(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103303484 B
(45)授权公告日 2016.12.28

(21)申请号 201310083916.3

(22)申请日 2013.03.15

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 103303484 A

(43)申请公布日 2013.09.18

(30)优先权数据
13/422,123 2012.03.16 US

(73)专利权人 波音公司
地址 美国,伊利诺伊州

(72)发明人 J·R·施奈尔兹

(74)专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245
代理人 赵蓉民 张全信

(51)Int.Cl.
B64D 29/02(2006.01)
B64D 29/06(2006.01)

(56)对比文件
US 6347765 B1,2002.02.19,说明书第1-4页以及附图1-2.
EP 1053937 A1,2000.11.22,全文.
US 7232091 B2,2007.06.19,全文.
US 4717094 A,1988.01.05,全文.
CN 100548802 C,2009.10.14,全文.

审查员 黄达飞

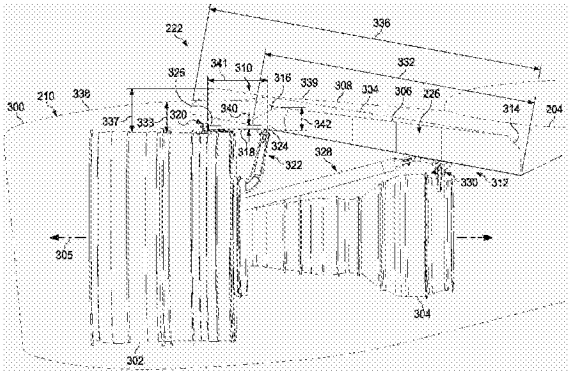
权利要求书2页 说明书14页 附图12页

(54)发明名称

一种设备以及用于操作发动机的方法

(57)摘要

本发明的名称是航空飞行器的发动机安装系统。方法和设备包括机架、连接至机架的第一连接系统和连接至机架的第二连接系统。可配置机架以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构。可配置第一连接系统以连接至发动机内的风扇箱。配置第二连接系统以连接至发动机内的发动机主体箱。



CN 103303484 B

1.一种设备，其包括：

机架(124)，其被配置以连接至航空飞行器(100)的发动机(102)的支撑结构(108)；

第一连接系统(126)，其连接至所述机架(124)并且被配置以连接至所述发动机(102)中的风扇箱(116)；以及

第二连接系统(128)，其连接至所述机架(124)并且被配置以连接至所述发动机(102)内的发动机主体箱(118)；

其中所述第一连接系统(126)被配置以在基本上垂直于中心地延伸穿过所述风扇箱(116)的轴(305)的第一方向(514)上支撑第一载荷；并且

其中所述第二连接系统(128)被配置以在基本上垂直于中心地延伸穿过所述风扇箱(116)的所述轴(305)且基本垂直于所述第一方向(514)的第二方向(516)上支撑第二载荷。

2.权利要求1所述的设备，其中所述机架(124)具有配置以连接至所述航空飞行器(100)的所述发动机(102)的所述支撑结构(108)的第一末端(132)和配置以连接至所述第一连接系统(126)的第二末端(134)。

3.权利要求1所述的设备，其进一步包括：

配置以将所述第一连接系统(126)连接至所述风扇箱(116)的托座(610)。

4.权利要求1所述的设备，其进一步包括：

配置以将所述第二连接系统(128)连接至所述机架(124)的挡杆(700)。

5.权利要求1所述的设备，其进一步包括：

配置以将所述第二连接系统(128)连接至所述发动机主体箱(118)的许多托架。

6.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述第一连接系统(126)包括：

许多构件(600)，所述许多构件进一步包括固定构件(604)；和

连杆(606)。

7.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述机架(124)包括：

第一接头部分(1002)；

第二接头部分(1004)；以及

从所述第一接头部分(1002)延伸至所述第二接头部分(1004)的许多伸长元件(509)。

8.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述机架(124)、所述第一连接系统(126)和所述第二连接系统(128)由许多选自钛、钢和钢合金中的一种的材料组成。

9.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述支撑结构(108)是发动机挂架(114)。

10.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述第一载荷是侧面载荷(140)。

11.权利要求1至5中任一项所述的设备，其中所述第二载荷是垂直载荷(142)。

12.用于操作发动机(102)的方法，所述方法包括：

操作通过安装系统(106)连接至航空飞行器(100)的机翼(104)的所述发动机(102)，所述安装系统(106)具有机架(124)、连接至所述机架(124)和所述发动机(102)中的风扇箱(116)的第一连接系统(126)和连接至所述机架(124)和所述发动机(102)中的发动机主体箱(118)的第二连接系统(128)；

使用所述第一连接系统(126)承载在第一数量的方向上的第一数量的载荷；并且

使用所述第二连接系统(128)承载在第二数量的方向上的第二数量的载荷。

13.权利要求12所述的方法，其中所述机架(124)具有配置以连接至所述发动机(102)

的支撑结构(108)的第一末端(132)和配置以连接至所述第一连接系统(126)的第二末端(134)。

一种设备以及用于操作发动机的方法

技术领域

[0001] 本公开一般地涉及航空飞行器，并且具体地涉及连接航空飞行器零件。仍更具体地，本公开涉及用于将发动机连接至航空飞行器的方法和设备。

背景技术

[0002] 可将为航空飞行器提供推进力的发动机附接至航空飞行器的机翼上。附接至航空飞行器的机翼上的发动机可采用涡轮风扇发动机的形式。具体地，涡轮风扇发动机可以是高旁通比涡轮风扇发动机(high bypass turbofan)。

[0003] 可通过在航空飞行器的机翼下面安装发动机的安装系统，将这些发动机连接至航空飞行器的机翼。相对于机翼更高地安装这些发动机可能是期望的。当更靠近机翼安装这些发动机时，可使用发动机挂架(pylon)。发动机挂架可包括连接至机翼和发动机的刚性支撑结构和用于覆盖该支撑结构的整流罩。

[0004] 一般地，可使用在前安装系统和在后安装系统将支撑结构连接至发动机。可使用在后安装系统将支撑结构连接至发动机的发动机主体箱(engine core case)。可配置在后安装系统以承载侧面载荷、垂直载荷和推力载荷。

[0005] 可使用在前安装系统将支撑结构连接至发动机的风扇箱(fan case)。可配置在前安装系统以承载侧面载荷和垂直载荷。用一些目前可得的在前安装系统，可将在前安装系统连接至风扇箱的顶端部分。用这些类型的在前安装系统，可比期望的更高地在发动机的风扇箱上方安装支撑结构。因此，可比期望的离机翼更远地安装发动机。

[0006] 此外，当使用这些类型的在前安装系统在风扇箱上方安装支撑结构时，用于覆盖支撑结构的整流罩的构造可能比期望的更大。对于整 流罩，这种更大构造可能导致比期望的更少的空气动力学流动。例如，整流罩的高度可比期望的更高并且可降低空气动力学性能水平。结果，可能降低航空飞行器的燃料效率。

[0007] 因此，期望具有考虑到至少一些以上讨论的问题以及可能的其它问题的方法和设备。

发明内容

[0008] 在一个例证性实施方式中，设备可包括机架、连接至机架的第一连接系统和连接至机架的第二连接系统。可配置机架以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构。可配置第一连接系统以连接至发动机内的风扇箱。可配置第二连接系统以连接至发动机内的发动机主体箱。

[0009] 在另一例证性实施方式中，可存在用于操作发动机的方法。可操作通过安装系统连接至航空飞行器的机翼上的发动机，所述安装系统具有机架、连接至机架和发动机内的风扇箱的第一连接系统以及连接至机架和发动机内的发动机主体箱的第二连接系统。使用第一连接系统可承载一定数量的(a number of)侧面载荷。使用第二连接系统可承载第二数量的(a second number of)载荷。

[0010] 在仍另一例证性的实施方式中，航空飞行器发动机安装系统可包括机架、连接至机架的第一连接系统、连接至机架的第二连接系统、托座(bracket)、挡杆(bar)和许多托架(a number of brackets)。可配置机架以连接至航空飞行器的发动机的发动机挂架内的支撑结构。机架可具有配置以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端。机架可包括在机架的第一末端的第一接头部分、在机架的第二末端的第二接头部分和许多从第一接头部分延伸至第二接头部分的伸长元件(elongate element)。可配置第一连接系统以连接至发动机内的风扇箱。第一连接系统可包括固定构件和连杆。可进一步配置第一连接系统以承载在基本上与贯穿航空飞行器的俯仰轴(pitch axis)平行的第一方向上的许多侧面载荷。可配置第二连接系统以连接至发动机内的发动机主体箱。可进一步配置第二连接系统以承载在基本上与贯穿航空飞行器的偏航轴(yaw axis)平行的第二方向上的许多垂直载荷。可配置托座以将第一连接系统连接至风扇 箱。可配置挡杆以将第二连接系统连接至机架。可配置许多托架以将第二连接系统连接至发动机主体箱。机架、第一连接系统和第二连接系统可由许多选自钛、钢和钢合金中的一种的材料组成。

[0011] 在仍另一例证性实施方式中，可存在用于操作发动机的方法。可操作通过在前安装系统连接至航空飞行器的机翼的发动机挂架的发动机，所述在前安装系统具有机架、连接至机架和发动机内的风扇箱的第一连接系统以及连接至机架和发动机内的发动机主体箱的第二连接系统。机架可具有配置以连接至航空飞行器发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端。机架可包括在第一末端的第一接头部分、在第二末端的第二接头部分和许多从第一接头部分延伸至第二接头部分的伸长元件。可使用第一连接系统承载许多侧面载荷。托座可将第一连接系统连接至风扇箱。可使用第二连接系统承载许多垂直载荷。可配置许多托架以将第二连接系统连接至发动机主体箱。

[0012] 根据本发明的仍另一方面，提供了一种设备，其包括配置以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构的机架、连接至机架并且配置以连接至发动机内的风扇箱的第一连接系统、以及连接至机架并且配置以连接至发动机内的发动机主体箱的第二连接系统。有利地，机架具有配置以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端。有利地，设备进一步包括配置以将第一连接系统连接至风扇箱的托座。有利地，设备进一步包括配置以将第二连接系统连接至机架的挡杆。有利地，设备进一步包括配置以将第二连接系统连接至发动机主体箱的许多托架。有利地，第一连接系统包括许多构件(links)。优选地，该许多构件包括固定构件和连杆。有利地，机架包括第一接头部分、第二接头部分和许多从第一接头部分延伸至第二接头部分的伸长元件。有利地，机架、第一连接系统和第二连接系统由许多选自钛、钢和钢合金中的一种的材料组成。有利地，机架、第一连接系统和第二连接系统形成用于将支撑结构连接至发动机的在前安装系统。有利地，配置第一连接系统以在基本上垂直于中心地延伸穿过风扇箱的轴的方向上承载许多侧面载荷。优选地，在该许多侧面载荷中的一个侧面载荷在基本上与贯穿航空飞行器的俯仰轴 平行的方向上。有利地，配置第二连接系统以在基本上垂直于中心地延伸穿过风扇箱的轴的方向上承载许多垂直载荷。优选地，在许多垂直载荷中的一个垂直载荷在基本上与贯穿航空飞行器的偏航轴平行的方向上。

[0013] 根据本发明的仍另一方面，提供了用于操作发动机的方法，其包括操作通过安装

系统连接至航空飞行器的机翼的发动机，使用第一连接系统承载许多侧面载荷，以及使用第二连接系统承载许多垂直载荷，所述安装系统具有机架、连接至机架和发动机内的风扇箱的第一连接系统和连接至机架和发动机内的发动机主体箱的第二连接系统。有利地，使用第一连接系统承载许多侧面载荷的步骤包括使用第一连接系统和机架承载许多侧面载荷，其中机架具有配置以连接至发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端。有利地，使用第一连接系统承载许多侧面载荷的步骤包括使用第一连接系统和机架承载许多侧面载荷，其中配置托座以将第一连接系统连接至风扇箱。有利地，使用第二连接系统承载许多垂直载荷的步骤包括使用第二连接系统承载许多垂直载荷，其中配置挡杆以将第二连接系统连接至机架。有利地，使用第二连接系统承载许多垂直载荷的步骤包括使用第二连接系统承载许多垂直载荷，其中配置许多托架以将第二连接系统连接至发动机主体箱。有利地，第一连接系统包括固定构件和连杆。有利地，机架包括第一接头部分、第二接头部分和许多从第一接头部分延伸至第二接头部分的伸长元件。有利地，方法进一步包括使用第二连接系统承载许多推力载荷。有利地，安装系统是配置以将发动机挂架连接至发动机的在前安装系统。有利地，方法进一步包括在发动机的运转过程中使用具有期望构造的整流罩减少牵引力(draft)，其中配置整流罩以覆盖安装系统和通过安装系统连接至发动机的支撑结构。

[0014] 根据本发明的仍另一方面，提供了航空飞行器发动机安装系统，其包括：配置以连接至航空飞行器发动机的发动机挂架内的支撑结构的机架，其中机架具有配置以连接至航空飞行器的发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端，并且其中机架包括在机架的第一末端的第一接头部分、在机架的第二末端的第二接 头部分和从第一接头部分延伸至第二接头部分的许多伸长元件；连接至机架并且配置以连接至发动机内的风扇箱的第一连接系统，其中第一连接系统包括固定构件和连杆，并且其中配置第一连接系统以在基本上与贯穿航空飞行器的俯仰轴平行的第一方向上承载许多侧面载荷；连接至机架并且配置以连接至发动机内的发动机主体箱的第二连接系统，其中配置第二连接系统以在基本上与贯穿航空飞行器的偏航轴平行的第二方向上承载许多垂直载荷；配置以将第一连接系统连接至风扇箱的托座；配置以将第二连接系统连接至机架的挡杆以及配置以将第二连接系统连接至发动机主体箱的许多托架，其中机架、第一连接系统和第二连接系统由许多选自钛、钢和钢合金中的一种的材料组成。

[0015] 根据本发明的仍另一方面，提供了用于操作发动机的方法，其包括操作通过在前安装系统连接至航空飞行器的机翼的发动机挂架的发动机，所述在前安装系统具有机架、连接至机架和发动机内的风扇箱的第一连接系统以及连接至机架和发动机内的发动机主体箱的第二连接系统，其中机架具有配置以连接至发动机的支撑结构的第一末端和配置以连接至第一连接系统的第二末端，并且其中机架包括在第一末端的第一接头部分、在第二末端的第二接头部分和从第一接头部分延伸至第二接头部分的许多伸长元件；使用第一连接系统承载许多侧面载荷，其中托座将第一连接系统连接至风扇箱；以及使用第二连接系统承载许多垂直载荷，其中配置许多托架以将第二连接系统连接至发动机主体箱。

[0016] 特征、功能和优势可独立地在本公开的各种实施方式中实现或可在仍其它实施方式中进行结合，其中参照下列说明和附图可见进一步细节。

附图说明

[0017] 被认为是例证性实施方式的特性的新特征在所附权利要求书中阐述。但是，当连同所附附图阅读时，例证性实施方式以及优选的使用模式、进一步的目标及其优势将通过参照本公开的例证性实施方式的下列详述被最好地理解，其中：

[0018] 图1是依照例证性实施方式的航空飞行器的方框图的图解；

[0019] 图2是依照例证性实施方式的航空飞行器的图解；

[0020] 图3是依照例证性实施方式的用于将发动机安装至机翼的发动机安装系统的局部分解侧视图图解；

[0021] 图4是依照例证性实施方式的用于将发动机连接至机翼的发动机安装系统的等距视图(isometric view)图解；

[0022] 图5是依照例证性实施方式的显示载荷向量(load vector)的用于将发动机连接至机翼的发动机安装系统的等距视图图解；

[0023] 图6是依照例证性实施方式的连接至安装结构和风扇箱的在前安装系统的一部分的更详细图解；

[0024] 图7是依照例证性实施方式的在前安装系统的另一图解；

[0025] 图8是依照例证性实施方式的托座的图解；

[0026] 图9是依照例证性实施方式的第一连接系统中的构件的图解；

[0027] 图10是依照例证性实施方式的机架的图解；

[0028] 图11是依照例证性实施方式的机架的图解的另一视图；

[0029] 图12是依照例证性实施方式的挡杆的图解；

[0030] 图13是依照例证性实施方式的第二连接系统中的构件的图解；

[0031] 图14是依照例证性实施方式的托座的图解；

[0032] 图15是依照例证性实施方式的用于操作发动机的过程的流程图图解；

[0033] 图16是依照例证性实施方式的航空飞行器制造和使用方法的图解；和

[0034] 图17是其中可实施例证性实施方式的航空飞行器的图解。

具体实施方式

[0035] 不同的例证性实施方式认可并考虑一个或多个不同的考虑事项。不同的例证性实施方式认可并考虑当使用一些目前可得的在前安装系统将支撑结构连接至风扇箱时，发动机挂架的支撑结构的构造可导致发动机挂架的整流罩的不期望的构造。

[0036] 具体地，不同的例证性实施方式认可并考虑当在前安装系统用于将支撑结构的在前末端连接至发动机的风扇箱的顶部时，支撑结构可 能比期望的更长并且更高。随着支撑结构的长度和高度增加，用于覆盖支撑结构的整流罩的大小还可能以不期望的方式增加。更小的整流罩可能能够比较大的整流罩更多地减少阻力(drag)。减少阻力可提高航空飞行器的空气动力学性能。

[0037] 不同的例证性实施方式认可并考虑支撑结构的在前末端可代替风扇箱连接至发动机主体箱。该类型的连接可允许整流罩比将发动机挂架连接至风扇箱时更小。

[0038] 但是，不同的例证性实施方式认可并考虑当预冷却器存在时，将支撑结构的在前

末端连接至发动机主体箱可能是不期望的。当将支撑结构的在前末端连接至发动机主体箱时，可使支撑结构朝向发动机主体箱成一定角度或弯曲。支撑结构的形状可能不为预冷却器提供充分的空间。因此，不同的例证性实施方式认可并考虑可期望具有这样的在前安装系统，其被配置以使支撑结构可具有期望形状和大小的方式将发动机挂架的支撑结构的在前末端连接至发动机的风扇箱。

[0039] 因此，例证性实施方式中的一个或多个提供用于将发动机连接至航空飞行器的方法和设备。在一个例证性实施方式中，航空飞行器系统可包括机架、第一连接系统和第二连接系统。机架可具有与航空飞行器的发动机的支撑结构相连的第一末端和配置以连接至与航空飞行器的发动机的风扇箱相连的连接系统的第二末端。第二连接系统可具有与机架相连的第一末端和配置以连接至发动机内的发动机主体箱的第二末端。

[0040] 现在参照图1，依照例证性实施方式描述了航空飞行器的方框图的图解。在该例证性实例中，航空飞行器100可包括发动机102。可使用许多不同类型的发动机实施发动机102。发动机102可非限制性地选自下列中的一种，例如转缸式发动机、星形发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、高旁通比涡轮风扇发动机、低旁通比涡轮风扇发动机、超高旁通比涡轮风扇发动机以及其它用于航空飞行器100的合适类型的发动机。

[0041] 在这些例证性实例中，发动机102可具有护罩120。护罩120可被称为“短舱(nacelle)”。如所描述的，发动机102可具有位于发动机102的护罩120内的风扇箱116和发动机主体箱118。

[0042] 在这些例证性实例中，可使用发动机安装系统106在航空飞行器100上将发动机102连接至机翼104。如所描述的，发动机安装系统106可包括发动机挂架114、在前安装系统110和在后安装系统112。在前安装系统110和在后安装系统112可将发动机102连接至发动机挂架114，该挂架114可被连接至机翼104。

[0043] 如本文使用，将第一组件如发动机挂架114“连接至”第二组件如机翼104意指第一组件可直接或间接连接至第二组件。也就是说，另外的组件可存在于第一组件和第二组件之间。当一个或多个另外的组件可能存在于两个组件之间时，可认为第一组件间接连接至第二组件。当第一组件直接连接至第二组件时，在两个组件之间不存在另外的组件。

[0044] 此外，可以以许多不同方式将第一组件连接至第二组件。例如，非限制性地，可使用许多紧固件、粘合剂或用于将组件彼此连接的一些其它合适的机械装置将第一组件连接至第二组件。

[0045] 在这些例证性实例中，发动机挂架114可包括支撑结构108和整流罩109。支撑结构108可具有第一末端115和第二末端117。第一末端115可以是支撑结构108的在前末端，并且第二末端117可以是支撑结构108的第二末端。支撑结构108的第二末端117可连接至机翼104。在前安装系统110和在后安装系统112可连接至发动机102以及支撑结构108的不同部分。

[0046] 如所描述的，可配置在后安装系统112以将支撑结构108的部分119连接至发动机102的发动机主体箱118。可在支撑结构108的第一末端115的尾部放置支撑结构108的部分119。在一些情况中，支撑结构108的部分119可以是支撑结构108的第二末端117。

[0047] 在这些例证性实例中，在前安装系统110可包括机架124、第一连接系统126、第二

连接系统128，并且在一些情况中，包括其它合适的组件。机架124、第一连接系统126和第二连接系统128可由许多选自钛、钢、钢合金以及其它合适材料中的至少一种的材料组成。

[0048] 机架124可具有第一末端132和第二末端134。在这些例证性实例中，机架124的第一末端132可连接至支撑结构108的第一末端115。在一些情况中，机架124的第一末端132可连接至支撑结构108上最 接近支撑结构108的第一末端115的位置。第一连接系统126可连接至机架124的第二末端134和风扇箱116。

[0049] 第二连接系统128可连接至机架124和发动机主体箱118。在一个例证性实例中，第二连接系统128可连接至机架124的第一末端132。具体地，第二连接系统128的第一末端136可连接至发动机主体箱118，同时第二连接系统128的第二末端138可连接至机架124的第一末端132。

[0050] 在这些例证性实例中，可配置在前安装系统110和在后安装系统112以承载载荷140。载荷140可包括由连接至发动机102的支撑结构108产生的载荷。在这些例证性实例中，承载载荷140还可被称为“反作用(reacting)”载荷。

[0051] 在前安装系统110和在后安装系统112可承载载荷140。载荷140包括许多侧面载荷141、许多垂直载荷142和许多推力载荷144。如本文使用，“许多”意指一个或多个项目(item)。例如，许多侧面载荷141可以是一个或多个侧面载荷。

[0052] 如本文使用，“侧面载荷”，如许多侧面载荷141之一可以是在基本上与贯穿航空飞行器100的俯仰轴146平行的方向上的载荷。也就是说，侧面载荷可以是在朝向航空飞行器100的机舱内或远离航空飞行器100的机舱外的方向上的载荷。

[0053] 此外，如本文使用，“垂直载荷”，如许多垂直载荷142之一可以是在基本上与贯穿航空飞行器100的偏航轴148平行的方向上的载荷。也就是说，垂直载荷可以是相对于航空飞行器100在向上或向下的方向上的载荷。

[0054] 如本文使用，“推力载荷”，如许多推力载荷144之一可以是在基本上与贯穿航空飞行器100的滚动轴(roll axis)150平行的方向上的载荷。也就是说，推力载荷可以是在朝向航空飞行器100的在前末端或航空飞行器100的在后末端的方向上的载荷。

[0055] 可配置在后安装系统112以承载许多侧面载荷141、许多垂直载荷142和许多推力载荷144。可配置在前安装系统110的第一连接系统126以承载许多侧面载荷141。可配置在前安装系统110的第二连接系 统128以承载许多垂直载荷142。在一些情况中，还可配置第二连接系统128以承载许多推力载荷144。

[0056] 此外，由于在前安装系统110将发动机102的风扇箱116连接至支撑结构108的第一末端115并且在后安装系统112将发动机102的发动机主体箱118连接至支撑结构108的部分119，在前安装系统110和在后安装系统112还可承载许多转矩载荷152。如本文使用，“转矩载荷”可以是在围绕俯仰轴146、偏航轴148或滚动轴150之一的方向上的载荷。

[0057] 以该方式，可配置发动机安装系统106以减少和/或防止发动机102的运动。更具体地，当使用发动机安装系统106将发动机102安装至机翼104时，发动机安装系统106可关于六个自由度限制发动机102的运动。六个自由度可包括在沿着俯仰轴146、偏航轴148和滚动轴150的方向上的发动机102的运动以及绕俯仰轴146、偏航轴148和滚动轴150的发动机102的转动。

[0058] 在这些例证性实例中，可配置在前安装系统110，使得可依照例证性实施方式减小

支撑结构108的长度122和高度123。例如，非限制性地，在这些实例中通过配置以仅承载许多侧面载荷141，连接至风扇箱116的第一连接系统126可具有比配置以承载许多侧面载荷141和许多垂直载荷142二者的连接系统更小的尺寸。

[0059] 具体地，与配置以承载许多侧面载荷141和许多垂直载荷142的连接系统比较，第一连接系统126可在风扇箱116上方具有降低的高度。这样，可降低支撑结构108的高度123。此外，机架124可以以使风扇箱116上方的支撑结构108的高度减小的方式将第一连接系统126连接至支撑结构108。

[0060] 此外，通过使用第二连接系统128将支撑结构108连接至发动机主体箱118而不是风扇箱116，可减小支撑结构108的长度122。具体地，支撑结构108可具有不需要延伸至风扇箱116的长度122。此外，第二连接系统128可以以对于预冷却器可存在充足的空间的方式将支撑结构108连接至发动机主体箱118。

[0061] 由于使用第一连接系统126和第二连接系统128的载荷分配140，机架124可具有允许整流罩109覆盖支撑结构108、在前安装系统110、在后安装系统112和其它合适组件中的至少一个的构造160。构造160可非限制性地包括例如形状、大小、许多维度和/或机架124的其它合适参数。

[0062] 由于通过使用在前安装系统110和在后安装系统112以及机架124的构造160使得支撑结构108的长度122和高度123减小，整流罩109可具有期望的构造164。例如，非限制性地，期望的构造164可包括整流罩109的形状、大小、许多维度、空气动力学性质和/或其它合适参数。在这些例证性实例中，整流罩109的期望构造164可以是允许整流罩109提供期望的阻力减小、同时允许发动机102更靠近机翼104安装的构造。

[0063] 图1中具有发动机安装系统106的航空飞行器100的图解不意味着对于其中可实施例证性实施方式的方法的物理或结构的限制。可使用除了图解的或代替图解的那些的其它组件。一些组件可能是不必需的。同样，呈现方框以图解一些功能组件。当在例证性实施方式中实施时，这些方框中的一个或多个可被结合、分开或结合并分开为不同方框。

[0064] 例如，除了使用安装系统如发动机安装系统106可安装的发动机102以外，一个或多个另外的发动机可存在于航空飞行器100中。在仍另一例证性实例中，可存在另外的组件如紧固件或用于连接组件如机架124、第一连接系统126、第二连接系统128和航空飞行器100中的其它合适组件的其它连接机械装置。

[0065] 接下来参照图2，依照例证性实施方式描述航空飞行器的图解。在该例证性实例中，航空飞行器200是图1中以方框形式图解的航空飞行器100的一个实施的实例。

[0066] 如所描述的，航空飞行器200可具有连接至机身206的机翼202和机翼204。航空飞行器200还可包括连接至机翼202的发动机208和连接至机翼204的发动机210。如所描述的，机身206可具有尾翼部分212。水平稳定器214、水平稳定器216和垂直稳定器218可连接至机身206的尾翼部分212。

[0067] 在这些例证性实例中，可使用发动机安装系统220将发动机208附接至机翼202。可使用发动机安装系统222将发动机210附接至机翼 204。发动机安装系统220和发动机安装系统222可以是图1中发动机安装系统106的一个实施的实例。

[0068] 如所描述的，发动机安装系统220可包括发动机挂架224，并且发动机安装系统222可包括发动机挂架226。发动机挂架224和发动机挂架226可以是图1中的发动机挂架114的

一个实施的实例。可配置发动机安装系统220和发动机安装系统222，使得发动机挂架224和发动机挂架226分别具有减小的尺寸，其分别使发动机208和发动机210分别更近附接至机翼202和机翼204。

[0069] 现在参照图3-14，依照例证性实施方式描述了图2中的发动机安装系统222和发动机安装系统222中的不同组件的详细图解。此外，在这些图中描述了发动机安装系统222的不同视图。

[0070] 现在转向图3，依照例证性实施方式描述了用于将发动机210安装至机翼204的发动机安装系统222的局部分解侧视图。如所描述的，透视显示发动机210的护罩300。

[0071] 在该视图中，可看见护罩300内的风扇箱302和发动机主体箱304。如所描述的，可关于轴305对准风扇箱302和发动机主体箱304。也就是说，可布置风扇箱302和发动机主体箱304，使得轴305中心地延伸穿过这些组件中的每一个。这样，风扇箱302和发动机主体箱304可基本上彼此同中心。

[0072] 可将发动机安装系统222连接至风扇箱302和发动机主体箱304。在这些例证性实例中，发动机安装系统222可包括发动机挂架226、在前安装系统310和在后安装系统312。如先前所述，发动机挂架226可以是图1中的发动机挂架114的一个实施的实例。在前安装系统310可以是图1中的在前安装系统110的一个实施的实例。在后安装系统312可以是图1中的在后安装系统112的一个实施的实例。

[0073] 发动机挂架226可包括支撑结构306和整流罩308。支撑结构306可以是图1中的支撑结构108的一个实施的实例。支撑结构306可具有第一末端314和第二末端316。第一末端314可连接至机翼204。整流罩308可以是图1中的整流罩109的一个实施的实例。

[0074] 在这些例证性实例中，在前安装系统310可连接至支撑结构306的第二末端316或连接至支撑结构306上最接近支撑结构306的第二 末端316的位置。可比支撑结构306的第一末端314更接近支撑结构306的第二末端316将在前安装系统310连接至支撑结构306。可比支撑结构306的第二末端316更接近支撑结构306的第一末端314连接在后安装系统312。

[0075] 在前安装系统310可包括机架318、第一连接系统320和第二连接系统322。机架318、第一连接系统320和第二连接系统322可以分别是图1中的机架124、第一连接系统126和第二连接系统128的实施的实例。

[0076] 在这些例证性实例中，机架318可具有第一末端324和第二末端326。第一末端324可连接至支撑结构306。第二末端326可连接至第一连接系统320。此外，第一末端324还可连接至第二连接系统322。

[0077] 在这些例证性实例中，利用在前安装系统310的构造，与透视显示的支撑结构334相比可减小相对于风扇箱302的支撑结构306的长度332、支撑结构306的高度333或两者。支撑结构334可以是当在这些例证性实例中不同类型的在前安装系统(未显示)用于将支撑结构334仅连接至风扇箱302并且不连接至发动机主体箱304时可使用的支撑结构的实例。支撑结构334具有可比长度332更长的长度336。此外，支撑结构306的高度333可比支撑结构334的高度337更矮。

[0078] 在该例证性实例中，可在护罩300的表面338的上方延伸支撑结构334。如所见，在该例证性实例中，可在整流罩308上方延伸支撑结构334。

[0079] 因此，如果使用具有不同在前安装系统(未显示)的支撑结构334代替具有在前安

装系统310的支撑结构306，整流罩308可能需要增加高度，并且可能具有不期望的构造(未显示)。该不期望构造可能不为图2中的航空飞行器200提供期望的空气动力学性质。

[0080] 当支撑结构306与在前安装系统310一起使用时，支撑结构306可不在护罩300的表面338的上方延伸。因此，使用支撑结构306和在前安装系统310，整流罩308的构造339可能是更期望的。例如，非限制性地，与使用没有在前安装系统310的支撑结构334相比，整流罩308可具有更小的尺寸、更多空气动力学构造或二者。

[0081] 如在该例证性实例中可见，机架318的使用可使得支撑结构306具有长度332，其小于支撑结构306的长度336。用长度332，支撑结构306可能不在发动机210的护罩300的表面338的上方延伸。在这些例证性实例中，机架318可具有高度340和长度341。与支撑结构306的高度342相比，高度340的降低可在该例证性实例中描述。

[0082] 现在参照图4，依照例证性实施方式描述了用于将发动机连接至机翼的发动机安装系统的等距视图的图解。在该实例中，可见与连接至机架318的第一连接系统320一起的风扇箱302的前端400的视图。

[0083] 接下来转向图5，依照例证性实施方式描述了显示载荷向量的用于将发动机连接至机翼的发动机安装系统的等距视图的图解。在该描述的视图中，图解了载荷500。载荷500可以是图1中的载荷144的实例。

[0084] 在该例证性实例中，载荷500可包括垂直载荷506、推力载荷508、侧面载荷502、侧面载荷504、垂直载荷510和垂直载荷512。通过发动机210的重量可产生垂直载荷506。响应发动机210的操作，可发生推力载荷508。

[0085] 侧面载荷502和侧面载荷504可以是这些例证性实例中的反作用载荷(reaction load)。如所描述的，侧面载荷502和侧面载荷504可通过第一连接系统320和机架318中的至少一个承载。这些载荷可通过第一连接系统320和机架318转移至支撑结构306。在这些例证性实例中，机架318中的许多伸长元件509可承载侧面载荷502和侧面载荷504，但是不承载垂直载荷510和垂直载荷512。

[0086] 在该例证性实例中，垂直载荷510和垂直载荷512可通过第二连接系统322和机架318承载。垂直载荷510和垂直载荷512可在机架318的第一末端324承载并且不通过许多伸长元件509承载。在这些例证性实例中，垂直载荷510和垂直载荷512可转移至支撑结构306。当然，可存在通过在前安装系统310、在后安装系统312或二者的结合可被承载并转移的其它载荷。

[0087] 在该描述的实例中，机架318的高度340可比支撑结构306的高度342更小，因为第一连接系统320和机架318可用于仅承载侧面载荷502和侧面载荷504，并且不承载垂直载荷510和垂直载荷512。

[0088] 在这些例证性实例中，垂直载荷510和垂直载荷512可通过第二连接系统322承载。通过分开机架318、第一连接系统320和第二连接系统322之间承载的载荷的类型，与支撑结构306的高度342相比，可降低机架318的高度340。在该例证性实例中，支撑结构306可承载侧面载荷502、侧面载荷504、垂直载荷510和垂直载荷512。

[0089] 在该例证性实例中，侧面载荷502和侧面载荷504可以是在基本上与轴514平行的方向上的载荷。轴514可以是基本上垂直于中心地延伸通过风扇箱302和发动机主体箱304的轴305。在这些例证性实例中，垂直载荷510和垂直载荷512可在基本上与轴516平行的方

向上。轴516可基本上垂直于轴305并且可基本上垂直于轴514。

[0090] 现在转向图6，可依照例证性实施方式描述连接至安装结构和风扇箱的在前安装系统的一部分的更详细图解。在该具体实例中，机架318的第二末端326可连接至第一连接系统320中的许多构件600。如在该图中显示的，许多构件600可包括构件601和构件602。

[0091] 在该例证性实例中，构件601可以是固定构件604，同时构件602可以是连杆606。如所描述的，固定构件604可通过紧固件608连接至机架318的第二末端326。

[0092] 固定构件604可通过紧固件612连接至托座610。连杆606可通过紧固件614连接至机架318的第二末端326。连杆606还可通过紧固件616连接至托座610。

[0093] 在这些例证性实例中，紧固件616可具有比紧固件612更小的尺寸。通过使用更小尺寸的紧固件616，连杆606可以是可移动的。具体地，可使用紧固件616将连杆606松动地连接至机架318的第二末端326，以使连杆606的该部分在正常操作中不承载载荷。可使用紧固件616以提供松动连接，使得该连接为连杆606和机架318起到备用连接的作用。

[0094] 同样，第二连接系统330可包括许多构件617。许多构件617可包括这些例证性实例中的构件618和构件620。构件618可连接至机架318(连接未显示)和发动机主体箱304。

[0095] 可间接通过连接至托座622进行至发动机主体箱304的连接。具体地，构件618可通过紧固件628连接至托座626。如所描述的，构件 620还可间接通过托座622连接至发动机主体箱304。具体地，构件620可通过这些例证性实例中的紧固件624连接至托座622。

[0096] 现在参照图7，依照例证性实施方式描述了在前安装系统310的另一图解。在该例证性实例中，构件618和构件620可连接至机架318的第一末端324。该连接可以是通过挡杆700的间接连接。在该例证性实例中，构件618可通过紧固件702连接至挡杆700。可使用紧固件704将构件620连接至挡杆700。可使用紧固件706将挡杆700连接至机架318的第一末端324。

[0097] 现在转向图8，依照例证性实施方式描述托座的图解。在该例证性实例中，托座610可具有可被配置以基本贴合风扇箱302(未显示)的表面的弯曲形状800。

[0098] 在该例证性实例中，托座610可以以许多不同方式连接至风扇箱302。例如，非限制性地，可使用粘合剂、焊接、紧固件和其它合适的机械装置将托座610连接至风扇箱302。在一些例证性实例中，托座610可形成为风扇箱302的一部分。

[0099] 在这些例证性实例中，托座610可包括夹板801。可配置夹板801以连接至图6中的固定构件604。在该例证性实例中，夹板801可包括凸缘802和凸缘804。凸缘802可具有孔806，并且凸缘804可具有孔808。

[0100] 此外，托座610还可具有被配置以连接至图6中的连杆606的夹板809。如所描述的，夹板809可包括凸缘810和凸缘812。可配置这些凸缘以容纳连杆606。具体地，凸缘810可具有孔814，并且凸缘812可具有孔816。可配置孔814和孔816以容纳图6中的紧固件614。

[0101] 现在转向图9，依照例证性实施方式描述第一连接系统中的构件的图解。在该例证性实例中，描述固定构件604的更详细视图。

[0102] 在该例证性实例中，固定构件604可为具有第一末端901和第二末端902的伸长元件900。在第一末端901的接头903可被配置以连接至图3中的机架318的第二末端326。可配置在第二末端902的接头904以连接至图8中的托座610上的凸缘802和凸缘804。

[0103] 在该例证性实例中，接头903可具有孔905，并且接头904可具有孔906。如所描述

的，孔905可以以方向908定向，并且孔906可以以 方向910定向。在这些例证性实例中，方向908可以基本上是关于方向910的大约90度。虽然在该实例中未显示，连杆606可具有类似于图9中图解的固定构件604的构造。

[0104] 现在参照图10，依照例证性实施方式描述了机架的图解。依照例证性实施方式描述了来自顶侧1000的机架318的视图。在该例证性实例中，机架318的第一末端324被配置以连接至图3中的支撑结构306。

[0105] 如所描述的，机架318可由接头部分1002、接头部分1004和许多伸长元件509组成。接头部分1004还可称为“夹板”。许多伸长元件509可从接头部分1002延伸至接头部分1004。在该例证性实例中，许多伸长元件509可包括元件1006、元件1008和元件1010。

[0106] 在许多伸长元件509中存在的元件的数量可变化，这取决于机架318的许多伸长元件509内期望的多余的量。例如，代替具有三个元件，许多伸长元件509可包括一个元件、两个元件、五个元件或一些其它合适数目的元件。

[0107] 可配置接头部分1002以连接至图3中的支撑结构306的第二末端316。在这些例证性实例中，紧固件(未显示)可将第一末端324处的接头部分1002连接至支撑结构306的第二末端316。紧固件可安装在接头部分1002中的孔1011、1012、1014、1016、1018和1020内。

[0108] 如所描述的，接头部分1004可具有凸缘1021、凸缘1022、凸缘1023和凸缘1024。在这些例证性实例中，孔1026可位于凸缘1021中，并且孔1028可位于凸缘1022中。这些孔可容纳紧固件608以将接头部分1004连接至图6中的固定构件604。

[0109] 如所描述的，孔1030可位于凸缘1023内，并且孔(未显示)可位于凸缘1024内。这些孔可容纳紧固件614以将接头部分1004连接至图6中的连杆606。

[0110] 现在转向图11，依照例证性实施方式描述了机架的另一视图。在该例证性实例中，在该视图中可看见机架318的底侧1100。

[0111] 如所描述的，接头部分1002可包括凸缘1102、凸缘1104、凸缘1106和凸缘1108。在这些例证性实例中，凸缘1102中的孔1110和凸缘1104中的孔1112可容纳图7中的挡杆700。如所描述的，可配置凸 缘1106和凸缘1108以容纳紧固件，从而保持挡杆700在适当的位置。具体地，紧固件可容纳于凸缘1106中的孔1114和凸缘1108中的孔1116内。

[0112] 现在转向图12，依照例证性实施方式描述了挡杆的图解。在该描述的实例中，挡杆700可具有末端1202和末端1204。可配置末端1202以被容纳于图11中的凸缘1102的孔1110内。可配置末端1204以被容纳于图11中的凸缘1104的孔1112内。孔1206可与机架318的凸缘1106中的孔1114和凸缘1108中的孔1116对齐，以容纳紧固件，从而将挡杆700连接至图11中的机架318。

[0113] 挡杆700中的孔1208可用于将图6中的构件618连接至挡杆700。挡杆700中的孔1210可用于将图6中的构件620连接至挡杆700。在该例证性实例中，挡杆700可使构件618和构件620分担载荷。

[0114] 现在参照图13，依照例证性实施方式描述了第二连接系统中的构件的图解。在该视图中，构件620可具有弯曲形状1300。构件620在末端1302处具有接头1301。具体地，接头1301可包括凸缘1303和凸缘1304。构件620还可在末端1306处具有接头1307。接头1307可包括凸缘1308和凸缘1310。

[0115] 如所描述的，凸缘1308可具有孔1314，并且凸缘1310具有孔(未显示)。这些孔可容

纳紧固件624以将构件620连接至图6中的托座622。

[0116] 在该例证性实例中，凸缘1303可具有孔1316，并且凸缘1304可具有孔1318。孔1316和孔1318可容纳紧固件704以将构件620连接至图7中的挡杆700。虽然未显示，构件618可具有类似于图13中图解的构件620的构造。

[0117] 现在参照图14，依照例证性实施方式描述了托座的图解。在该描述的实例中，托座626可包括基本上平面部分1400和凸缘1402。孔1404可存在于凸缘1402中。孔1404可与图13中的凸缘1308内的孔1314和凸缘1310内的孔(未显示)对齐，以容纳紧固件702，从而将构件618连接至托座626。在这些例证性实例中，孔1406、孔1408和孔1410可容纳紧固件628，以将托座626连接至图3中的发动机主体箱 304。在其它例证性实例中，托座626可焊接或形成为发动机主体箱304的一部分。

[0118] 图2-14中显示的不同组件可与图1中的组件结合、与图1中的组件一起使用，或二者的结合。此外，图2-14中的一些组件可以是图1中以方框形式显示的组件如何能够作为物理结构实施的例证性实例。

[0119] 现在转向图15，依照例证性实施方式描述了用于操作发动机的方法的流程图图解。图15中图解的方法可在图1的航空飞行器100中实施。

[0120] 该方法可开始于操作通过安装系统如在前安装系统110连接至机翼104的发动机102(操作1500)。在前安装系统110可包括机架124、第一连接系统126和第二连接系统128。第一连接系统126可连接至机架124和风扇箱116。第二连接系统128可连接至机架124和发动机主体箱118。

[0121] 许多侧面载荷141可通过在前安装系统110中的第一连接系统126承载(操作1502)。许多侧面载荷141可包括在与俯仰轴146基本平行的方向上的一个或多个载荷。许多垂直载荷142可通过在前安装系统110中的第二连接系统128承载(操作1504)，其后该方法终止。许多垂直载荷142可包括在基本上与偏航轴148平行的方向上的一个或多个载荷。

[0122] 不同的描述的实施方式中的流程图和方框图图解了例证性实施方式中的设备和方法的一些可能实施方式的结构、功能性和操作。在这点上，流程图或方框图中的每个方框可表示操作或步骤的模块、段、功能和/或一部分。

[0123] 在例证性实施方式的一些可选实施中，方框中指出的功能或多个功能可不以图中指出的顺序发生。例如，在一些情况中，连续显示的两个方框可基本同时实行，或可有时以相反顺序执行方框，这取决于涉及的功能。同样，除了流程图或方框图中的图解方框以外，可加入其它方框。

[0124] 本公开的例证性实施方式可在图16中显示的航空飞行器制造和使用方法1600以及图17中显示的航空飞行器1700的环境中描述。首先转向图16，依照例证性实施方式描述了航空飞行器制造和使用方法的 图解。在预生产过程中，航空飞行器制造和使用方法1600可包括图17中的航空飞行器1700的说明和设计1602以及材料获取1604。

[0125] 在生产过程中，可进行航空飞行器1700的组件和子组件制造1606以及系统集成1608。其后，航空飞行器1700可经受认证和运输1610以便使用1612。在由消费者使用1612时，航空飞行器1700可被计划进行日常维护和使用1614，其可包括改进、重新配置、整修以及其它维护或使用。

[0126] 航空飞行器制造和使用方法1600的过程中的每一个可通过系统集成者、第三方

和/或操作员执行或完成。在这些实例中，操作员可以是消费者。为了该说明的目的，系统集成者可非限制性地包括许多航空飞行器制造商和主系统转包商；第三方可非限制性地包括许多供货商、转包商和厂商；并且操作员可以是航空系统公司、租赁公司、军事实体、服务组织等。

[0127] 现在参照图17，描述了其中可执行例证性实施方式的航空飞行器的图解。在该实例中，航空飞行器1700可通过图16中的航空飞行器制造和使用方法1600生产并且可包括具有多个系统1704和内部1706的机体1702。

[0128] 系统1704的实例可包括推进系统1708、电力系统1710、液压系统1712和环境系统1714中的一个或多个。推进系统1708可包括连接至机体1702中的机翼1718的发动机1716。可包括许多其它系统。虽然显示了航空与航天实例，但是不同的例证性实施方式可被应用至其它工业，如汽车工业。

[0129] 本文包含的设备和方法可在图16中的航空飞行器制造和使用方法1600的阶段的至少一个期间采用。

[0130] 在一个例证性实例中，图16的组件和子组件制造1606中生产的发动机安装系统106的组件或子组件可以以类似于当航空飞行器1700在图16的使用1612时产生的组件或子组件的方式制作或制造。

[0131] 在例证性实例中，发动机安装系统106的一个或多个设备实施方式、方法实施方式或其结合可在组件和子组件制造1606中被制造。发动机安装系统106可用于将推进系统1708中的发动机1716安装至机体1702中的机翼1718。

[0132] 发动机安装系统106中的在前安装系统110可用于在系统集成1608期间将发动机102连接至机翼104。此外，在前安装系统110可用于在使用1612时承载载荷144中的载荷。此外，在前安装系统110可被加入至航空飞行器1700，并且整流罩的更期望构造可在维护和使用1614期间使用。这种改变可作为航空飞行器1700的日常维护和使用1614或作为升级或重新配置的一部分执行。

[0133] 因此，利用一个或多个例证性实施方式，可以以使得整流罩109具有期望构造164的方式配置发动机安装系统106。在这些例证性实例中，可配置在前安装系统110，从而以允许整流罩109的期望构造164的方式减小支撑结构108的长度122。具体地，可提供比如果增加支撑结构108的长度122时更具空气动力的整流罩109的形状和尺寸。

[0134] 通过使用机架124、第一连接系统126和第二连接系统128，整流罩109的期望构造164可发生。这些组件可分配通过风扇箱116和发动机主体箱118之间的在前安装系统110承载的载荷144。载荷144的分配可允许机架124具有构造160——其可以以允许整流罩109的期望构造164的方式减小机架124的高度或外形。在这些例证性实例中，机架124和第一连接系统126可承载侧面载荷140。第二连接系统128和机架124可承载垂直载荷142。

[0135] 此外，机架124可为第一连接系统126和第二连接系统128提供共同的连接位置。机架124可允许更容易的发动机安装和/或去除。

[0136] 为了图解和说明的目的，不同例证性实施方式的说明已经呈现，并且不意欲是详尽的或限于公开形式的实施方式。许多改进和变化对于本领域技术人员是明显的。此外，与其它例证性实施方式比较，不同例证性实施方式可提供不同特征。为了最好解释实施方式、实际应用的原则并且能够使本领域其他技术人员对于具有适于考虑的具体使用的各种改

进的各种实施方式理解本公开，选择并描述了选用的一个实施方式或几个实施方式。

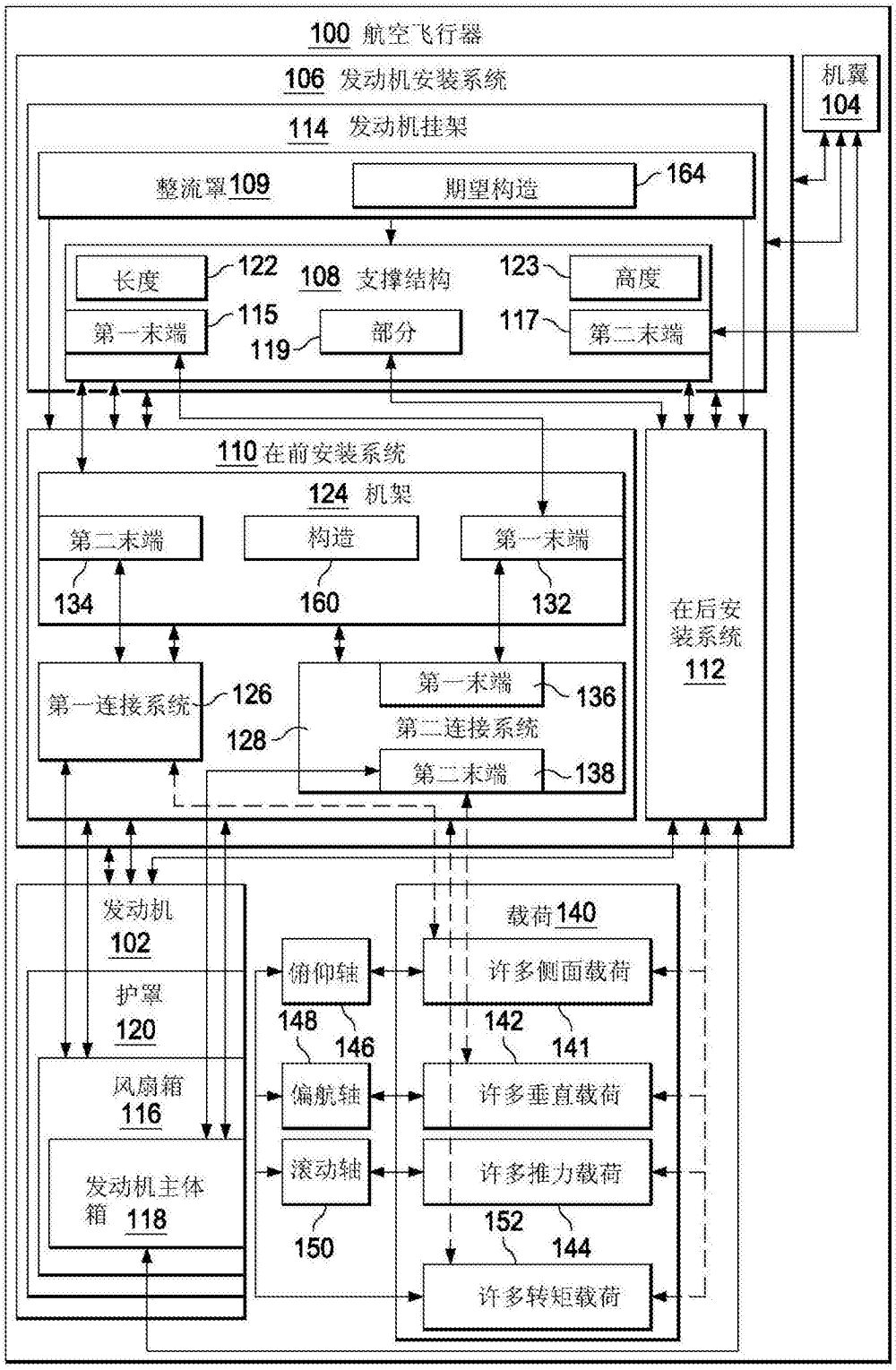

100 航空飞行器
106 发动机安装系统
机翼 104
114 发动机挂架
整流罩 109
期望构造
164
长度
122
108 支撑结构
123
高度
第一末端
115
119
部分
117
第二末端
110 在前安装系统
124 机架
第二末端
构造
第一末端
134
160
132
在后安装系统 112
第一连接系统
126
128
第一末端
136
第二连接系统
第二末端
138
发动机 102
护罩 120
风扇箱 116
发动机主体箱 118
俯仰轴
偏航轴
滚动轴
148
146
150
载荷 140
许多侧面载荷
142
141
许多垂直载荷
许多推力载荷
152
144
许多转矩载荷

图1

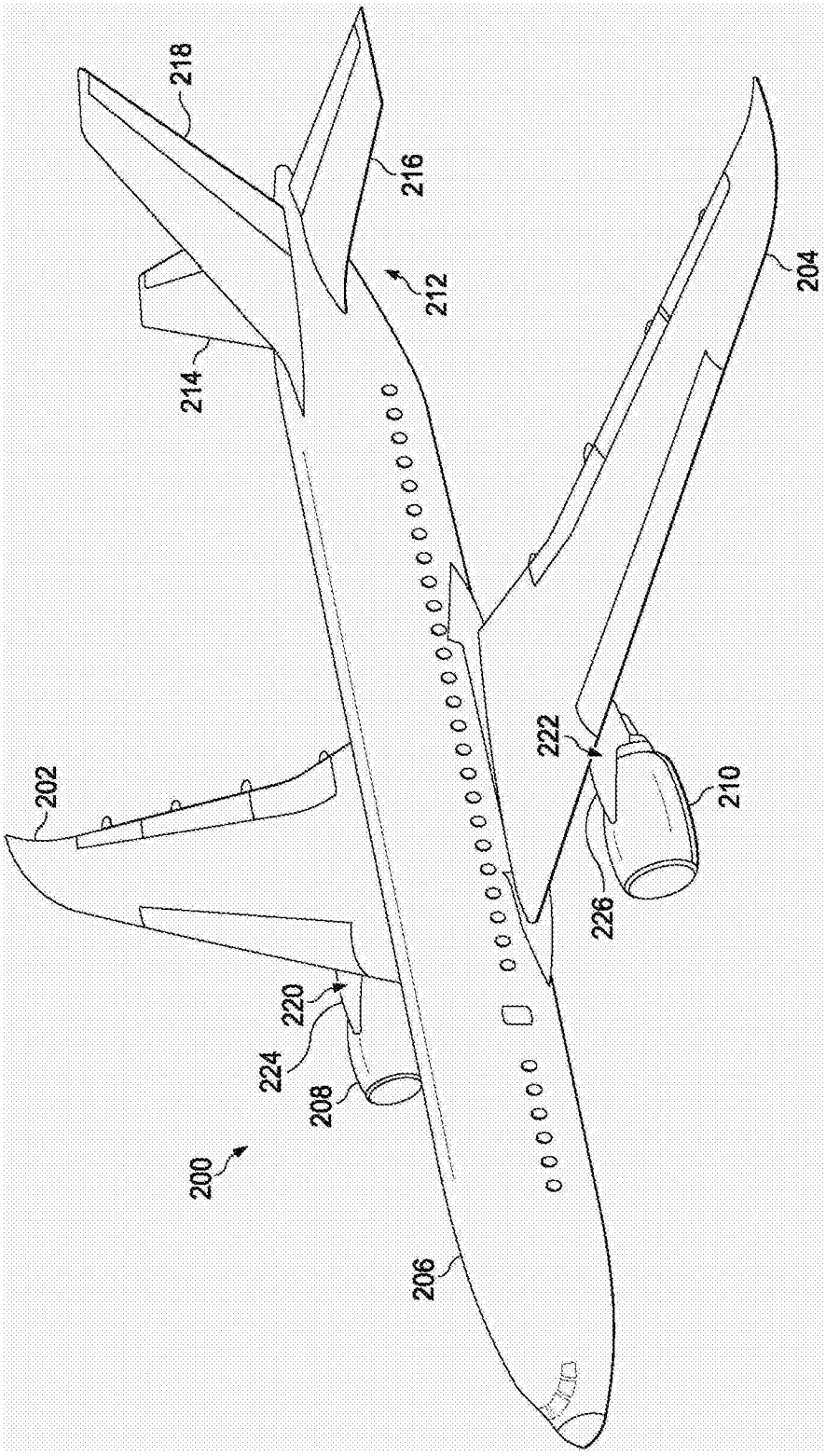


图2

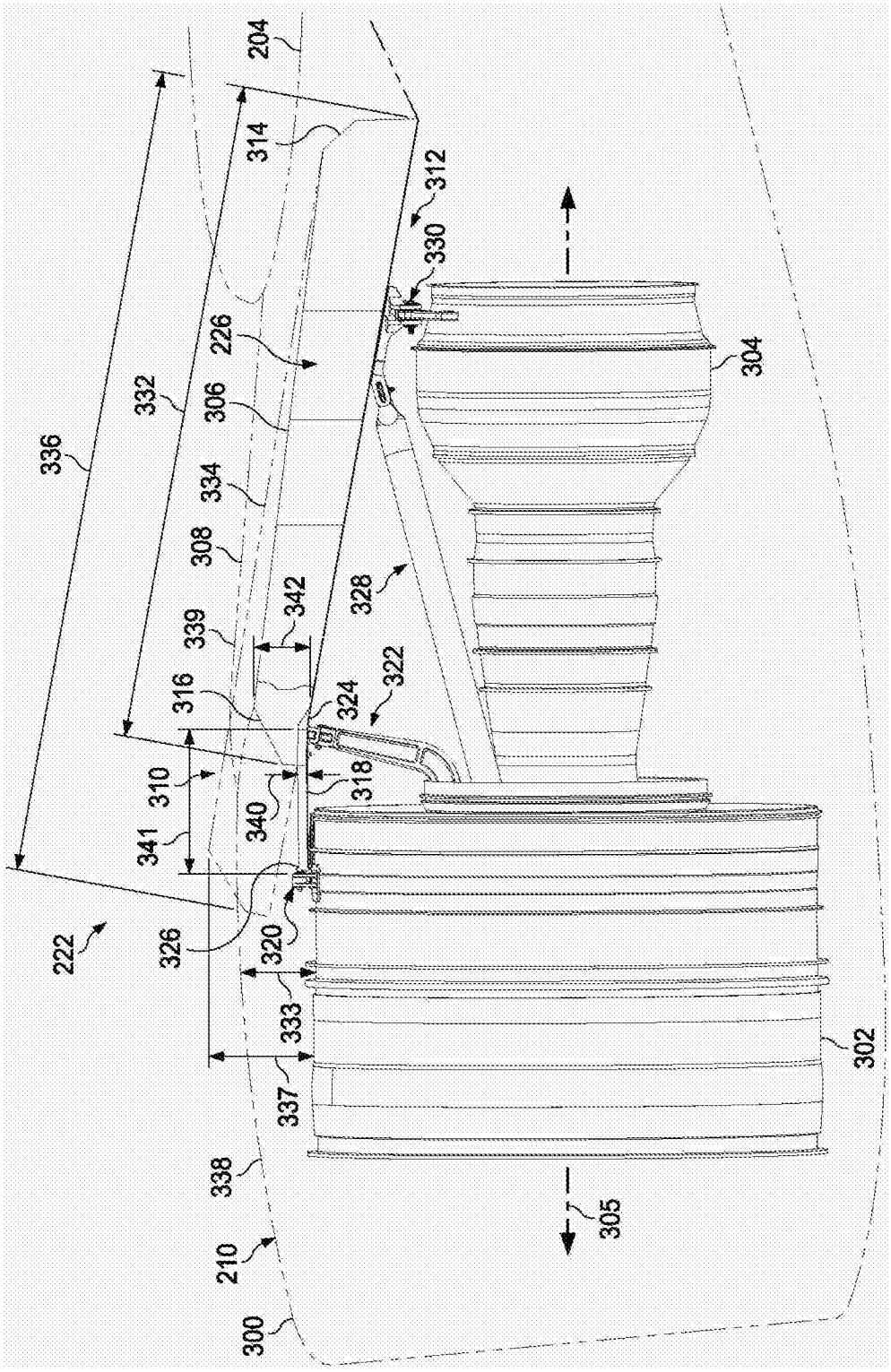

204
314
312
330
226
304
332
306
336
334
308
328
342
339
322
316
324
310
318
340
341
222
326
320
333
302
337
338
305
210
300

图3

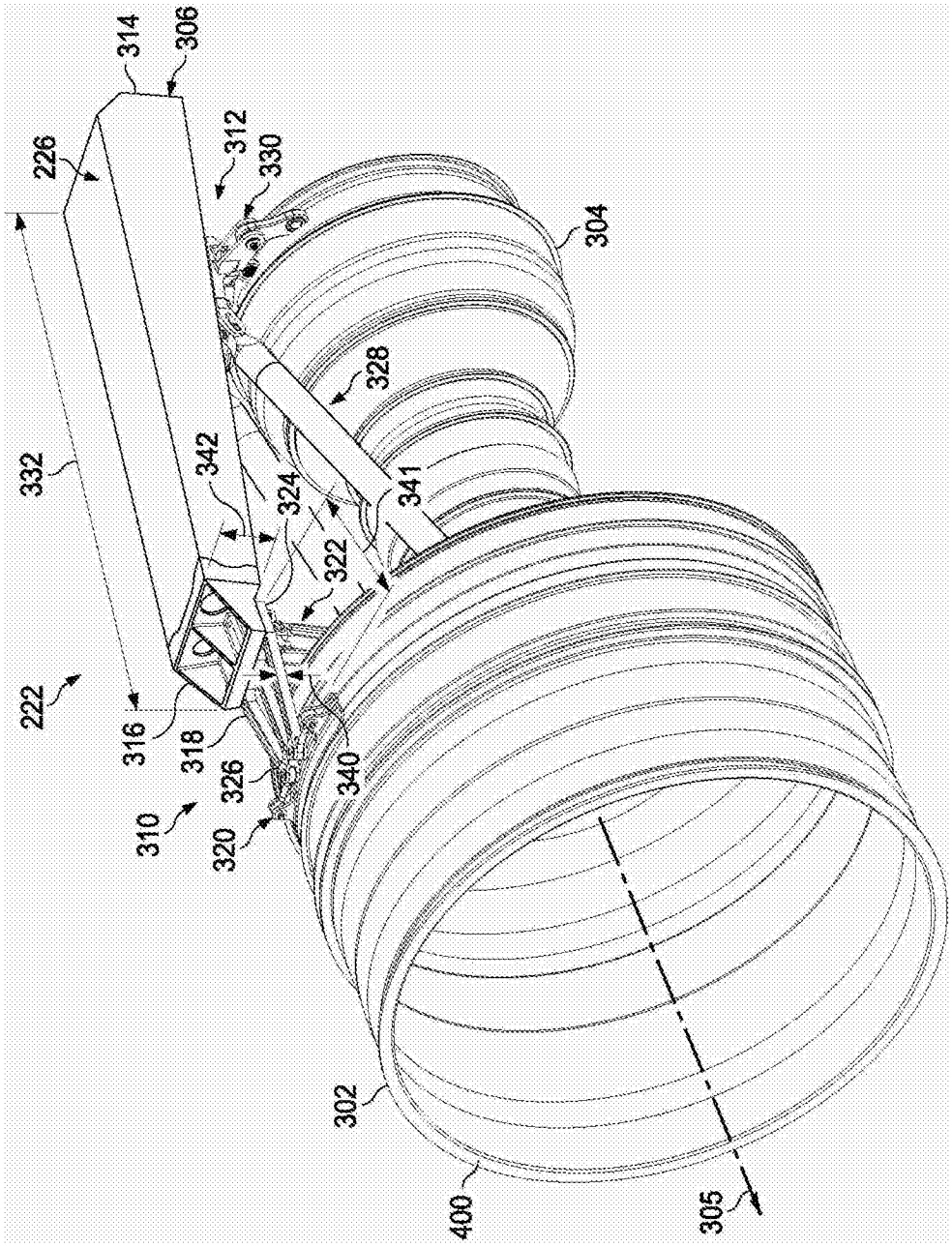

314
306
226
312
330
304
328
332
342
324
341
322
222
316
318
326
340
310
320
302
400
305

图4

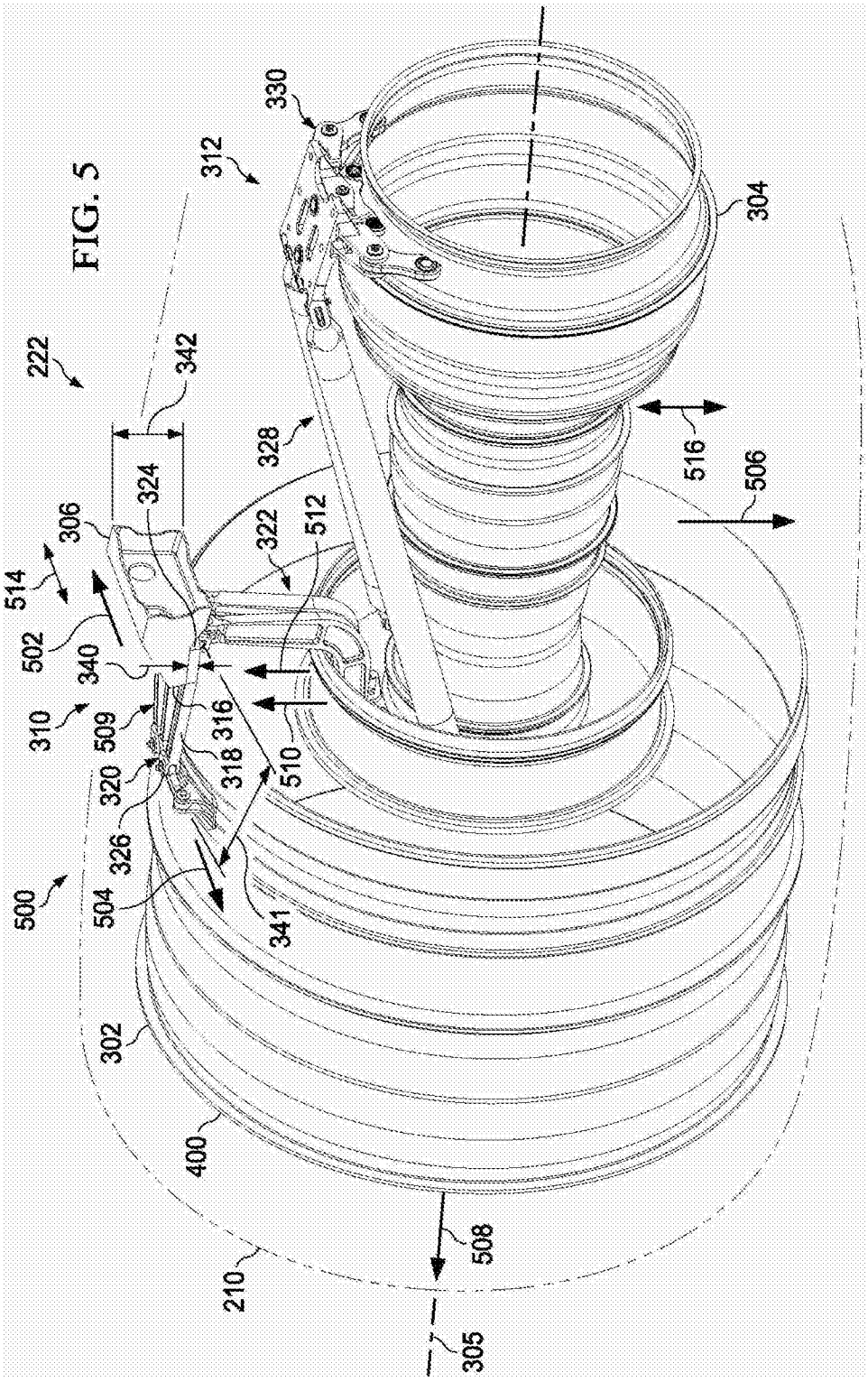

FIG. 5
330
312
304
222
342
328
516
506
324
306
322
512
514
502
340
310
509
316
320
318
510
326
504
500
341
302
400
508
210
305

图5

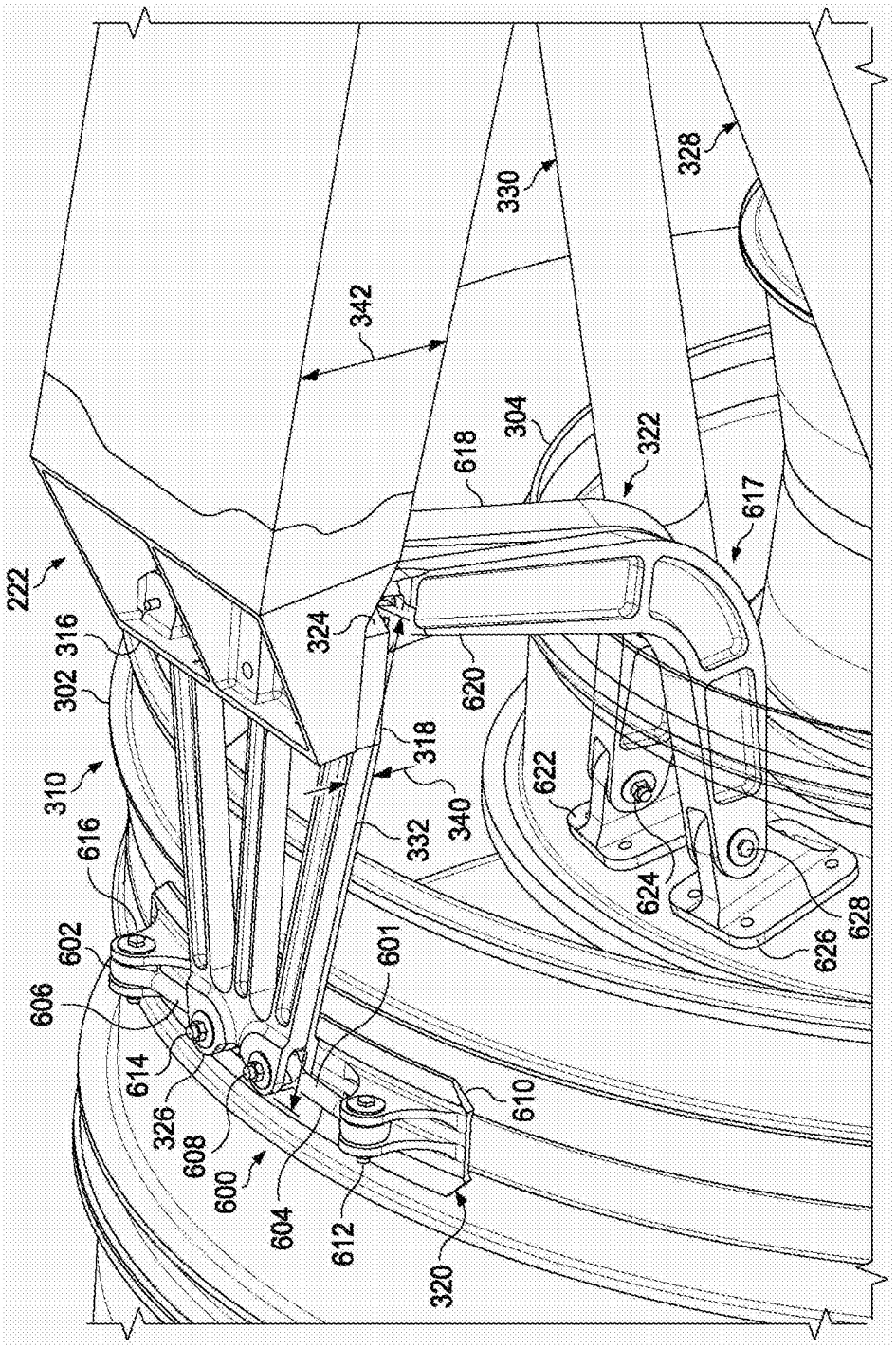

222
316
302
310
616
602
606
614
326
608
600
604
612
320
601
610
324
620
318
340
332
622
624
626
628
342
330
328
304
322
618
617

图6

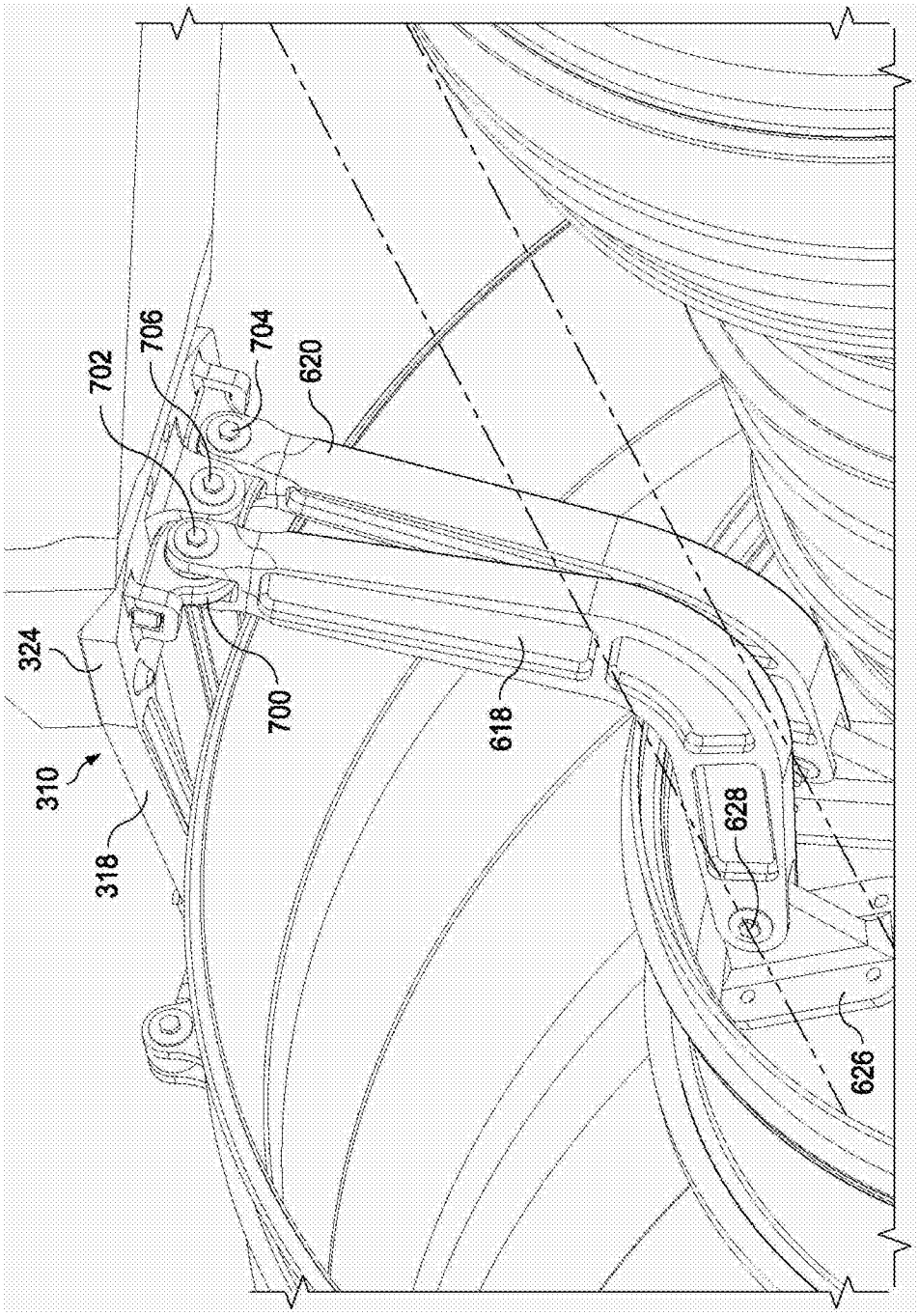


图7

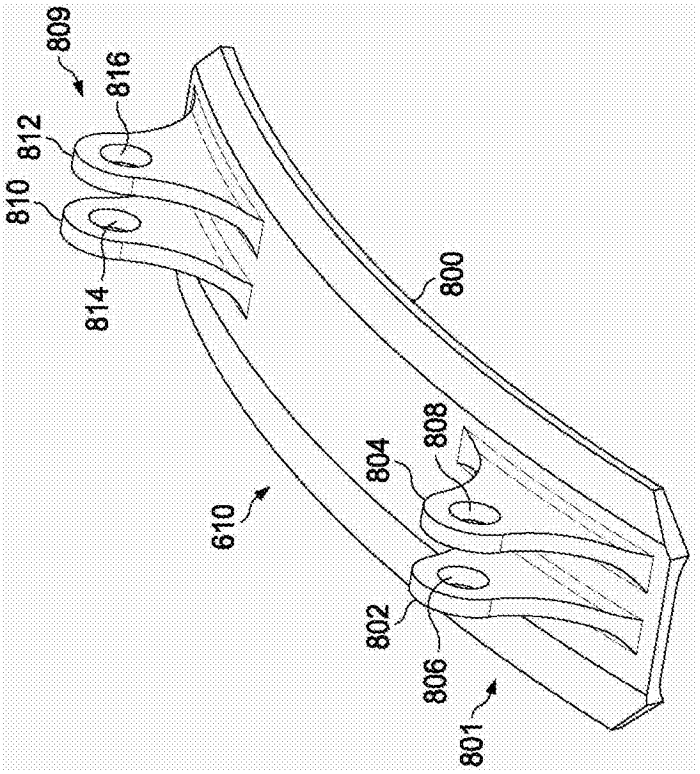

809
816
812
810
814
800
808
804
610
802
806
801

图8

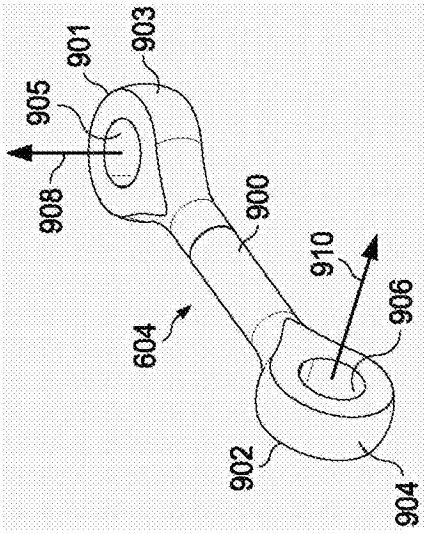

901
903
905
908
900
910
906
604
902
904

图9

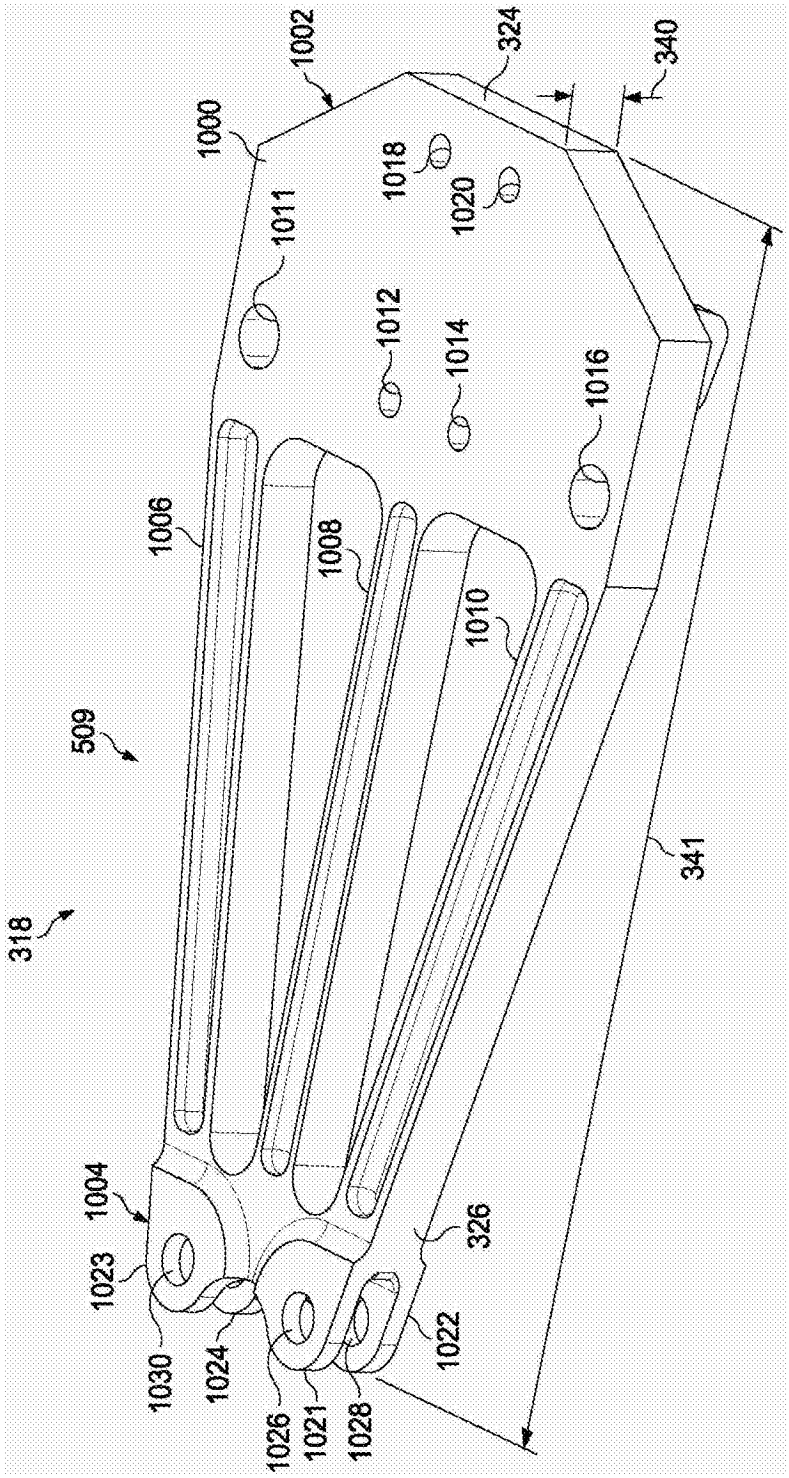

1002
324
340
1000
1018
1020
1011
1012
1014
1016
1006
1008
1010
509
318
341
1004
1023
1030
1024
1026
1021
1028
1022
326

图10

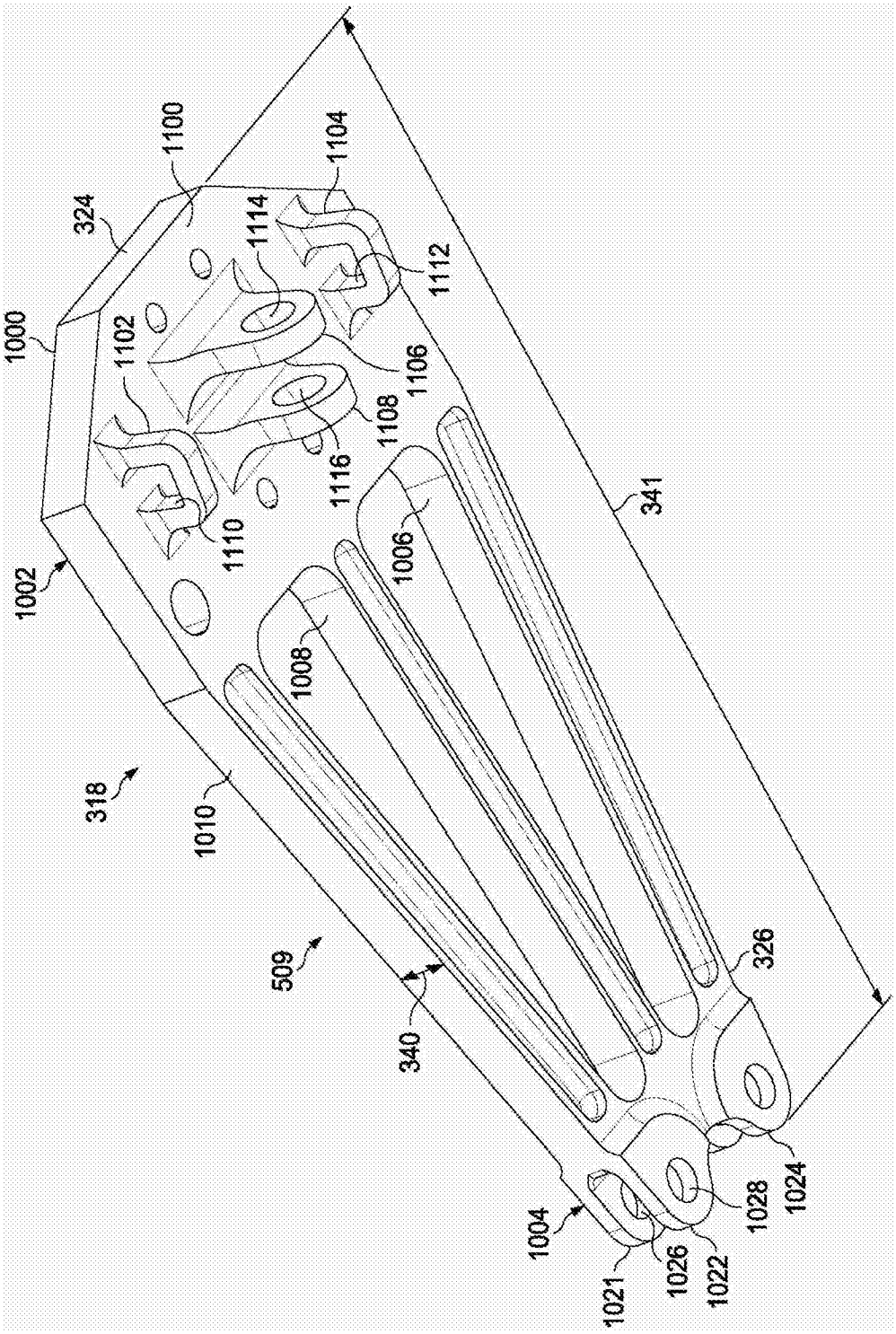

1100
1104
324
1114
1112
1000
1102
1106
1108
1116
1110
341
1002
1006
1008
318
1010
509
326
340
1004
1028
1024
1021
1026
1022

图11

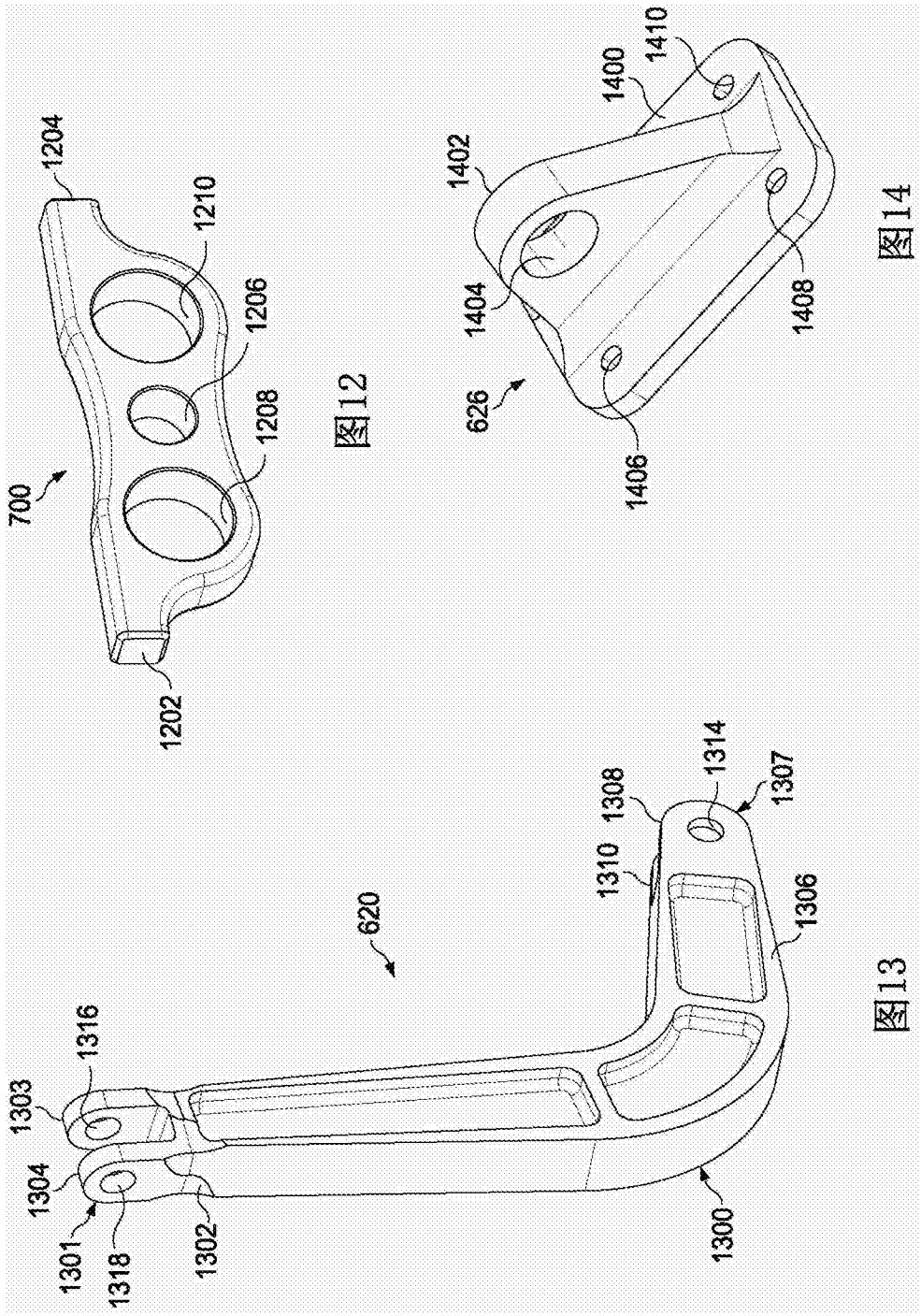

700
1204
1210
1206
1208
1202
620
1316
1303
1304
1301
1318
1302
1310
1308
1314
1307
1306
1300
626
1402
1400
1410
1404
1408
1406

图12

图13

图14

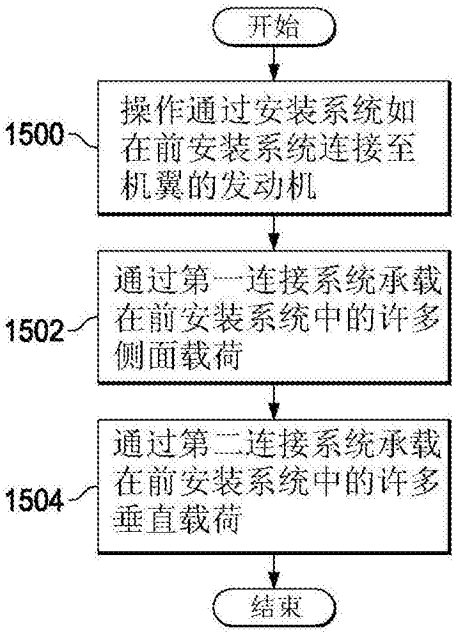

开始
操作通过安装系统如在前安装系统连接至机翼的发动机
1500
通过第一连接系统承载在前安装系统中的许多侧面载荷
1502
通过第二连接系统承载在前安装系统中的许多垂直载荷
1504
结束

图15

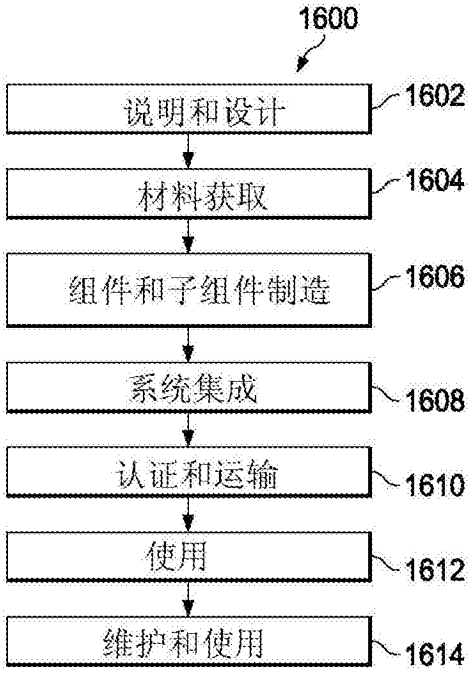

1600
说明和设计
1602
材料获取
1604
组件和子组件制造
1606
系统集成
1608
认证和运输
1610
使用
1612
维护和使用
1614

图16

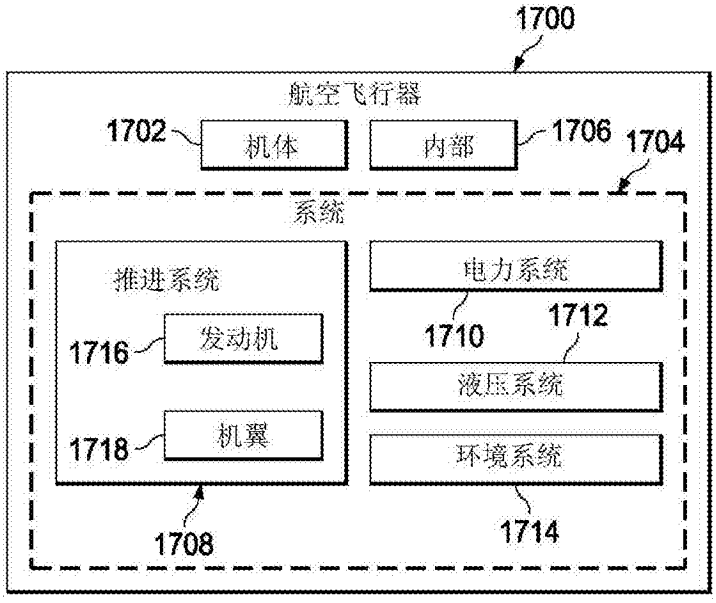

1700
航空飞行器
1702
机体
内部
1706
1704
系统
推进系统
1716
发动机
1718
机翼
1708
电力系统
1710
1712
液压系统
环境系统
1714

图17