



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104540730 B

(45)授权公告日 2017.05.10

(21)申请号 201380041431.6

(22)申请日 2013.08.28

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104540730 A

(43)申请公布日 2015.04.22

(30)优先权数据

13/628,117 2012.09.27 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2015.02.04

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2013/057168 2013.08.28

(87)PCT国际申请的公布数据

W02014/051923 EN 2014.04.03

(73)专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺斯州

(72)发明人 P·N·瑞阿

(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 王小东

(51)Int.Cl.

B64C 1/26(2006.01)

(56)对比文件

US 6726149 B2,2004.04.27,全文.

审查员 严芳

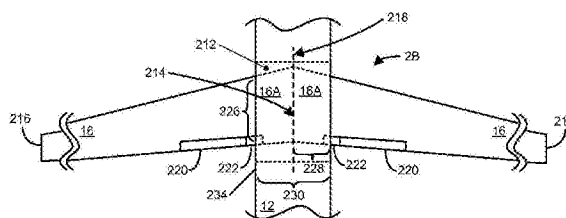
权利要求书2页 说明书8页 附图4页

(54)发明名称

用于航空器家族的翼根插入系统

(57)摘要

航空器结构的单个共同的机身和机翼设计提供两种不同的航空器型号或构造。机身(12)具有中央段切口区域(212)。每个机翼(16)在该机翼的基本整个翼展上具有翼型。在一种构造(2A)中,诸如翼盒的中央段部件(212)插入所述中央段切口(212)中并且所述机翼以机身侧接合连接至所述中央段部件的相对两侧。在另一种构造(2B)中,所述机翼向内移动、接合至所述机身并且还在所述航空器的中心线(218)处以中心线接合相互接合,于是每个机翼的所述翼型的一部分(16A)位于所述机身的内部。可以针对这两种构造为所述机翼提供不同的襟翼(210,220)、间隔件(222)和/或不同的发动机支架位置(402,404)。



1. 一种航空器结构,该航空器结构包括:

机身(12),所述机身具有中心线(218)、中央段切口(212)以及在所述中央段切口处的宽度(230),所述中央段切口构成为接收中央段部件(232);

一对机翼(16),每个机翼具有翼根(214)、翼展以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型,这一对机翼基本相互成镜像;

所述机身和所述机翼构成为以在第一构造(2A)和第二构造(2B)中选出的一种构造进行组合;

其中,在所述第一构造中,所述航空器结构还包括中央段部件(232),所述中央段部件插入所述中央段切口中并接合至所述机身,所述翼根以机身侧接合连接至所述中央段部件的相对两侧;以及

其中,在所述第二构造中,所述机翼连接至所述机身并且还在所述中央段切口中在所述翼根处以中心线接合相互连接,每个机翼的所述翼型的一部分位于所述机身的内部。

2. 根据权利要求1所述的航空器结构,其中,各机翼均在该机翼的翼根处具有第一翼型尺寸(304)并且在所述翼型的位于所述机身的内部的所述一部分的远离该机翼的翼根的末端处具有第二翼型尺寸(308),并且该航空器结构还包括第一对机身至机翼整流罩(302)和第二对机身至机翼整流罩(306)中选出的一对机身至机翼整流罩;

其中,所述第一对整流罩构成为适应所述第一翼型尺寸以与所述第一构造一起使用;

其中,所述第二对整流罩构成为适应所述第二翼型尺寸以与所述第二构造一起使用;以及

其中,选出的整流罩中的每个整流罩都连接至所述机身和各所述机翼二者。

3. 根据权利要求1所述的航空器结构,其中,每个机翼包括:第一发动机支架,所述第一发动机支架离该机翼的翼根第一预定距离(402或404)以用在所述构造中的一种构造中;以及第二发动机支架,所述第二发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离以用在所述构造中的另一种构造中。

4. 根据权利要求1至3中任一项所述的航空器结构,其中,每个机翼具有襟翼(210或220),并且在一种所述构造中,所述襟翼具有第一预定长度,并且在另一种所述构造中,所述襟翼具有不同的第二预定长度。

5. 根据权利要求1至3中任一项所述的航空器结构,其中,每个机翼具有襟翼(210或220),并且在所述第一构造中,所述襟翼(210)具有第一预定长度,并且在所述第二构造中,所述襟翼(220)具有不同的第二预定长度;所述机翼还具有间隔件(222),所述间隔件具有第三预定长度,所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

6. 一种提供航空器结构的方法,该方法包括:

提供机身(12),所述机身具有中心线(218)、中央段切口(212)以及在所述中央段切口处的宽度(230),所述中央段切口构成为接收中央段部件(232);

提供一对机翼(16),每个机翼具有翼根(214)、翼展以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型,这一对机翼基本相互成镜像;以及

(a) 通过如下方式提供所述航空器结构的第一构造:将所述中央段部件(232)插入所述中央段切口中并将该中央段部件接合至所述机身;并且将所述翼根以机身侧接合附接至所述中央段部件,或者

(b) 通过如下方式提供所述航空器结构的第二构造：将所述机翼插入所述中央段切口；以中心线接合将所述机翼相互连接；并且将所述机翼连接至所述机身，其中每个机翼的所述翼型的一部分 (16A) 位于所述机身内部。

7. 根据权利要求6所述的提供航空器结构的方法，所述方法还包括：

提供第一对机身至机翼整流罩 (302) 和第二对机身至机翼整流罩 (306) 中选出的一对机身至机翼整流罩；

其中，所述第一对整流罩构成为适应第一翼型尺寸 (304) 以与所述第一构造 (2A) 一起使用；

其中，所述第二对整流罩构成为适应第二翼型尺寸 (308) 以与所述第二构造 (2B) 一起使用；并且

所述方法还包括将选出的整流罩中的每个整流罩都连接至所述机身和各所述机翼二者。

8. 根据权利要求6或7所述的提供航空器结构的方法，所述方法还包括给每个机翼提供第一发动机支架和第二发动机支架，所述第一发动机支架离所述机翼的翼根第一预定距离 (402或404) 以用在所述第一构造中，所述第二发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离以用在所述第二构造中。

9. 根据权利要求6或7所述的提供航空器结构的方法，其中，提供一对机翼还包括给每个机翼提供襟翼 (210或220)，其中在所述第一构造 (2A) 中，所述襟翼 (210) 具有第一预定长度，并且在所述第二构造 (2B) 中，所述襟翼 (220) 具有不同的第二预定长度；并且所述方法还包括给每个机翼提供间隔件 (222)，所述间隔件具有第三预定长度，所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

用于航空器家族的翼根插入系统

技术领域

[0001] 本发明涉及用于航空器家族的翼根插入系统。

背景技术

[0002] 航空器设计和试验是一个花钱多、耗时多的过程。通常的过程是开发第一型号的航空器、制造原型机、然后对所述原型机进行试验。如果以后为了具体市场需要更大的酬载承载能力和/或更长的飞行距离,那么标准手段是修改机翼,诸如通过延伸舱外机翼的翼展或者延伸机翼的后缘。这些方法费用高,它们所能提供的益处也是非常有限的。替代地,原型机可能用于较大酬载能力和/或长飞行距离,于是以后为另一市场需要较短飞行距离和/或酬载能力,所以将机翼改得更短。无论哪种方式,经常都必须完全重新设计和试验机翼和/或机身以实现期望的距离和/或酬载能力,并且这种重新设计和试验也是一个花钱多的过程。鉴于上述情况,本领域中需要一种可以用于航空器家族中的至少两个不同成员的单个机身和机翼设计。

发明内容

[0003] 应理解,提供本发明内容部分是为了以简化方式介绍一组创意,下面在具体实施方式部分进一步描述所述创意。本发明内容部分不旨在用来限制所要求保护的技术方案的内容。

[0004] 本文描述的创意和技术提供单个共同的机身和机翼组设计,所述单个共同的机身和机翼组设计可以用于航空器家族的至少两个不同的成员。根据本公开内容的一方面,一种航空器结构包括:共同的机身,所述机身具有中央段切口区域;以及一对共同的机翼(机翼组),所述机身和所述机翼组被设计用在两个不同的构造中,而对任一个都不进行大的修改或者进一步试验。

[0005] 在一种构造(诸如较短航程或较低酬载构造)中,所述机翼插入到所述机身中并接合至所述机身,所述翼根在所述中央段切口在所述机身的中心线处以中心线接合(centerline join)接合在一起。每个机翼具有翼型,所述翼型可以在所述机翼的翼展上变化,但是所述翼型在所述机翼的基本整个翼展上延伸。所述机翼组中的这两个机翼基本相互成镜像。所述机翼的一部分位于所述机身内部,所以所述机翼的所述翼型的一部分实际上位于所述机身内部并且不为航空器提供升力。

[0006] 在另一种构造(诸如较长航程或较高酬载构造)中,中央段部件插入到所述机身的中央段切口区域中并且接合到所述机身,所述翼根以机身侧接合(side-of-body join)接合至所述中央段部件。因此,每个机翼的全翼展为航空器提供升力。所插入的中央段部件(诸如翼盒)可以提供额外的燃料和/或货物存储空间。

[0007] 根据本公开内容的另一方面,一种航空器结构包括:机身,所述机身具有中央段切口区域;以及单个机翼。所述机身和所述机翼被设计用在两种不同的构造中,而不对任一个进行大的修改或者进一步试验。对于较短航程或较低酬载的构造来说,单个机翼可以插入

所述机身中并接合至所述机身。对于较长航程或较高酬载的构造来说,单个机翼也可以在其中心线处分割成两个机翼部件,这两个部件可以以机身侧接合接合至中央段部件,所述中央段部件已插入到并接合到所述机身。单个机翼具有翼型,所述翼型可以在所述机翼的翼展上变化,但是在所述机翼的基本整个翼展上延伸。这两个部件基本相互成镜像。

[0008] 根据另一方面,存在两种不同的整流罩设计:一种设计与中心线接合构造一起使用,另一种设计与机身侧接合构造一起使用。

[0009] 根据另一方面,所述翼根相对于所述机身向内移动用于所述中心线接合构造,或者向外移动用于所述机身侧接合构造。

[0010] 该单个共同的机身和机翼设计方便地提供了航空器家族中的两种不同的构造或型号,诸如短途或较小酬载型号以及长途或较高酬载型号,并且与为这两种不同的构造设计两种不同的机身和两个不同的机翼组相比在时间和成本方面提供很大的节省。

[0011] 根据本公开内容的一方面,提供一种航空器结构,该航空器结构包括:机身,所述机身具有中心线、中央段切口以及在所述中央段切口处的宽度,所述中央段切口构成为接收中央段部件;一对机翼,每个机翼具有翼根、翼展以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型,所述机翼基本相互成镜像;所述机身和所述机翼构成为以在第一构造和第二构造中选出的构造进行组合;其中,在所述第一构造中,所述航空器结构还包括中央段部件,所述中央段部件插入所述中央段切口中并接合至所述机身,所述翼根以机身侧接合连接至所述中央段部件的相对两侧面;并且其中,在所述第二构造中,所述机翼连接至所述机身并且还以中心线接合在所述中央段切口中相互连接,每个机翼的所述翼型的一部分位于所述机身内部。

[0012] 有利地,所述机翼在该机翼的翼根处具有第一翼型尺寸并且在远离所述翼根的所述部分的末端处具有第二翼型尺寸,以及还包括第一对机身至机翼整流罩和第二对机身至机翼整流罩中选出的第一对机身至机翼整流罩;其中,所述第一对整流罩构成为适应所述第一翼型尺寸以与所述第一构造一起使用;其中,所述第二对整流罩构成为适应所述第二翼型尺寸以与所述第二构造一起使用;以及其中,所选出的整流罩中的每个都连接至所述机身和所述机翼二者。

[0013] 有利地,每个机翼包括:第一发动机支架,所述第一发动机支架离所述翼根第一预定距离以用在所述构造中的一种构造中;以及第二发动机支架,所述第二发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离以用在所述构造中的另一种构造中。优选地,所述第二预定距离与所述第一预定距离之差达所述高度的一半。

[0014] 有利地,所述中央段部件包括翼盒。

[0015] 有利地,每个机翼具有襟翼,以及在一种所述构造中,所述襟翼具有第一预定长度,并且在另一种所述构造中,所述襟翼具有不同的第二预定长度。

[0016] 有利地,每个机翼具有襟翼,以及在所述第一构造中,所述襟翼具有第一预定长度,并且在所述第二构造中,所述襟翼具有不同的第二预定长度;并且所述机翼还具有间隔件,所述间隔件具有第三预定长度,所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

[0017] 根据本公开内容的另一方面,提供一种航空器结构,该航空器结构包括:机身,所述机身具有中心线、中央段切口以及在所述中央段切口处的宽度,所述中央段切口构成为

接收中央段部件；机翼，所述机翼具有翼展、中心线以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型，所述机翼构成为允许将所述机翼沿其中心线分割成两个部件，这两个部件基本相互成镜像并且包括以所述中心线对置的翼根；所述机身和所述机翼构成为以在第一构造和第二构造中选出的构造进行组合；其中，在所述第一构造中，所述航空器结构还包括中央段部件，所述中央段部件插入所述中央段切口中并接合至所述机身，所述机翼被分割成所述两个部件中的第一部件和第二部件，机翼部件的翼根以机身侧接合被连接至所述中央段部件的相反两侧面；以及其中，在所述第二构造中，所述机翼插入所述中央段切口中并连接至所述机身，所述机翼的所述中心线与所述机身的所述中心线重合，并且所述机翼的翼型的中央部分位于所述机身内部。

[0018] 有利地，所述机翼在其翼根处具有第一翼型尺寸并且在中央部分的末端处具有第二翼型尺寸，以及还包括第一对机身至机翼整流罩和第二对机身至机翼整流罩中选出的的一对机身至机翼整流罩；其中，所述第一对整流罩被构成为适应所述第一翼型尺寸以与所述第一构造一起使用；其中，所述第二对整流罩被构成为适应所述第二翼型尺寸以与所述第二构造一起使用；以及其中，所选出的一对整流罩连接至所述机身和所述机翼二者。

[0019] 有利地，所述机翼包括：第一对发动机支架，所述第一对发动机支架离所述翼根第一预定距离以用在所述构造中的一种构造中；以及第二对发动机支架，所述第二对发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离以用在所述构造中的另一种构造中。优选地，所述第二预定距离与所述第一预定距离之差达所述宽度的一半。

[0020] 有利地，所述中央段部件包括翼盒。

[0021] 有利地，所述机翼在所述机翼的中心线的相对两侧具有一对襟翼，以及在一种所述构造中，所述襟翼具有第一预定长度，并且在另一种所述构造中，所述襟翼具有不同的第二预定长度。

[0022] 有利地，所述机翼在所述机翼的中心线的相对两侧具有一对襟翼，以及在一种所述构造中，所述襟翼具有第一预定长度，并且在另一种所述构造中，所述襟翼具有不同的第二预定长度；所述机翼还具有一对间隔件，每个间隔件具有第三预定长度，所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

[0023] 根据本公开内容的又一方面，提供一种提供航空器结构的方法，该方法包括：提供机身，所述机身具有中心线、中央段切口以及在所述中央段切口处的宽度，所述中央段切口构成为接收中央段部件；提供一对机翼，每个机翼具有翼根、翼展以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型，所述机翼基本相互成镜像；以及 (a) 通过如下方式提供所述航空器结构的第一结构：将所述中央段部件插入所述中央段切口中并将所述中央段部件接合至所述机身；以及将所述翼根以机身侧接合附接至所述中央段部件，或者 (b) 通过如下方式提供所述航空器结构的第二结构：将所述机翼插入所述中央段切口中；以中心线接合将所述机翼相互连接；以及将所述机翼连接至所述机身，其中每个机翼的所述翼型的一部分位于所述机身内部。

[0024] 有利地，所述方法还包括：提供第一对机身至机翼整流罩和第二对机身至机翼整流罩中选出的的一对机身至机翼整流罩；其中，所述第一对整流罩构成为适应所述第一翼型尺寸以与第一构造一起使用；其中，所述第二对整流罩构成为适应所述第二翼型尺寸以与第二构造一起使用；并且所述方法还包括将选出的整流罩中的每个都连接至所述机身和所

述机翼二者。

[0025] 有利地,所述方法还包括给每个机翼提供第一发动机支架和第二发动机支架,所述第一发动机支架离所述翼根第一预定距离以用在所述构造中的一种构造中,所述第二发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离远用在所述构造中的另一种构造中。

[0026] 有利地,插入所述中央段部件包括插入翼盒。

[0027] 有利地,提供一对机翼还包括给每个机翼提供襟翼,在第一构造中,所述襟翼具有第一预定长度,并且在第二构造中,所述襟翼具有不同的第二预定长度;并且所述方法还包括给每个机翼提供间隔件,所述间隔件具有第三预定长度,所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

[0028] 根据本公开内容的又一个方面,提供一种提供航空器结构的方法,该方法包括:提供机身,所述机身具有中心线、中央段切口以及在所述中央段切口处的宽度,所述中央段切口构成为接收中央段部件;提供机翼,所述机翼具有翼展、中心线以及在该机翼的基本整个翼展上的翼型,所述机翼构成为允许将所述机翼沿其中心线分割成两个部件,这两个部件基本相互成镜像并且包括以所述中心线对置的翼根;并且(a)通过如下方式提供所述航空器结构的第一结构:将所述中央段部件插入所述中央段切口中并将该中央段部件接合至所述机身;将所述机翼分割成第一所述部件和第二所述部件;以及将所述机翼的所述部件的所述翼根以机身侧接合连接至所述中央段部件的相对两侧面;或者(b)通过如下方式提供所述航空器结构的第二结构:将所述机翼插入所述中央段切口中;以及将所述机翼连接至所述机身,所述机翼的所述中心线与所述机身的所述中心线重合,所述机翼的翼型的中央部分位于所述机身内部。

[0029] 有利地,该方法还包括提供第一对机身至机翼整流罩和第二对机身至机翼整流罩中选出的的一对机身至机翼整流罩;所述第一对整流罩构成为适应第一翼型尺寸以与第一构造一起使用;所述第二对整流罩构成为适应第二翼型尺寸以与第二构造一起使用;并且所述方法还包括将选出的整流罩连接至所述机身和所述机翼二者。

[0030] 有利地,所述方法还包括给所述机翼提供第一发动机支架和第二发动机支架,所述第一发动机支架离所述翼根第一预定距离以用在所述构造中的一种构造中,所述第二发动机支架离所述翼根不同的第二预定距离以用在所述构造中的另一种构造中。

[0031] 有利地,插入所述中央段部件包括插入翼盒。

[0032] 有利地,提供机翼还包括给所述机翼提供一对襟翼,其中在第一构造中,所述襟翼具有第一预定长度,并且在第二构造中,所述襟翼具有不同的第二预定长度;并且所述方法还包括给所述机翼提供一对间隔件,所述间隔件具有第三预定长度,所述第一预定长度大致等于所述第二预定长度与所述第三预定长度之和。

[0033] 已讨论的特征、功能和优点可以独立于本公开内容的各个实施方式而实现,或者可以在其他实施方式中进行组合,参照以下说明和附图可以看到其进一步细节。

附图说明

[0034] 图1是示例性航空器的立体图。

[0035] 图2A和图2B示出航空器家族的不同构造中的示例性机翼布置,所述航空器家族具有共同的机身和机翼组。

- [0036] 图3A和图3B示出用于航空器家族的两个不同示例性构造的示例性整流罩。
- [0037] 图4A和图4B示出示例性发动机安装位置。
- [0038] 图5示出具有翼梁和翼肋的示例性机翼。

具体实施方式

[0039] 下面的详细说明涉及用于提供单个共同的机身和机翼设计的系统和方法,所述设计可用于航空器家族的不同构造或型号。在下面的详细说明中,参照了附图,所述附图构成说明书的一部分,并且作为举例、具体实施方式或实施例而示出。相同的数字在这几幅图中表示相同的元件。术语“构造”和“型号”在本文中可互换使用,除非上下文另有规定。

[0040] 图1是示例性航空器10的立体图,示出机身12、驾驶舱14、一对机翼16、一对水平安定面18、竖直安定面20以及一对发动机22。虽然未明确示出,但是存在由数字24指示的起落架,所述起落架展开以用于起飞、着陆、候客、停放以及滑行,并且根据航空器设计,收藏到机身12或机翼16之内以准备飞行。应意识到,本文描述的发明创造不限于图1的示例性航空器,而也适用于其他航空器,所述其他航空器可能具有不同数量的发动机、不同安定面、不同数量的安定面或与示出的示例性航空器的特征不同的其他特征。此外,本文描述的发明创造不限于机翼用在图1示出的机身低侧支架中的航空器,而也用在机身中侧支架和机身高侧支架中。

[0041] 图2A和图2B示出航空器家族的不同构造中的示例性机翼布置。用于所述家族的航空器结构具有单个共同的机身以及单个共同的机翼组。共同的机身12具有中央段切口212。图2A示出构造2A:中央段部件232已插入中央段切口212中并以常规方式接合至机身12。中央段部件232在图2A中表示为阴影区域。航空器结构中的共同的机翼组的每个机翼16以常规的机身侧接合在翼根214处接合至中央段部件232。机翼16具有的尺寸、形状以及翼展与满载航空器的重量、发动机功率、期望的巡航距离或巡航时间、跑道长度等相称,并且机翼16基本沿其整个翼展具有翼型。术语“翼展”常用在航空器行业中表示翼型的两末端之间的直线距离,诸如机翼16的梢部216之间的直线距离,并且因此包括机翼16连接处的机身12的宽度230。如本文使用的术语“有效翼展”不包括机身12的宽度230。因而,构造2A中的有效翼展为单个机翼16的翼展的两倍,即,机翼16的翼根214和梢端216之间的距离的两倍。还示出了机翼16上的襟翼210。襟翼具有预定长度以提供与机翼16的尺寸和翼展、满载航空器的重量、发动机功率、跑道长度等相称的尺寸和翼展。因而,完全有效翼展允许更大酬载、更长航程或巡航时间、使用更短的跑道和/或更好的燃油消耗。另外,中央段部件232可以为翼盒或包括翼盒,所述翼盒包括燃油箱以提供更长航程或巡航时间,或包括货物区域以提供更多酬载装载空间(如果燃料因素允许的话),或其组合。

[0042] 图2B示出另一构造2B,但中央段部件232未插入中央段切口212中,所以中央段切口212大部分是空闲空间。在该构造中,同一共同的机身和机翼组设计像在构造2A中一样用于航空器结构,但是机翼以常规的方式接合至机身12,还以中心线接合相互接合,即,翼根214沿航空器的中心线218相互接合。在该构造中,机翼16的一部分16A现在位于机身12内部。注意,机翼16的先前在机身12外部的一部分16A现在位于机身12内部,所以有效翼展现在更短,要短出该部分16A的宽度228的两倍。在示出的示例性构造中,部分16A的宽度228大致为机翼接合起来的位置处的机身12的宽度230的一半。注意,部分16A(机翼16的原始设计

的组成部分)仍具有翼型,尽管该部分在机身12内部。在该构造中,即使两个机翼16还接合至或者替代地接合至一个或多个部件(未示出),所述部件实质上是基本结构部件,诸如但不限于正翼弦(p翼弦)和中心线龙骨,只要可以位于翼根214之间的此类部件比该位置处的机身的宽度窄,就视为两个机翼16被接合在一起。常规翼盒可以包括中心机翼油箱或货物舱,不认为这样的翼盒是窄的。

[0043] 应意识到,根据构造2A中的襟翼的位置和翼展,在构造2B中机身12的侧面234可能干涉襟翼210的运行。因此,优选地,使用更短襟翼220(具有不同的更短预定长度)并使用间隔件222。间隔件222可以为固定的、不可移动的襟翼。优选地,但并非必需,襟翼220的翼展在不干涉机身12的侧面234的情况下尽可能长。优选的是,间隔件222的翼展足以保留机翼的在机身12外部的翼型,并且所述翼展可以使得更短襟翼220及其间隔件222的组合长度大致与更长襟翼220一样长。

[0044] 因而,本文描述的该共同的机翼和机身设计提供并允许在两个构造中使用相同机翼16和相同机身12:构造2A,在该构造2A中,中央段部件232插入中央段切口212中并且翼根214以机身侧接合连接至中央段部件232;以及构造2B,在该构造2B中,中央段切口212基本是空的并且翼根214以中心线接合相互连接。因而,两种不同的构造2A和2B可以通过如下制造:仅仅将中央段部件232插入或不插入中央段切口212;相对于机身12向内或向外定位或移动翼根214;以及使机翼16以中心线接合相互接合或者以机身侧接合将机翼16接合至中央段部件232。该单个共同的机身和机翼设计可以被认为是翼根缩回(构造2A)或翼根插入(构造2B)。

[0045] 一对机翼16可以原始地设计以及构建成可以用在两个构造中的分离部件。替代地,单个机翼16可以初始地设计以及构造为用在构造2B中,机翼的中心线与航空器的中心线218重合。在这种情况下,机翼16的中央部分16A(左),16A(右)在机身12内部。单个机翼可以沿其中心线分割成两个机翼部分16(左),16(右),以用在构造2A中。在任一情况下,使用同一共同的机翼设计和机身设计,但是可以使用不同的襟翼210、220和/或间隔件222。

[0046] 现在考虑使用共同的机身和机翼设计用于两种构造的一些好处。航空器10可以初始设计用于短程航行或轻酬载航行,所以可以初始使用构造2B,所述构造2B具有中心线接合,更短的有效翼展。例如,现在假定希望提供不同型号的航空器10以用在远程、更重酬载和/或更短跑道的航次。在这种情况下,可以通过插入中央段部件232并且以机身侧接合将机翼16接合至中央段部件232来产生构造2A,所述构造2A提供更长的有效翼展。

[0047] 替代地,假定航空器10初始设计用于远程、更重酬载和/或更短跑道的航行,所以可以初始使用构造2A,所述构造2A具有中央段部件232以及更长的有效翼展以及特大的燃料容量或酬载能力。现在假定希望提供不同型号的航空器10以用在短程或轻酬载的航行。在这种情况下,具有中心线接合而没有中央段部件232的构造2B将提供更短的有效翼展,从而提高航空器的效率和/或机动性。

[0048] 因而,同一共同的机身12和机翼16设计提供航空器家族的两种不同构造:短程/低酬载型号以及远程/更高酬载型号。因此,避免重新设计机身12和/或机翼16,由此降低设计、开发和制造成本,还缩短为市场或购买者提供具有不同能力的新型号的时间。如本文提到的,可以使用不同的襟翼210、220和/或间隔件222。

[0049] 虽然未示出,还可能的是将机翼16部分地插入机身12,使得部分16A的宽度小于机

身12的宽度230的一半(例如为机身的宽度的四分之一)并且更窄的中央段部件232插入中央段切口区域212。相应地调节襟翼220和间隔件222的尺寸。这提供了会具有不同航程、酬载能力以及其他能力的第三构造。因而,虽然两个构造可能就足够了,但是可以增加更多的构造以满足客户和/或市场的需要。

[0050] 图3A和图3B示出用于航空器家族的两个不同示例性构造的示例性整流罩。通常,机翼16的翼弦尺寸从翼根214向梢端216减小。因此,构造2A中的机翼16的翼弦224会为翼根214的翼弦,而构造2B的中心线接合中的机翼16的翼弦224将更小。因此,优选使用两个不同的机身至机翼整流罩302、306以适应这两种不同的翼弦尺寸:一个整流罩用于构造2A,另一个整流罩用于构造2B。

[0051] 图3A示出用于机身侧接合的构造2A的翼弦224、机翼16的翼型304截面图以及关联的整流罩302。因此,整流罩302具有的开口的尺寸适合于该翼弦224和翼型304截面。图3B示出用于中心线接合的构造2B的翼弦226、机翼16的翼型308截面图以及整流罩306。因此,整流罩306具有的开口的尺寸将适应翼弦226和翼型308截面。作为示出两个构造的不同开口的图示,图3A的翼型304在图3B以虚线示出。应注意,整流罩302、306在这两个构造中为相同尺寸。即,它们两个都覆盖机身的切口区域212。使用不同整流罩302、306来适应两个构造2A,2B的不同翼弦和翼型尺寸,这避免了为这两个构造修改机身的需要。

[0052] 图4A和图4B示出示例性发动机安装位置。如果初始发动机位置设计用于机身侧接合构造2A,例如发动机22在位置402处安装在机翼16上,位置402距离翼根214预定距离,于是因为对于中心线接合的构造2B来说机翼16的一部分16A在机身12内部,所以如果该发动机仍安装在相同位置402(如在图4B中以虚线示出的),则发动机22更靠近机身12。这可能增加航空器10的座舱内部的噪音水平和/或不利地影响航空器10的性能。因此,在构造2B中,发动机22优选地沿着机翼16更加向外定位至更合适的位置404,该位置404离翼根214不同的预定距离。替代地,如果初始设计是用于中心线接合的构造2B,那么当机翼用在机身侧接合的构造2A中时,发动机22可能沿着机翼16更向内定位至更合适的位置。

[0053] 位置402和404的准确定位会取决于希望航空器具有的特性。一个合适位置可能例如但不限于发动机22离机身12的距离与在构造2A中的距离相同的位置,如由位置404所示。当然,取决于希望该型号或构造的航空器10具有的特性,不同位置(比位置404向里更近或向外更远)可能是合适的。另外,如果希望避免具有两个不同的发动机安装位置,那么可以使用单个发动机安装位置,诸如位置402、位置404、或位于这两者之间的位置。

[0054] 图5示出具有翼梁502和翼肋504A-504C的示例性机翼16。为机翼16示出的翼梁502和翼肋的数量仅为便于图示,并不想表示翼梁和/或翼肋的实际数量或期望数量。同样地,翼梁和翼肋的相对尺寸和位置仅为便于图示。用作发动机22的支架的一个或多个翼肋(诸如翼肋504A),优选地被定尺寸为适应由发动机22带来的额外负载和应力。当然,可能设计所有翼肋以适应由发动机22带来的负载和应力,但这可能是不必要的并且这不利地影响航空器10的重量、成本和效率。优选地,仅用于安装发动机22的翼肋,诸如翼肋504A,被定尺寸或被加强以适应该额外负载和应力。因此,如果单个发动机布置用于两个构造2A和2B,那么仅单个翼肋504A需要加强以适应发动机22。

[0055] 优选地但并非必需,将加强两个翼肋504A和504B,使得发动机22例如安装在翼肋504A上用于构造2A,并且安装在翼肋504B上用于构造2B。替代地,翼肋可以位于翼肋504A的

位置和翼肋504B的位置之间以提供单个发动机位置,该位置在航空器10的期望性能特性方面达成可接受的妥协。

[0056] 优选地,图1的起落架24在飞行期间收藏在机身12内部。在一替代实施方案中,起落架24可以收藏在机翼16内部。在该替代实施方案中,机翼上的一个起落架24井位可以为一种构造设置,机翼上的另一个起落架24井位为另一种构造设置;或者可能根据航空器重量和发动机位置使用单个井位用于起落架24。

[0057] 机翼16可能具有通过电气线路、油管道、燃料管道、液压管道和/或其他管道与机翼外部的航空器部件连接的部件。优选地,机翼16设计有离开翼根的这些线路/管道。如果使用构造2B的中心线接合,那么来自机翼的线路/管道可以以可接受的方式连接至去向所述外部部件的管道。如果使用构造2A的机身侧接合,那么延长件可以附接至来自机翼的线路/管道,以维持与外部部件的连接。替代地,机翼可以设计为具有长度足以连接至外部部件以在构造2A中运行的线路/管道;如果航空器被制造为在构造2B中运行,那么多余的线路/管道可以被适当地切除和/或多余的线路/管道可以被盘绕或折叠然后牢靠地紧固。

[0058] 从上述公开内容应意识到,在文中提出的发明创造提供一种为不同酬载能力和/或航程而对航空器进行高成本改造的解决方案。使用共同的机身和机翼设计(包括在其整个翼展上具有翼型的机翼部件)允许不同的航空器构造,而不会引起与机翼和/或机身重新设计和测试相关的成本。

[0059] 基于上述内容,应意识到,本文中已公开了用于使用单个共同的机身和机翼设计通过翼根插入或缩进来提供两个不同航空器构造的技术。应理解,附带的权利要求并非必定限于本文描述的具体特征、构造、行为或手段。相反,所述具体特征、构造、行为或手段作为实施权利要求的实施例形式所公开。

[0060] 上述的主题仅通过举例的方式提供而不应被解释为限制性的。可以对本文描述的主题进行多种修改或改变,而不遵循示出的和记载的示例性实施方式和应用并且不偏离本公开内容的精神实质和范围,所述精神实质和范围在下面的权利要求中列出。

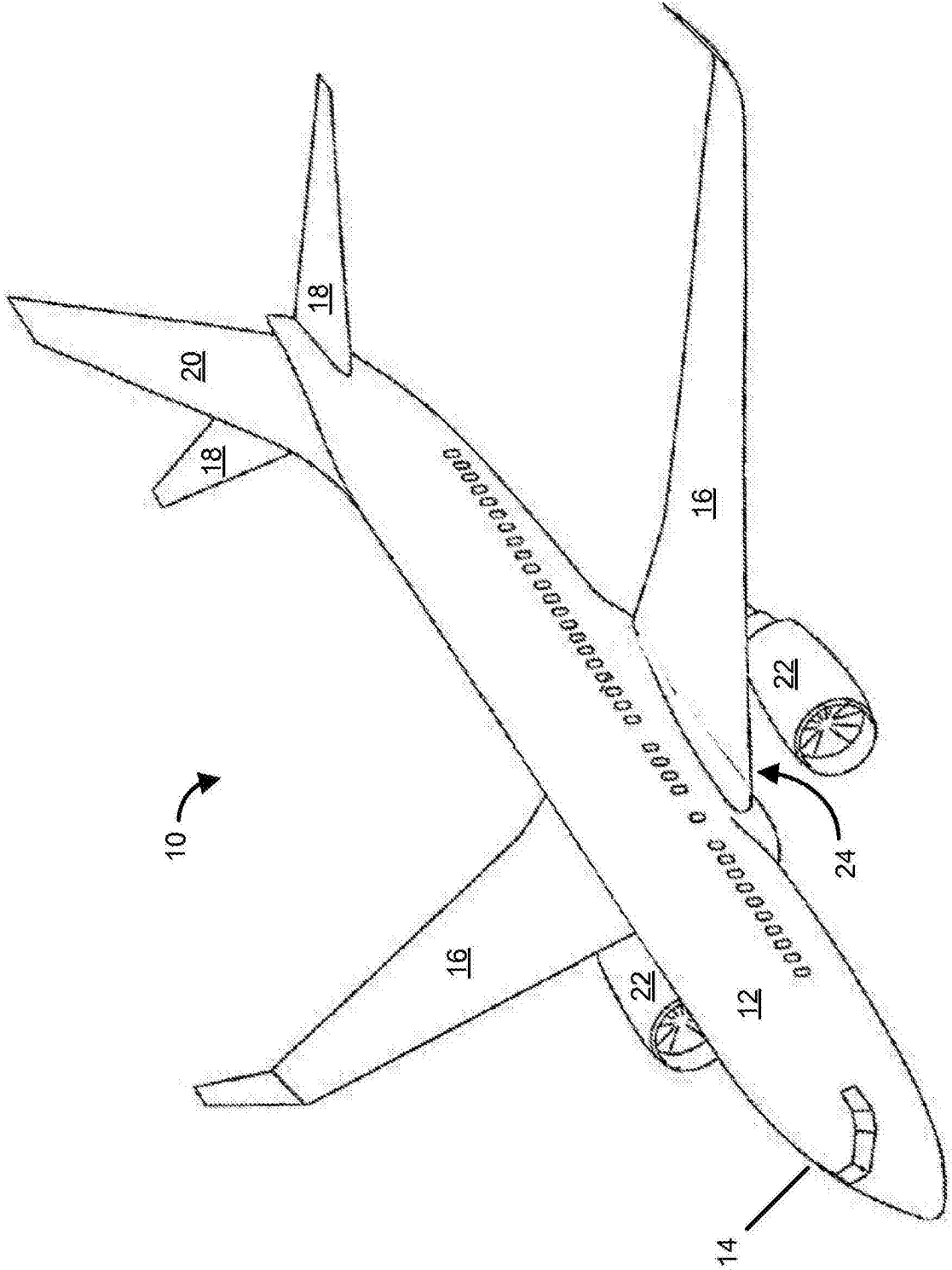
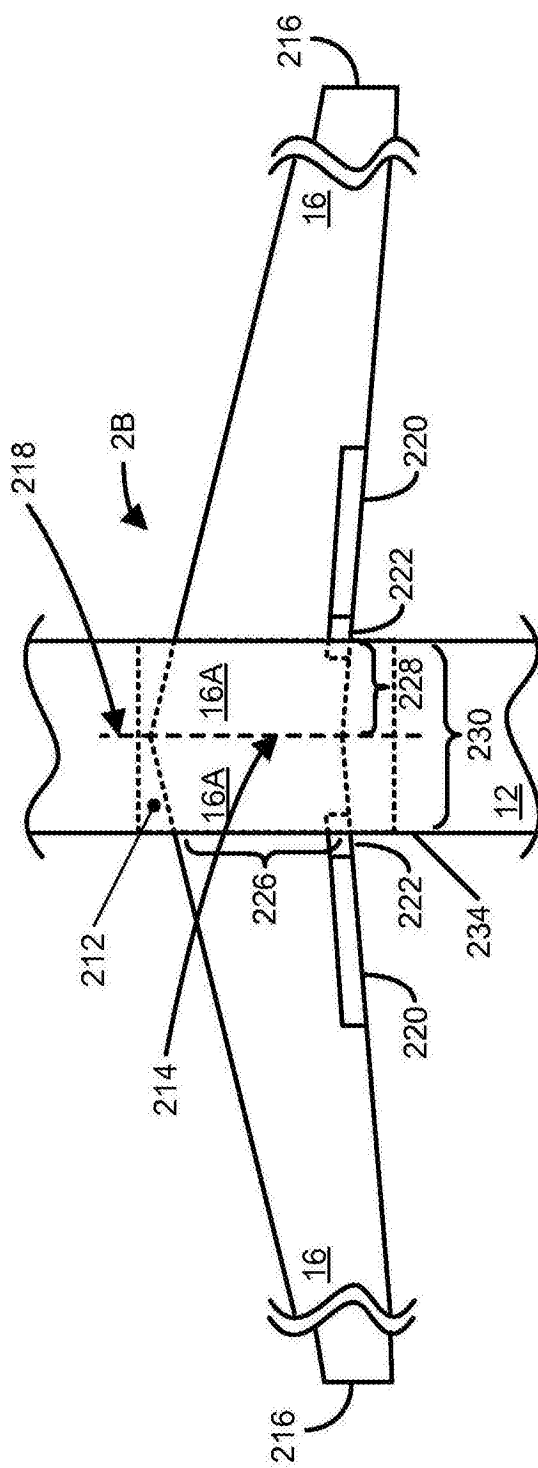
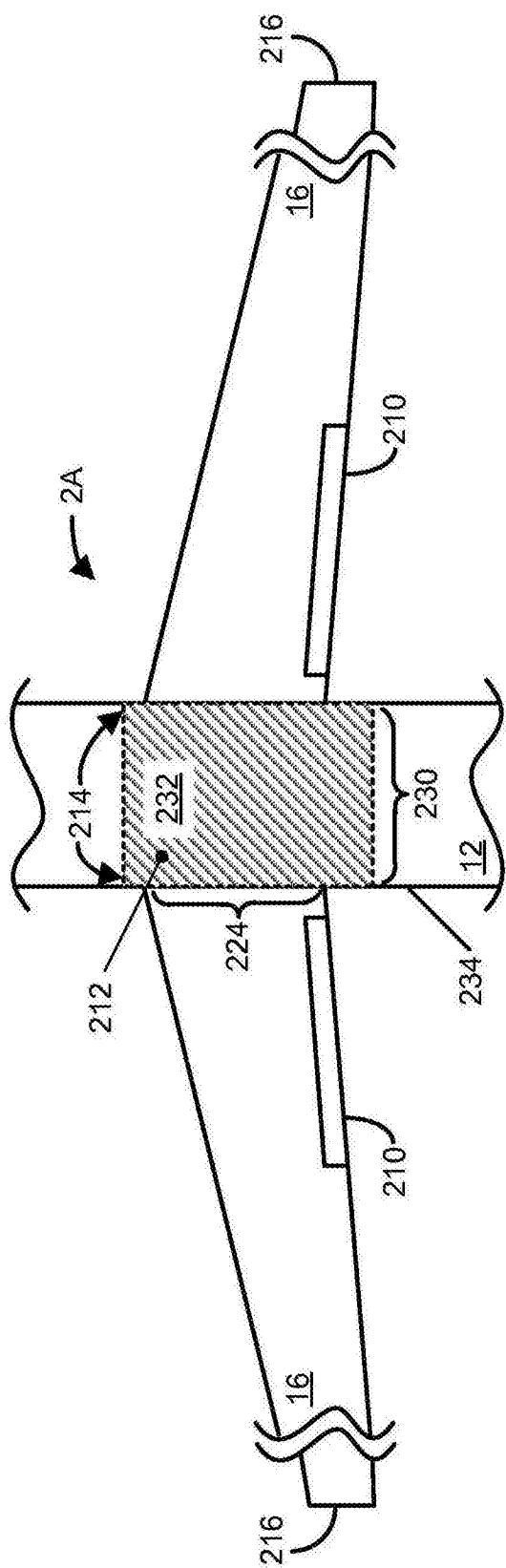


图1



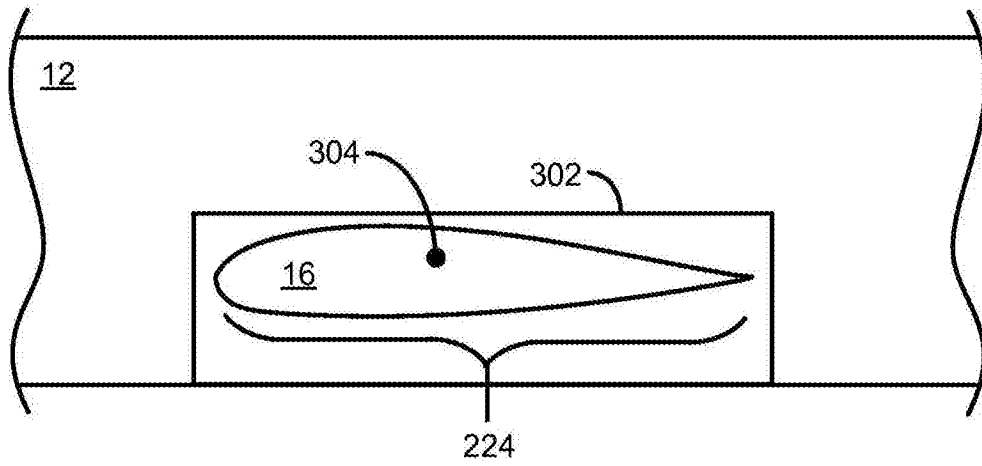


图3A

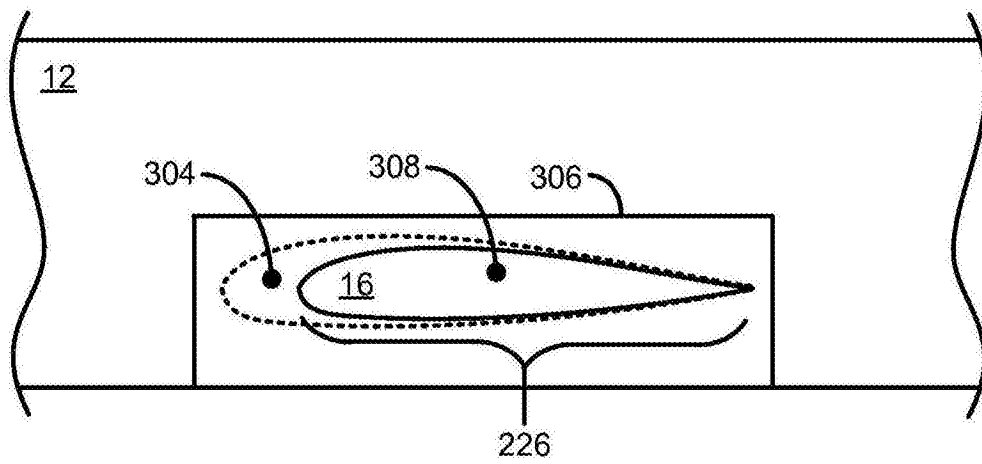


图3B

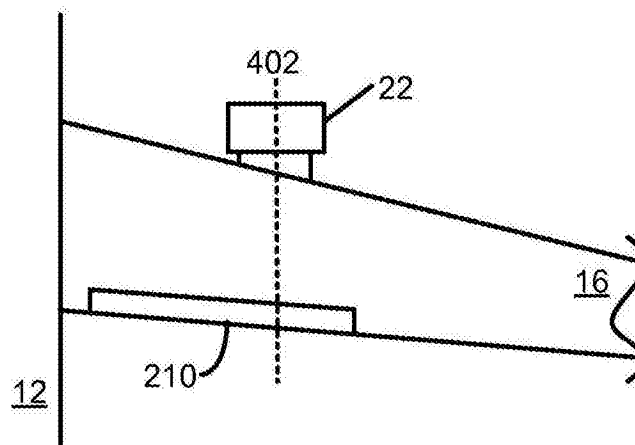


图4A

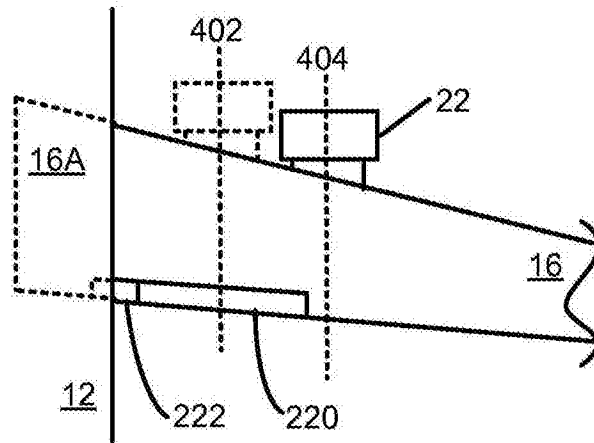


图4B

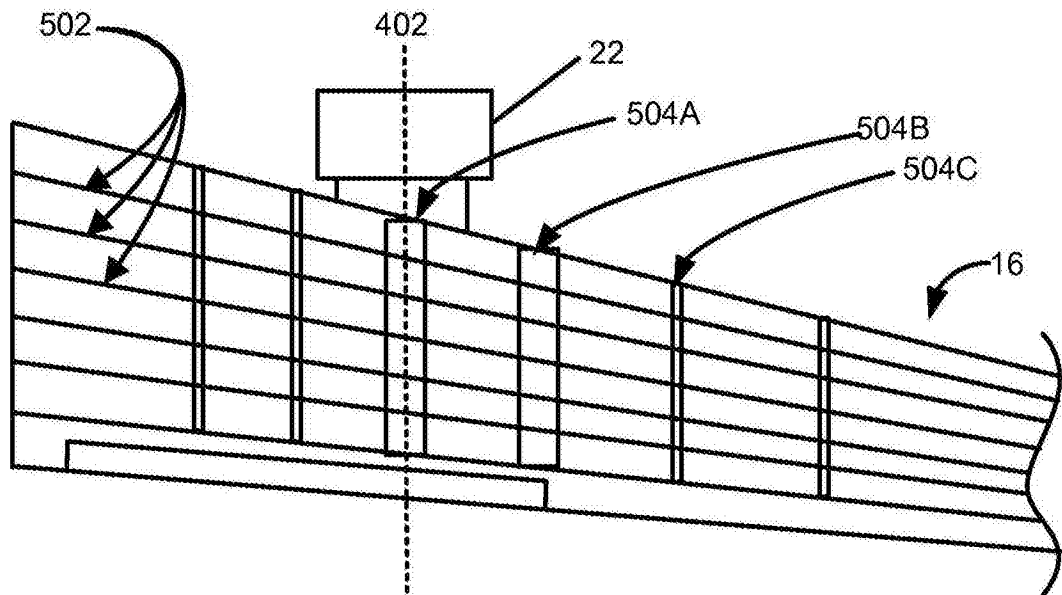


图5