孔 450，到达通过吸入发生器 600 保持在大体上恒定和均匀吸入或真空压力的内部空气室

500。吸入发生器 600、气室 500 和空气通道 420 分别或共同地被认为形成吸入系统。

在每个相应单个空气通道 420 的区域,内部穿孔板部件 400 具有由次级穿孔 450 提供的预定孔隙度,以获得选定节流效应,从而控制通过相应空气通道 420 的吸入压力和吸入流动。具体地,由内部板部件 400 的次级穿孔 450 提供的预定孔隙度使得,由沿着特定空气通道 420 的外部表层 100 的主要穿孔 200 提供的流动阻力加上在该空气通道 420 的区域穿过内部板部件 400 的次级穿孔 450 的流动阻力的总和在所关心的特定弦向点产生所需流速。即,内部板部件的孔隙度根据需要从一个空气通道到另一空气通道精确地变化以抵消外部压力变化。在内部板部件 400 上的次级穿孔 450 的孔图案与本发明的外部表层 100 上的穿孔 200 的图案相比可以相对自由地被选择,因为内部板部件 400 不受外部边界层流的流动状态的作用。

而且,纵向肋 300 优选地具有高热导率,并且从内部气室 500 向外部表层 100 传热。而且,热空气可有选择地吹到内部气室 500 中,以便通过外部表层 100 上的穿孔 200 吹出,从而给外部表层 100 提供热通量,这可以防止或者有助于除去形成在外部表层表面上的冰。当然,在不需要借助于吸入的边界层控制时,本发明的结构的这种运行也是适用的。

应注意,每个束 250 的宽度和每个空气通道 420 的宽度可以沿着翼展长度方向慢慢地变化或逐渐减小,以适应弱的锥形流中潜流和边界层流量的沿翼展方向的缓慢变化,锥形流诸如是沿着锥形提升表面如飞行器的机翼、水平尾翼和垂直尾翼存在的流动。

工业适用性

包括用于影响或控制沿着一个表面的流体的边界层流的穿孔表层的本发明结构尤其适用于机翼部件的外部表层，诸如飞行器的提升机翼、水平尾翼、垂直尾翼、控制表面和吸气表面。本发明的结构也适用于涉及沿着一个表面的流体的相对高速边界层流的任何其它情形。例如，本发明的穿孔图案适合于用于减小或消除流动扰动的风洞表面。流体动力应用也是可行的。

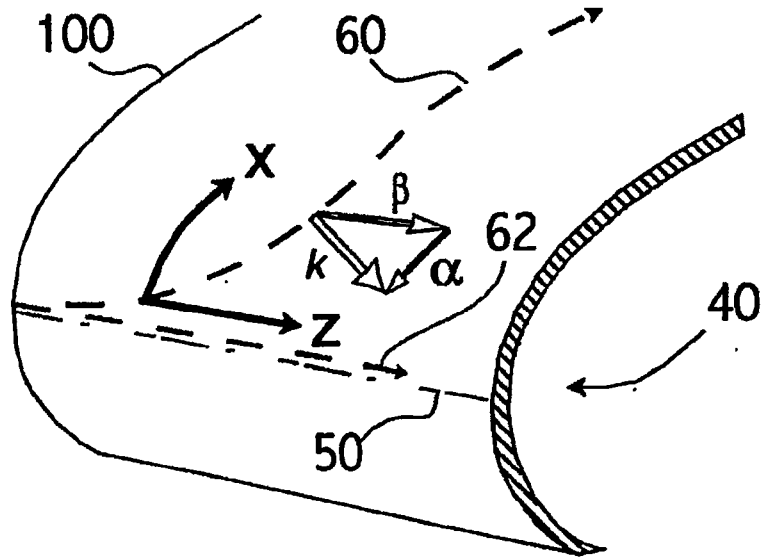


图1

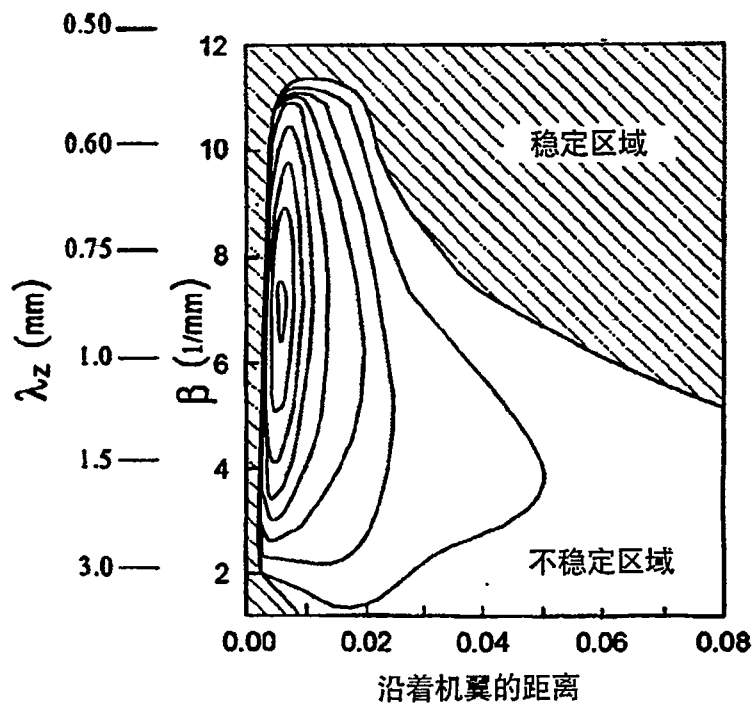


图2

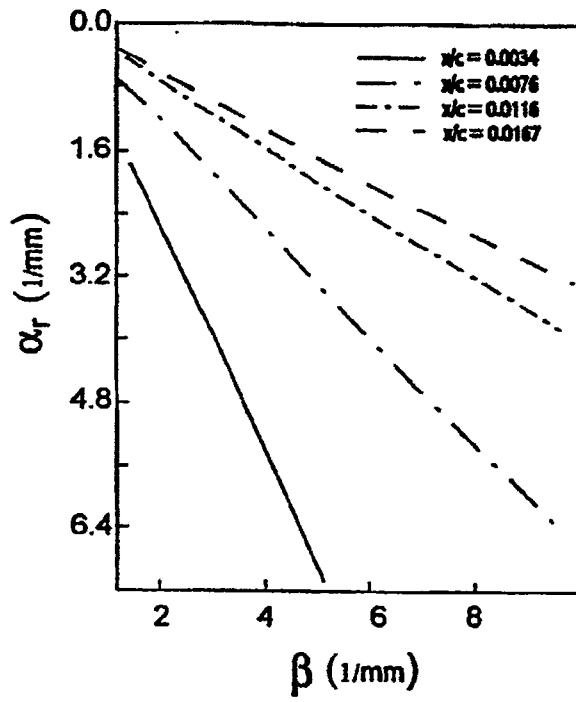


图3

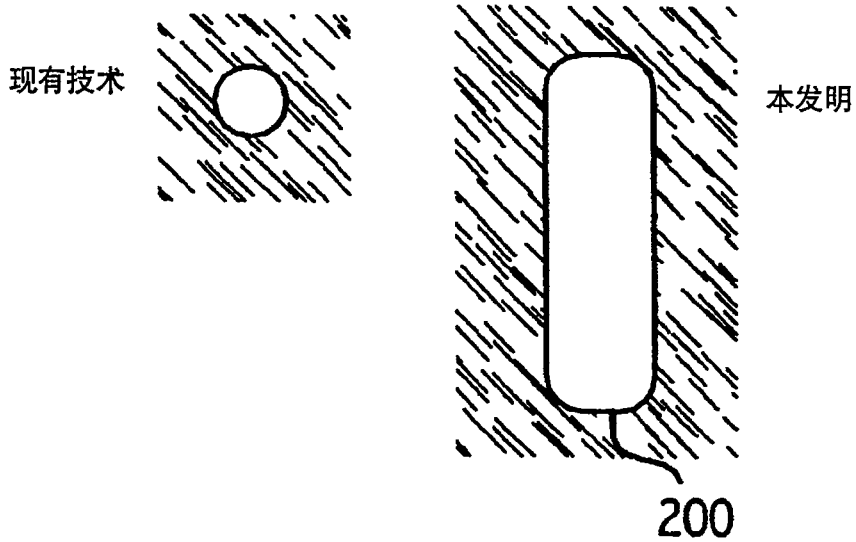


图4

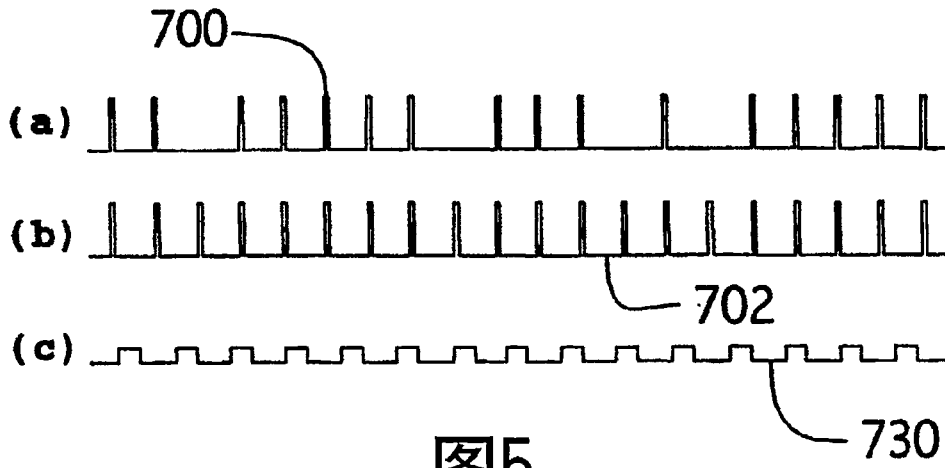


图5

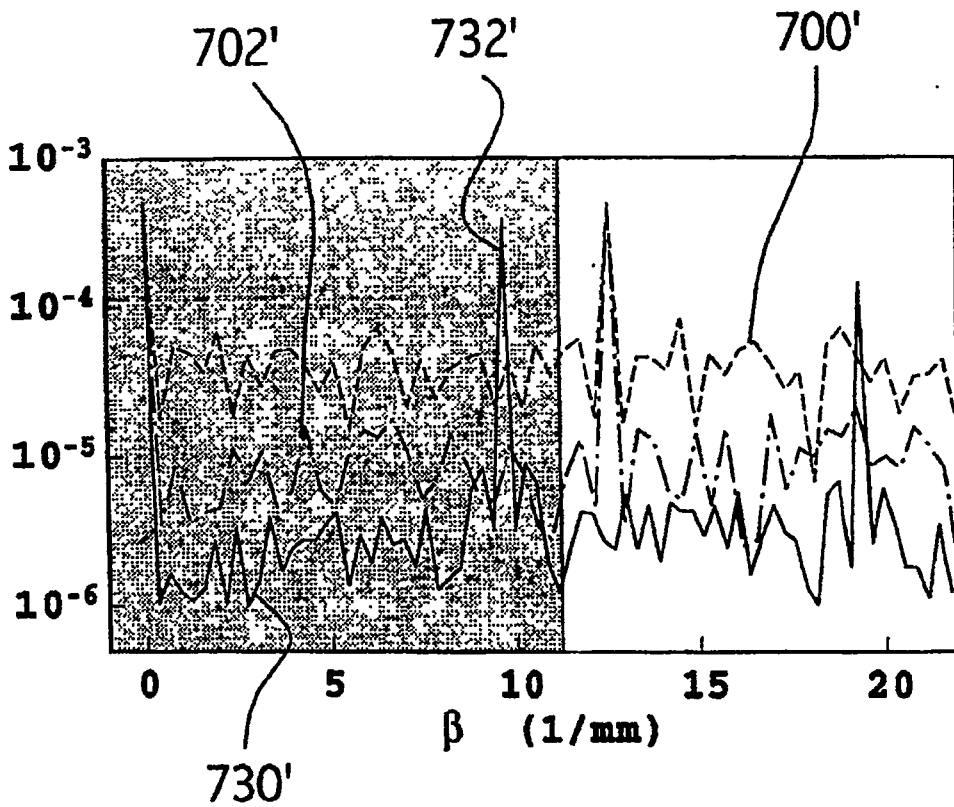


图5A

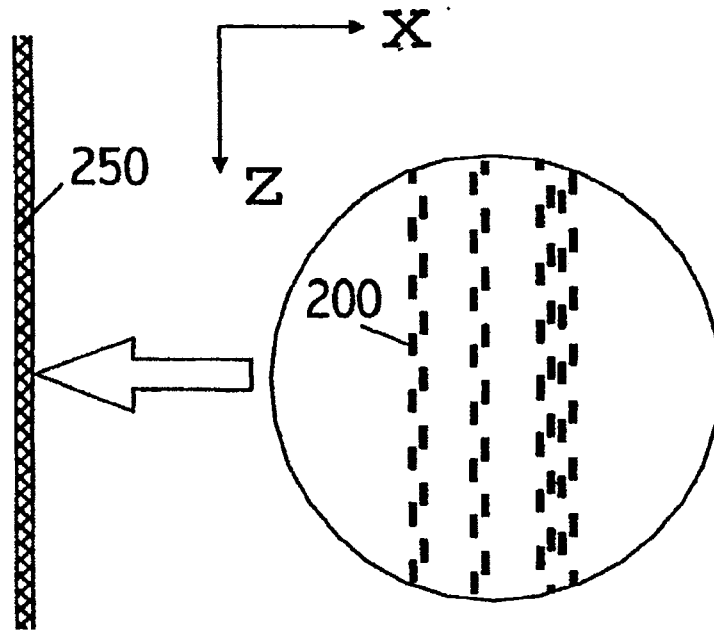


图6

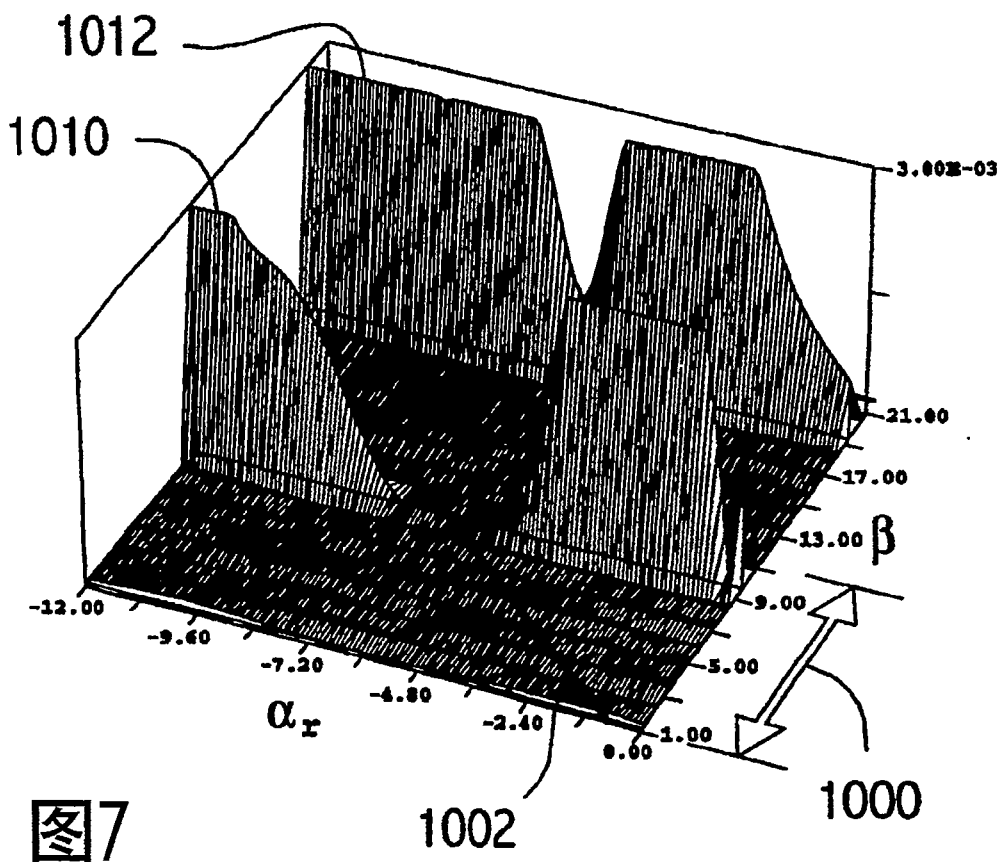


图7

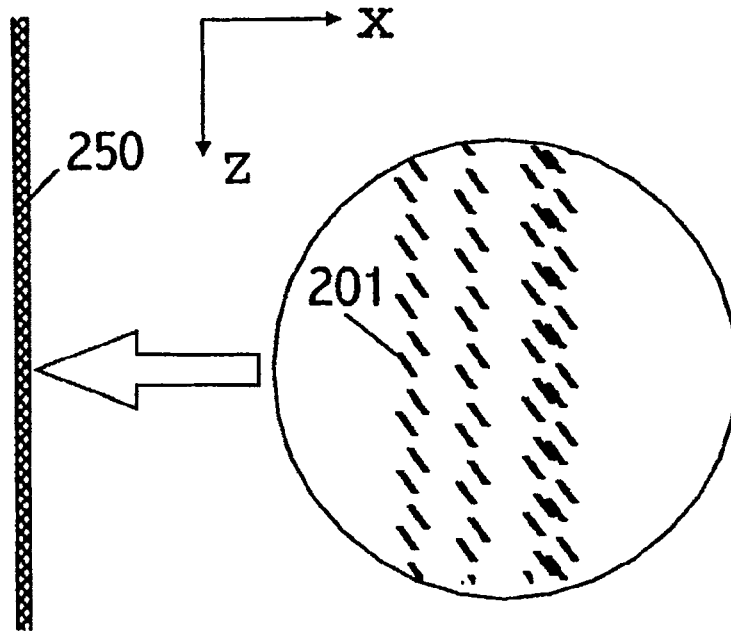


图6A

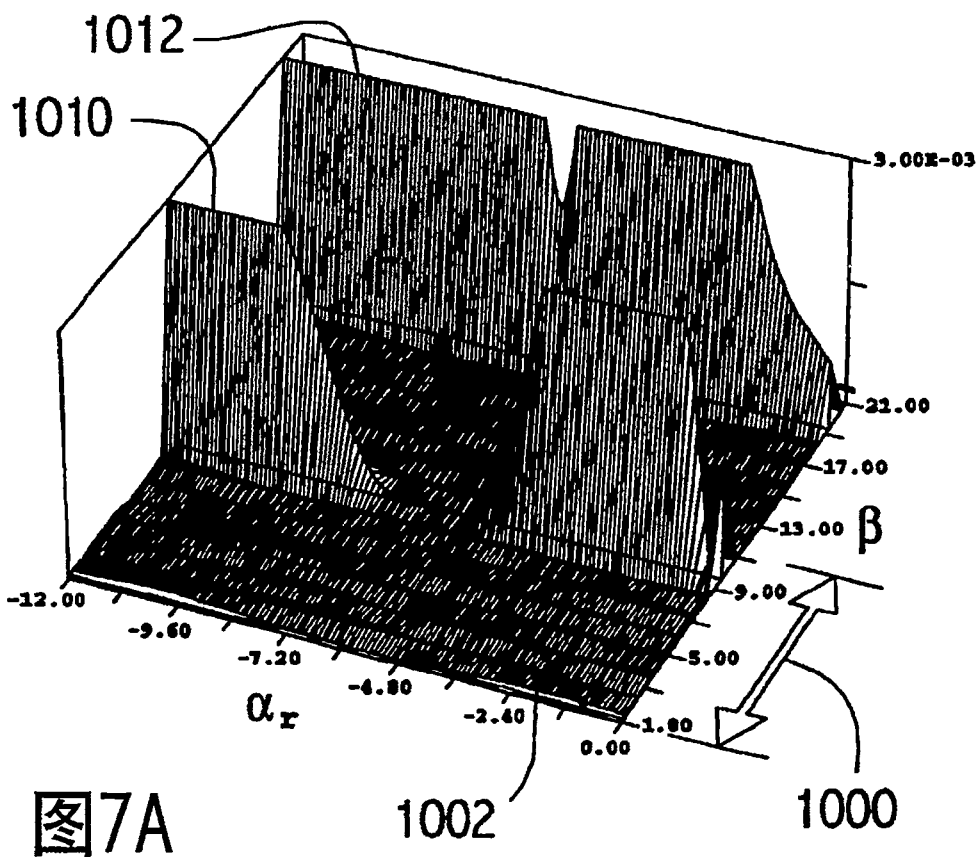


图7A

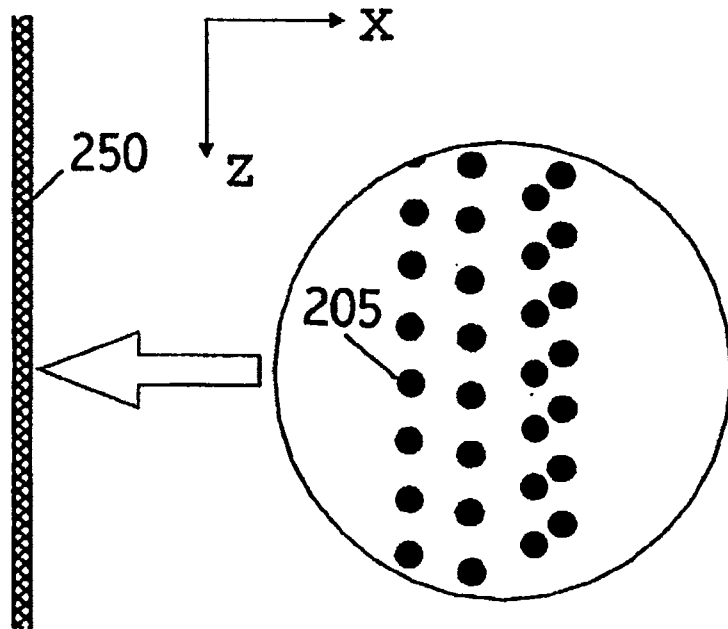


图6B

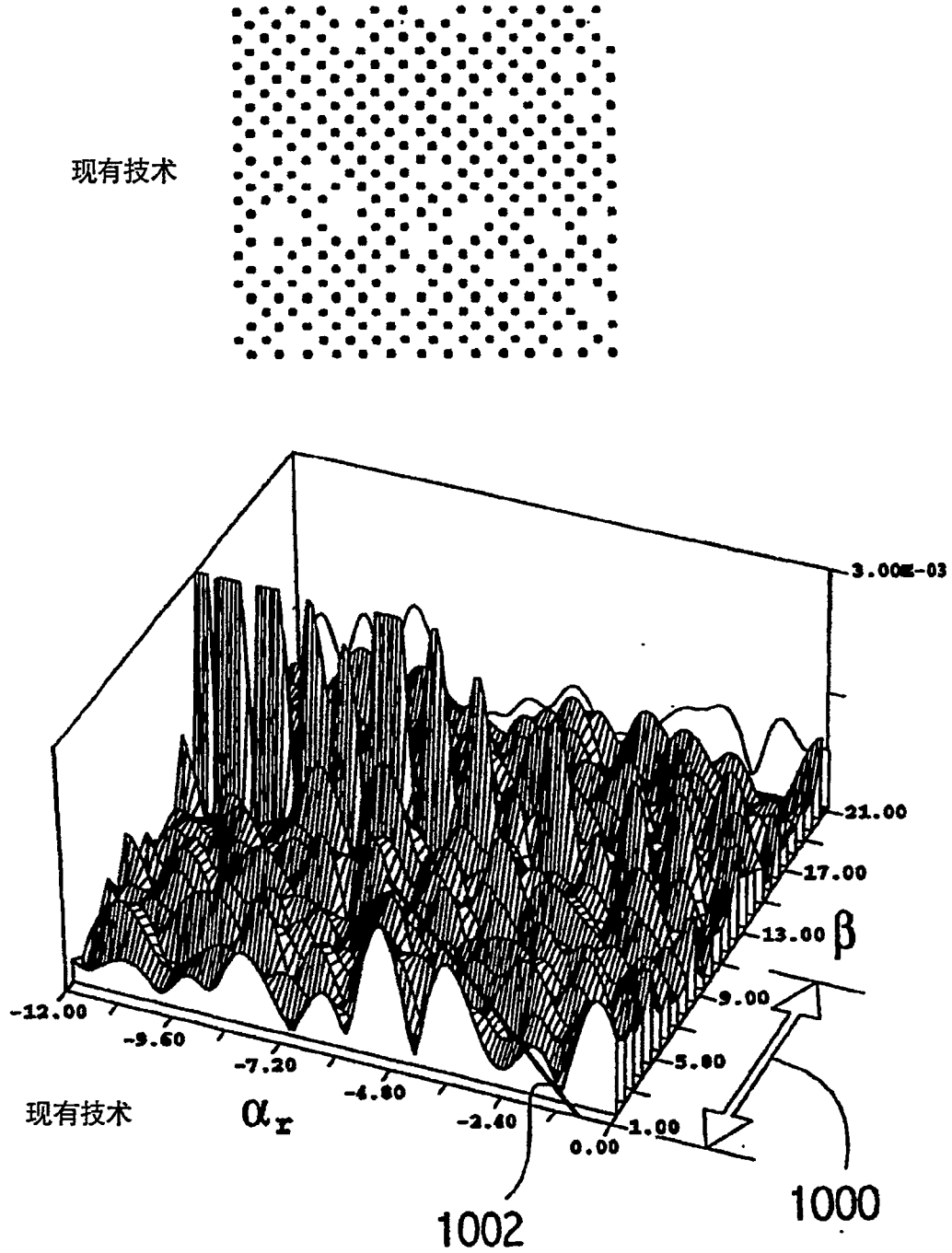


图8

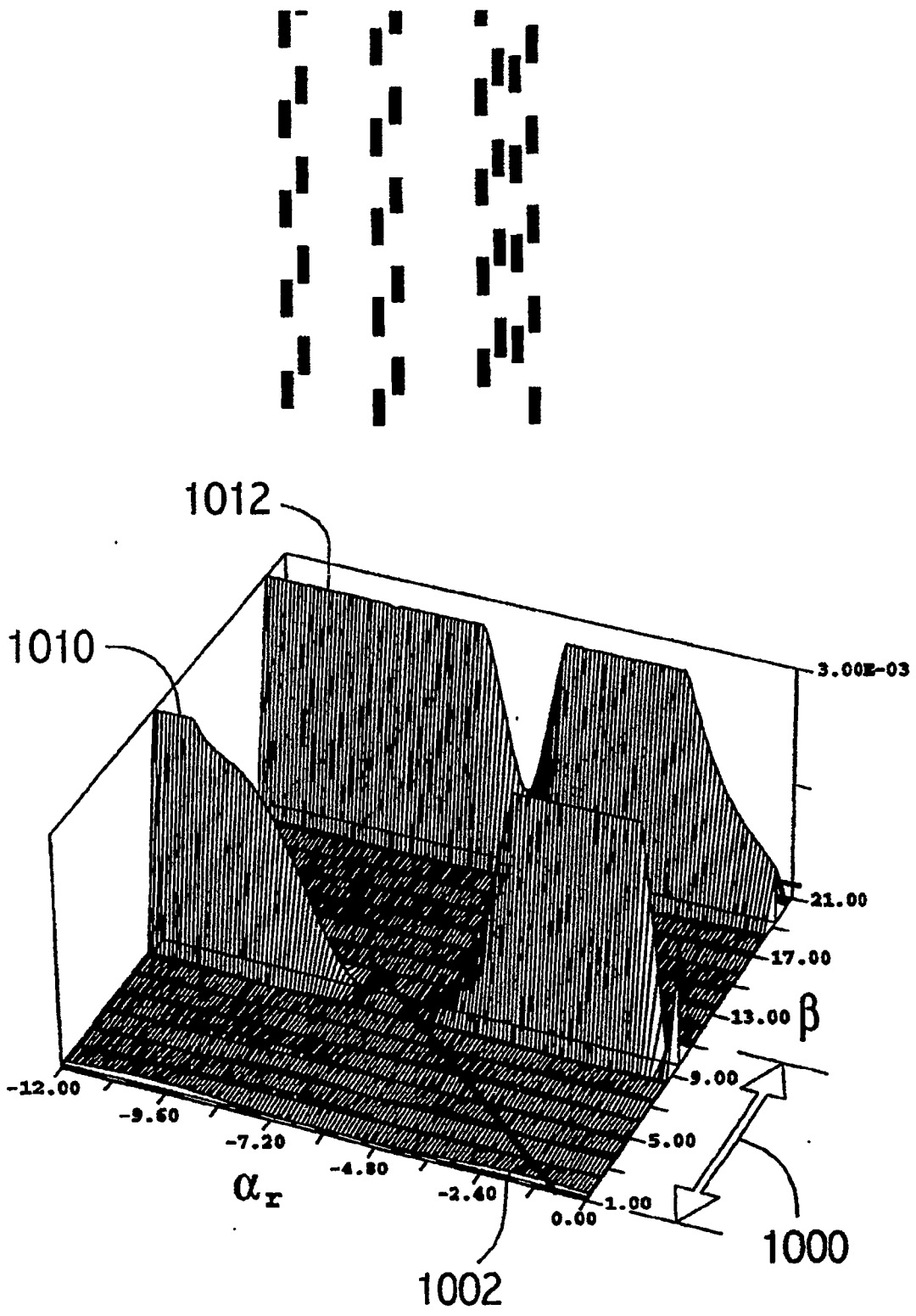


图9

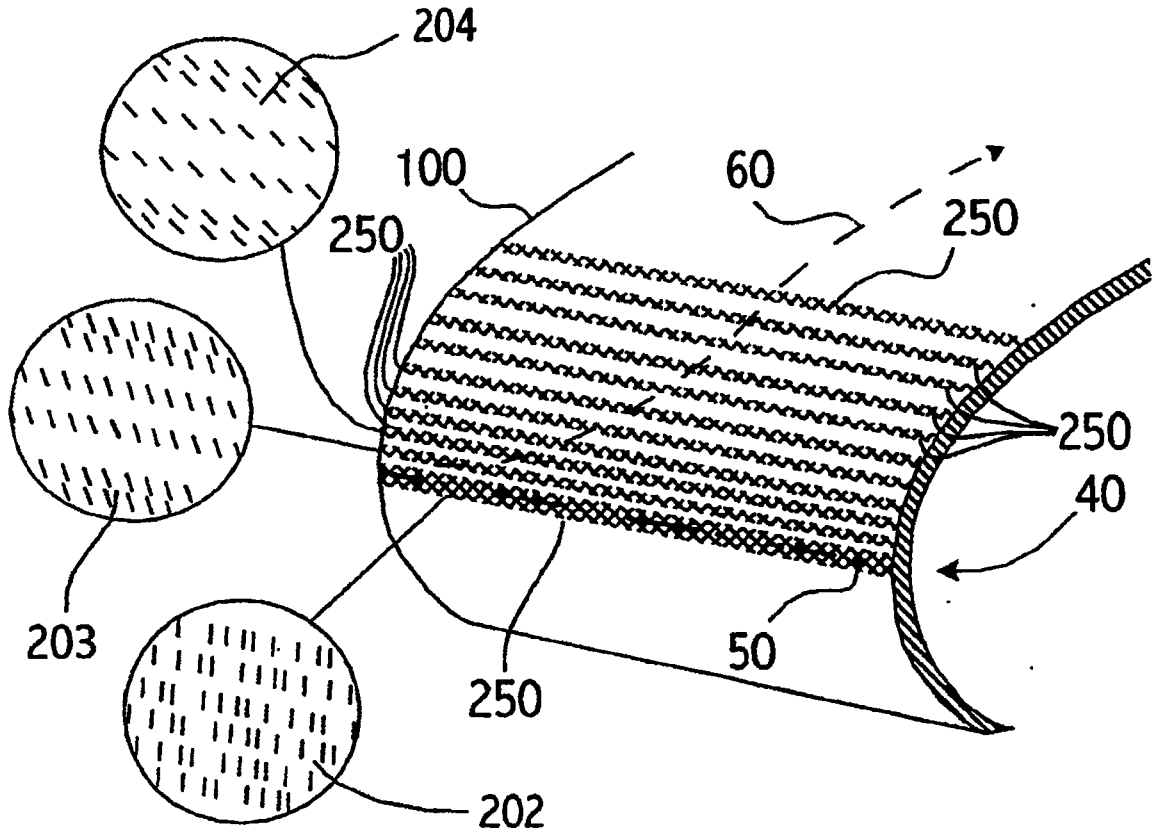


图10

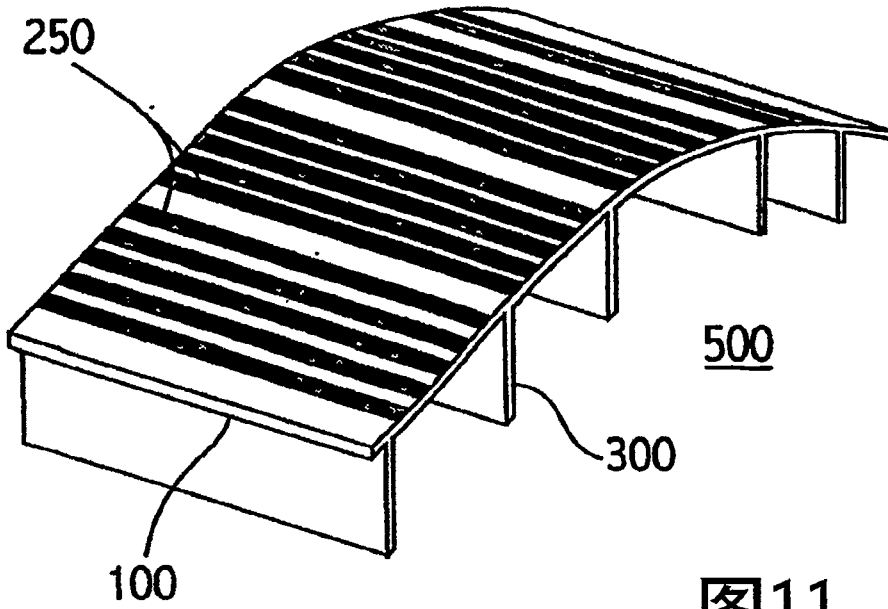


图11

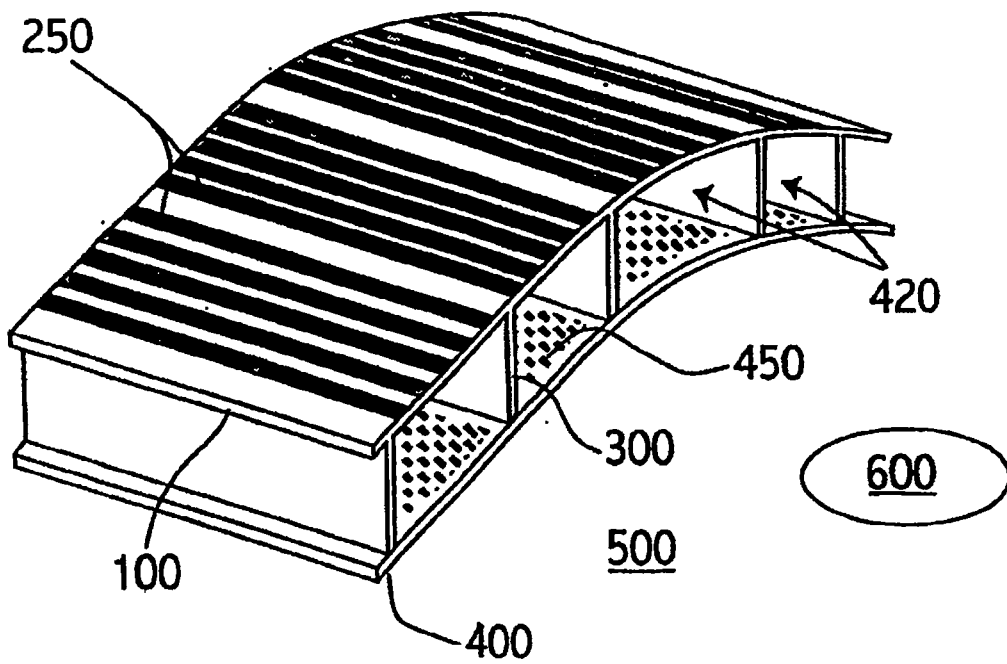


图12