

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2014 年 8 月 14 日 (14.08.2014)



(10) 国际公布号
WO 2014/121638 A1

- (51) 国际专利分类号:
B64D 29/02 (2006.01) *F02K 1/76* (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2013/089256
- (22) 国际申请日: 2013 年 12 月 12 日 (12.12.2013)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
201310048319.7 2013 年 2 月 6 日 (06.02.2013) CN
- (71) 申请人: 中国商用飞机有限责任公司 (COMMERCIAL AIRCRAFT CORPORATION OF CHINA, LTD) [CN/CN]; 中国上海市浦东新区张杨路 25 号, Shanghai 200120 (CN)。中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院 (COMMERCIAL AIRCRAFT CORPORATION OF CHINA, LTD SHANGHAI AIRCRAFT DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE) [CN/CN]; 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。
- (72) 发明人: 吴光辉 (WU, Guanghui); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。韩克岑 (HAN, Kecen); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。周良道 (ZHOU, Liangdao); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。俞麒峰 (YU, Qifeng); 中国上海市浦

东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。林国政 (LIN, Guozheng); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。张宏杰 (ZHANG, Hongjie); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。章仕彪 (ZHANG, Shibiao); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。翁豪杰 (WENG, Haojie); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。郭海沙 (GUO, Haisha); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。张鹏飞 (ZHANG, Pengfei); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。李晓楠 (LI, Xiaonan); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。马世伟 (MA, Shiwei); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。胡寅寅 (HU, Yinyin); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。彭森 (PENG, Sen); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。唐宏刚 (TANG, Honggang); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。闫明鹏 (YAN, Mingpeng); 中国上海市浦东新区金科路 5188 号, Shanghai 201210 (CN)。

- (74) 代理人: 北京市金杜律师事务所 (KING & WOOD MALLESONS); 中国北京市朝阳区东三环中路 1 号

[见续页]

(54) Title: INTEGRATED PYLON STRUCTURE FOR PROPULSION SYSTEM

(54) 发明名称: 推进系统一体化的吊挂结构

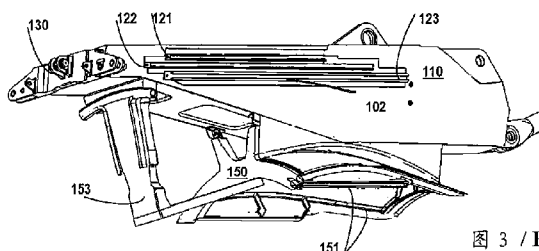


图 3 / Fig. 3

(57) Abstract: Disclosed is an integrated pylon structure for a propulsion system, wherein it is suitable for one end to be connected to an aircraft wing and the other end to be connected to an aircraft engine. The pylon structure comprises a pylon box section (110) formed from an upper and a lower beam, a frame (100) and a side wall panel (102). The pylon structure further comprises a thrust reverser hood connection structure, provided on the side wall and connected with a nacelle thrust reverser hood comprising a front fixed hood (301) and a rear movable hood (302). The thrust reverser hood connection structure comprises at least one guide rail used for guiding the rear movable hood to make the rear movable hood slide and open relative to the pylon box section. The engine thrust reverser hood is directly connected to the side wall of the pylon box section and the opening of the thrust reverser hood is guided by means of the guide rail on the side wall, thus a guide rail beam is eliminated, which saves on space while meeting the installation requirements of an engine and reduces the weight of the entire propulsion system.

(57) 摘要: 一种推进系统一体化的吊挂结构, 其适于一端连接至飞机机翼另一端连接至航空发动机, 吊挂结构包括吊挂盒段 (110), 其由上下梁、框 (100)、侧壁板 (102) 构成; 其中吊挂结构还包括反推罩连接结构, 其设置于所述侧壁上并与包括前固定罩 (301) 和后移动罩 (302) 的短舱反推罩连接, 反推罩连接结构包括至少一条用于引导后移动罩的导轨以使后移动罩相对吊挂盒段滑动打开。发动机反推罩直接连接到吊挂盒段侧壁上并通过侧壁上的导轨引导反推罩打开, 导轨梁被取消, 可以节省空间满足发动机安装需要, 并减少整个推进系统的重量。



WO 2014/121638 A1



环球金融中心办公楼东楼 20 层, Beijing 100020 (CN)。

(81) **指定国** (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) **指定国** (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ,

NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

根据细则 4.17 的声明:

— 发明人资格(细则 4.17(iv))

本国际公布:

— 包括国际检索报告(条约第 21 条(3))。

推进系统一体化的吊挂结构

技术领域

本发明总的涉及民用飞机结构设计、总体设计、气动设计、强度设计技术领域，更具体地涉及一种吊挂与机翼、发动机的结构连接形式。

背景技术

吊挂是航空发动机与飞机机翼之间的连接界面，其主要功能是吊装发动机，传递发动机载荷，并为发动机至飞机机翼之间的燃油管路、环控、电气、液压等系统提供通路，并保证光滑气动外形。吊挂结构设计应考虑到噪声、重量、燃油消耗率、气动、系统布置、发动机安装维护等各方面因素。

如图 1 所示，传统构型的吊挂 10' 通常设计为由上下梁、多个垂直站位的框、侧壁板相互连接构成的刚性盒型结构，并通过前安装节 20' 和后安装节 30' 与发动机装配。发动机的全部载荷均通过前安装节、后安装节传递，并且通常借助于后安装节 30' 传扭。

上述传统构型的吊挂通过后安装节 30' 传递扭矩，为了有足够长的力臂传递扭矩，后安装节 30' 必须有较宽的宽度，导致了吊挂后缘外形较宽，影响了飞机的气动性能。另，前安装节 20' 是独立于吊挂但连接至吊挂的单独部件，整个发动机安装结构较为厚重。

传统吊挂与短舱结构的连接是通过铰链连接，如图 2 所示，吊挂侧壁 11' 上设置有反推罩铰链 12' 和风扇罩铰链 13'，其中，反推罩铰链 12' 通过导轨梁（图未示）与反推罩体（图未示）连接，导轨梁上设置有用以引导反推罩体的导轨。

对外涵道气流起整流作用的传统发动机涵道辅助结构位于短舱外涵及短舱核心罩体之间，并与短舱核心罩体连接在一起，检修的时候随核心罩体一起打开。可见，传统的发动机涵道辅助结构为与短舱一体化的设计，属于短舱结构件。

发明内容

本发明的第一个目的在于提供一种新的吊挂与机翼、发动机的连接形式，在当采用 LEAP-X 型发动机时能够满足小空间下的结构需求并达到减重的目的；

本发明的第二个目的在于提供一种新的吊挂与机翼、发动机的连接形式，取消后传扭进行前传扭，从而达到减小吊挂侵占的发动机涵道空间，并合理解决发动机载荷的传递问题，进而达到减少燃油消耗率、减少气动损失、降噪的目的；

本发明的第三个目的在于提供一种新的吊挂与机翼、发动机的连接形式，解决发动机短舱核心罩后罩要移动的问题。

根据本发明的一个方面，提供一种推进系统一体化的吊挂结构，其适于一端连接至飞机机翼另一端连接至航空发动机，所述吊挂结构包括吊挂盒段，其由上下梁、框、侧壁板构成；其特征在于，所述吊挂结构还包括：

反推罩连接结构，其设置于所述左侧壁和所述右侧壁上并与包括前固定罩和后移动罩的短舱反推罩连接，所述反推罩连接结构包括至少一条用于引导后移动罩的导轨以使后移动罩相对吊挂盒段滑动打开。

在本发明的该方面，发动机反推罩直接连接到吊挂盒段侧壁上并通过侧壁上的导轨引导反推罩打开，导轨梁被取消，从而不仅可以节省空间满足 LEAP-X 型发动机的安装需要，而且还能够减少整个推进系统的重量。

优选地，所述反推罩连接结构包括用于引导后移动罩的上导轨和下导轨以及用于引导短舱格栅的中间导轨。

进一步优选地，所述后移动罩上设有与所述上导轨和下导轨可滑动接合的结构。

在一个实施方式中，所述吊挂结构还包括前安装节，所述前安装节设置于所述框中的前端框的前壁上并连接到航空发动机的风扇

机匣。

前安装节与吊挂一体化设计不仅可以减少节省空间，而且也能够有助于减少整个推进系统的重量。

优选地，所述前安装节包括：

- 5 第一拉耳和第二拉耳，其分别从所述前端框的两侧向外突出；
 第一连杆和第二连杆，其一端分别连接至第一拉耳和第二拉耳，另一端分别适于连接至航空发动机；

其中，第一连杆与第一拉耳在第一连接点处可枢转地连接，第二连杆与第二拉耳分别在第二连接点和第三连接点处连接。

- 10 在本发明的该方面，前安装节与吊挂的框一体化设计，既能传递垂向和侧向载荷，又能传递扭矩，克服了现有前安装节不传扭的缺点，并解除了后安装节的传扭功能，从而减小后安装节的宽度，从而使后安装节侵占发动机涵道空间较小，这样既有利于降低燃油消耗率，也有利于吊挂后缘的收缩，达到降低气动损失的目的。同
15 时，由于前安装节与吊挂的框一体化设计，从而可以有效减少结构重量，降低起落架高度。

优选地，在所述第一连接点、第二连接点和第三连接点处分别穿过所述第一连杆和第二连杆的连接螺栓与设置于在这些连接点处形成于所述第一拉耳和第二拉耳上的安装孔内的衬套过渡配合。

- 20 再进一步优选地，所述第一连杆与所述第一拉耳还在第四连接点处连接，第四连接点与所述第二连接点相对设置并分别位于所述第一连接点和所述第三连接点的内侧，在第四连接点处穿过第一连杆的连接螺栓与在第四连接点处设置于第一拉耳上的安装孔内的衬套间隙配合。

- 25 第四连接点的设置，使得当前安装节通过第一第二连杆与发动机相连时，第一连杆为等待破损安全设计。

又进一步优选地，所述第四连接点处的所述连接螺栓与所述衬套以第一间隙进行间隙配合，所述第一间隙设置成当所述第一连接点、第二连接点和第三连接点中任意一个连接点失效时，在该第四

连接点处的所述连接螺栓与所述衬套部分接触。

当第一连接点、第二连接点和第三连接点中任意一个连接点失效时，例如第二连接点失效时，在发动机的载荷作用下，吊挂前端框绕第三连接点微微转动，从而第四连接点处的第一间隙部分消失，
5 即第四连接点参与受力。

优选地，本发明的前安装节还包括从所述前端框前壁向外突出的第三拉耳和一端在第五连接点处与第三拉耳连接的第三连杆，第三连杆的另一端适于与发动机连接，在第五连接点处穿过第三连杆的连接螺栓与在第五连接点处设置于第三拉耳上的安装孔内的衬套
10 间隙配合。

第五连接点的设置，使得当前安装节通过第一、第二、第三连杆与发动机相连时，第三连杆为等待破损安全设计。

进一步优选地，所述第五连接点处的所述连接螺栓与所述衬套以第二间隙进行间隙配合，该第二间隙设置成大于所述第一间隙并
15 使得当所述第一连杆或所述第二连杆完全失效时，在该第五连接点处的所述连接螺栓与所述衬套部分接触。

当整个第一连杆或第二连杆完全失效时，第五连接点处的第二间隙在发动机载荷的作用下部分消失，第三连杆参与受力。

在本发明的另一个实施方式中，还包括发动机涵道辅助结构，
20 所述发动机涵道辅助结构一端连接到所述吊挂盒段上另一端适于连接包括核心前罩和核心后罩的短舱核心罩，所述发动机涵道辅助结构包括与核心前罩铰接的前框架和与核心后罩连接的后框架，所述后框架上设置有至少一条用于引导核心后罩的导轨以使核心后罩相对吊挂盒段滑动打开。

25 发动机涵道辅助结构与吊挂盒段一体化设计，可以一方面满足发动机—短舱—吊挂盒段一体化设计的需要，另一方面提供一种更窄的发动机涵道辅助结构外形，使发动机外涵流道面积显著增加，降低发动机燃油消耗率，提高飞机的经济性，具有更高的市场竞争力。

优选地，所述前框架包括前梁、后梁、中间横梁和中间斜梁；其中，所述前梁的一端用于连接到所述吊挂盒段上另一端用于连接到所述核心前罩上；所述后梁位于所述前梁的下游，其一端用于连接到所述吊挂盒段上另一端用于连接到所述核心前罩上；所述中间横梁的两端分别连接到所述前梁和后梁上；所述中间斜梁的一端连接到所述中间横梁上另一端向所述后梁倾斜并用于连接到所述吊挂盒段上；所述后框架从所述后梁向后延伸，上端用于连接到所述吊挂盒段。

进一步优选地，所述前框架的后梁通过枢接座连接到所述吊挂盒段上，所述中间斜梁的另一端也连接到所述枢接座上。

再进一步优选地，所述中间横梁上枢接有多个铰链，所述多个铰链的另一端枢接到所述核心前罩上以使所述核心前罩相对所述吊挂盒段可转动地打开。

本发明的有益效果在于：发动机反推罩直接连接到吊挂盒段侧壁上并通过侧壁上的导轨引导反推罩打开，导轨梁被取消，从而不仅可以节省空间满足 LEAP-X 型发动机的安装需要，而且还能够减少整个推进系统的重量。

附图说明

本发明的其它特征以及优点将通过以下结合附图详细描述的首选实施方式更好地理解，附图中，相同的附图标记标识相同或相似的部件，其中：

图 1 为一种传统构型的飞机吊挂的示意图；

图 2 为一种传统的短舱连接接头示意图；

图 3 示意性地示出了根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊挂结构的整体示意图；

图 4a 为根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊挂结构吊装 LEAP-X 型发动机的使用状态图，其中 LEAP-X 型发动机的反推结构处于正常展开位置；

图 4b 是类似于图 4a 的视图,但其中的 LEAP-X 型发动机反推结构处于维护展开位置,并且为了清楚显示短舱而将格栅去除掉;

图 5 示意性地示出了图 3 中的前安装节连接至发动机风扇机匣的使用状态图;

5 图 6a 为根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊装结构的前安装节的示意图,为了清楚起见,移除了用于固定回旋镖连杆的紧固件;

图 6b 为类似图 6a 的视图,其中的安装节装配有紧固件;

图 7 为图 6a 中前安装节正常状态下的受力情况示意图;

10 图 8 为图 6a 中前安装节在第二连接点失效状态下的受力情况示意图;

图 9 为图 6a 中前安装节在第二回旋镖连杆失效状态下的受力情况示意图;

15 图 10 示意性地示出了根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊挂结构的吊挂盒段侵占的发动机涵道空间;

图 11 示意性地示出了根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊挂结构中风扇空气活门的安装位置;

20 图 12a 为根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊装结构与 LEAP-X 型发动机短舱连接状态示意图,其中的短舱核心罩处于正常使用位置,并且图中为清楚起见去除了吊挂侧壁板上的反推罩连接结构;

图 12b 为类似于图 12a 的视图,但其中的短舱核心罩处于维护使用位置;

图 13 示意性地示出了图 3 中发动机涵道辅助结构的主要结构。

25 附图标记说明

10'	吊挂	11'	吊挂侧壁
12'	反推罩铰链	13'	风扇罩铰链
20'	前安装节	30'	后安装节
1	第一连接点	2	第二连接点

3	第三连接点	4	第四连接点
5	第五连接点		
10	第一拉耳	20	第二拉耳
30	第三拉耳	40	连接螺栓
50	衬套		
70	第一连杆	80	第二连杆
90	第三连杆		
110	吊挂盒段		
100	前端框	102	侧壁板
121	上导轨	122	中间导轨
123	下导轨	130	前安装节
140	吊挂后缘	150	发动机涵道辅助结构
151	导轨	152	前框架
153	前梁	154	后梁
155	中间横梁	156	中间斜梁
157	后框架	158	枢接座
159	连接位置		
200	发动机风扇机匣		
201	第一接头	203	第二接头
205	第三接头		
301	前固定罩	302	后移动罩
303	短舱格栅	304	发动机外涵空间
401	风扇空气活门	402	预冷器
500	短舱		
501	核心前罩	502	核心后罩

具体实施方式

在以下的实施方式的详细描述中，参照构成该描述的一部分的附图进行说明。附图以示例的方式展示出特定的实施方式，本发明
5 被实现在这些实施方式中。所示出的实施方式不是为了穷尽根据本

发明的所有实施方式。可以理解，其他的实施方式可以被利用，结构性或逻辑性的改变能够在不脱离本发明的范围的前提下被做出。对于附图，方向性的术语，例如“向外”、“向下”等，是参照所描述的附图的方位而使用的。如果附图方位改变，这些术语也会相应做出变化。由于本发明的实施方式的组件能够被以多种方位实施，这些方向性术语是用于说明的目的，而不是限制的目的。因此，以下的具体实施方式并不是作为限制的意义，并且本发明的范围由所附的权利要求书所限定。

国际上先进的 LEAP-X 发动机采用新型的 O-DUCT 反推结构形式，反推主体复合材料结构罩体采取整体成型技术。主要优点是维护简单，重量轻，有利降低噪声级别。LEAP-X 发动机，在油耗上，比现役 B737 和 A320 的 CFM56 发动机降低 13.6%；在噪音上，比国际上最严格的第四等级要求降低了 10 分贝以上。其中，本发明的推进器一体化技术(即 IPS 技术)，预估贡献了 1.5%的油耗降低和 2 分贝的噪音降低。

结构上，发动机通过前后安装节连接在吊挂盒段结构上，发动机核心罩 IFS 结构又通过 BIFI 结构连接到吊挂盒段上，另外 O 形反推又与吊挂盒段的侧壁导轨结构连接在一起，整个发动机、短舱和吊挂结构整体承力和发挥推进系统功能状态，故名推进器的一体化技术(即 IPS 技术)。

由于一体化技术为全新技术，同时发动机、反推结构形式及吊挂结构并且均与传统形式差别较大，IPS 吊挂也需要进行较大改进以到达减重、降噪、降 SFC、减少气动损失的设计目标。

从吊挂结构角度来说，需要解决以下几个问题：

- (1)减小吊挂侵占的发动机涵道空间；
- (2)合理解决发动机载荷的传递；
- (3)解决发动机短舱的相关问题；
- (4)解决吊挂内部的系统布置问题。

图 3 示意性地示出了根据本发明优选实施方式的推进系统一

体化的吊挂结构的整体示意图。该吊挂结构适于一端连接至飞机机翼另一端连接至航空发动机，所述吊挂结构包括吊挂盒段 110，其由上下梁、框 100、侧壁板 102 构成；其中，所述吊挂结构还包括：反推罩连接结构、前安装节 130 和发动机涵道辅助结构 150。

5 再如图 3 所示，反推罩连接结构，设置于吊挂盒段 110 所述侧壁板 102 上并与包括前固定罩 301 和后移动罩 302 的短舱反推罩连接，所述反推罩连接结构包括三条导轨：上导轨 121、中间导轨 122 和下导轨 123。其中，上导轨 121 和下导轨 123 用于引导后移动罩 302 以使后移动罩相对吊挂盒段滑动打开；中间导轨 122 用于引导短
10 舱格栅 303。而在后移动罩 302 上设有与上导轨 121 和下导轨 123 可滑动接合的结构，比如滑块。当然，如果上导轨 121 和下导轨 123 设置成滑块，而后移动罩 302 上设置相应的导轨也是可行的。

在本实施方式中，IPS 吊挂取消了吊挂上的铰链，将导轨直接与吊挂连接。这样有利于减少短舱重量。同时增大短舱吸声面积，
15 有利于降低噪声。

吊挂侧壁板及导轨的结构形式，与传统飞机结构设计相比，连接吊挂与反推的连接形式从铰链及铰链梁结构改为导轨及滑块的结构。新的连接形式的优点主要体现在大大减轻了连接结构的重量；并增大短舱的吸声蜂窝的面积，有利于降低噪声。

20 吊挂的导轨和侧壁板 102 分开制造，连接方式仍采用紧固件。紧固件连接说明：在侧壁板上直接安装紧固件，但安装紧固件需要分为两种形式：一种是侧壁板与导轨共用紧固件，另外一种为侧壁板不与导轨共用紧固件。首先安装侧壁板不与导轨共用紧固件的部位。这些部位一般与导轨位置冲突，因此安装时需要用埋头螺栓。
25 再将导轨安装在侧壁板上。此时安装侧壁板与导轨的共用紧固件。这种形式的优点是简化了零件加工，不会因导轨的位置而影响紧固件的布置，有利于侧壁板安装紧固件，保证了吊挂盒段的传力。

图 4a 为根据本发明优选实施方式的推进系统一体化的吊挂结构吊装 LEAP-X 型发动机的使用状态图，其中 LEAP-X 型发动机的反

推结构处于正常展开位置；图 4b 是类似于图 4a 的视图，但其中的 LEAP-X 型发动机反推结构处于维护展开位置，并且为了清楚显示短舱而将短舱格栅 303 去除掉。当需要维修时，后移动罩 302 沿着上导轨 121 和下导轨 123 远离前固定罩 301 向后移动。应当理解的是，
5 尽管此处用于引导后移动罩 302 的是两条导轨，但也可以仅设置为一条，也可以根据需要设置为多条。

本发明的安装节的主要功能是连接发动机，并将发动机的载荷传递至吊挂结构。传统的发动机安装方式是发动机通过前后两个安装节与吊挂相连，发动机的扭矩通过后安装节传递到飞行器吊挂，
10 而本发明采用前安装节与吊挂框一体化设计，既能传递垂向和侧向载荷，又能传递扭矩。本发明可以用于装备发动机的任何类型的飞行器上。

在本实施方式中，如图 5 所示，前安装节 130 设置于前端框 100 的前壁上并连接到航空发动机的风扇机匣 200 上的第一接头
15 201、第二接头 203 和第三接头 205。

下面介绍一下前安装节 130 在本实施方式中的具体设计。如图 6a 所示，其适于与飞机吊挂的前端框 100 一体成型，并包括第一拉耳 10、第二拉耳 20、第三拉耳 30、第一连杆 70、第二连杆 80、第三连杆 90。第一拉耳 10 和第二拉耳 20 分别从前端框 100 的两侧向外突出；第一连杆 70、第二连杆 80 和第三连杆 90 的一端分别连接
20 至第一拉耳 10、第二拉耳 20 和第三拉耳 30，另一端分别适于连接至航空发动机。在本实施方式中，第一连杆和第二连杆优选为回旋镖连杆，第三连杆优选为直连杆，但这些连杆也可以是其他任何形状的连杆。

如图 6b 所示，第一连杆 70 与第一拉耳 10 分别在第一连接点 1 和第四连接点 4 处连接，第二连杆 80 与第二拉耳 20 分别在第二连接点 2 和第三连接点 3 处连接，第三连杆 90 与第三拉耳 30 在第五连接点 5 处连接。在本实施方式中，第一拉耳、第二拉耳以及第三拉耳优选为带有安装孔的双耳片，安装孔就设在各连接点处双耳片
25

的每个耳片上。在每个安装孔中都安装有衬套 50，在每个连杆上位于各连接点处也都形成有螺栓孔，连接螺栓 40 在第一到第三连接点 1、2、3、4、5 处分别安装到相应连杆上并穿过在这些连接点处装设于相应拉耳上的安装孔内的衬套 50。

5 再如图 5 所示，本实施方式的前安装节通过两个回旋镖连杆和一个直连杆与发动机风扇机匣 200 上的第一接头 201、第二接头 203 和第三接头 205 相连，整个前安装节与发动机共有三个连接点。其中，第一连杆 70 上的第四连接点 4 和第三连杆 90 为等待破损安全设计。也就是，正常工况下，如图 7 所示并参照图 6a，第一连接点
10 1、第二连接点 2、第三连接点 3 三点共同承受发动机传递来的垂向载荷（Z 方向）和航向扭矩（X 方向），第一连接点 1、第三连接点 3 承受侧向载荷（Y 方向）。当第一连接点 1、第二连接点 2、第三连接点 3 中任意一点失效时，第四连接点 4 将参与承受垂向载荷（Z 方向）和侧向载荷（Y 方向）。例如当第二连接点 2 失效时，第一
15 连接点 1、第四连接点 4、第三连接点 3 三点共同承受发动机传递来的垂向载荷（Z 方向）、侧向载荷（Y 方向）和航向扭矩（X 方向）。当第一连杆 70 或第二连杆 80 整个失效即其两个连接点都失效时，例如，当第二连杆 80 完全失效时，第三连杆 90 将随之参与受力，第一连接点 1、第四连接点 4、第五连接点 5 三点共同承受发动机传
20 递来的垂向载荷（Z 方向）、侧向载荷（Y 方向）和发动机扭矩。

再如图 7 所示，在第一连杆 70 和第二连杆 80 分别与第一拉耳 10 和第三拉耳 30 相连接的点中，第一连接点 1、第二连接点 2、第三连接点 3 处的连接螺栓与衬套采用过渡配合，从而在正常工况下，这三个连接点处承受所有载荷和扭矩。

25 为了使得第一连杆 70 和第三连杆 90 为等待破损安全设计，并且第一连杆 70 为优先等待破损安全设计，即在第三连杆 90 起作用之前优先起作用，第四连接点 4 处的连接螺栓 40 与衬套采用间隙配合，第五连接点 5 处的连接螺栓 40 与衬套也采用间隙配合，但第五连接点 5 处的间隙要略大于第四连接点 4 处的间隙。从而，如图 8

所示，当连接点 1、2、3 任意一处连接点失效时，例如第二连接点 2 失效，在发动机的载荷作用下，吊挂前端框 100 将以第三连接点 3 处的连接螺栓 40 为转轴作微微转动，使得在第四连接点 4 处的连接螺栓 40 将与衬套作部分接触，即第四连接点 4 处连接螺栓 20 和衬套之间在局部上的间隙消失，第四连接点 4 即开始参与受力，连接点 1、4、3 承受垂向载荷、侧向载荷和航向扭矩。而当整个第一连杆 70 或第二连杆 80 完全失效时，例如第二连杆 80 完全失效时，如图 9 所示，在发动机载荷的作用下，第三连杆 90 将被向下拉动，使得第五连接点 5 处的连接螺栓 20 将与衬套部分接触，即该部分的间隙消失，第三连杆 90 即参与受力，连接点 1、4、5 处承受垂向载荷、侧向载荷和航向扭矩。

在如图 5 至图 9 所示的实施方式中，第一连接点 1、第四连接点 4、第二连接点 2 和第三连接点 3 优选呈一条直线分布，这样可以将沿该直线方向的相反矢量相互抵消。还有，优选第四连接点 4 与第二连接点 2 相对设置并分别位于第一连接点 1 和第三连接点 3 的内侧。另外，尽管在本实施方式中，第五连接点 5 在垂向（即 Z 方向）上位于其它连接点 1、2、3、4 的上方并且在侧向（即 Y 方向）上位于其它连接点的中间部位，应当理解的是，第五连接点 5 也可以在垂向上位于其它部位，例如连接点 1、2、3、4 的下方，只要保证在前安装节与发动机连接后，第三连杆 90 不受力即可。

上述实施方式的前安装节与现有技术相比，具有以下优点：

1) 发动机前安装节与吊挂框是一体的，省却了安装架即没有对接形式，安装节与发动机风扇机匣通过连杆直接连接，从而节省了发动机的安装部分的重量；

2) 该安装节不仅承受垂直方向与水平方向的载荷，还同时承受发动机扭矩作用，从而解除了后安装节的承扭功能；

3) 由于前安装节 130 承受扭矩，有利于缩小后安装节的外形宽度，减少吊挂侵占的发动机外涵空间 304，见图 10，这样既有利于降低燃油消耗率，也有利于吊挂后缘 140 的收缩，达到降低气动

损失的目的;

4) 第一连杆和第三连杆的设计是整个前安装节具有等待破损安全设计功能。

如图 10 所示, 由于涵道分离面比传统吊挂显著变窄, 从而考虑将风扇空气活门 (即 FAV) 401 布置在发动机涵道辅助结构 (即 BIFI) 150 内而不是吊挂盒段 110 内。同时 BIFI 由于为辅助结构, 蒙皮可以做成可以拆卸蒙皮。这样就可以不用拆掉预冷器 402 而将 FAV 取出, 从而改善了 FAV 的维修性能, 降低了维修成本。

如图 12a 和图 12b, LEAP-X 发动机的短舱 500 的短舱核心罩包括核心前罩 501 和核心后罩 502, 核心后罩 502 需要向后滑动打开。为了满足核心后罩 502 的这一需求, 在本实施方式中, BIFI 结构不再像传统型的 BIFI 结构那样作为短舱反推结构的一部分, 而是考虑和吊挂盒段 110 一体设置, 即悬挂于吊挂盒段 110 下并提供导轨 151 以引导核心后罩在其上的滑动打开。BIFI 处于短舱反推结构的后移动罩 302 的内表面和短舱核心罩的核心后罩 502 之间, 在发动机的外涵道内, 其表面作为发动机外涵道的气流分离面, 因而需要设计得窄些。

如图 13 所示并参照图 12a, 一种用于连接短舱 500 和吊挂盒段 110 的发动机涵道辅助结构 150, 其包括: 前框架 152, 其包括前梁 153 (通常称为前端墙)、后梁 154、中间横梁 155 和中间斜梁 156; 其中, 前梁 153 的一端用于连接到吊挂盒段 110 上, 另一端用于连接到短舱 500 的核心前罩 501 上; 后梁 154 布置在前梁 153 的后方, 其一端用于连接到吊挂盒段 110 上, 另一端用于连接到短舱 500 的核心前罩 501 上; 中间横梁 155 的两端分别连接到前梁 153 和后梁 154 上; 两个中间斜梁 156 的一端连接到中间横梁 155 上, 另一端向后梁 154 倾斜并用于连接到吊挂盒段 110 上; 后框架 157, 其从后梁 154 后延伸, 上端用于连接到吊挂盒段 110, 后框架 157 上设置有至少一条用于引导短舱 500 的核心后罩 502 的导轨 151。本领域技术人员可以理解, 该导轨 151 的数目较优地为两条。

具体地,前框架 152 的后梁 154 通过枢接座 158 连接到吊挂盒段 110 上,中间斜梁 156 的另一端也连接到枢接座 158 上。

中间横梁 155 (通过多个铰链 (未示出,可以布置在图示的连接位置 159 处) 枢接到短舱 500 的核心前罩 501 上。

5 发动机涵道辅助结构 150 的前梁 153 的两侧与吊挂盒段 110 连接,传递航向载荷和竖直方向载荷,吊挂盒段 110 下伸出的连接部分 (例如单耳) 与其连接时两侧留有空隙,使其不传递侧向载荷;中间剪切销前后留有间隙,使其只传递侧向载荷。

短舱 500 的核心前罩 501 可以通过铰链连接到发动机涵道辅助
10 结构 1500 上,这保证了核心前罩 501 的转动打开。导轨 151 用于连接短舱 500 核心后罩 502 的连接接口,保证了核心后罩的滑动打开。导轨 151 的使用可以保证核心后罩 502 可以向后打开,而吊挂盒段 110 的 O 型反推也能得以实现,这样也促进吊挂盒段 110 的实现。发动机涵道辅助结构 150 的外形更窄,由于发动机涵道辅助结构 150
15 是在发动机外涵道内的结构,对节省用油量做出了直接贡献。

在如图 13 所示的结构中,发动机涵道辅助结构 150 的前框架 152 与吊挂盒段 110 主结构的连接采用耳片接头连接方式,后框架 157 与吊挂盒段 110 主结构的连接采用面连接方式。然而,可以理解,该发动机涵道辅助结构 150 与吊挂盒段 110 主结构的连接也可以采用
20 可拆卸的连接形式,例如铰链和铰支座的形式。吊挂盒段 110 和后框架 157 的铰支座之间可以通过枢接杆两端枢接在一起,同时,吊挂盒段 110 和后框架 157 的铰链也可以通过诸如销状的紧固件彼此枢接。这样,前框架 152 和后框架 157 在上方均被枢接于吊挂盒段 110 上,并且前框架 152 连接到核心后罩 501 上。即,各处接头
25 都不是固定连接,都是可拆卸的,因此,具有良好的可维修性。

发动机涵道辅助结构 150 比传统吊挂显著变窄,使 LEAP-X 发动机涵道有更好的气动特性,降低发动机油耗 (预计 0.75% 左右),其属于吊挂结构的一部分,相对于吊挂盒段 110 而言,BIFI 结构属于非主承力结构,为二级结构。

以上已揭示本发明的具体实施例的技术内容及技术特点，然而可以理解，在本发明的创作思想下，本领域的技术人员可以对上述公开的各种特征和未在此明确示出的特征的组合作各种变化和改进，但都属于本发明的保护范围。上述实施例的描述是示例性的而

5 不是限制性的。

权 利 要 求 书

1. 一种推进系统一体化的吊挂结构，适于一端连接至飞机机翼另一端连接至航空发动机，所述吊挂结构包括吊挂盒段，其由上下梁、框、侧壁板构成；其特征在于，所述吊挂结构还包括：

反推罩连接结构，其设置于所述侧壁板上并与包括前固定罩和后移动罩的短舱反推罩连接，所述反推罩连接结构包括至少一条用于引导后移动罩的导轨以使后移动罩相对吊挂盒段滑动打开。

2. 根据权利要求 1 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述反推罩连接结构包括用于引导后移动罩的上导轨和下导轨以及用于引导短舱格栅的中间导轨。

3. 根据权利要求 2 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述后移动罩上设有与所述上导轨和下导轨可滑动接合的结构。

4. 根据权利要求 3 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述吊挂结构还包括前安装节，所述前安装节设置于所述框中的前端框前壁上并连接到航空发动机的风扇机匣。

5. 根据权利要求 4 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述前安装节包括：

第一拉耳和第二拉耳，其分别从所述前端框的两侧向外突出；

第一连杆和第二连杆，其一端分别连接至第一拉耳和第二拉耳，另一端分别适于连接至航空发动机；

其中，第一连杆与第一拉耳在第一连接点处可枢转地连接，第二连杆与第二拉耳分别在第二连接点和第三连接点处连接。

6. 根据权利要求 5 所述的推进系统一体化的吊挂结构, 其特征在于, 在所述第一连接点、第二连接点和第三连接点处分别穿过所述第一连杆和第二连杆的连接螺栓与设置于在这些连接点处形成于所述第一拉耳和第二拉耳上的安装孔内的衬套过渡配合。

5

7. 根据权利要求 6 所述的推进系统一体化的吊挂结构, 其特征在于, 所述第一连杆与所述第一拉耳还在第四连接点处连接, 第四连接点与所述第二连接点相对设置并分别位于所述第一连接点和所述第三连接点的内侧, 在第四连接点处穿过第一连杆的连接螺栓与
10 在第四连接点处设置于第一拉耳上的安装孔内的衬套间隙配合。

8. 根据权利要求 7 所述的推进系统一体化的吊挂结构, 其特征在于, 所述第四连接点处的所述连接螺栓与所述衬套以第一间隙进行间隙配合, 所述第一间隙设置成当所述第一连接点、第二连接点
15 和第三连接点中任意一个连接点失效时, 在该第四连接点处的所述连接螺栓与所述衬套部分接触。

9. 根据权利要求 8 所述的推进系统一体化的吊挂结构, 其特征在于, 还包括从所述前端框前壁向外突出的第三拉耳和一端在第五
20 连接点处与第三拉耳连接的第三连杆, 第三连杆的另一端适于与发动机连接, 在第五连接点处穿过第三连杆的连接螺栓与在第五连接点处设置于第三拉耳上的安装孔内的衬套间隙配合。

10. 根据权利要求 9 所述的推进系统一体化的吊挂结构, 其特征在于, 所述第五连接点处的所述连接螺栓与所述衬套以第二间隙进行
25 间隙配合, 该第二间隙设置成大于所述第一间隙并使得当所述第一连杆或所述第二连杆完全失效时, 在该第五连接点处的所述连接螺栓与所述衬套部分接触。

11. 根据权利要求 1-10 任一项所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，还包括发动机涵道辅助结构，所述发动机涵道辅助结构一端连接到所述吊挂盒段上另一端适于连接包括核心前罩和核心后罩的短舱核心罩，所述发动机涵道辅助结构包括与核心前罩
5 铰接的前框架和与核心后罩连接的后框架，所述后框架上设置有至少一条用于引导核心后罩的导轨以使核心后罩相对吊挂盒段滑动打开。

12. 根据权利要求 11 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征
10 在于，

所述前框架包括前梁、后梁、中间横梁和中间斜梁；其中，所述前梁的一端用于连接到所述吊挂盒段上另一端用于连接到所述核心前罩上；所述后梁位于所述前梁的下游，其一端用于连接到所述吊挂盒段上另一端用于连接到所述核心前罩上；所述中间横梁的两
15 端分别连接到所述前梁和后梁上；所述中间斜梁的一端连接到所述中间横梁上另一端向所述后梁倾斜并用于连接到所述吊挂盒段上；以及

所述后框架从所述后梁向后延伸，上端用于连接到所述吊挂盒段。

20

13. 根据权利要求 12 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述前框架的后梁通过枢接座连接到所述吊挂盒段上，所述中间斜梁的另一端也连接到所述枢接座上。

25

14. 根据权利要求 13 所述的推进系统一体化的吊挂结构，其特征在于，所述中间横梁上枢接有多个铰链，所述多个铰链的另一端枢接到所述核心前罩上以使所述核心前罩相对所述吊挂盒段可转动地打开。

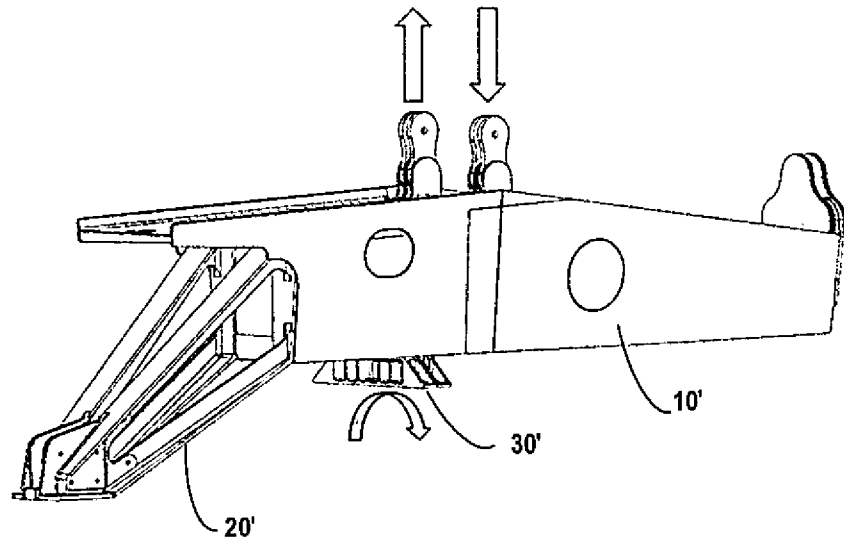


图 1

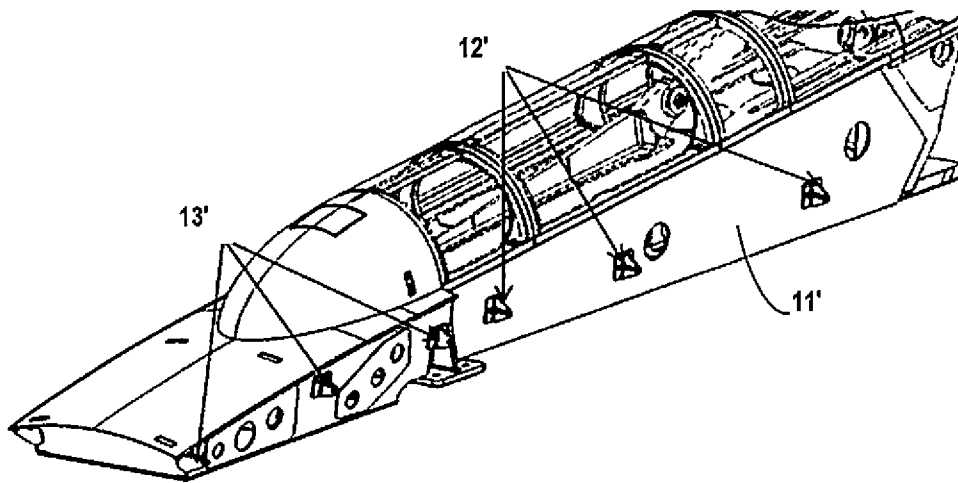


图 2

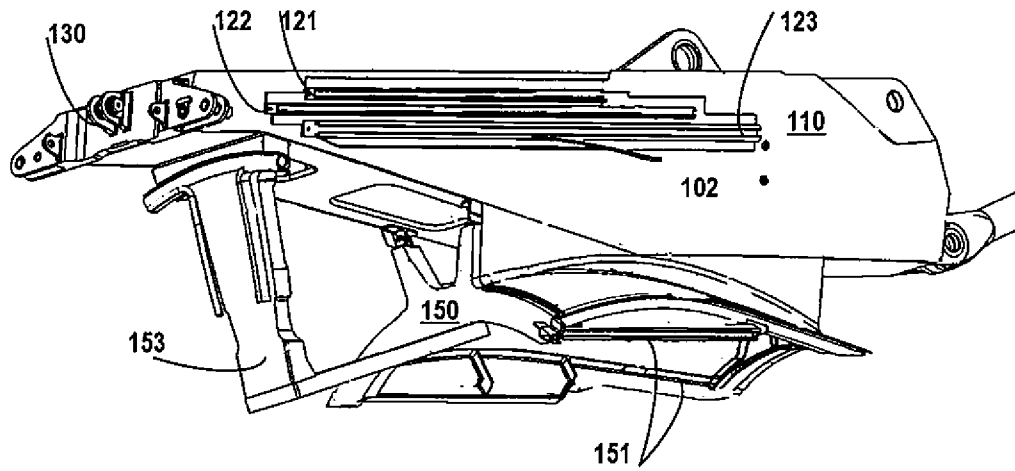


图 3

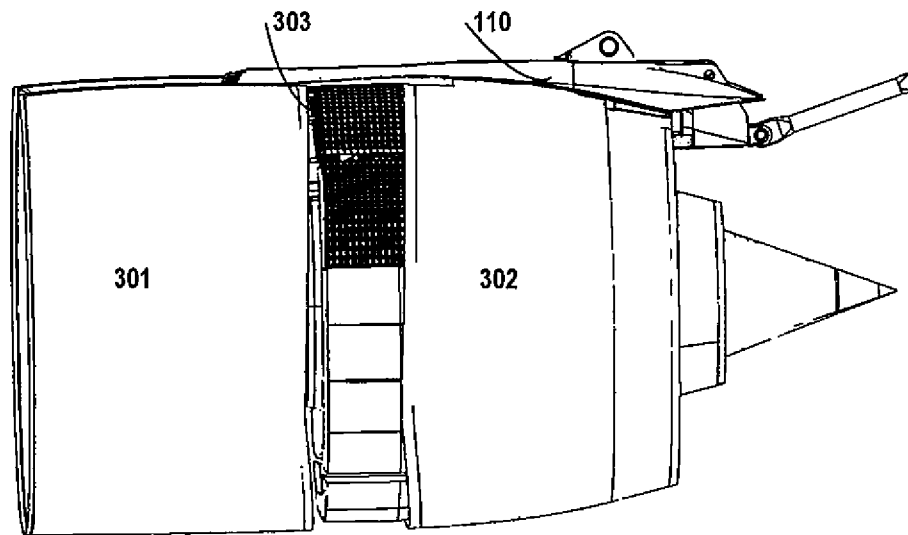


图 4a

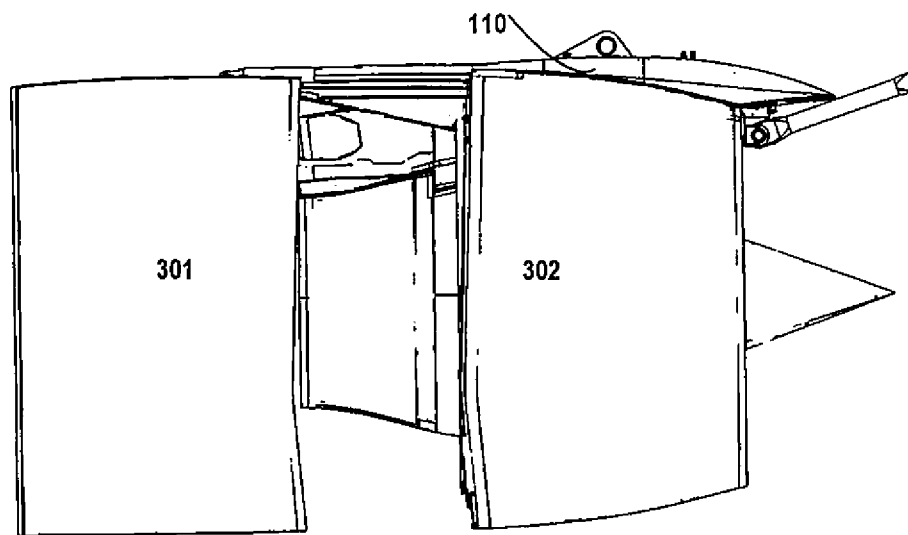


图 4b

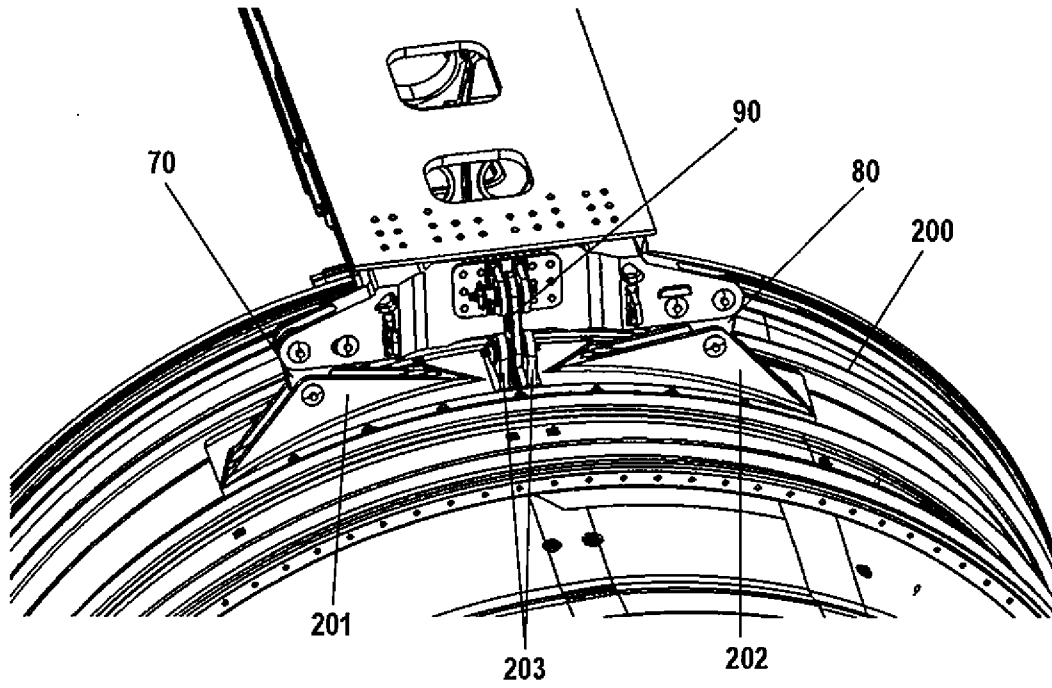


图 5

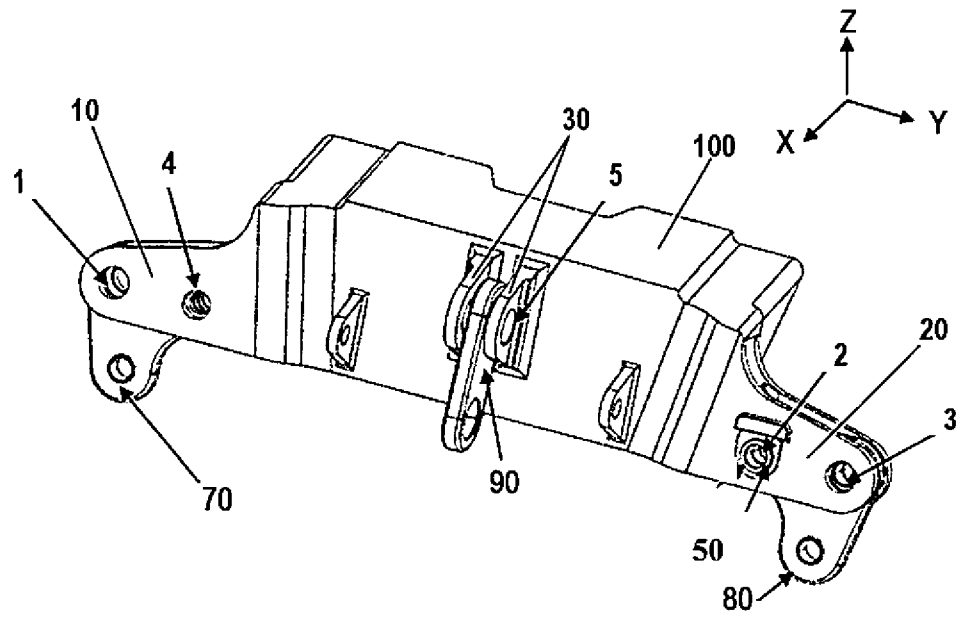


图 6a

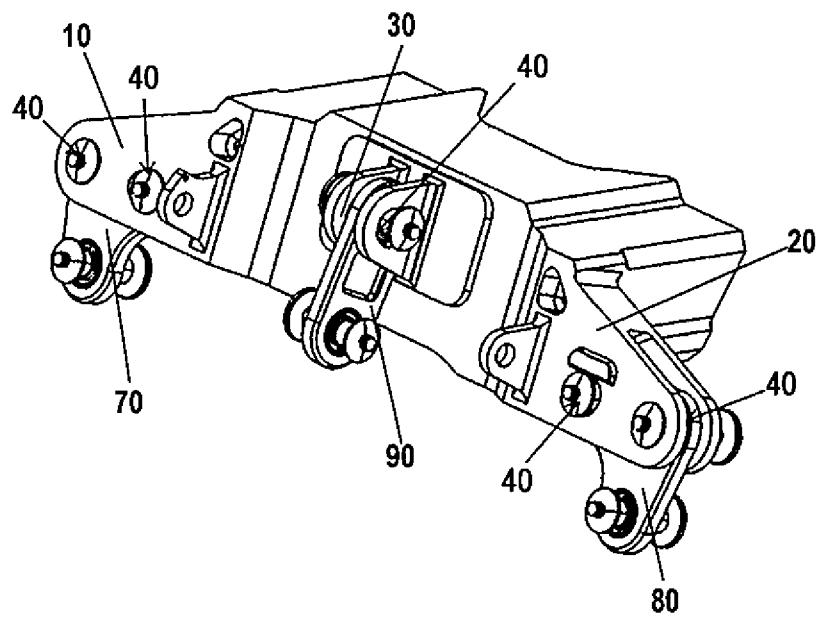


图 6b

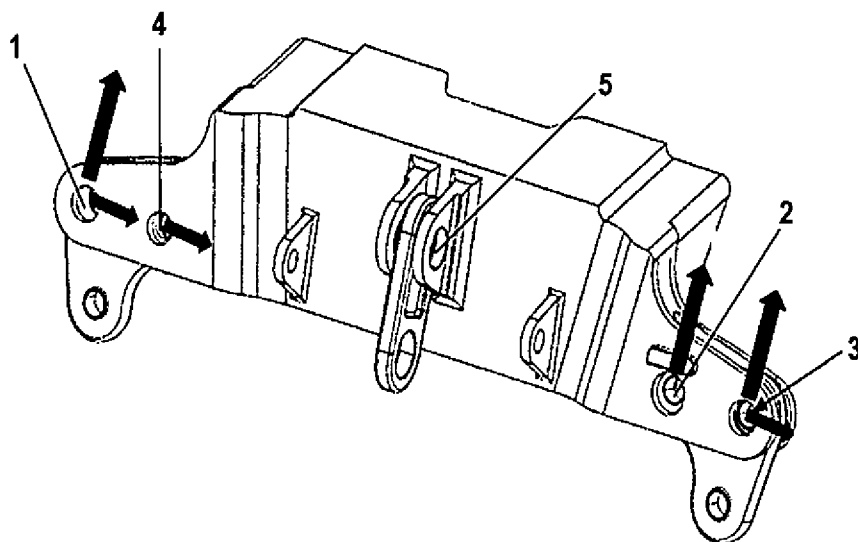


图 7

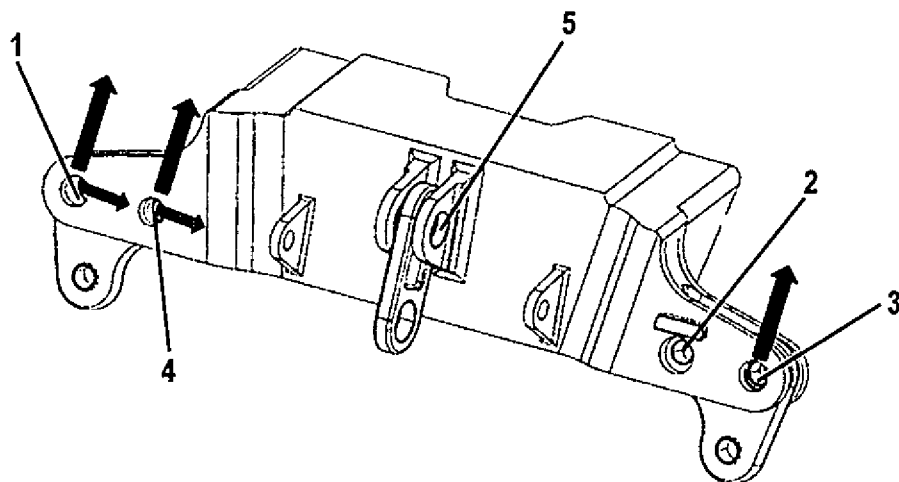


图 8

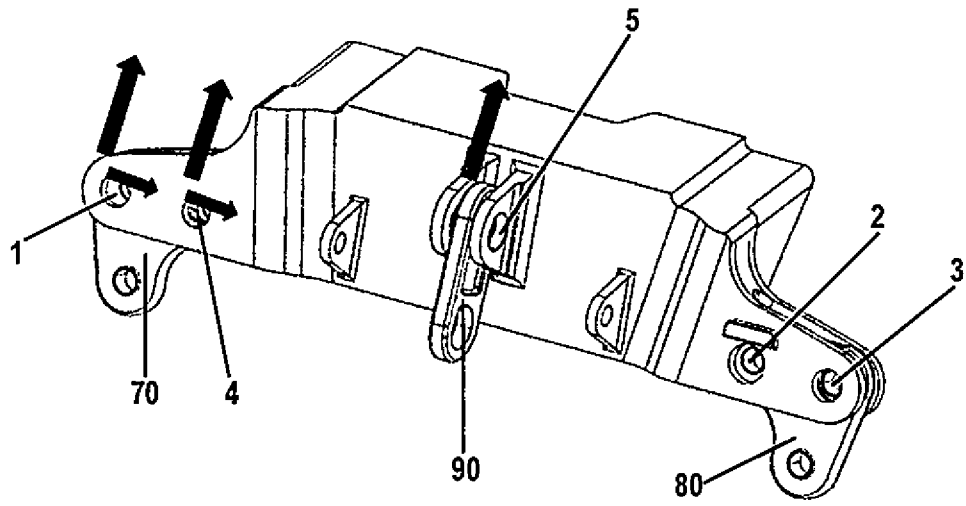


图 9

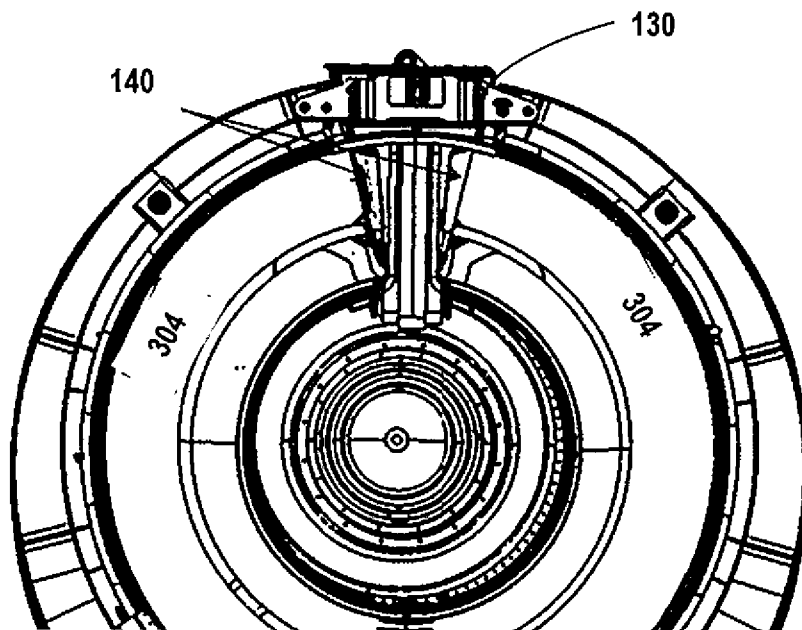


图 10

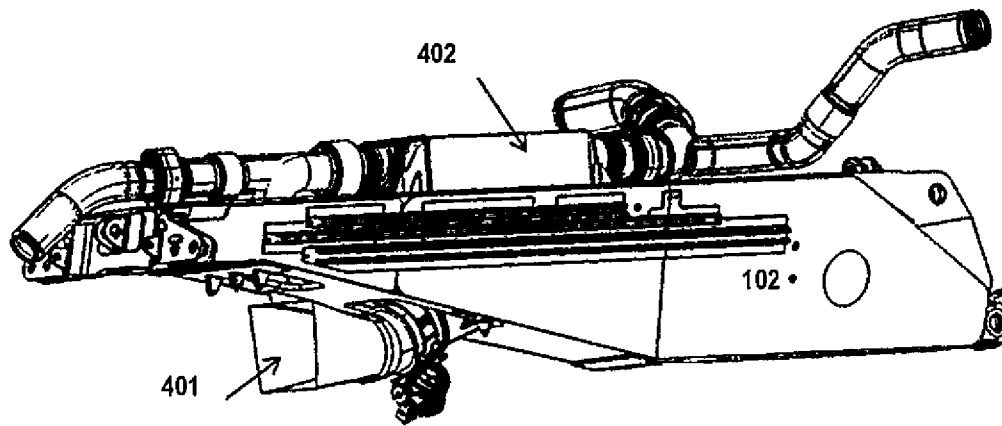


图 11

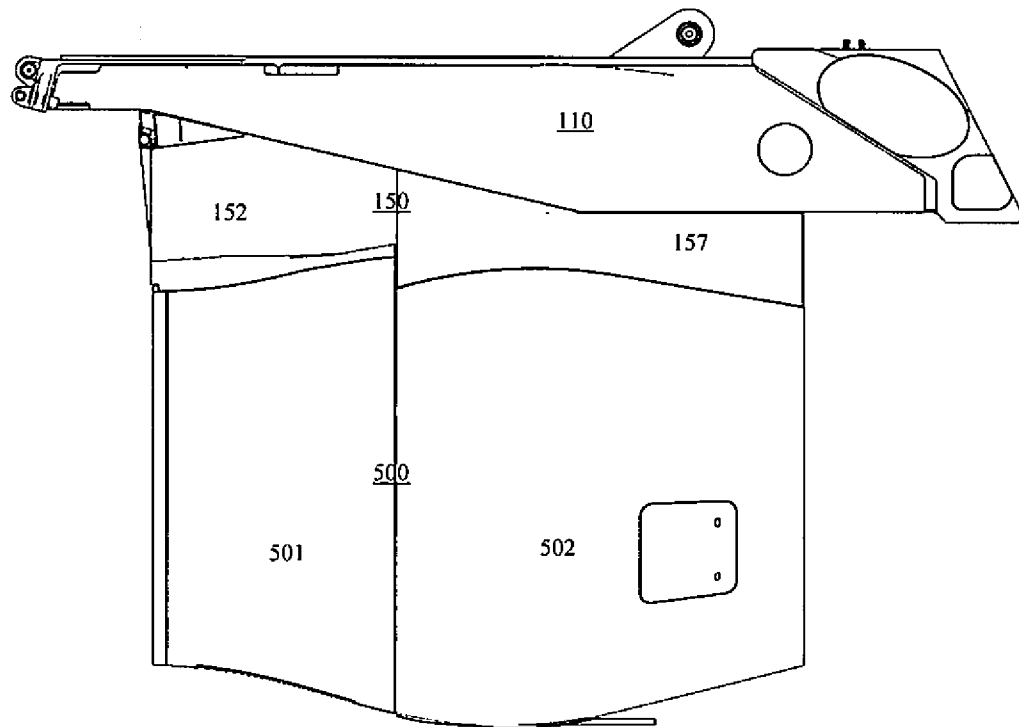


图 12a

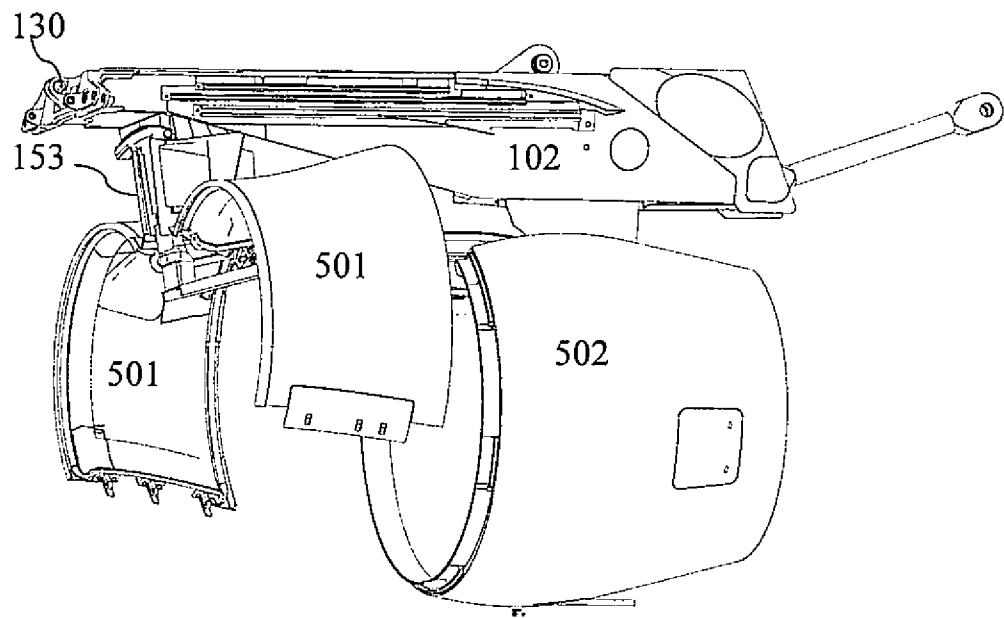


图 12b

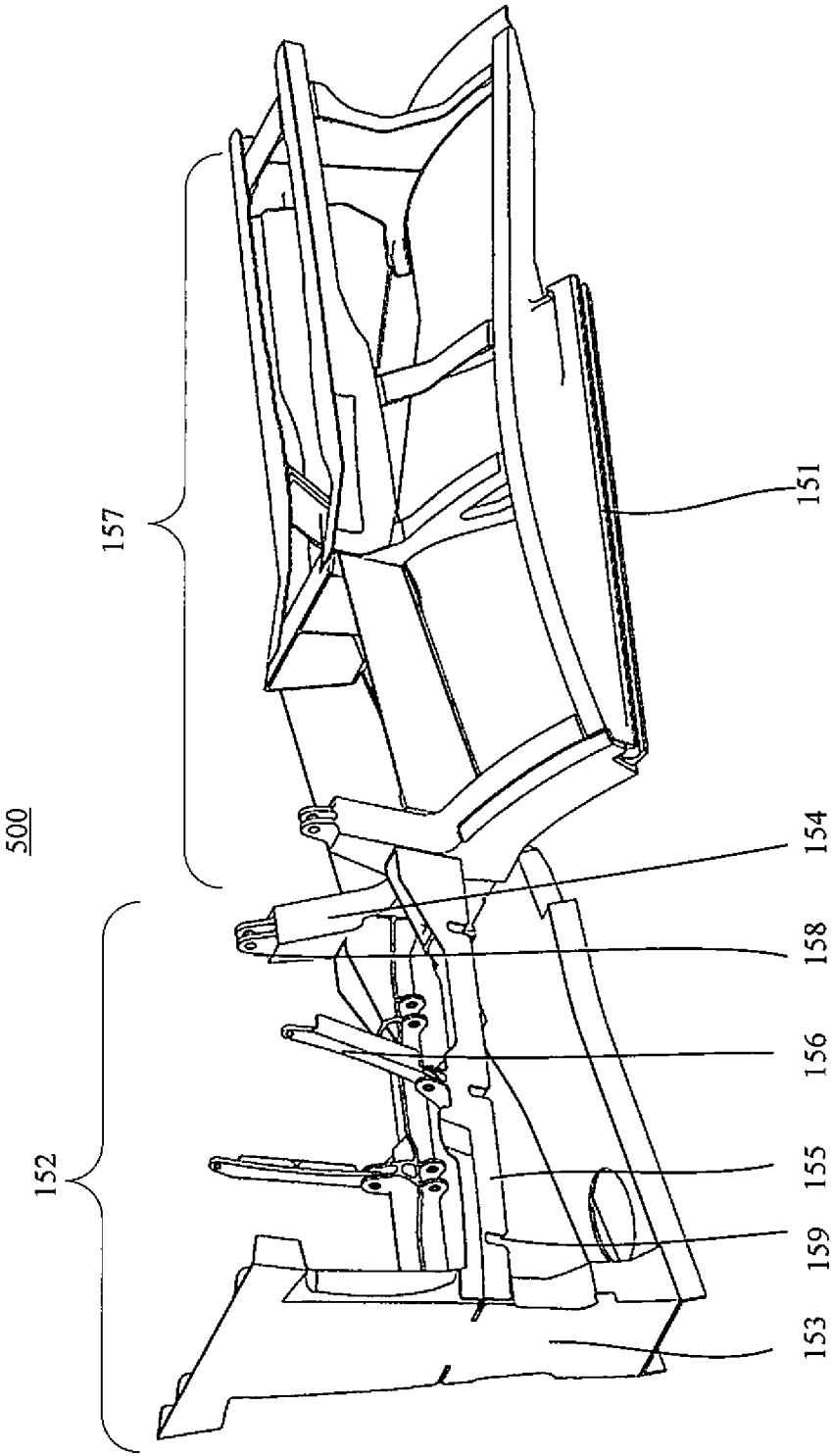


图 13

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2013/089256

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

See the extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC: B64D, F02K

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

WPI; EPODOC; CNKI; CNPAT: suspend, retro-propulsion cover, guide rail, pylon, thrust, reverser, cowl, rail, track, front, mount+, install+

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CN 102630272 A (AIRCELLE SA), 08 August 2012 (08.08.2012), description, pages 3-4, and figures 1-12	1-3
Y	The same as above	4-6, 11
Y	CN 100519340 C (AIRBUS FRANCE), 29 July 2009 (29.07.2009), description, page 12, paragraphs 3-6, and figures 1-5	4-6
Y	CN 101678898 A (AIRCELLE SA), 24 March 2010 (24.03.2010), description, pages 5-6, and figures 1-6	11
PX	CN 103112595 A (COMMERCIAL AIRCRAFT OF CHINA, LTD. et al.), 22 May 2013 (22.05.2013), claims 1-14	1-14
A	US 2011062279 A1 (SPIRIT AEROSYS INC.), 17 March 2011 (17.03.2011), the whole document	1-14

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date	“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	“&” document member of the same patent family
“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search 11 March 2014 (11.03.2014)	Date of mailing of the international search report 20 March 2014 (20.03.2014)
Name and mailing address of the ISA/CN: State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No.: (86-10) 62019451	Authorized officer ZHANG, Kai Telephone No.: (86-10) 62085196

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2013/089256

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 102630272 A	08.08.2012	FR 2952908 A1	27.05.2011
		WO 2011067520 A1	09.06.2011
		CA 2780058 A1	09.06.2011
		US 2012228403 A1	13.09.2012
		EP 2504554 A1	03.10.2012
		RU 2012125378 A	10.01.2014
CN 100519340 C	29.07.2009	WO 2007033995 A1	29.03.2007
		CA 2623791 A1	29.03.2007
		FR 2891243 A1	30.03.2007
		EP 1928740 A1	11.06.2008
		US 2008272229 A1	06.11.2008
		JP 2009510303 A	12.03.2009
		RU 2008116566 A	10.11.2009
		AT 457927 T	15.03.2010
		BRPI 0616140 A2	10.04.2012
CN 101678898 A	24.03.2010	WO 2008142242 A1	27.11.2008
		CA 2687454 A1	27.11.2008
		FR 2916426 A1	28.11.2008
		EP 2162359 A2	17.03.2010
		US 2010146933 A1	17.06.2010
		RU 2009146941 A	27.06.2011
		AT 538033 T	15.01.2012
		ES 2379557 T3	27.04.2012
CN 103112595 A	22.05.2013	None	
US 2011062279 A1	17.03.2011	None	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2013/089256

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER:

B64D 29/02 (2006.01) i

F02K 1/76 (2006.01) i

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2013/089256

A. 主题的分类

见附加页

按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)

IPC: B64D, F02K

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用))

WPI; EPODOC; CNKI; CNPAT: 吊挂, 反推罩, 导轨, 前, 安装

pylon, thrust, reverser, cowl, rail, track, front, mount+, install+

C. 相关文件

类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
X	CN102630272A (埃尔塞乐公司) 08.8 月 2012 (08.08.2012) 说明书第 3-4 页, 附图 1-12	1-3
Y	同上	4-6, 11
Y	CN100519340C (法国空中客车公司) 29.7 月 2009 (29.07.2009) 说明书第 12 页第 3-6 段, 附图 1-5	4-6
Y	CN101678898A (埃尔塞乐公司) 24.3 月 2010 (24.03.2010) 说明书第 5-6 页, 附图 1-6	11
PX	CN103112595A (中国商用飞机有限责任公司 等) 22.5 月 2013 (22.05.2013) 权利要求 1-14	1-14
A	US2011062279A1 (SPIRIT AEROSYS INC) 17.3 月 2011 (17.03.2011) 全文	1-14

☐ 其余文件在 C 栏的续页中列出。

☒ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型:

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的)

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期

11.3 月 2014 (11.03.2014)

国际检索报告邮寄日期

20.3 月 2014 (20.03.2014)

ISA/CN 的名称和邮寄地址:

中华人民共和国国家知识产权局
中国北京市海淀区蓟门桥西土城路 6 号 100088

传真号: (86-10)62019451

受权官员

张凯

电话号码: (86-10) **62085196**

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2013/089256

检索报告中引用的 专利文件	公布日期	同族专利	公布日期
CN102630272A	08.08.2012	FR2952908A1	27.05.2011
		WO2011067520A1	09.06.2011
		CA2780058A1	09.06.2011
		US2012228403A1	13.09.2012
		EP2504554A1	03.10.2012
CN100519340C	29.07.2009	RU2012125378A	10.01.2014
		WO2007033995A1	29.03.2007
		CA2623791A1	29.03.2007
		FR2891243A1	30.03.2007
		EP1928740A1	11.06.2008
		US2008272229A1	06.11.2008
		JP2009510303A	12.03.2009
		RU2008116566A	10.11.2009
		AT457927T	15.03.2010
		BRPI0616140A2	10.04.2012
CN101678898A	24.03.2010	WO2008142242A1	27.11.2008
		CA2687454A1	27.11.2008
		FR2916426A1	28.11.2008
		EP2162359A2	17.03.2010
		US2010146933A1	17.06.2010
		RU2009146941A	27.06.2011
		AT538033T	15.01.2012
CN103112595A US2011062279A1	22.05.2013 17.03.2011	ES2379557T3	27.04.2012
		无	无

主题的分类:

B64D 29/02 (2006.01) i

F02K 1/76 (2006.01) i