



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103101628 B

(45) 授权公告日 2015. 05. 27

(21) 申请号 201310048335. 6

(22) 申请日 2013. 02. 06

(73) 专利权人 中国商用飞机有限责任公司

地址 200120 上海市浦东新区张杨路 25 号

专利权人 中国商用飞机有限责任公司上海
飞机设计研究院

(72) 发明人 林国政 胡寅寅 彭森 俞麒峰
范耀宇

(74) 专利代理机构 北京市金杜律师事务所

11256

代理人 楼仙英 邵桂礼

(51) Int. Cl.

B64D 29/06(2006. 01)

B64D 29/02(2006. 01)

B64D 27/26(2006. 01)

(56) 对比文件

US 2011/0127368 A1, 2011. 06. 02, 说明书第
0018-0019 段, 附图 2.

EP 0741074 A1, 1996. 11. 06, 说明书附图

1-8.

US 20030025033 A1, 2003. 02. 06, 附图 1.

US 20080230675 A1, 2008. 09. 25, 全文.

CN 102673791 A, 2012. 09. 19, 说明书附图
1-4.

审查员 张凯

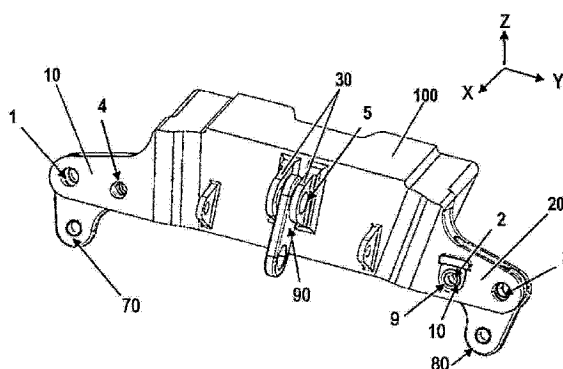
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

一种与飞机吊挂一体化的前安装节

(57) 摘要

本发明涉及飞机结构设计技术领域, 提供一种前安装节, 其适于与飞机吊挂的前端框一体成型, 并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。发动机前安装节与吊挂框是一体的, 节省了重量; 利用前安装节传扭有利于缩小后安装节的外形宽度, 降低发动机油耗。



1. 一种与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述前安装节适于与飞机吊挂的前端框(100)一体成型,并包括:

第一拉耳(10)和第二拉耳(20),其分别从所述前端框的两侧向外突出;

第一连杆(70)和第二连杆(80),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(1)处可枢转地连接,第二连杆与第二拉耳分别在第二连接点(2)和第三连接点(3)处连接;

其中,所述第一连杆(70)与所述第一拉耳(10)还在第四连接点(4)处连接,第四连接点(4)与所述第二连接点(2)相对设置并分别位于所述第一连接点(1)和所述第三连接点(3)的内侧,在第四连接点(4)处穿过第一连杆(70)的连接螺栓(40)与在第四连接点处设置于第一拉耳(10)上的安装孔内的衬套间隙配合。

2. 根据权利要求1所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,在所述第一连接点(1)、第二连接点(2)和第三连接点(3)处分别穿过所述第一连杆(70)和第二连杆(80)的连接螺栓(40)适配于设置于在这些连接点处形成于所述第一拉耳(10)和第二拉耳(20)上的安装孔内的衬套。

3. 根据权利要求2所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,在所述第二连接点(2)处的衬套(50)包括位于所述安装孔内的外衬套(51)和与所述连接螺栓适配的内衬套(52),所述外衬套上下两端的内壁(511,513)为平面,所述内衬套上下两端的外壁(521,523)为平面,内衬套上下两端的外壁与外衬套上下两端的内壁过渡配合,内衬套外侧壁(525)与外衬套内侧壁(515)间隙配合。

4. 根据权利要求1所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第四连接点(4)处的所述连接螺栓(40)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(1)、第二连接点(2)和第三连接点(3)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。

5. 根据权利要求4所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,还包括从所述前端框(100)前壁向外突出的第三拉耳(30)和一端在第五连接点(5)处与第三拉耳连接的第三连杆(90),第三连杆的另一端适于与发动机连接,在第五连接点(5)处穿过第三连杆(90)的连接螺栓(40)与在第五连接点处设置于第三拉耳(30)上的安装孔内的衬套间隙配合。

6. 根据权利要求5所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第五连接点(5)处的所述连接螺栓(40)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使得当所述第一连杆(70)或所述第二连杆(80)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。

7. 根据权利要求6所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第一连接点(1)、第四连接点(4)、第二连接点(2)和第三连接点(3)呈一条直线布置。

8. 根据权利要求7所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第五连接点(5)在垂向上位于其它连接点的上方并且在侧向上位于其它连接点的中间部位。

9. 根据权利要求1至8任一项所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第一连杆(70)和所述第二连杆(80)为回旋镖连杆。

10. 根据权利要求 5 至 8 任一项所述的与飞机吊挂一体化的前安装节,其特征在于,所述第三连杆(90)为直连杆。

一种与飞机吊挂一体化的前安装节

技术领域

[0001] 本发明总的涉及一种民用飞机结构设计技术领域,更具体地涉及一种航空发动机与飞行器吊挂的连接装置。

背景技术

[0002] 航空发动机与飞行器吊挂的连接装置,通常称之为安装节。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飞行器吊挂结构。

[0003] 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。因此,吊挂结构既要满足内部系统的空间要求,还要保证具有优良的传力路径。为了满足以上要求,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。

[0004] 图 2a 和图 2b 分别以另外的角度示出了图 1 中的前安装节 20' 和后安装节 30'。如图 2a 和图 2b 所示并结合图 1,前、后安装节 20'、30' 各通过 4 个接合于受拉螺栓孔 24' 中的受拉螺栓(图未示)和 2 个接合于受剪销孔 42' 中的剪切销(图未示)与吊挂前、后发动机接头连接。

[0005] 如图 2a 所示并结合图 1,前安装节 20' 在后侧插入吊挂 10' 的主承力盒段,通过其支架 25' 与吊挂的前端框、上梁、下梁、侧腹板连接。前安装节 20' 主要由左前安装节 21'、中前安装节 22'、右前安装节 23' 组成。左、右前安装节 21' 和 23' 上分别通过两个受拉螺栓与发动机连接,传递垂向载荷;中前安装节 22' 通过两个剪切销与发动机连接,传递航向、侧向载荷。

[0006] 如图 2b 所示并结合图 1,吊挂后安装节 30' 在其上部与吊挂的框连接,下部与发动机连接。后安装节 30' 主要由前后两部分组成,每部分分别通过两个受拉螺栓与发动机连接,传递垂向载荷和发动机扭矩,通过剪切销与发动机连接,传递航向、侧向载荷。

[0007] 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。而且,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,难以降低发动机的油耗。

发明内容

[0008] 本发明的一个目的是通过将前安装节与吊挂框的一体化设计来降低结构重量,另一个目的是通过前安装节而不是后安装节来传递发动机扭矩,从而减小后安装节的宽度,有利于缩小吊挂的后缘外形,同时满足大型客机发动机的高性能、低油耗的要求,第三个目的是提供一种具有等待破损安全设计功能的前安装节。

[0009] 根据本发明的一个方面,提供一种与飞机吊挂一体化的前安装节,所述前安装节

适于与飞机吊挂的前端框一体成型,并包括:

[0010] 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;

[0011] 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;

[0012] 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。

[0013] 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。

[0014] 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。

[0015] 进一步优选地,在所述第二连接点处的所述衬套包括位于所述安装孔内的外衬套和与所述连接螺栓过渡配合的内衬套,所述外衬套上下两端的内壁为平面,所述内衬套上下两端的外壁为平面,内衬套上下两端的外壁与外衬套上下两端的内壁过渡配合,内衬套左右两侧的外壁与外衬套左右两侧的内壁间隙配合。

[0016] 在该优选方案中,两个衬套配合时上下两平面过渡配合,左右曲面间隙配合,从而保证了第二连接点只传递垂向载荷,不传递侧向载荷。侧向载荷只在第一连接点和第三连接点两个点传递,是一个静定的结构,传力清晰。

[0017] 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。

[0018] 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,第一连杆的该第四连接点为等待破损安全设计。

[0019] 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。

[0020] 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,即第四连接点参与受力。

[0021] 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间隙配合。

[0022] 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。

[0023] 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。

[0024] 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。

[0025] 优选地,所述第一连接点、第四连接点、第二连接点和第三连接点呈一条直线。这样可以将某些沿直线的相反方向矢量相互抵消。

[0026] 优选地,所述第五连接点在纵向上位于其它连接点的上方并且在横向上位于其它连接点的中间部位。

[0027] 优选地,所述第一连杆和所述第二连杆为回旋镖连杆。

[0028] 优选地,所述第三连杆为直连杆。

[0029] 本发明的有益效果在于:

[0030] 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;

[0031] 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;

[0032] 3) 由于前安装节承受扭矩,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,从而提高发动机性能,降低发动机燃油消耗率。

附图说明

[0033] 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:

[0034] 图 1 为一种传统构型的飞机吊挂的示意图;

[0035] 图 2a 为图 1 中吊挂前安装节的示意图;

[0036] 图 2b 为图 1 中吊挂后安装节的示意图;

[0037] 图 3a 为根据本发明的优选实施方式的与飞机吊挂一体化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;

[0038] 图 3b 为类似图 3a 的视图,其中的安装节装配有紧固件;

[0039] 图 4 为图 3a 中与飞机吊挂一体化的前安装节连接至发动机的使用状态图;

[0040] 图 5 为图 3a 中前安装节正常状态下的受力情况示意图;

[0041] 图 6a、6b、6c 分别为图 3a 中前安装节的第二连接点处紧固孔内衬套的装配示意图、外衬套示意图、内衬套示意图;

[0042] 图 7 为图 3a 中前安装节在第二连接点失效状态下的受力情况示意图;

[0043] 图 8 为图 3a 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。

[0044] 附图标记说明

[0045] 10' 吊挂

[0046] 20' 前安装节

30' 后安装节

[0047] 21' 左前安装节

22' 中前安装节

[0048] 23' 右前安装节

25' 支架

[0049]	24'	受拉螺栓孔	42'	受剪销孔
[0050]	100	前端框		
[0051]	1	第一连接点	2	第二连接点
[0052]	3	第三连接点	4	第四连接点
[0053]	5	第五连接点		
[0054]	10	第一拉耳	20	第二拉耳
[0055]	30	第三拉耳	40	连接螺栓
[0056]	50	衬套		
[0057]	51	外衬套	52	内衬套
[0058]	511	外衬套上内壁	521	内衬套上外壁
[0059]	513	外衬套下内壁	523	内衬套下外壁
[0060]	515	外衬套内侧壁	525	内衬套外侧壁
[0061]	70	第一连杆	80	第二连杆
[0062]	90	第三连杆		
[0063]	200	发动机风扇机匣		
[0064]	201	第一接头	203	第二接头
[0065]	205	第三接头		

具体实施方式

[0066] 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。

[0067] 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,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。

[0068] 根据本发明优选实施方式的与飞机吊挂一体化的前安装节如图 3a 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。

[0069] 如图 3b 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的每个耳片上。在每个安装孔中都安装有衬套,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。

[0070] 如图 4 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 5 所示并参照图 3a,第一连接点 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递来的垂向载荷(Z 方向)、侧向载荷(Y 方向)和发动机扭矩。

[0071] 再如图 5 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小间隙配合,这样设计一方面方便连接螺栓的安装,另一方面在正常工况下,这三个连接点处承受所有载荷和扭矩。

[0072] 在本实施方式中,第二连接点 2 处的衬套 50 优选如图 6a 所示,包括外衬套 51 和内衬套 52。如图 6b 和 6c 所示,外衬套上内壁 511 和外衬套下内壁 513 皆设置成平面来代替曲面,内衬套上外壁 521 和内衬套下外壁 523 也为平面,内衬套上外壁 521、内衬套下外壁 523 分别与外衬套上内壁 511 和外衬套下内壁 513 小间隙配合,而仍可为曲面形状的内衬套外侧壁 525 分别与仍可为曲面形状的外衬套内侧壁 515 间隙配合。从而,第二连接点 2 处只传递垂向载荷,不传递侧向载荷,这样,侧向载荷只在第一连接点 1 和第三连接点 3 两个点处传递,是一个静定的结构,传力清晰。应当理解的是,除了第二连接点 2 处的衬套 50 比较特殊外,其他连接点处的衬套皆为普通衬套,这些普通衬套本身的接头属于现有技术在此不作介绍。

[0073] 为了使得第一连杆 70 的第四连接点 4 和第三连杆 90 为等待破损安全设计,并且第一连杆 70 的第四连接点 4 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 与衬套采用第一间隙配合,第五连接点 5 处的连接螺栓 40 与衬套采用第二间隙配合,但第五连接点 5 处的第二间隙要略大于第四连接点 4 处的第一间隙。而且应,当理解的是,无论是第一间隙还是第二间隙都应大于连接点 1、2、3 处连接螺栓与衬套的间隙。从而,如图 7 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 8 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。

[0074] 在如图 3a 至图 8 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。

[0075] 上述实施方式的前安装节与现有技术相比,具有以下优点:

[0076] 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;

[0077] 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;

[0078] 3) 由于前安装节承受扭矩,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,从而提高发动机性能,降低发动机燃油消耗率;

[0079] 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。

[0080] 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不是限制性的。

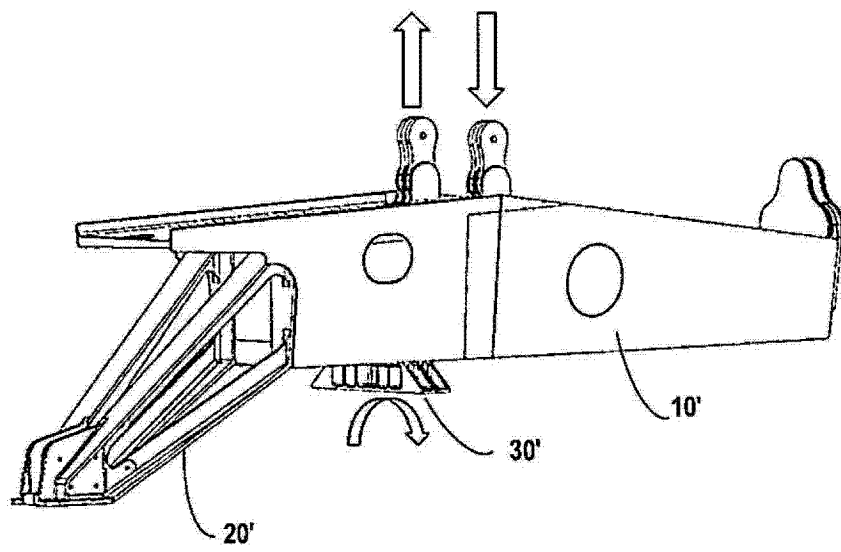


图 1

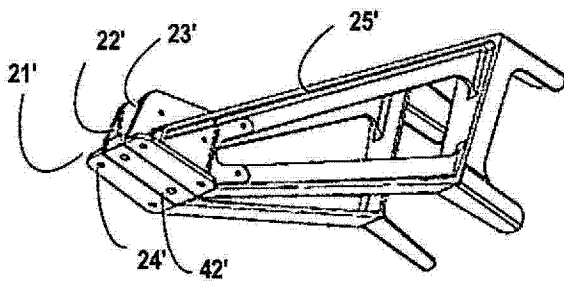


图 2a

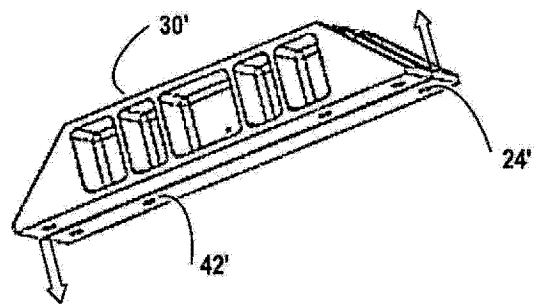


图 2b

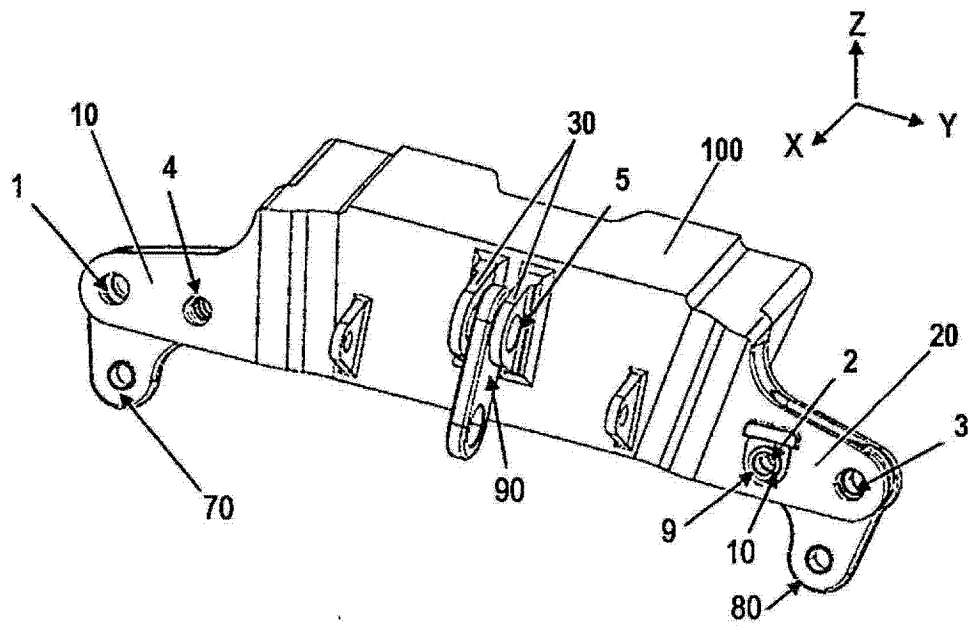


图 3a

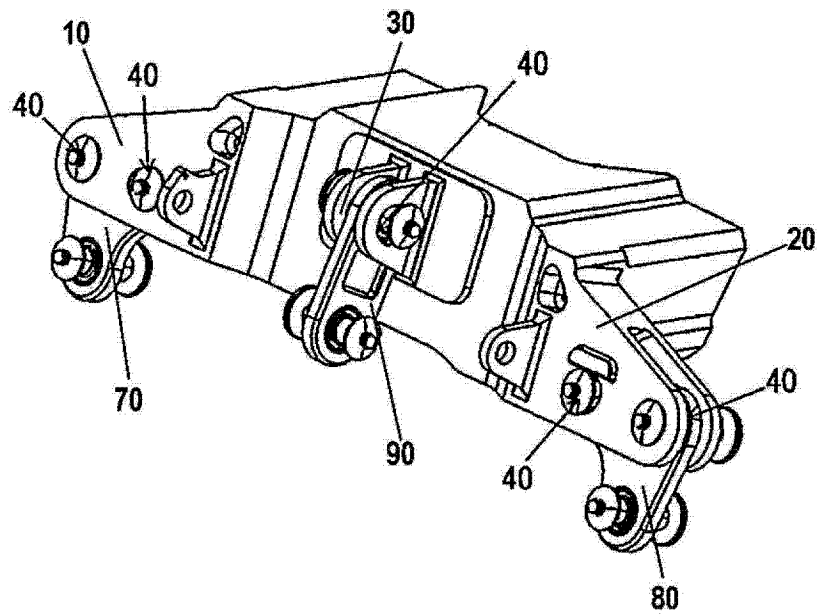


图 3b

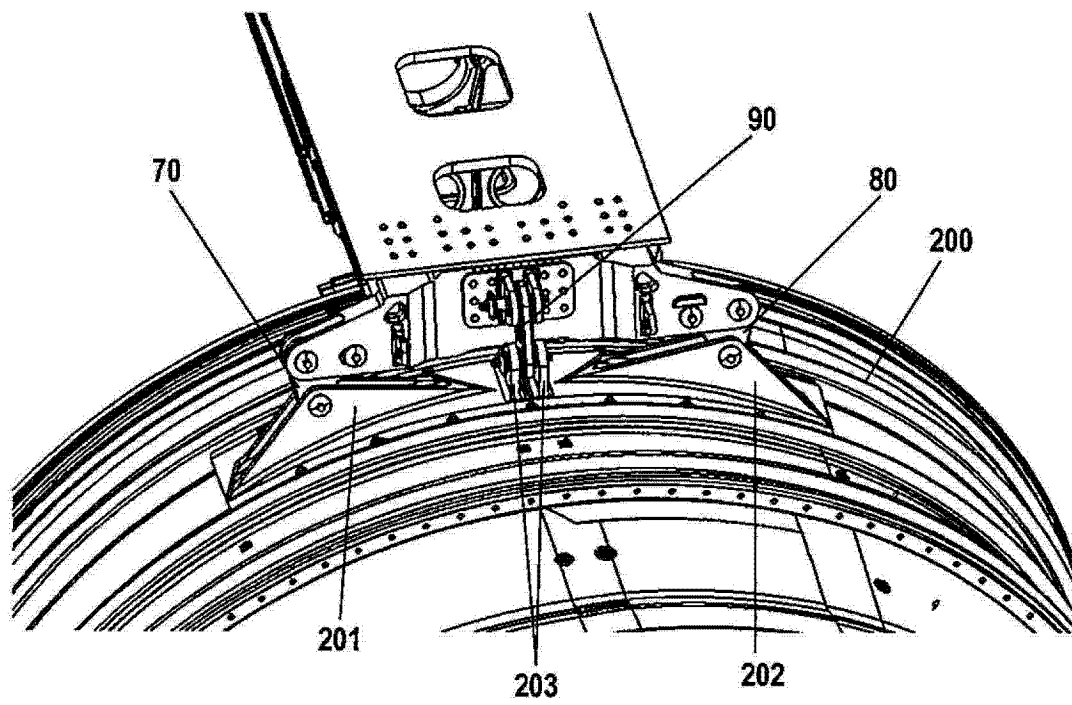


图 4

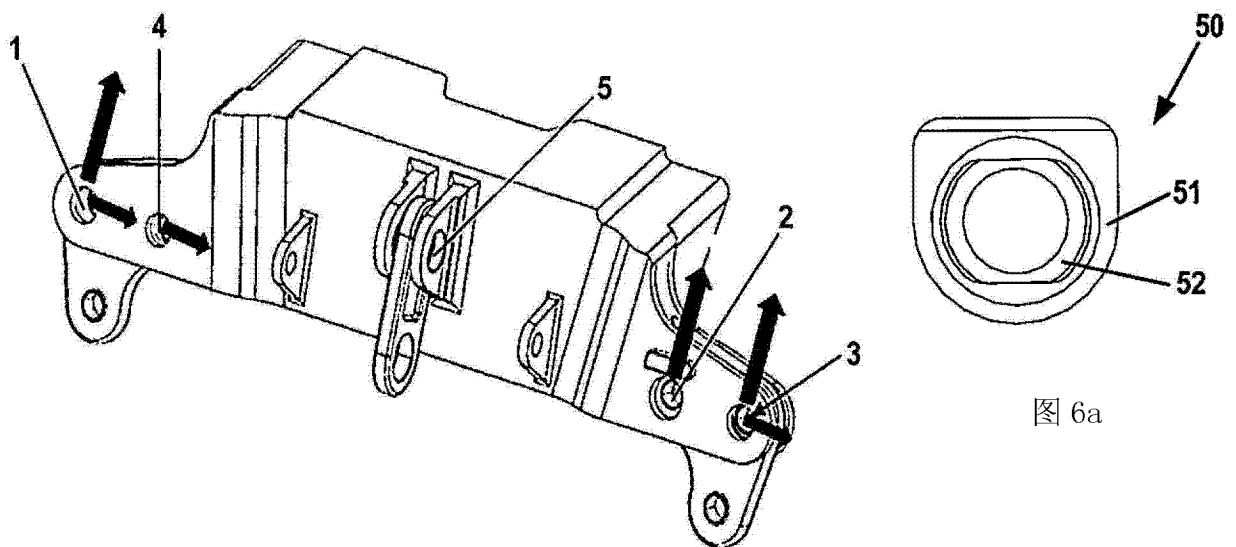


图 5

图 6a

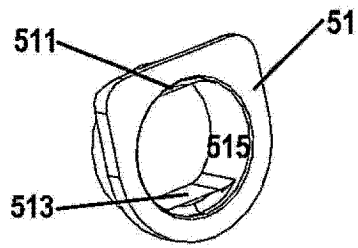


图 6b

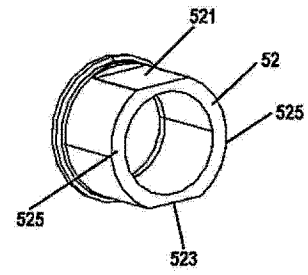


图 6c

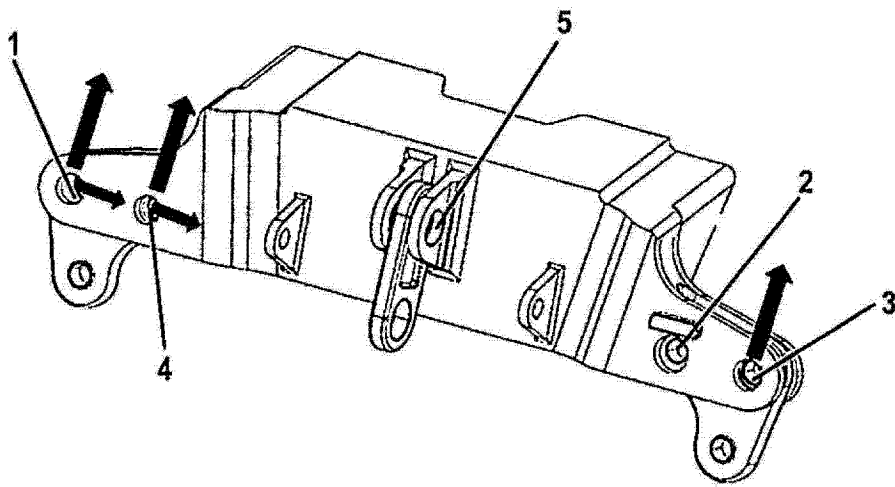


图 7

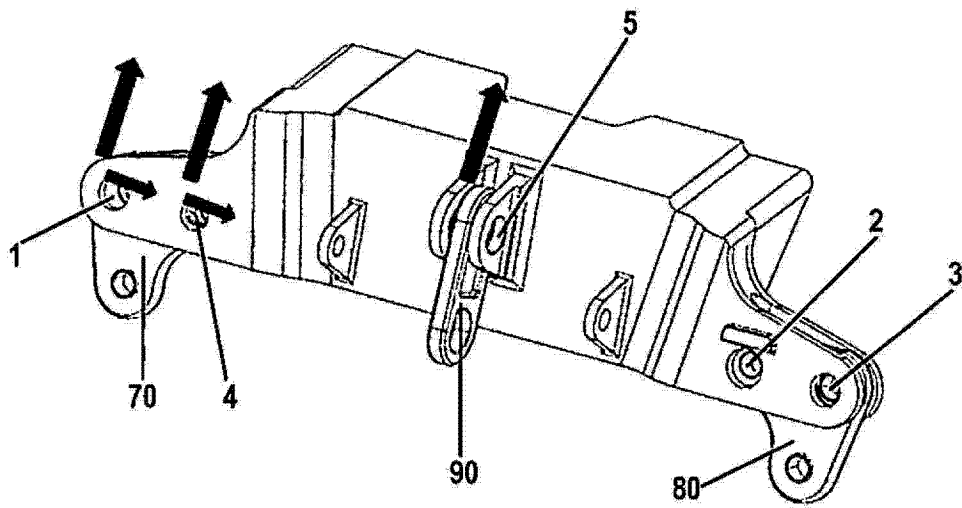


图 8