

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
B64C 9/20 (2006.01)



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200610064210.2

[43] 公开日 2007 年 6 月 20 日

[11] 公开号 CN 1982157A

[22] 申请日 2006.11.21

[21] 申请号 200610064210.2

[30] 优先权

[32] 2005.11.21 [33] US [31] 11/284,113

[71] 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

[72] 发明人 道格拉斯·S·莱西

简·A·科戴尔 约翰·V·多维

迈克尔·A·巴尔泽 塞亚·萨库莱

尼尔·V·休恩

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所

代理人 王景刚 王 冉

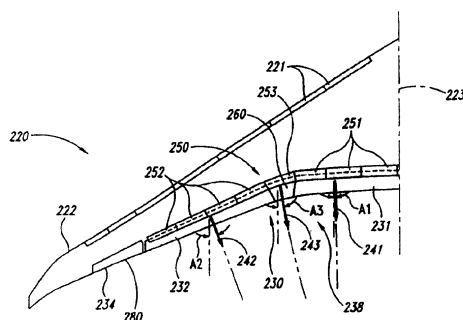
权利要求书 4 页 说明书 10 页 附图 7 页

[54] 发明名称

飞机后缘装置,包括具有前置铰接线的装置和相关方法

[57] 摘要

本发明涉及一种飞机后缘装置,包括具有位于前端的铰接线的装置以及相关方法。根据本发明一个实施例的飞机系统包括机翼和连接到机翼的后缘装置。后缘装置可相对于机翼在收回位置和展开位置之间移动,后缘装置具有前缘、后缘、上表面以及下表面。上表面在后缘装置处于收回位置时与机翼有一交汇点。后缘装置相对于机翼的运动可包括绕位于交汇点前端的铰接线的旋转运动,当后缘装置位于展开位置时,机翼后缘和后缘装置前缘之间可有一条缝隙。



1、一种飞机系统，具有：

机翼；以及

连接到机翼的后缘装置，所述后缘装置可以在收回位置和展开位置之间相对于机翼移动，该后缘装置具有前缘、后缘、上表面以及下表面，该上表面当后缘装置位于收回位置时与机翼有一交汇点；其中

后缘装置相对于机翼的运动包括绕位于交汇点前端的铰接线的旋转运动；并且其中

当后缘装置位于展开位置时，机翼的后缘和后缘装置的前缘之间有一气流缝隙。

2、如权利要求1所述的飞机系统，其中

后缘装置在后缘装置的前缘和后缘之间有弦长 C ；并且其中

在示出交汇点沿 X 轴方向的前后位置，以及交汇点沿 Y 轴方向的上下位置的图上，铰接点位于一系列基本上直的线段的前方和上方，这些线段经过以下坐标点： $(0.5*C, -0.5*C)$ ， $(0.1*C, -0.2*C)$ ， $(0.2*C, -0.3*C)$ ， $(0.5*C, -0.4*C)$ 和 $(1.0*C, -0.5*C)$ 。

3、如权利要求1所述的飞机系统，其中

铰接线是第一铰接线，并且其中机翼包括位于后缘装置前端的扰流片，扰流片可绕第二铰接线相对于机翼枢轴转动，以从中间位置向上和向下跟随后缘装置的运动，并且其中交汇点位于扰流片和后缘装置上表面交界的点。

4、如权利要求1所述的飞机系统，其中展开位置是第一展开位置，在该位置后缘装置相对于收回位置向下偏转，并且其中后缘装置可移动到第二展开位置，在该位置后缘装置相对于收回位置向上偏转。

5、如权利要求4所述的飞机系统，其中后缘装置相对于收回位置可向上转动 30° 的角度。

6、如权利要求1所述的飞机系统，其中后缘装置具有一弦长，并且其中当后缘装置处于收回位置时，机翼的一部分与后缘装置重叠弦长的 20% 或更少。

7、如权利要求1所述的飞机系统，其中后缘装置不包括与机翼相邻的外露在自由来流中的挠性流动表面，并且当后缘从收回位置移动到展开

位置时不改变形状。

8、 如权利要求 1 所述的飞机系统，其中铰接线位于后缘装置的前缘的前端。

9、 如权利要求 1 所述的飞机系统，其中铰接线是第一铰接线，并且其中机翼包括位于后缘装置前端的扰流片，扰流片可绕第二铰接线相对于机翼枢轴转动，并且其中交汇点位于扰流片和后缘装置的上表面交界的点。

10、 如权利要求 9 所述的飞机系统，其中扰流片机械连接到后缘装置以随后缘装置协调运动。

11、 如权利要求 9 所述的飞机系统，还包括与机翼下表面相邻的连接到机翼的门，该门可相对于后缘装置在收回位置和展开位置之间移动，在收回位置上门在机翼的下表面和后缘装置的前缘之间提供密封，在展开位置上门与后缘装置的前缘间隔开来。

12、 如权利要求 1 所述的飞机系统，还包括与机翼下表面相邻的连接到机翼的门，该门可相对于后缘装置在收回位置和展开位置之间移动，在收回位置上门在机翼的下表面和后缘装置的前缘之间提供密封，在展开位置上门与后缘装置的前缘间隔开来。

13、 如权利要求 12 所述的飞机系统，其中该门机械连接到后缘装置以随后缘装置协调运动。

14、 如权利要求 1 所述的飞机系统，其中后缘装置包括襟副翼，并且其中该系统还包括：

与襟副翼相邻的连接到机翼的襟翼，该襟翼可在收回位置和展开位置之间相对于机翼移动；

连接在机翼和襟副翼之间的第一致动器，该第一致动器具有第一最大致动速率；以及

连接在机翼和襟翼之间的第二致动器，该第二致动器具有第二最大致动速率，该第二最大致动速率小于第一最大致动速率。

15、 如权利要求 1 所述的飞机系统，其中该机翼包括第一机翼，并且其中该系统还包括：

第二机翼；

连接到第一和第二机翼的机身；以及

连接到机身的尾翼。

16、一种飞机，其包括：

机身；

连接到机身的尾翼；

机翼；以及

连接到机翼的后缘装置，该后缘装置具有前缘、后缘、从前缘向后缘延伸的基本上为刚性的上表面、从前缘向后缘延伸的基本上为刚性的下表面和在上表面和下表面之间从前缘向后缘延伸的弦长 C ，该后缘装置可在收回位置、第一展开位置和第二展开位置之间相对于机翼移动，在第一展开位置后缘装置从收回位置向下移动，在第二展开位置后缘装置从收回位置向上移动；

位于后缘装置前端的扰流片，该扰流片可绕第二铰接线相对于机翼枢轴转动，以随着后缘装置的运动从收回位置向上和向下运动；其中

当后缘装置位于收回位置时，上表面与导扰流片有一交汇点；

后缘装置相对于机翼的运动包括绕位于交汇点前端 (a) 和交汇点下方 (b) 的第一铰接线的旋转运动；

在示出交汇点沿 X 轴方向的前后位置，以及交汇点沿 Y 轴方向的上下位置的图上，铰接点位于一系列基本上直的线段的前方和上方，这些线段经过以下坐标点： $(0.5*C, -0.5*C)$ ， $(0.1*C, -0.2*C)$ ， $(0.2*C, -0.3*C)$ ， $(0.5*C, -0.4*C)$ 和 $(1.0*C, -0.5*C)$ ；并且其中

当后缘装置位于至少一个展开位置时，一气流缝隙位于机翼的后缘和后缘装置的前缘之间。

17、如权利要求 16 所述的系统，其中第一铰接线位于后缘装置的前缘前端。

18、如权利要求 16 所述的系统，其中扰流片机械连接到后缘装置以随后缘装置协调运动，并且其中该系统还包括定位成引导后缘装置运动的凸轮轨道。

19、一种操作飞机机翼的方法，包括：

通过使后缘装置绕位于交汇点前端的铰接线转动，将机翼后缘装置从收回位置移动到展开位置，该交汇点在后缘装置和机翼上表面之间，这样在前缘和机翼之间打开一条气流缝隙；以及

当后缘装置处于展开位置时，允许自由来流空气经过缝隙。

20、 如权利要求 19 所述的方法，其中转动后缘装置包括绕位于后缘装置的前缘的前端的铰接线转动后缘装置。

21、 如权利要求 19 所述的方法，其中移动后缘装置包括从收回位置向下转动后缘装置，并且其中该方法还包括从收回位置向上转动后缘装置。

22、 如权利要求 19 所述的方法，其中还包括通过偏转后缘装置来主动地控制飞机的滚转运动。

23、 如权利要求 19 所述的方法，其中通过偏转后缘装置来主动地控制机翼上的展向升力分布。

24、 如权利要求 19 所述的方法，其中后缘装置具有一装置弦长，并且其中该方法还包括通过使机翼以后缘装置弦长的 20% 或更少重叠所述后缘装置来定位后缘装置，从而收回后缘装置。

25、 如权利要求 19 所述的方法，其特征在于：与机翼相邻的外露在自由来流中的后缘装置的流动表面基本上是刚性的，并且其中移动后缘装置不包括改变所述表面的形状。

飞机后缘装置，包括具有前置铰接线的装置和相关方法

技术领域

本发明基本上针对飞机后缘装置，包括具有前置铰接线的装置以及相关方法。

背景技术

现代高速飞机基本上具有薄机翼，能在高速飞行或巡航过程中提供低阻力曲线。这些飞机的机翼通常包括各种可移动的表面以提供飞机控制和/或设置飞机低速下的操作（例如起飞和着陆）。例如，除了携带燃料，高速运输飞机的机翼一般包括副翼表面，扰流片表面，前缘装置，以及后缘襟翼表面。这些可移动表面通常位于或邻近机翼的前缘和后缘，并且每一个都能在收回位置和多个展开位置之间移动，实际取决于飞机的特定飞行条件。

图 1A 是飞机 10a 的部分示意图（这里是波音 767 飞机），该飞机具有一机身 11 和带有根据现有技术设置的高升力装置的机翼 20。高升力装置包括相对机翼 20 前缘的可展开的缝翼 21，以及相对机翼 20 后缘的多个后缘装置。后缘装置可以包括一外侧副翼 34、一外侧襟翼 32a、一内侧副翼 60a 以及一内侧襟翼 31a。内侧和外侧副翼 60a、34 一般可用于飞机 10a 的滚转控制，内侧和外侧襟翼 31a、32a 可用于控制飞机 10a 低速（例如起飞和着陆）下的升力。副翼 60a、34 是简单铰接的装置，它们之间处于展开位置时没有缝隙。相反，当内侧和外侧襟翼 31a、32a 展开时，它们向后移动打开相对机翼 20 的缝隙。这种向后的运动分别通过运动路径 41a 和 42a 表示。因为内侧襟翼运动路径 41a 与外侧襟翼运动路径 42a 会合，位于内侧襟翼 31a 和外侧襟翼 32a 之间的内侧副翼 60a 展开时不向后移动（如路径 43a 所示），以避免干涉到相邻的襟翼 31a、32a。

图 1B 是内侧副翼 60a 的横截面视图，表示铰接线 61 的位置，内侧副翼 60a 绕铰接线 61 相对于机翼 20 枢轴转动。因为铰接线 61 设置在内侧副翼 60a 的前端，并且在内侧副翼 60a 的轮廓之内，因此当内侧副翼向上或向下偏转时，内侧副翼 60a 和机翼之间不会打开缝隙。而内侧副翼 60a 的前缘 71 保持

与机翼 20 的后向凹圆 37 紧密相邻。

图 1C 是另一架飞机 10b (这里是波音 777 飞机) 一部分的部分示意图, 该飞机有一机身 11 和一带有根据另一项现有技术设置的高升力装置的机翼 20。后缘装置可包括一内侧襟翼 31b、一外侧襟翼 32b、以及一襟副翼 60b, 所有这些部件都能在展开过程中向后移动以打开相对机翼 20 的相应缝隙。因此, 内侧襟翼 31b 可以沿内侧襟翼运动路径 41b 向后移动, 外侧襟翼 32b 可沿基本平行的外侧襟翼运动路径 42b 移动。因为内侧和外侧襟翼运动路径 41b、42b 基本平行, 襟副翼 60b 也可以沿基本平行于内侧和外侧襟翼运动路径 41b、42b 的襟副翼运动路径 43b 向后移动到有缝隙的位置。内侧扰流片 51 和外侧扰流片 52 可用作减速板和/或控制机翼 20 和襟翼 31b、32b 之间缝隙的大小。

图 1C 所示的设置与图 1A 和 1B 所示的设置相比优点在于, 由于襟副翼 60b 和机翼 20 之间打开了缝隙, 襟副翼 60b 向后运动使得它能展开到更大的偏转位置而不会引起气流分离。因此, 襟副翼 60b 可在更高的偏转速率下操作以进行滚转控制, 以及在更高的偏转角度下进行升力控制。然而, 这种设置的潜在缺点是一般都需要复杂的机构以将襟副翼 60b 展开到向后的外形, 尤其是当该机构设置成装配在狭窄的机翼截面内以减小外部整流罩的大小时。另一方面, 简单机构 (例如简单的铰链) 容易远离机翼截面的轮廓延伸, 这需要相对大的、重的铰链支撑以及会产生阻力的相关整流罩。因此需要改进的、轻重量的后缘装置。

发明内容

以下发明内容只是为了方便读者, 并不在于以任何方式限制由权利要求所阐述出的本发明。根据本发明的一个方面的飞机系统包括机翼和与机翼连接的后缘装置, 该后缘装置可相对于机翼在收回位置和展开位置之间移动。后缘装置具有前缘、后缘、上表面和下表面, 上表面在后缘装置处于收回位置时与机翼有一交汇点。后缘装置相对于机翼的运动包括围绕位于交汇点前端的铰接线的旋转运动, 并且气流缝隙在后缘装置处于展开位置时可定位于机翼后缘和后缘装置的前缘之间。

根据其它特别的方面, 铰接线包括第一铰接线, 机翼可包括位于后缘装置前端的扰流片, 扰流片可绕第二铰接线相对于机翼枢轴转动。交汇点可位

于扰流片与后缘装置的上表面的交界点。

在另一方面内容中,展开位置可包括第一展开位置,在该位置上后缘装置相对于收回位置向下偏转,后缘装置可移动到第二展开位置,在该位置上后缘装置相对于收回位置向上偏转。例如,后缘装置可相对于收回位置向上转动到 30° 的角度。当处于收回位置时,可由机翼的一部分(例如导流片)以后缘装置弦长的 20% 或更少重叠后缘。

另一方面针对一种操作飞机机翼的方法。一种这样的方法包括通过绕位于后缘装置和机翼之间的交汇点前端的铰接线转动后缘,将机翼后缘装置从收回位置移动到展开位置,从而打开机翼和后缘装置前缘之间的气流缝隙。该方法进一步可包括当后缘装置处于展开位置时允许自由来流空气通过缝隙。更具体地,与机翼相邻的后缘装置外露在自由来流的流动表面基本上是刚性的,以及移动后缘装置不包括改变流动表面的形状。

附图说明

图 1A-1C 表示根据现有技术设置的飞机机翼。

图 2 表示根据本发明的一个实施例设置的带后缘装置的机翼的飞机正等轴视图。

图 3 是如图 2 所示的机翼之一的放大俯视平面图。

图 4A 是图 3 所示的机翼一部分的放大平面视图。

图 4B 表示处于收回和展开位置的图 4A 所示的机翼后缘装置。

图 5A-5C 是根据本发明的一个实施例的处于收回和展开位置的中间后缘装置的侧视图。

图 5D 表示铰接点的位置,该位置经过后缘装置弦长无量纲化,并相对于机翼和根据本发明的几个实施例的后缘装置之间的交汇点定位。

图 6A 和 6C 是图 4A-4C 所示中间后缘装置的局部侧视图,进一步示出了该装置的特征。

具体实施方式

本公开文本对飞机后缘装置进行说明,所述装置包括具有非平行运动路径的装置及相关方法。本发明的一些具体细节将在以下说明书和图 2-6C 中阐述,以给出对本发明的某些实施例的彻底理解。但是,相关领域的技术人

员应当理解,本发明可以有其它实施例,本发明的其它实施例的实施可以不具备以下所描述的某些特定特征。

图2是飞机210的正等轴视图的部分示意图,该飞机具有机身211和装有根据本发明实施例设置的后缘装置230的机翼220。飞机210还包括尾翼212,它带有水平尾翼213和垂直尾翼215。水平尾翼213带有升降舵214,垂直尾翼215可带有方向舵216。在控制系统217(如图2所示)指定的方向下,飞机210可通过致动后缘装置230、升降舵214、方向舵216受到控制。后缘装置230的进一步细节在下面结合图3-6C进行说明。

图3是上面一开始结合图2的说明的飞机210的左机翼220的俯视平面图。机翼220可以包括可展开的前缘装置,如缝翼221,位于或靠近机翼220的前缘222。后缘装置230位于前缘222的后部并形成复合后缘280。后缘装置230可以包括朝向机翼外端定位的副翼234、朝向机翼220内端定位的内侧后缘装置231(例如内侧襟翼)、外侧后缘装置232(例如外侧襟翼),以及位于内侧和外侧后缘装置231、232之间的中间后缘装置260(如襟副翼)。每个后缘装置230可相对于机翼220在一个收回位置(如图3所示)和一个或多个展开位置之间移动。在该实施例的一方面,副翼234展开时相对于机翼220不形成缝隙,而内侧、外侧和中间后缘装置231、232、260则形成缝隙。内侧、外侧和中间后缘装置(统称“缝隙后缘装置238”)的运动在下面将作更加详细的说明。

内侧后缘装置231可沿第一运动路径241移动,外侧后缘装置232可沿第二运动路径242移动,中间后缘装置260可沿第三运动路径243移动。每条运动路径在从飞机210侧面观察时可以是纯旋转运动,也可以是转动和平动的合成运动。任何一种情况,每条运动路径的部件都带着相应的缝隙后缘装置238相对于机翼220向后和向下运动,从而在机翼220和后缘装置238之间形成缝隙。第一运动路径241能相对于飞机的纵向轴223定向于第一角度A1。在图3所示的实施例的一个具体方面,第一角度A1可以取接近零度的值。第二运动路径242可相对于纵向轴223定向于第二角度A2,第三运动路径243的方位可以定向于具有处在A1和A2之间的一个数值的第三角度A3。因此,运动路径241、242和243在向后方向上朝向彼此会合。

机翼220可进一步包括靠近缝隙后缘装置238定位的扰流片250。扰流片250可包括若干外侧扰流片252、若干内侧扰流片251以及中间扰流片253。

扰流片 250 可以展开成与缝隙后缘装置 238 一致以对靠近后缘缝隙的气流提供进一步控制。扰流片 250 也可以独立于缝隙后缘装置 238 的运动而展开, 例如, 提供减速功能。本实施例的一个具体方面, 每个导流片 250 为相对于机翼 220 向下和向上转动 (例如以标准副翼方式) 的简单铰接装置。向下转动的完成可以不打开相对于机翼 220 的额外缝隙, 向上转动则可能产生小缝隙。当扰流片 250 位于收回位置 (如图 3 所示) 或者向下展开时, 扰流片 250 的后缘都可以排列形成基本上单调变化的轮廓。

图 4A 是图 3 所示的机翼 220 一部分的俯视平面图, 基本上居中于中间后缘装置 260。机翼 220 可以包括后梁 290, 机翼油箱位于后梁 290 前方, 缝隙后缘装置 238 就位于后梁 290 后方。每个缝隙后缘装置 238 可以包括至少一个用于在折叠和展开位置之间移动后缘装置的致动器。因此, 内侧后缘装置 231 可与内侧致动器 244 连接。外侧后缘装置 232 可连接到外侧致动器 245, 中间后缘装置 260 可连接到中间致动器 265。为了便于图示, 示出了与每个缝隙后缘装置 238 连接的单个致动器, 但所属领域技术人员应当理解每个装置 238 在别的实施例中可连接多个致动器。在这些实施例中的任意一个实施例中, 如果中间后缘装置 260 用于滚转控制 (除了低速时增加升力), 而内侧和外侧后缘装置 231、232 一般只用于低速增升, 则中间致动器 265 可以比内侧致动器 244 和/或外侧致动器 245 具有更高的最大致动速率。因此, 中间致动器 265 能提供适于执行副翼功能的响应时间。

每个缝隙后缘装置 238 可包括与机翼 220 相邻的前缘, 以及末梢后缘。因此, 内侧后缘装置 231 可包括第一前缘 271 和第一后缘 281。外侧后缘装置 232 可包括第二前缘 272 和第二后缘 282。中间后缘装置 260 可包括第三前缘 273 和第三后缘 283。前缘 271、272 和 273 可形成复合装置前缘 270, 后缘 281、282 和 283 可形成复合后缘 280。在本实施例的一个具体方面中, 每个缝隙后缘装置 238 可通过绕基本上与相应前缘平行的铰接线转动进行纯旋转运动。因此, 第一运动路径 241 可大致与第一前缘 271 垂直, 第二运动路径 242 可大致与第二前缘 272 垂直, 第三运动路径 243 可大致与第三前缘 273 垂直。

当缝隙后缘装置 238 位于收回位置时 (如图 4A 所示), 相应的后缘 281、282、283 可形成大致连续的复合后缘 280, 它定义了一个单调变化的函数。在这种设置下, 前缘 271、272、273 可各自位于相应的扰流片 251、252、253

之下,如图4A的短划线所示。每个前缘271、272、273可相对于机翼220的横轴224依次(沿翼展方向)以更大角后掠。因此,第一前缘271可以第一角度L1后掠,第二前缘272可以第二角度L2后掠,第三前缘273可以L1和L2之间的第三角度L3后掠。同样如图4A所示,当缝隙后缘装置238处在收回位置时,第一、第二和第三前缘271、272、273相对于彼此可呈阶梯状设置。这样不会产生不利的气动结果,因为当缝隙后缘装置238处在收回位置时,各前缘位于相应的扰流片下方。

图4B是图4A所示部分机翼220的放大示意图,所示缝隙后缘装置238位于收回和选定的展开位置。实线表示缝隙后缘装置238收回时的总体轮廓,短划线表示装置部分展开时的轮廓(对应于起飞时的位置),点划线表示装置完全展开时的轮廓(对应于着陆时的位置)。如上所述,当缝隙装置238处在收回位置时,后缘281、282,和283形成复合后缘280并形成基本单调变化的函数。虽然相邻装置238的各边之间可能有小的间隙,但整个复合后缘280不包括明显的台阶。相反,复合前缘270(包括第一前缘271、第二前缘272、第三前缘273)为台阶状并不形成基本单调变化的函数。当缝隙后缘装置238从收回位置移动到展开位置时,复合后缘280的台阶形状变得更明显,而复合前缘270的台阶形状则变弱。例如,如图4B的短划线所示,当缝隙后缘装置238处在部分展开位置时(用短划线表示),前缘271、272、273彼此排列更加紧密,而后缘281、282和283则偏离大致单调变化的复合后缘280。当缝隙后缘装置238移动到完全展开位置(图4B中用点划线表示),复合前缘270可以描述一个大致单调变化的函数,而复合后缘280则呈台阶状。因此,虽然在复合前缘270上缝隙后缘装置238相邻的边缘之间可能存在间隙,但复合前缘270的整个轮廓基本上是单调的和没有台阶的。

根据本发明若干实施例设置的缝隙后缘装置238的一个布局特征是,所有三个装置238移动到它们的展开位置时都可构成气动缝隙。这样设计的优点是装置238比没有缝隙时有可能展开到更大的偏转角,这样反过来又能更便于飞机控制和降低飞机着陆速度。

前面至少一些实施例的另一个特征是它们包括一个中间缝隙后缘装置260,它基本上为梯形平面形状,位于两个附加的缝隙后缘装置231、232之间。梯形形状使中间后缘装置260可以装配在位于具有无后掠或小后掠飞机的机翼220部分的内侧后缘装置231与位于具有明显后掠角的飞机机翼220

部分的外侧后缘 232 之间。此外,中间后缘装置 260 可沿在内侧和外侧后缘装置 231、232 的运动路径之间对齐的一条运动路径相对于机翼 220 向后移动。这种设置使中间后缘装置 260 可以向下移动和在某些情况下向后移动(至少短距离),而不会影响到同样也向后移动的内侧和外侧后缘装置 231、232。结果,中间后缘装置 260 可形成相对于机翼 220 的缝隙,这在不影响相邻装置的同时还增加了其在大偏转角下的效率。这种设置的整体效果是与现有后缘装置设置相比,能更好地利用后缘装置 238。

至少上述设置的某些实施例的特征还在于它们包括后缘装置,收回时该后缘装置前面部分有 20% (或更少)被导流片或其它机翼部件覆盖。这种设置的优点是当后缘装置展开时,需要更少的向后运动以在机翼和后缘之间打开一条合适的缝隙。

图 5A-5C 示意性示出中间后缘装置 260,包括后缘装置 260 更易于与上述相邻后缘装置 231、232 相结合的特征。首先参照图 5A,中间后缘装置 260 可有距第三前缘 273 向前距离为 F 的铰接点 261。铰接点 261 也可以位于中间后缘装置 260 的上表面 269 和下表面 268 的下方。在一特定实施例中,铰接点 261 位于下表面 268 向下距离为 D 处。另一实施例中,铰接点 261 的位置可通过参考机翼 220 部分和中间后缘装置 260 的上表面 269 之间的交点 I 来确定。图 5A 所示的实施例中,交点 I 可以是中间扰流片 253 的最后端点,其它实施例中(例如那些机翼 220 不包括扰流片的实施例),交点 I 可以在机翼 220 的另一部分。在任意一个实施例中,铰接点 261 可位于距离交点 I 向下为 $D1$,且距离交点 I 向前为 $F1$ 处。

通过将铰接点 261 设置在前缘 273 前端(和/或交点 I),以及中间后缘装置 260 下较浅深度 $D(D1)$ 处,中间后缘装置 260 在展开时的运动对相邻后缘装置运动的干涉可能更小。特别地,这种设置允许中间后缘装置 260 在展开时(如图 5B 所示),其显著部分的移动将会向下(除了向后之外)。例如,在这种设置下,由于铰接点 261 相对于前缘 273 靠前,中间后缘装置 260 的前缘 273 可向下移动显著的幅度。这不像许多现有的铰接点位于后缘或在后缘之后的后缘装置。这样设置的优点是中间后缘装置 260 在沿中间襟翼运动路径 243(如图 3 所示)移动时可形成气动性能明显的缝隙 262,而不影响相邻后缘装置的运动。

中间后缘装置 260 的表面(例如下表面 268 和上表面 269)在至少一个

实施例中可以基本上是刚性的，因此当中间后缘装置 260 展开时不会明显改变形状。这不像其它一些在展开过程中会改变形状的后缘装置。本实施例的一个方面是铰接点 261 的位置可允许中间后缘装置 260 在展开时打开缝隙 262，而不需要挠性流动表面。

缝隙 262 的大小至少部分可由中间扰流片 253 控制。中间扰流片 253 能绕扰流片铰接点 254 转动，以及当后缘装置 260 向下偏转时（如图 5B 所示）可以跟随（至少部分）后缘装置 260 的运动。当后缘装置 260 向上偏转时（如图 5C 所示），扰流片 253 也可以随之运动以消除或几乎消除缝隙 262。因此，扰流片 253 可沿着大致封闭其和后缘装置 260 的路径运动，而不会使扰流片 253 实际上与后缘装置 260 摩擦。在其它一些实施例中，这种摩擦是允许的，只要它不损坏扰流片 253 或后缘装置 260。这种设置允许后缘装置 260 向上偏转以进行滚转控制和/或减轻机翼载荷。中间扰流片 253 也能独立于后缘装置 260 操作（如图 5A 点划线所示），以作为扰流片和/或减速装置。在具体实施例中，后缘装置 260 可相对收回位置向上偏转至少 10° ，在另一特定实施例中，后缘装置 260 可向上偏转到 30° 。

如以上结合图 4A 的讨论，中间扰流片 253 可与中间后缘装置 260 重合，当两个部件各自都处于收回位置时。在具体实施例中，重合距离 O（如图 5 所示）可以是中间后缘装置 260 的弦长 C（图 5A）的 20% 或更少。实施例这样设置的优点是中间后缘装置 260 为了从中间扰流片 253 移开并打开缝隙时不需要向后移动显著的距离。

在具体实施例中，参照图 5A 的上述距离 F1 和 D1 可以有具体的数值范围，当二者相互和/或相对于中间后缘装置 260 的弦长 C 作了无量纲化以后。例如，图 5D 表示画在无量纲网格上的相应的各铰接点 261。点 I（原点）标示机翼 220 和中间后缘装置 260 的上表面 269 的交点。X - 刻度标示铰接点 261 的前/后位置，经过中间后缘装置 260 的弦长 C 作无量纲化。Y - 刻度标示铰接点 261 的上/下位置，也经过弦长 C 的无量纲化。根据本发明的具体内容的铰接点 261 位于线 259 的前端和上方。因此，这些铰接点 261 可描述成位于分别用点 258a - 258e 标示的、一系列经过 x, y 坐标 (.5, -.5), (.1, -.2), (.2, -.3), (.5, -.4) 和 (1.0, -.5) 的线段的前端和上方。

回到图 5A，后梁 290 可定位于中间后缘装置 260 的相对较远的前部。例如，后梁 290 可位于第三前缘 273 前部距离为 S 处。S 同局部流向弦长 C

的比值大约为 0.5。某些情况下,这个比值可以更高。虽然这个比值用在中间后缘装置 260 上(具体地,在中间后缘装置 260 的外边缘),但它也可以在沿图 3 所示的外侧后缘装置 232 的展向的任意一点处作用在该外侧后缘装置 232 上。

前述比值(例如用在外侧后缘装置 232)不像 S/C 的比值在大约 0.2 到大约 0.32 之间变化的许多现有设置。本实施例如图 5A 所示这样设置的优点是它能容许铰接点 261(以及相应致动机构)的位置向前,而不明显影响总油量。这反过来能改进外侧后缘装置 232 的整体性。

图 6A-6C 进一步表示中间后缘装置 260 的操作的具体细节。图 6A 表示中间后缘装置 260 处于收回位置。除了上述部件,飞机机翼 220 可包括下端凹形门 263,其控制沿后缘装置 260 下表面的气流。如图 6B 所示,中间后缘装置 260 移动到较低的展开位置以打开前缘 273 和机翼 220 之间的缝隙 262。因此,致动器 265 向后驱动致动器连杆 266 使中间后缘装置 260 沿其运动路径 243 移动。下部的凹形门 263 可机械地连接到致动器 265 和中间后缘装置 260 之间的连接装置,以转动让开通道并打开缝隙 262,使空气(箭头 A 表示)从中流过。中间扰流片 253 也可机械连接到中间后缘装置 260 的运动以向下转动并控制缝隙 262 的大小。在另一个实施例中,下部凹形门 263 和/或中间扰流片 253 的运动可以其它方式控制,例如,通过独立的液压或电子控制系统。图 6C 表示向上偏转的中间后缘装置 260 和中间扰流片 253,例如,当执行滚转控制或减轻机翼载荷功能时。同样如图 6C 所示,使铰链 261 的深度较浅能减小或消除在机翼 220 下表面处对大型或者巨大整流装置的需求。缝隙后缘装置与下垂扰流片的结合提高了高度提升系统及其所在机翼的气动性能。

在具体实施例中,如图 6A-6C 所示的设置可包括将中间扰流片 253 连接到中间后缘装置 260 的凸轮轨道 291 以及相关连杆,以控制这两个装置之间的间隙 262。通过设计凸轮轨道 291 的凸轮表面的轮廓,中间扰流片 253 相对于中间后缘装置 260 的位置在整个运动范围可被高度精确地指定。凸轮轨道 291 可在其它实施例中增加具体的优点,如液压或电子致动器,或者曲拐机构。例如,致动器(液压或者电子)可以比凸轮轨道 291 更重,和/或更昂贵。曲拐虽然重量和可靠性方面与凸轮轨道 291 相近,但在操纵缝隙 262 上却不如凸轮轨道 291 的灵活性和适应性。在图 6A-6C 所示的实施例的具

体方面,凸轮轨道 291 能改进扰流片 253 整流处于收回位置中间后缘装置 260 的能力。对于给定向下位置的中间后缘装置 260(例如起飞位置和着陆位置),凸轮轨道 291 在某一数值也可辅助设置缝隙 262。凸轮轨道 291 还能对具体移动方式提供控制。例如,当中间后缘装置 260 从巡航(收回)位置向下移动时,凸轮轨道 291 可成形为使导流片 253 暂停,从而使缝隙 262 随中间后缘装置 260 向下移动而迅速增大。类似地,当中间后缘装置 260 从巡航(收回)位置向上移动时,扰流片 253 能迅速向上移动,从而不接触上升的中间后缘装置 260。

纵上所述,在这里已经出于示例的目的对本发明的具体实施方式进行了说明,但在不背离本发明的前提下还可以有多种改变。例如,在某些实施例中,中间后缘装置可以安装在内外后缘装置之间并具有由不同于附图所示的结构所驱动的、有缝隙的展开结构。后缘装置,包括中间后缘装置,可以展开以控制机翼的展向升力分布。某些实施例中的后缘装置的运动包括旋转运动。在至少一些实施例中,后缘装置的运动还可包括其它运动(例如,线性运动)。根据具体实施例描述的本发明的几个特征可以结合或者不出现在其它实施例中。例如,根据三个缝隙后缘装置描述的本发明的各个方面可以扩展到其它实施例的更多个缝隙后缘装置。进一步,尽管本发明某些实施例的相关优点是在这些实施例中进行说明的,但在其它实施例中也可能同样存在,不是所有实施例必须表现这些优点从而落在本发明的范围内。因此,除了由权利要求限定之外,本发明不受限制。

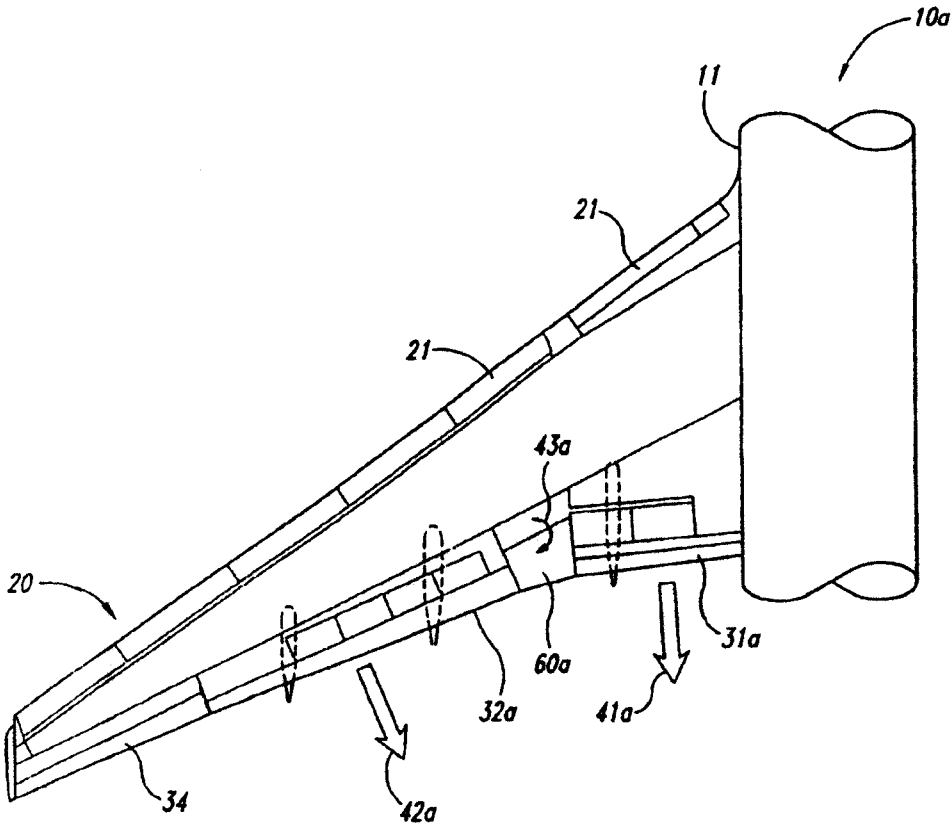


图 1A

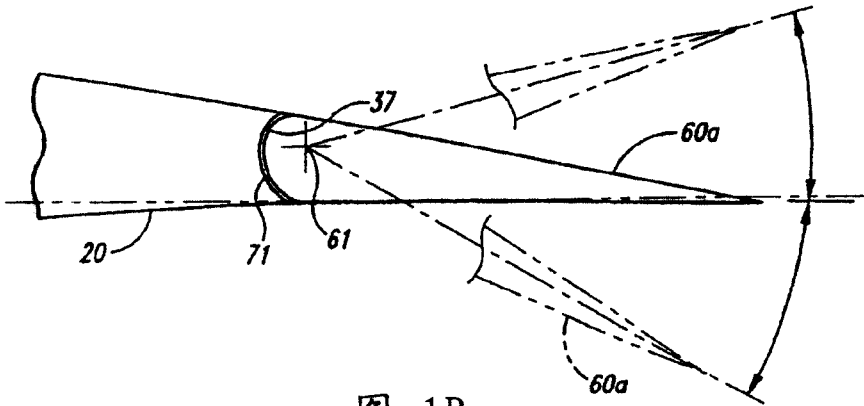


图 1B

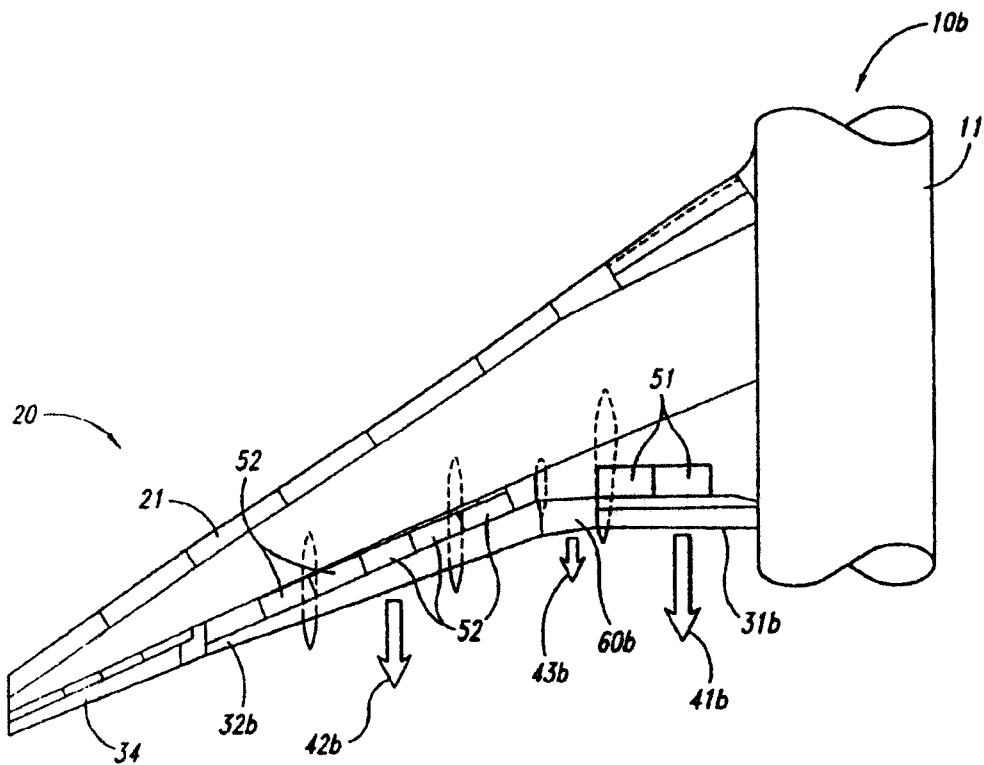


图 1C

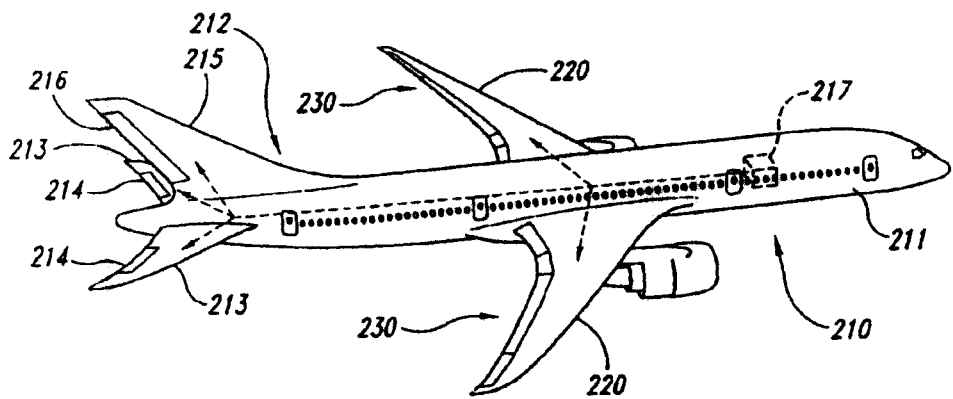


图 2

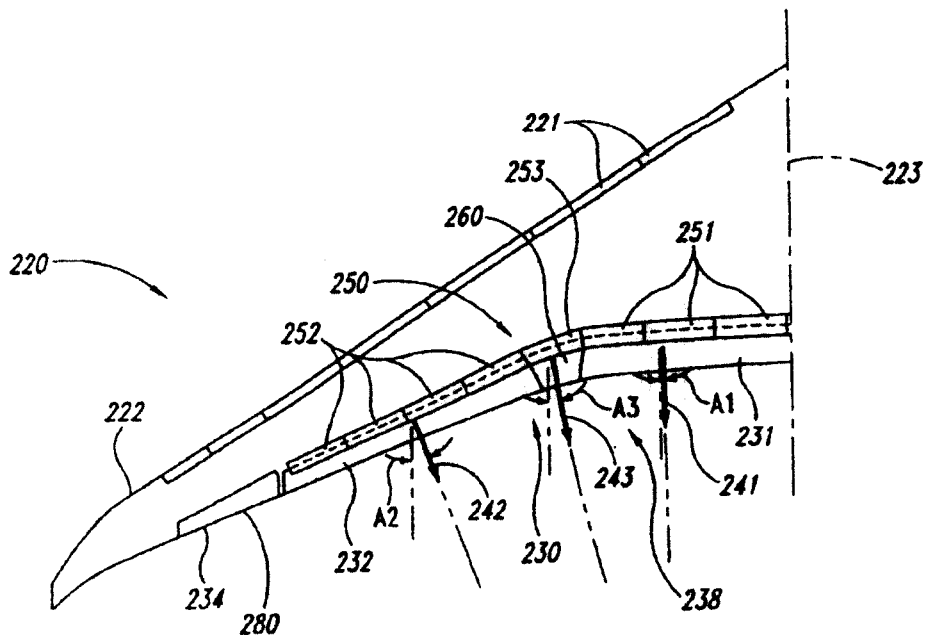


图 3

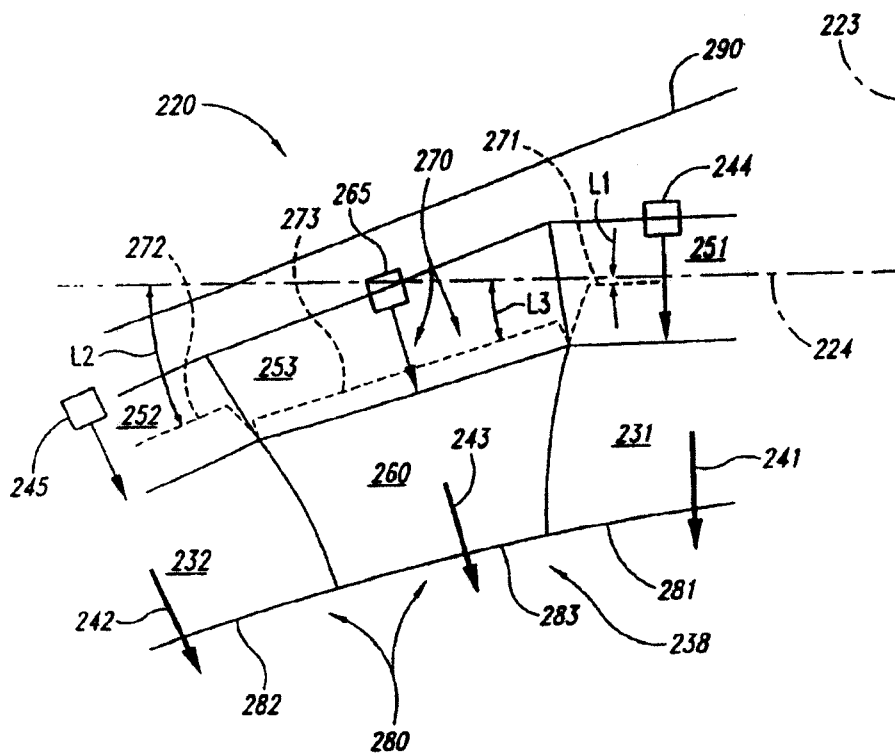


图 4A

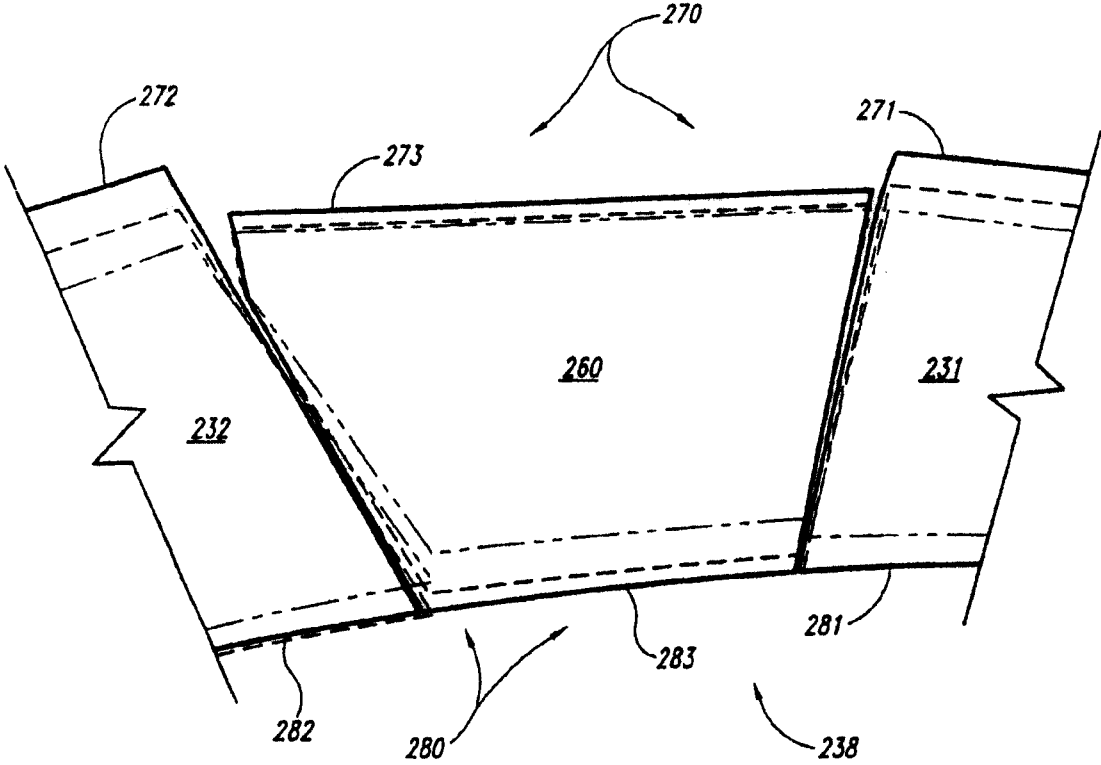


图 4B

图 5A

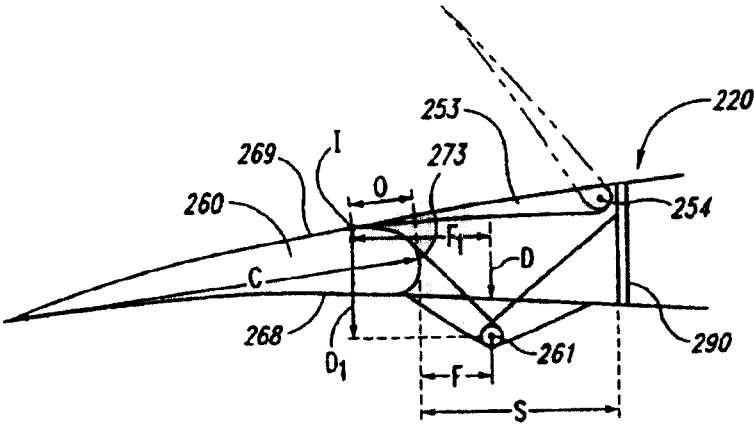


图 5B

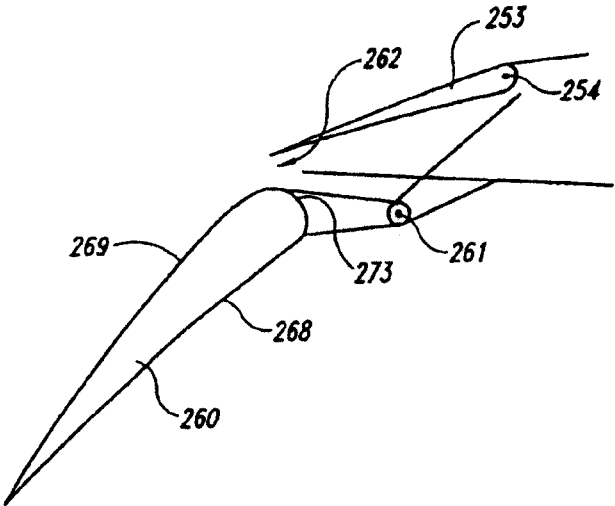
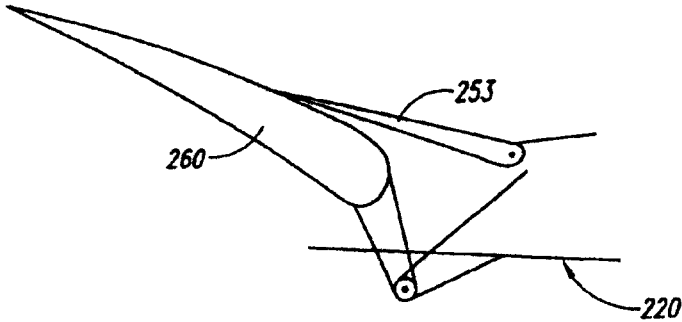


图 5C



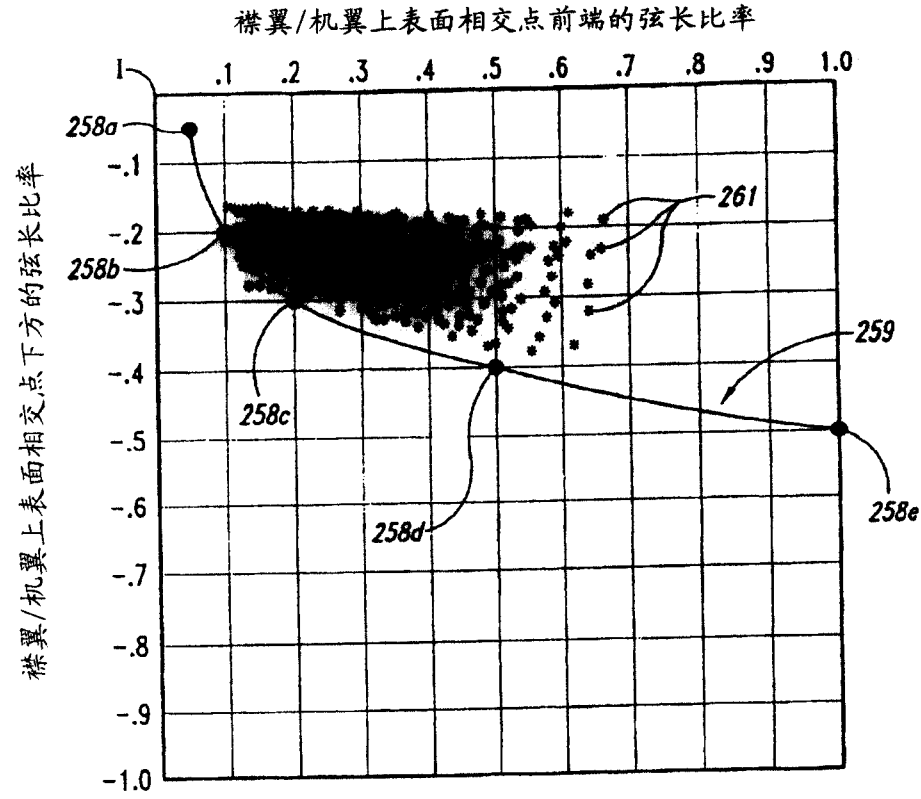


图 5D

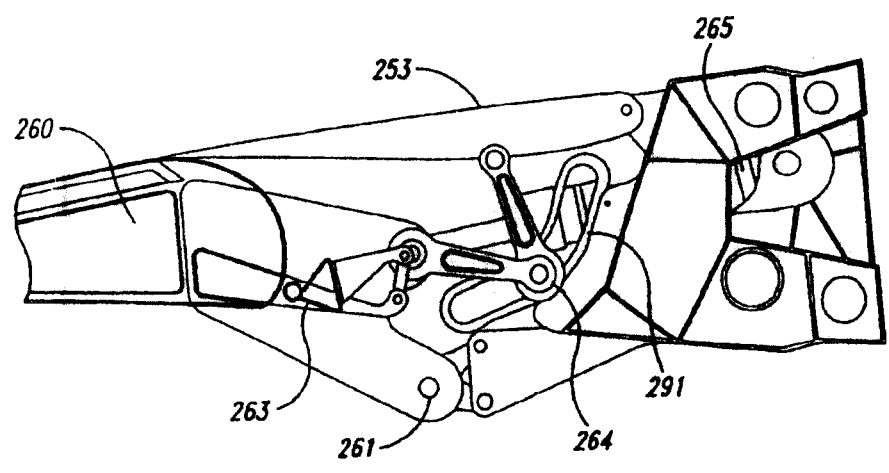


图 6A

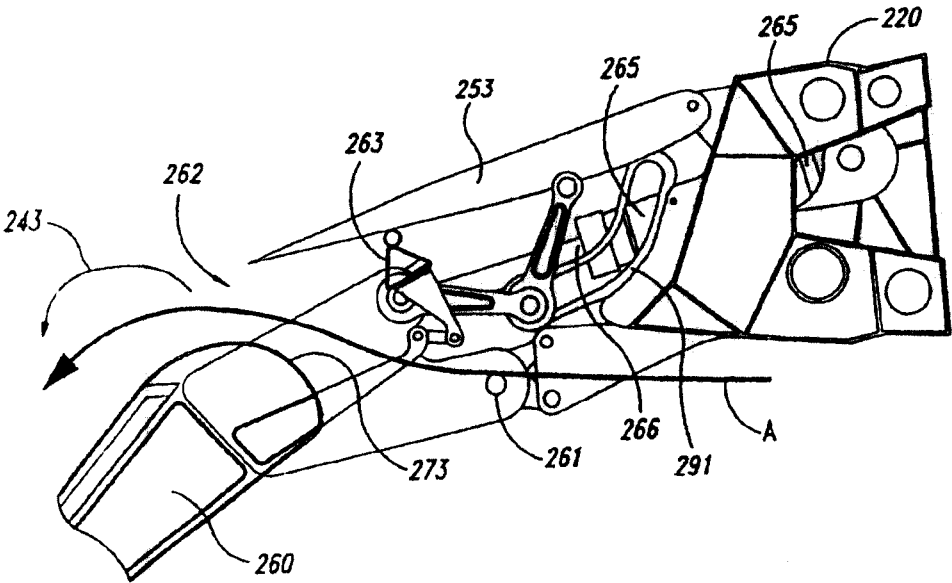


图 6B

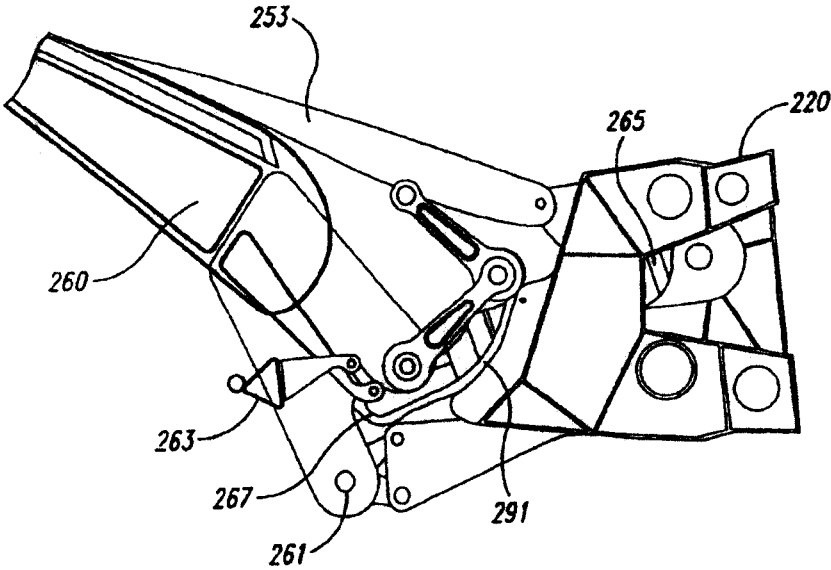


图 6C