

(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101304918 B

(45) 授权公告日 2010.05.19

(21) 申请号 200680041594.4

B64C 7/00(2006.01)

(22) 申请日 2006.11.06

(56) 对比文件

(30) 优先权数据

0511337 2005.11.08 FR

US 2003/066933 A1, 2003.04.10, 说明书第 1 页第 9 段 - 第 3 页第 46 段、附图 1, 2.

(85) PCT 申请进入国家阶段日

2008.05.07

US 5779189 A, 1998.07.14, 说明书第 3 栏第 38 行 - 第 5 栏第 64 行、附图 1-3.

(86) PCT 申请的申请数据

PCT/FR2006/002464 2006.11.06

FR 2827029 A, 2003.01.10, 说明书第 7 页第 27 行 - 第 8 页、权利要求 1、附图 1, 2.

(87) PCT 申请的公布数据

W02007/054635 FR 2007.05.18

审查员 卓启威

(73) 专利权人 空中客车法国公司

地址 法国图卢兹

(72) 发明人 T·福尔 P·日默内 A·纳梅尔

(74) 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专

利商标事务所 11038

代理人 余全平

(51) Int. Cl.

B64C 23/00(2006.01)

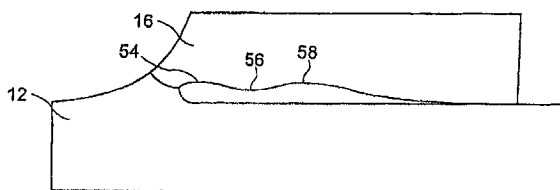
权利要求书 4 页 说明书 7 页 附图 8 页

(54) 发明名称

具有通过局部几何变形部调节机翼压力的中央整流罩的航空器

(57) 摘要

本发明涉及航空器 (10), 其包括: 机身 (12); 两翼 (14, 16), 发动机舱固定在所述翼上, 并且每个翼通过一中央整流罩在机身各侧侧向连接至机身, 所述中央整流罩 (18, 20) 对应于各翼具有两个相对的表面, 所述两个表面分别连接至相关翼的上表面和下表面并且沿机身纵向地延伸; 其特征在于, 所述两个表面中的至少一个表面具有至少一局部几何变形部 (50 ; 52 ; 54, 56, 58), 所述至少一局部几何变形部能够产生从中央整流罩朝翼的侧向气动干扰, 以便控制空气在翼上的流动。



1. 航空器 (10), 其包括:
 - 机身 (12);
 - 两翼 (14、16), 发动机舱固定在所述翼上, 并且每个翼通过一中央整流罩在机身各侧向连接至机身, 所述中央整流罩 (18、20) 对应于各翼具有两个相对的表面, 所述两个表面分别连接至相关翼的上表面和下表面并且沿机身纵向地延伸;其特征在于, 所述两个表面中的至少一个表面具有至少一局部几何变形部 (50 ;52 ; 54、56、58), 所述至少一局部几何变形部能够产生从中央整流罩朝翼的侧向气动干扰, 以便控制空气在翼上的流动。
2. 如权利要求 1 所述的航空器, 其特征在于, 所述至少一局部几何变形部包括沿机身纵向地延伸的主曲度和沿机身高度横向地延伸的辅助曲度。
3. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器, 其特征在于, 所述至少一局部几何变形部表现为所涉及表面的至少一区域的局部曲率半径减小。
4. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器, 其特征在于, 所述至少一局部几何变形部的定位和幅度取决于所述航空器的气动参数。
5. 如权利要求 3 所述的航空器, 其特征在于, 所述至少一局部几何变形部的定位和幅度取决于所述航空器的气动参数。
6. 如权利要求 4 所述的航空器, 其特征在于, 所述气动参数是与机身、机翼、发动机舱和航空器速度有关的参数。
7. 如权利要求 5 所述的航空器, 其特征在于, 所述气动参数是与机身、机翼、发动机舱和航空器速度有关的参数。
8. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凸部 (50) 的形式。
9. 如权利要求 3 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凸部 (50) 的形式。
10. 如权利要求 4 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凸部 (50) 的形式。
11. 如权利要求 5 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凸部 (50) 的形式。
12. 如权利要求 6 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凸部 (50) 的形式。
13. 如权利要求 8 所述的航空器, 其特征在于, 所述凸部呈隆起的形式。
14. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凹部 (52) 的形式。
15. 如权利要求 3 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凹部 (52) 的形式。
16. 如权利要求 4 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凹部 (52) 的形式。
17. 如权利要求 5 所述的航空器, 其特征在于, 所述局部几何变形部呈局部的凹部 (52) 的形式。

18. 如权利要求 6 所述的航空器,其特征在于,所述局部几何变形部呈局部的凹部 (52) 的形式。

19. 如权利要求 14 所述的航空器,其特征在于,所述凹部呈凹槽的形式。

20. 如权利要求 19 所述的航空器,其特征在于,所述凹槽由两个倾斜的表面部分形成,这两个表面部分在具有坡面断纹的区域中接合于所述凹槽的底部。

21. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

22. 如权利要求 3 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

23. 如权利要求 4 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

24. 如权利要求 6 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

25. 如权利要求 8 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

26. 如权利要求 13 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

27. 如权利要求 14 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

28. 如权利要求 19 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

29. 如权利要求 20 所述的航空器,其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部 (54、56、58),这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

30. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

31. 如权利要求 3 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

32. 如权利要求 4 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

33. 如权利要求 6 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼

上表面的表面上形成。

34. 如权利要求 8 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

35. 如权利要求 13 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

36. 如权利要求 14 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

37. 如权利要求 19 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

38. 如权利要求 20 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

39. 如权利要求 21 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

40. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

41. 如权利要求 3 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

42. 如权利要求 4 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

43. 如权利要求 6 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

44. 如权利要求 8 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

45. 如权利要求 13 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

46. 如权利要求 14 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

47. 如权利要求 19 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

48. 如权利要求 20 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

49. 如权利要求 21 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

50. 如权利要求 30 所述的航空器,其特征在于,所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

51. 如权利要求 1 或 2 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

52. 如权利要求 3 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成

的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

53. 如权利要求 4 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

54. 如权利要求 6 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

55. 如权利要求 8 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

56. 如权利要求 13 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

57. 如权利要求 14 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

58. 如权利要求 19 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

59. 如权利要求 20 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

60. 如权利要求 21 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

61. 如权利要求 30 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

62. 如权利要求 40 所述的航空器,其特征在于,所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体,所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分,所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

具有通过局部几何变形部调节机翼压力的中央整流罩的航空器

技术领域

[0001] 本发明涉及航空器,并更特别涉及保证航空器机身与各翼之间连接的中央整流罩。

背景技术

[0002] 在航空领域,为提高飞机在各种飞行条件(巡航飞行、快速巡航飞行、开始降落、飞行状态(enveloppes de vol)极限等)下的性能进行了大量的和持续性的研究。

[0003] 另外,对于各种原因——其例如在于增加飞机续航时间或增加飞机输送的有效载荷,可能需要用更大尺寸的发动机替代飞机的现有发动机。

[0004] 因此导致这样重新安装发动机的飞机的气动性能下降。

[0005] 因此航空制造商力求无需涉及飞机机翼而使重新安装发动机的飞机获得更良好的性能。

发明内容

[0006] 为此,本发明的目的在于一种航空器,该航空器包括:

[0007] - 机身;

[0008] - 两翼,发动机舱固定在所述翼上,并且每个翼通过一中央整流罩在机身各侧侧向连接至机身,所述中央整流罩对应于各翼具有两个相对的表面,所述两个表面分别连接至相关翼的上表面和下表面并且沿机身纵向地延伸;

[0009] 其特征在于,所述两个表面中的至少一个表面具有至少一局部几何变形部,所述至少一局部几何变形部能够产生从中央整流罩朝翼的侧向气动干扰,以便控制空气在翼上的流动。

[0010] 使这些表面的至少一个表面局部具有适当的几何形状,这样成形的整流罩能够通过产生在所涉及翼的自由端部方向传播的压力波,而有利地作用于机翼的空气流动。

[0011] 这些压力波可以远距离地重组机翼上的压力场。

[0012] 需要注意的是,选择带给整流罩表面的局部几何变形部可以减小航空器的气动阻力,而不明显改变它的质量和制造成本。

[0013] 根据几何变形部的性质,所考虑表面的一个或多个变形区所产生的压力波可以是膨胀波、压缩波或这两者的结合。

[0014] 局部几何变形部可以沿机身纵向延伸。

[0015] 可以注意到,在现有技术中,中央整流罩上没有成形特殊形状,并且通常形成整流罩的表面的整体纵向曲度一般非常小并很规则,甚至曲度为零。

[0016] 相反地,本发明提出赋予整流罩的至少一表面的曲度比现有技术中在所涉及表面的一个或多个区域上的曲度大。

[0017] 该曲度主要沿机身在纵向方向上(主曲度)形成,并次要地在一对应机身高度的

横向方向上（辅助曲度）形成。

[0018] 根据一特征，所述至少一局部几何变形部表现为所涉及表面的至少一区域的局部曲率半径减小。

[0019] 相反地，没有本发明时，当该表面的整体纵向曲度非常小甚至为零时，（沿该表面的）局部曲率半径的值非常大，甚至为无穷大。

[0020] 根据一特征，所述至少一局部几何变形部的定位和幅度尤其取决于所述航空器的气动参数。

[0021] 因此为了获得所寻求的机翼上空气流动的效果，优选考虑这些参数，以便局部地成形整流罩的相关表面。

[0022] 根据一特征，所述气动参数是与机身、机翼、发动机舱和航空器速度有关的参数。

[0023] 根据一特征，所述局部几何变形部呈局部的凸部的形式，它可以在流动中产生膨胀波。

[0024] 根据一特征，所述凸部呈隆起的形式。

[0025] 根据一特征，所述局部几何变形部呈局部的凹部的形式，它可以在流动中产生一压缩波。

[0026] 根据一特征，所述凹部呈凹槽的形式。

[0027] 根据一特征，所述凹槽由两个倾斜的表面部分形成，这两个表面部分在具有坡面断纹的区域中接合于所述凹槽的底部。

[0028] 根据一特征，所述两个表面中的至少一个表面具有多个相继的局部几何变形部，这些局部几何变形部沿机身延伸并局部地按凸部和凹部交替。

[0029] 因此通过相继设置多个凸部和凹部，实现对机翼上的流动的精细控制，这种控制可以更好地适应机翼的特征和制造限制。

[0030] 根据一特征，所述至少一局部几何变形部在连接至翼上表面的表面上形成。

[0031] 改变上整流罩特别适用于调节翼上表面的超音速区。

[0032] 根据一特征，所述至少一局部几何变形部在连接至翼下表面的表面上形成。

[0033] 改变下整流罩特别适于调节翼下表面的压力梯度。

[0034] 根据一特征，所述中央整流罩包括多个结构零件构成的组装体，所述多个结构零件中的每一个都具有一表面部分，所述中央整流罩的对应于各翼的相对表面中的每一个表面由彼此并排布置的结构零件的一组表面部分形成。

附图说明

[0035] 随着以下只作为非限定例子并参照附图进行的描述，可以了解本发明的其它特征和优点，附图如下：

[0036] - 图 1 是符合本发明的航空器的整体示意图；

[0037] - 图 2 是航空器的中央整流罩的示意图；

[0038] - 图 3 是表示构成整流罩的结构零件的组装体的局部示意图；

[0039] - 图 4a、4b 和 4c 以俯视图表示图 1 航空器的机身 / 机翼相交用的可能几何形状的三个例子；

[0040] - 图 5a 和 5b 分别表示有本发明和没有本发明时压力场在机翼上的分布；

[0041] - 图 6a 和 6b 分别为 A340 型航空器上的机身 / 机翼界面的局部俯视图和透视图示意图, 所述机身 / 机翼界面没有成形有特殊的几何形状;

[0042] - 图 6c 和 6d 分别为图 6a 和 6b 的界面的局部的俯视图和透视图示意图, 所述界面成形有图 4a 所示的按本发明的几何形状;

[0043] - 图 7a 和 7b 分别为 A380 型航空器的机身 / 机翼界面的局部俯视图和透视图示意图, 没有成形特殊的几何形状;

[0044] - 图 7c 和 7d 分别为图 7a 和 7b 的机身 / 机翼界面的局部俯视图和透视图示意图, 所述界面具有图 4b 所示的符合本发明的几何形状;

[0045] - 图 7e 以俯视图示意性局部地表示构成整流罩的结构零件的形廓;

[0046] - 图 8a 和 8b 分别为 A320 型航空器的机身 / 机翼界面的局部俯视图和透视图示意图, 所述界面没有成形有特殊的几何形状;

[0047] - 图 8c 和 8d 分别为图 8a 和 8b 的机身 / 机翼界面的局部的俯视图和透视图示意图, 所述界面成形有图 4b 所示的按本发明的几何形状。

具体实施方式

[0048] 符合本发明的航空器如图 1 所示并且整体用参考数字 10 表示, 该航空器包括机身 12, 所述机身的机翼包括两个侧翼 14、16, 所述每个侧翼通过机身 / 机翼界面在机身各侧侧向连接至机身。

[0049] 发动机舱固定至翼 14、16, 例如如图 1 所示, 发动机舱 18 固定至每个翼。

[0050] 机身 / 机翼界面包括机械结构界面 (图中未示出), 该机械结构界面由构成中央整流罩 20 的气动界面覆盖。

[0051] 中央整流罩 20 由多个结构零件构成的组装体构成, 这些结构零件形成以拼接和铆接或螺栓固定的方式布置在下层机械结构界面上的板或片, 并且这些板或片赋予整体一种壳形 (图 2)。

[0052] 图 1 和 2 的中央整流罩包括两个分别与翼 14、16 对应的部分 22、24。在左部分 22 和右部分 24 中, 分别设置有两个用于分别与两翼 14、16 中的每一个连接的开口 26 和 28。

[0053] 中央整流罩的每个对应于一翼的部分包括两个相对的表面, 即: 对于部分 22 的上表面 30 和对于部分 24 的上表面 32; 以及对于部分 22 的下表面 34 和对于部分 24 的下表面 36, 这些表面分别与相关翼的上表面和下表面连接。

[0054] 如图 2 所示, 形成中央整流罩的结构零件每个都具有形成整流罩的一表面的一部分的表面部分。更特别的是, 中央整流罩的每个部分 22、24 的相对上表面和下表面中的每一个均由上述结构零件的一组表面部分形成, 这些表面部分彼此并排布置以构成气动界面的光滑表面。

[0055] 因此, 在图 2 中, 上表面 30 包括拼接的结构零件 30a、30b、30c, 而下表面 34 包括拼接的结构零件 34a、34b、34c、34d。

[0056] 图 3 中局部示出构成上表面 30 的结构零件 (板) 40, 并且该结构零件安装在对应于翼 40 的机身 12 上。图中还表示出呈角形的固定支撑件 42、44, 所述支撑件与机身连在一起并用于接纳中央整流罩的另一结构零件。图 2 中也可看到固定支撑件。

[0057] 每个中央整流罩的上表面即与机翼上表面接触的表面、和其下表面即与机翼下表

面接触的表面,在现有技术中传统地具有非常小的和规则的整体曲度,甚至在某些航空器上曲度为零。

[0058] 本发明提出通过以局部方式赋予相关表面的一个或多个区域一种或多种例如沿机身纵向延伸的几何变形,来使这些表面中的一个和 / 或另一个成形。

[0059] 所述表面的局部几何变形能够产生侧向气动干扰,这些气动干扰能够从中央整流罩出发朝所涉及翼的末端方向移动,这旨在控制空气在机翼上的流动。

[0060] 在每个中央整流罩上附加侧向体积形件 (formes volumiques),即通过在中央整流罩的现有结构零件上附加成形结构零件,或者用成形结构零件替换这些现有结构零件中的一个或多个,这种附加侧向体积形件可以控制空气在机翼上的流动,并控制可能产生的干扰,例如在重新安置发动机 (remotorisation) (尺寸更大的发动机、具有强流量比的发动机、增加续航时间和 / 或增加航空器输送的有效载荷) 的情况下。

[0061] 根据本发明改变机身与机翼之间连接部的中央整流罩的几何形状,可调节空气在机翼上的压力,特别是改善沿成形所涉及的整流罩部分 (上部分和 / 或下部分) 的机翼上表面和 / 或下表面上展开的压力场。

[0062] 因此,改变中央整流罩各部分 22、24 的分别与机翼上表面和下表面连接的相对表面中的一个或两个的局部几何形状,尤其可在翼、发动机舱与机身之间强干扰的情况下改善空气在翼上的流动。

[0063] 特别是本发明可以改善飞机在不同飞行条件 (巡航、快速巡航、开始降落、飞行状态极限) 下的气动性能,并且还可改善飞机对高马赫数的灵活性。

[0064] 需要指出的是,形成整流罩各部分 22、24 的相对上表面和下表面的零件可以由一种能在飞行中通过执行机构产生变形的材料制成,以便使本发明的功效适应大范围的飞行条件。

[0065] 因此变形由该表面或该表面一部分的移动产生。

[0066] 因此可以根据飞行条件和追求的效果以动态和适当的方式 (实时) 实现带给整流罩表面的局部几何变形部。

[0067] 每个局部几何变形部的特征在于:下面将详细描述其形状;以及其在表面沿机身 (例如相对于翼前缘) 的定位;和其幅度。

[0068] 局部赋予表面的几何形状的定位及幅度特别取决于航空器的气动参数。

[0069] 这些参数特别是航空器速度及与机身、机翼和发动机相关的参数。

[0070] 当从俯视图观看与翼上表面连接的中央整流罩表面的型廓时,可考虑三类如图 4a、4b 和 4c 中以实线表示的几何形状。

[0071] 在这些图中可注意到,航空器前部位于图的左边,而后部位于右边。

[0072] 带给中央整流罩的两个相对表面中的一个和 / 或另一个的局部几何形状的独特性表现为相关表面的局部曲率半径减小。

[0073] 图 4a 至图 4c 中所示的形状对应于所考虑的几何变形部的主曲度 (courbure),横向的辅助曲度设置成垂直于图所在的平面 (沿机身高度) 且其幅度小于主曲度的幅度。

[0074] 图 4a 中所示出的局部几何形状呈局部凸部的形式,所述局部凸部如隆起沿机身以基本纵向的方式延伸 (主曲度),并沿垂直于图所在的平面的方向以较小的方式延伸 (辅助曲度)。

[0075] 这种使表面局部成形能够产生从中央整流罩向翼末端传播的侧向干扰,并且所述侧向干扰呈流动膨胀波的形式。

[0076] 图 4a 中还用虚线表示没有本发明时以俯视图看到的中央整流罩表面的型廓。

[0077] 如图 4b 所示,另一可能的几何形状呈局部凹部的形态,该局部凹部例如呈凹槽的形式,主要沿机身的纵向方向延伸(主曲度)并且次要地沿垂直于图所在平面的方向延伸(辅助曲度)。

[0078] 这种局部几何变形部能够产生从中央整流罩朝翼末端传播的侧向干扰,并且所述侧向干扰呈流动的压缩波的形式从而形成小冲击。

[0079] 该图也用虚线表示没有本发明时以俯视图看到的中央整流罩表面的型廓。

[0080] 更特别的是,凹槽由两倾斜的表面部分形成,这两个表面部分在凹槽底部互相接合在坡面断纹(rupture de pente)式区域中。

[0081] 另外还注意到,这种几何形状呈斜面的形态,并且所述局部凹部在其底部可包括裂纹,也可以不包括裂纹。

[0082] 实际上凹槽的底部可以不具有坡面断纹式区域,即呈盆形。

[0083] 工业实施的简单性可以决定是否优选具有明显的坡面断纹(例如发生在构成整流罩结构零件的两个板之间的连接处),或者是否优选在两个具有不同斜率的区域之间插入小的连接半径,两个区域的不同斜率取决于气动状态(例如在单个结构板包括两个具有不同斜率的区域的情况下)。

[0084] 图 4c 中示出了多个沿机身延伸的相继局部几何变形部,并且这些几何变形部局部地按凸部和凹部交替。这些变形部在垂直于图平面的方向上幅度较小。

[0085] 更特别的是,图 4c 所示的几何形状包括相继的第一凸部、凹部和第二凸部。

[0086] 中央整流罩表面的这类局部几何改变能够产生等熵的膨胀波或压缩波类型的侧向干扰。

[0087] 应注意到,图 4a 至图 4c 中提出的几何变形部通常表现为局部曲度的剧烈变化,更特别的是表现为:相对于现有技术中对于整流罩的相对侧表面所采用的一般很大的曲率半径,(沿整流罩的纵剖面图的)局部曲率半径大大减小。

[0088] 另外,也可根据所追求的目的考虑凸部和凹部的任何其他组合方式:单个凸部继之一凹部;或者相反地,两个凹部夹一凸部等。

[0089] 图 5a 和 5b 分别表示有本发明和没有本发明时等压线形成的压力场在一翼上表面上的分布。

[0090] 还应注意的是,低压区是深色区域,而高压区为浅色区域。

[0091] 因此,在未采用本发明时,在图 5a 中与发动机舱 41 相相对处可观察到一区域 43,该区域形成对应于强压力梯度的紧密等压线网。

[0092] 因此这类区域为具有高比率的负压及压缩现象的所在地,这是有害的,因为会产生冲击阻力。

[0093] 在图 5b 中,通过图 4c 中所示类型的适当几何变形部专门成形整流罩(部分 22 和 24)的上侧,以便在空气于机翼上的流动中相继产生膨胀波 45、压缩波 46 和膨胀波 47。

[0094] 这些压力波(压力和负压的波动)相对机身的纵向方向在机翼上表面上存在的超音速区域内从整流罩向翼端侧向地传播。这些压力波首先在距整流罩很小的距离上与机翼

上的流动相互作用；第一膨胀波 45 和压缩波 46 有助于增加区域 49a 中的局部压力，直到实现小冲击；并且第二膨胀波 47 有助于减小区域 49b 中的压力梯度。

[0095] 区域 49a 和 49b 中产生的现象在翼展的方向上传播，因此通过远离整流罩重组在机翼上的、特别是在区域 43 中的压力梯度，可控制机翼上的流动。

[0096] 应注意到，可以根据几何变形部的类型、它们的数量、它们的定位和它们的幅度产生适当的压力波，这些压力波在相对于整流罩所希望的距离上作用在机翼上，从而以相对所寻求目标的适当方式调节压力场（重组压力线）。

[0097] 更特别的是，在与发动机舱相面对的区域 43 中重组压力场表现为：使该区域中的压力线扩大，以便在该区域中减小压力梯度；及这些压力线的空间重新分布。

[0098] 因此，在该区域中出现两个没有以前紧密的压力线小网 48a、48b，并且它们是两个连续的压力增加小区的所在地，以前在此处支配着一强压力梯度。

[0099] 因此航空器的波阻力减小。

[0100] 因此明显减小由发动机舱（在重新安装发动机的情况下）与中央整流罩表面之间的相互作用产生的干扰，在没有本发明时，这种干扰会影响翼在其超音速部分中的性能。

[0101] 需要注意的是，在没有本发明时，机翼上的流动压力线分布的形态以及制造和维修限制，决定整流罩的局部几何形状在图 4a 至图 4c 所示不同类型中的选择。

[0102] 图 6a 和 6b 表示 A340-500/600 型航空器，在所述航空器上没有使整流罩表面型廓（俯视）成形有任何特殊形状。

[0103] 图 6b 以透视图表示没有任何特殊曲度的机身 / 机翼界面。

[0104] 需要注意的是，在重装具有这类界面的航空器的发动机的情况下，位于机翼上表面上的由冲击造成的重新压缩变得猛烈，并因此产生阻力。

[0105] 图 6c 和 6d 表示在图的左部分中、即机翼前缘附近的中央整流罩表面添加有一局部的凸部 50（图 4a 所示的类型）。

[0106] 该局部凸部的形状为如图所示的沿机身延伸的隆起，并且该隆起还具有朝翼末端方向的侧向延伸部（幅度）（图 6c）和沿机身高度的垂直延伸部（图 6d）。

[0107] 图 6c 和 6d 中所示的隆起 50 在前缘附近产生，朝流动方向（沿机身的纵向方向）延长，并且最后在机翼固定部分与襟翼之间的连接部附近结束（图 6c 的右部分）。

[0108] 需要注意的是，所述隆起的最大幅度为机翼与机身对接线的 25% 到 35%，该值可以根据空气在机翼上的流动进行调节。

[0109] 需要注意的是，机翼与机身对接线示于图 5a，并用标号“c”表示。

[0110] 隆起朝翼末端方向的延伸部（幅度）例如为 600mm，当然该值可以根据空气在机翼上的流动进行调节。

[0111] 例如通过附接以适当方式适配成形的结构零件（图 3 所示类型的板），引入中央整流罩表面的这种几何变形部，并且所述几何变形部可以通过产生朝翼末端方向传播的膨胀波来调节机翼上的空气压力。这些波以可控方式在机翼周围的空间中与支配于机翼上的压力场的压力波相互作用，并且该压力场被发动机舱与机翼之间的相互作用所干扰。

[0112] 该相互作用导致压力场布局的有利变化，并因而产生对该布局的控制。

[0113] 图 7a 和 7b 中表示 A380 型航空器的中央整流罩，该整流罩与机翼上表面接触的表面没有成形有特殊的形状。

[0114] 可以注意到,在俯视图中,该表面的整体曲度非常小甚至为零。

[0115] 如图 7c 和 7d 所示,已经通过添加图 4b 所示的特殊类型的调节机翼上压力的系统改变了中央整流罩表面。

[0116] 多个结构零件(图 3 的板)附加在图 7a 所示的中央整流罩的现有上表面上,以便在该表面的型廓中局部引入凸部 52。

[0117] 可以注意到,结构零件的外壁具有坡面或坡面部分、甚至整体凹部,这些结构零件本身也可构成整流罩各部分的上表面和 / 或下表面的组成结构零件,如图 3 的板。

[0118] 凹部 52 特别表现为在两个表面部分之间具有坡面断纹的凹槽,位于前缘一侧的表面部分的坡面例如形成 0° 的角度,而位于后缘一侧的表面部分的坡面例如形成 5° 的角度。

[0119] 由达几度的明显坡面断纹限定的凹槽从前缘出发,沿机身纵向布置在机翼到机身对接线的 20% 到 35% 之间的距离上。

[0120] 应指出的是,该值以及形成凹部的两个表面的斜率值可以根据机翼上的局部流动速度进行调节。

[0121] 图 7e(整流罩的纵剖面图)中表示三个结构板 52a 至 52c,它们沿机身并排固定设置,以便使中央整流罩的上表面具有希望的型廓(具有坡面断纹的凹槽 52)。没有这种结构时,凹槽在两个相邻板 52a 和 52b 之间的边界形成。

[0122] 如图 8a 和 8b 所示,A320 型航空器的中央整流罩在其与机翼上表面连接的表面未被成形有特殊形状。

[0123] 还应注意的是,该表面的整体曲度非常小并且是均匀的,曲度甚至为零。

[0124] 根据本发明调节机翼上空气压力的系统在中央整流罩的上表面上设置有局部的凸部和凹部的交替,例如如图 4c 所示的相继的第一隆起 54、凹槽 56 和第二隆起 58。

[0125] 第一隆起 54 在前缘附近产生,且第二隆起 58 随流动方向(按照沿机身延伸的纵向方向)在机翼固定部分与襟翼之间的连接部附近结束。

[0126] 更特别的是,第一隆起 54 的最大幅度从前缘出发在机翼与机身对接线的 5% 到 10% 之间,而第二隆起 58 的最大幅度在机翼与机身对接线的 20% 到 30% 之间。

[0127] 这两个隆起 54 和 58 在此例中被没有坡面断纹的凹槽 56 分开。凹槽从前缘出发在机翼与机身对接线的 10% 到 20% 之间。

[0128] 应注意到,对于第一隆起 54,隆起朝翼末端方向的侧向延伸部(幅度)例如为 100mm,而对于第二隆起 58 为 400mm。

[0129] 另外,可以根据空气在机翼上的流动、尤其是空气在机翼上流动的局部速度、以及制造和维修的局部限制进行调节,所述调节涉及隆起和凹槽的定位的值以及它们朝翼末端方向的延伸部的值。

[0130] 本发明可以不涉及机翼的设计,而是通过为每个中央整流罩的分别与相关翼的上表面和下表面接触的规则表面局部地引入一个或多个局部几何变形部,而远距离地作用在机翼的超音速流动上。

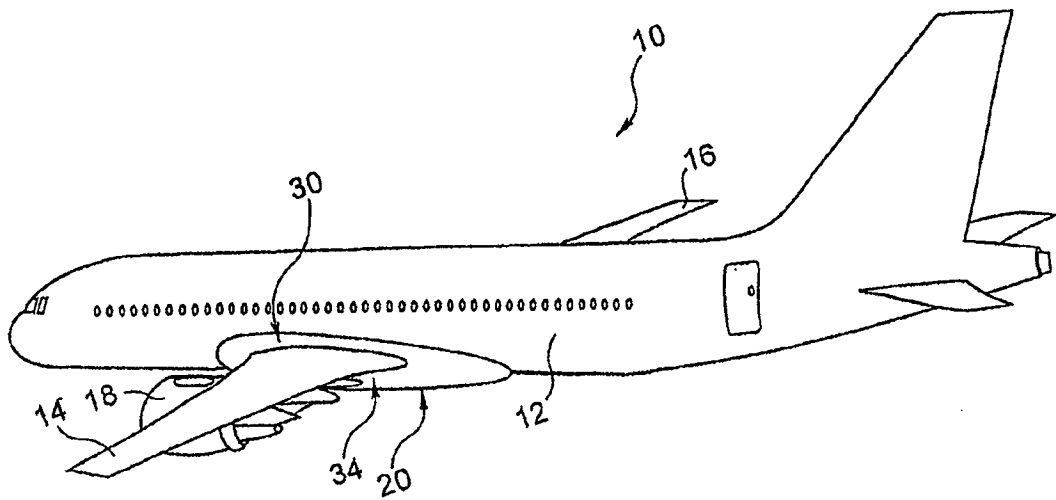


图 1

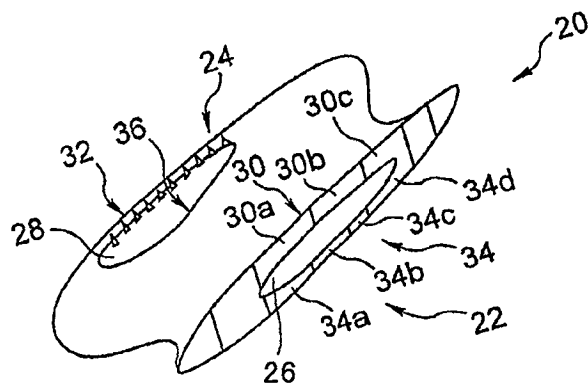


图 2

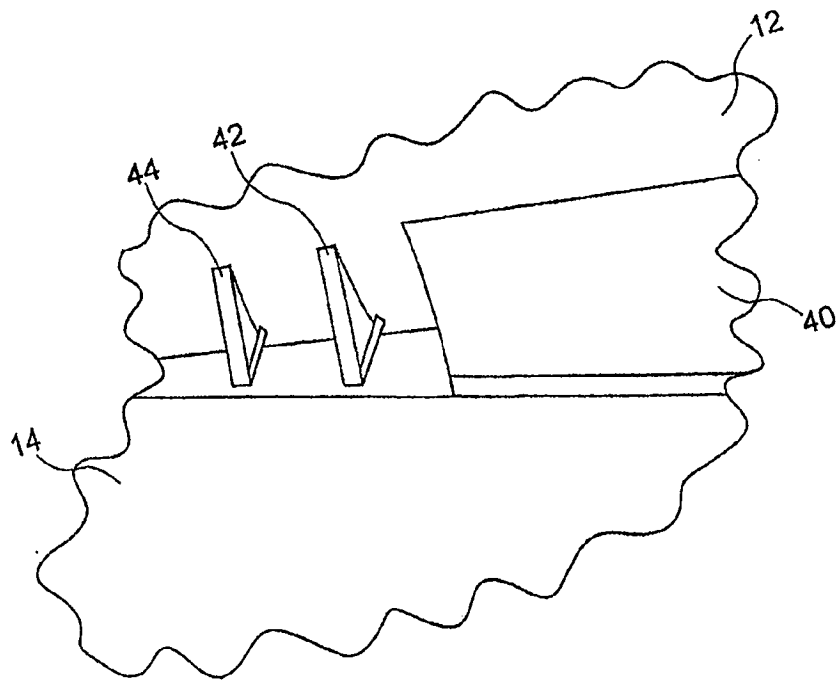


图 3

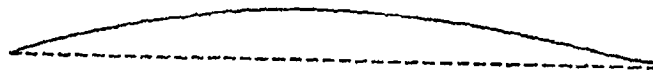


图 4a

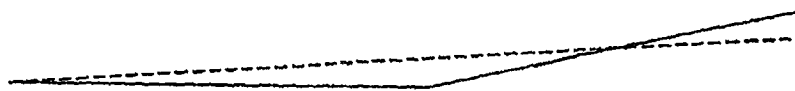


图 4b

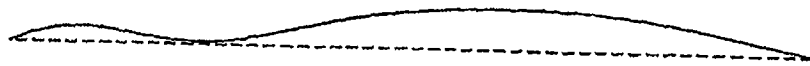


图 4c

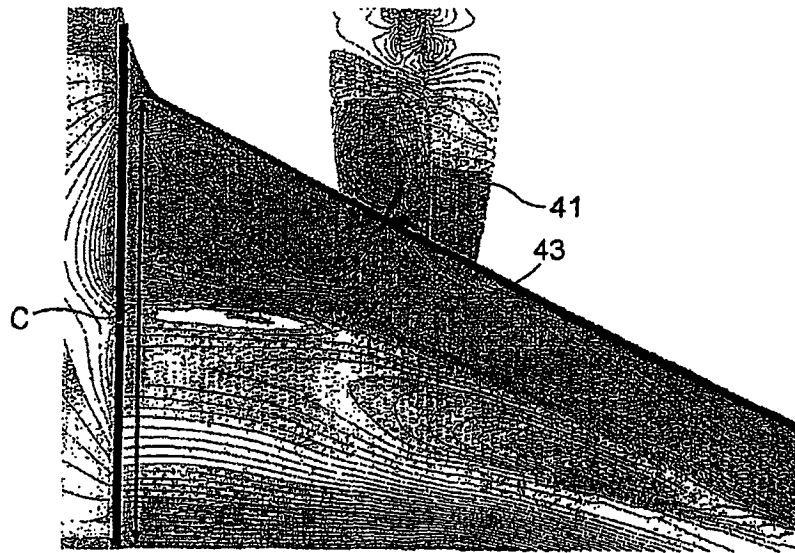


图 5a

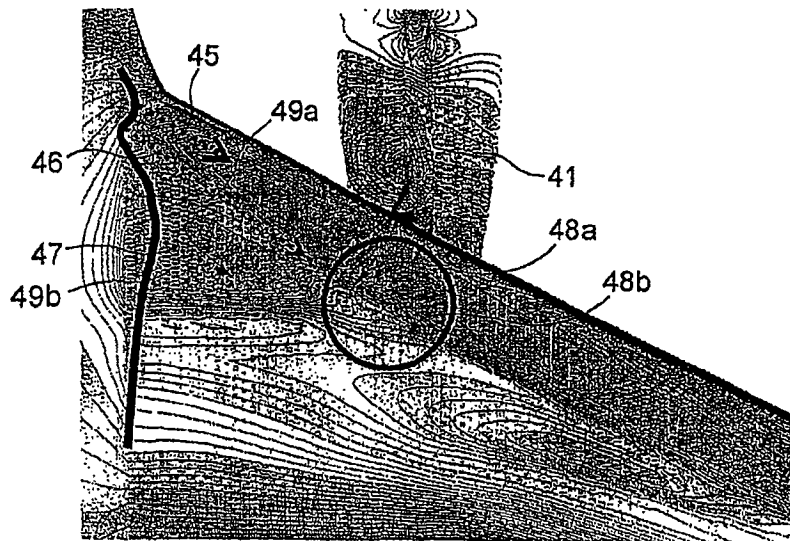


图 5b

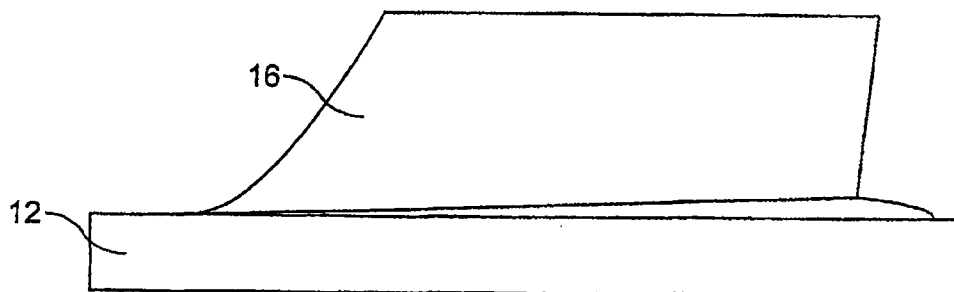


图 6a

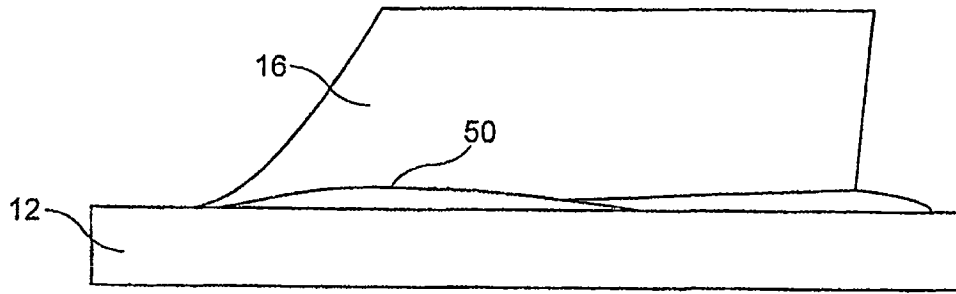


图 6c

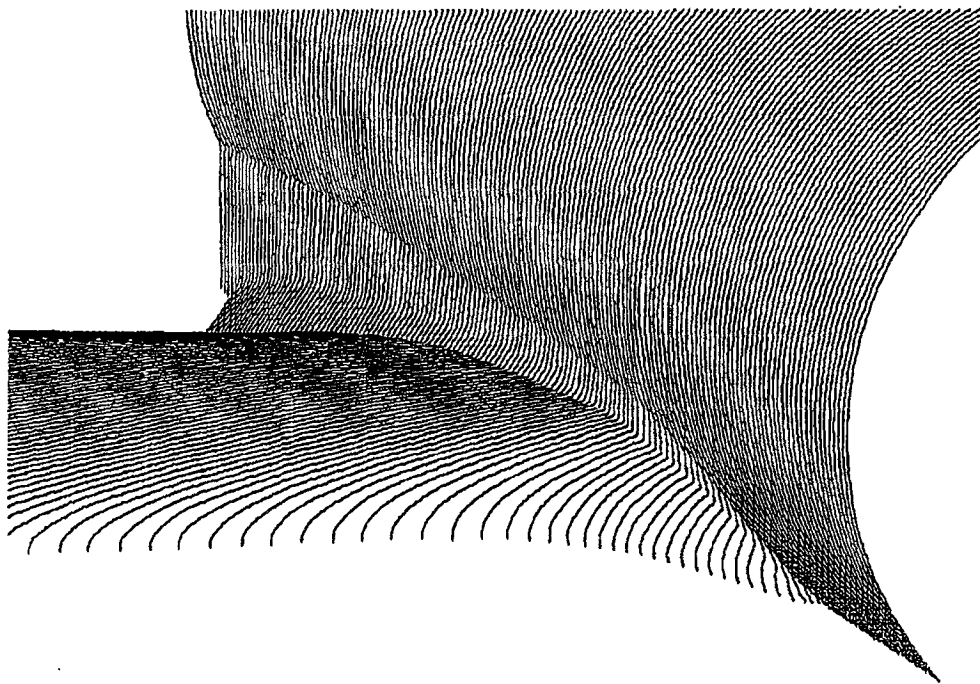


图 6b

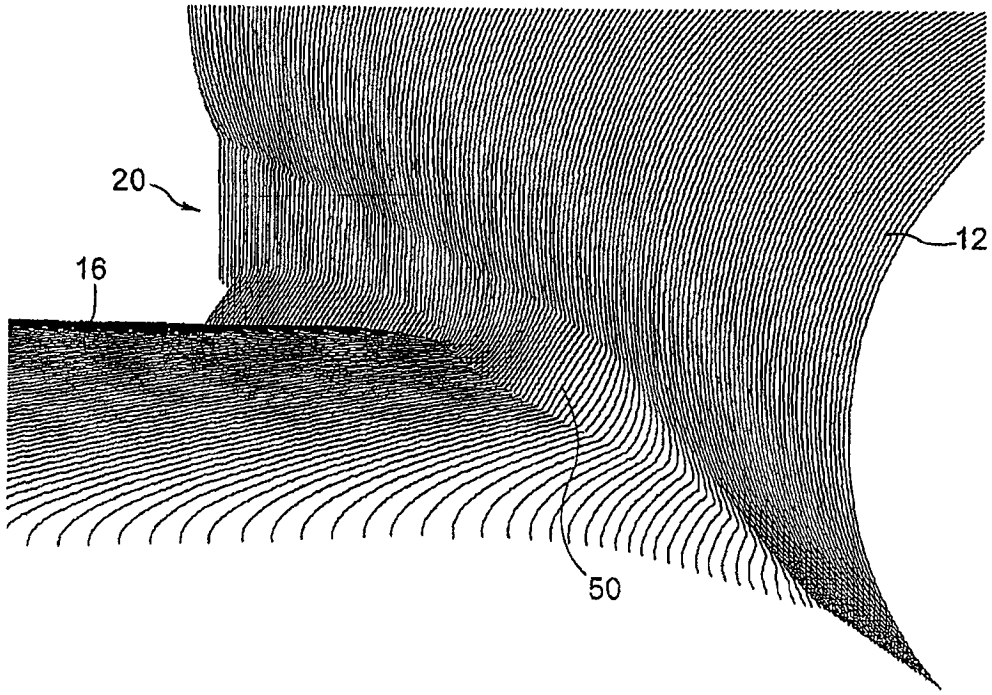


图 6d

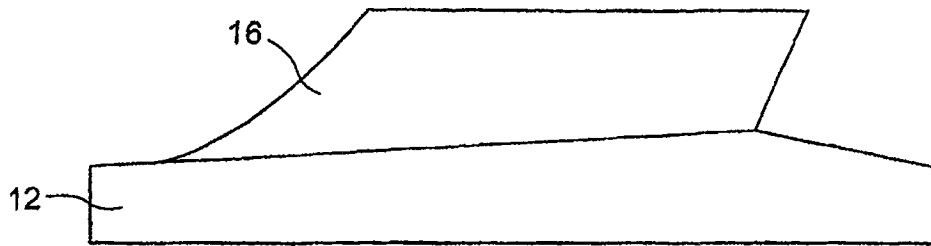


图 7a

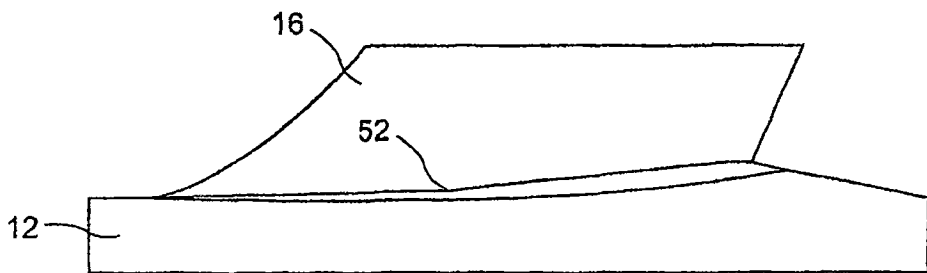


图 7c

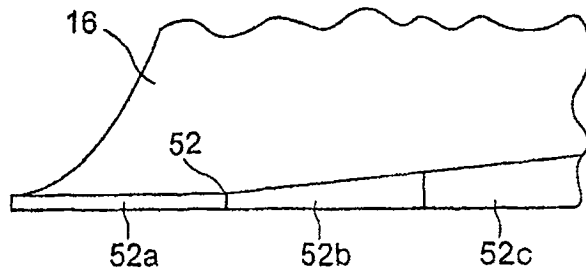


图 7e

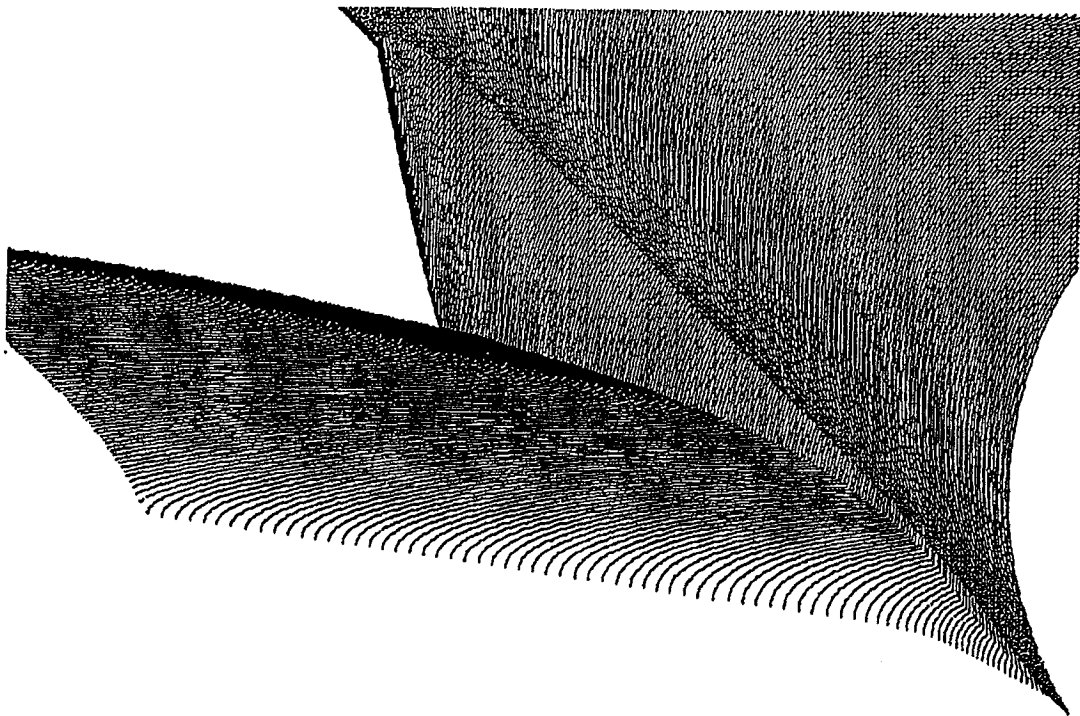


图 7b

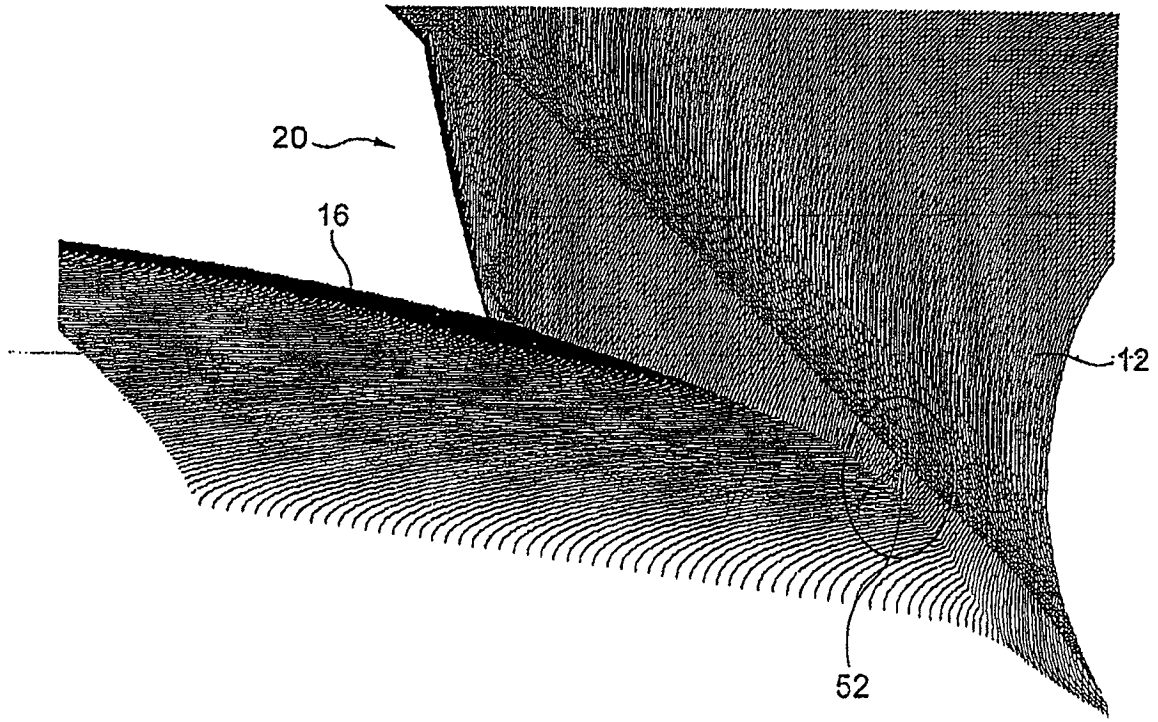


图 7d

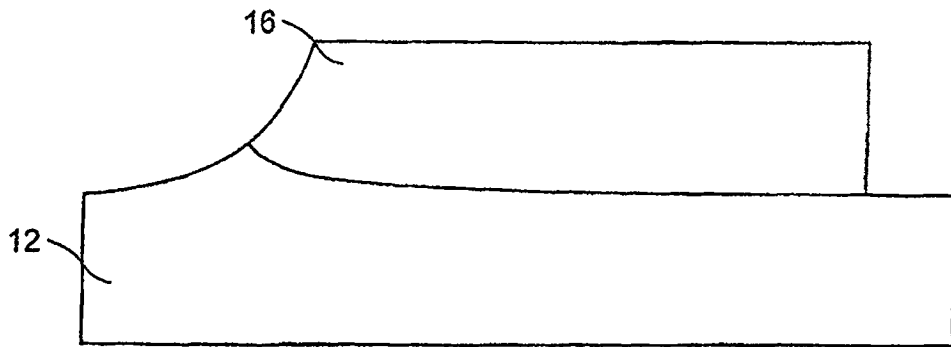


图 8a

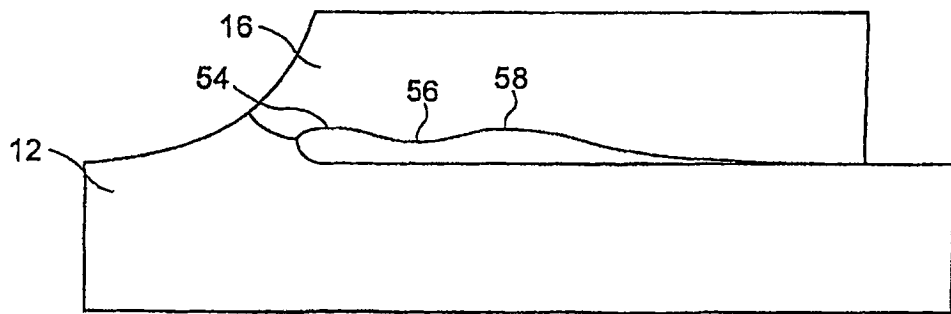


图 8c

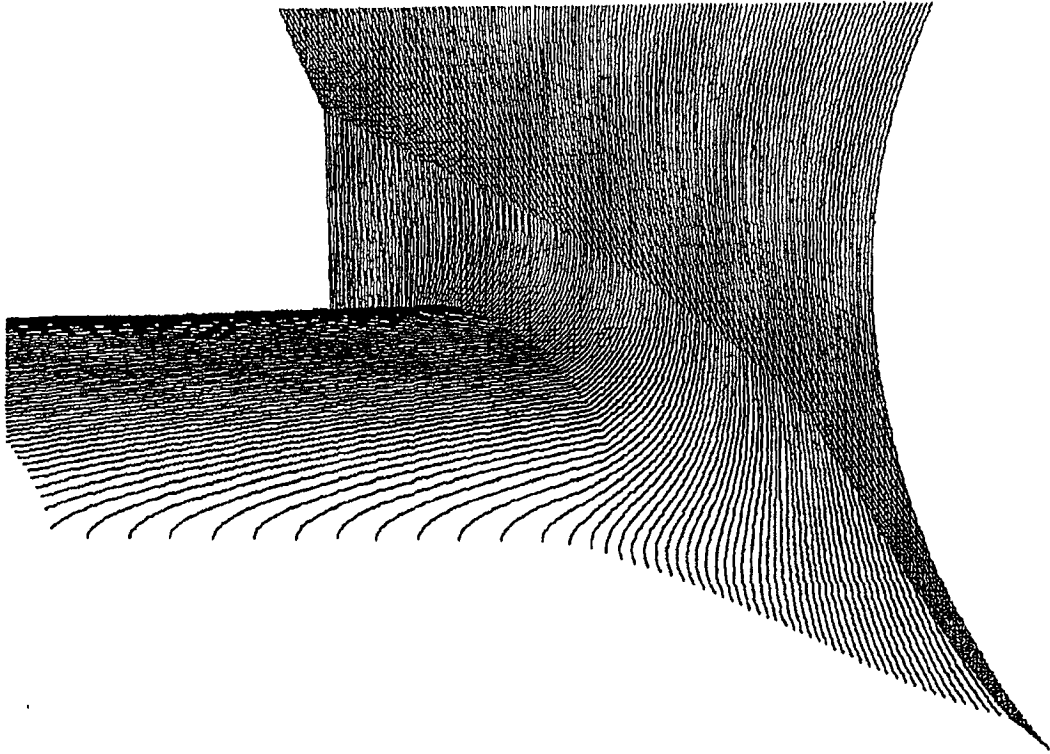


图 8b

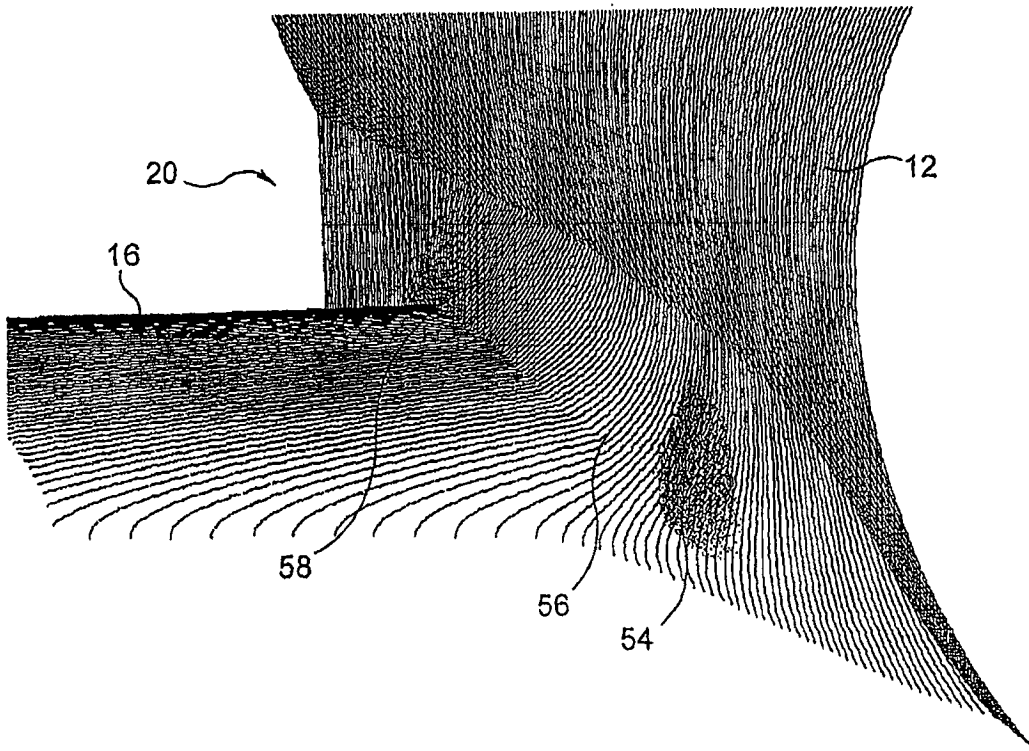


图 8d