



(21) 申请号 201520981388. 8

(22) 申请日 2015. 12. 01

(73) 专利权人 中国航空工业集团公司沈阳飞机
设计研究所

地址 110035 辽宁省沈阳市皇姑区塔湾街
40 号

(72) 发明人 孙茜 王德刚 刘利阳 许平
陈殿宇

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

代理人 周良玉

(51) Int. Cl.

B64C 1/06(2006. 01)

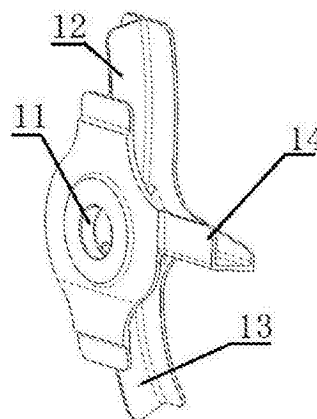
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 实用新型名称

一种飞机框梁连接接头及其具有其的飞机框梁

(57) 摘要

本实用新型公开了一种飞机框梁连接接头及其具有其的飞机框梁,属于飞机结构设计领域。连接接头用于连接飞机框梁交叉处的上框段、下框段、侧梁以及发动机主推力销,其主要包括发动机主推力销连接孔、第一连接端、第二连接端以及第三连接端,所述第一连接端、第二连接端以及第三连接端径向设置在所述发动机主推力销连接孔的侧壁上,其中,所述发动机主推力销连接孔用于连接发动机主推力销,第一连接端用于连接上框段或下框段,第二连接端用于连接所述第一连接端未连接的另一个框段,第三连接端用于连接侧梁,通过本实用新型减少了传统角盒连接时的连接件数量,达到了减重效果,并且使得传力路线更为直接,有利于载荷的传递。



1. 一种飞机框梁连接接头, 用于连接飞机框梁交叉处的上框段(3)、下框段(4)、侧梁(5)以及发动机主推力销, 其特征在于, 包括: 发动机主推力销连接孔(11)、第一连接端(12)、第二连接端(13)以及第三连接端(14), 所述第一连接端(12)、第二连接端(13)以及第三连接端(14)径向设置在所述发动机主推力销连接孔(11)的侧壁上, 其中, 所述发动机主推力销连接孔(11)用于连接发动机主推力销, 第一连接端(12)用于连接上框段(3)或下框段(4), 第二连接端(13)用于连接所述第一连接端(12)未连接的一个框段, 所述第二连接端(13)与所述第一连接端(12)沿所述发动机主推力销连接孔(11)的周向相隔 180° , 第三连接端(14)用于连接侧梁(5), 所述第三连接端(14)设置在所述第一连接端(12)与第二连接端(13)之间, 且与所述第一连接端(12)和第二连接端(13)分别沿所述发动机主推力销连接孔(11)的周向相隔 90° 。

2. 如权利要求1所述的飞机框梁连接接头, 其特征在于: 所述第一连接端(12)与所述第二连接端(13)结构相同。

3. 如权利要求2所述的飞机框梁连接接头, 其特征在于: 所述第一连接端(12)包括腹板(121)、内缘条(122)以及外缘条(123), 所述内缘条(122)与外缘条(123)平行设置, 所述腹板(121)设置在所述内缘条(122)与外缘条(123)之间, 并垂直于所述内缘条(122)与外缘条(123), 所述内缘条(122)和/或外缘条(123)在远离所述发动机主推力销连接孔(11)的一端自所述内缘条(122)和/或外缘条(123)向腹板(121)处收缩成台阶(124), 所述台阶(124)处设置有带板(2), 所述带板(2)一端与所述内缘条(122)或外缘条(123)紧固连接, 另一端与所述上框段(3)或下框段(4)连接。

4. 如权利要求3所述的飞机框梁连接接头, 其特征在于: 所述带板(2)一端与所述内缘条(122)或外缘条(123)销钉连接。

5. 如权利要求1所述的飞机框梁连接接头, 其特征在于: 所述第三连接端(14)包括侧腹板(141)以及至少一个侧缘条(142), 所述侧腹板(141)的一端与所述侧缘条(142)的一端垂直连接, 所述侧梁(5)的一端紧固在所述侧腹板(141)以及至少一个侧缘条(142)上。

6. 如权利要求5所述的飞机框梁连接接头, 其特征在于: 所述侧梁(5)的一端与所述侧腹板(141)销钉连接。

7. 一种飞机框梁, 其特征在于: 包括如权利要求1-6任一项所述的飞机框梁连接接头。

一种飞机框梁连接接头及其具有其的飞机框梁

技术领域

[0001] 本实用新型属于飞机结构设计领域,具体涉及一种飞机框梁连接接头及其具有其的飞机框梁。

背景技术

[0002] 飞机框梁交叉处的连接件在飞机整体结构中占有重要作用,其设计过程中需要实现结构的紧密连接以及载荷的有效传递,比如在发动机主推力销的末端,其需要通过一个连接件将其与飞机的其它框梁等结构进行连接。

[0003] 现有技术中,飞机框梁交叉处大多通过若干个角盒来实现结构的连接及载荷的传递。采用此种结构形式的连接因为角盒数量较多,角盒与结构多面套合处需要较高的加工及装配精度,紧固件较多,重量重,安装维护性较差。

实用新型内容

[0004] 为了解决上述问题,本实用新型提出了一种飞机框梁连接接头及其具有其的飞机框梁,所述连接接头用于连接飞机框梁交叉处的上框段、下框段、侧梁以及发动机主推力销,主要包括发动机主推力销连接孔、第一连接端、第二连接端以及第三连接端,所述第一连接端、第二连接端以及第三连接端径向设置在所述发动机主推力销连接孔的侧壁上,其中,所述发动机主推力销连接孔用于连接发动机主推力销,第一连接端用于连接上框段或下框段,第二连接端用于连接所述第一连接端未连接的一个框段,所述第二连接端与所述第一连接端沿所述发动机主推力销连接孔的周向相隔 180° ,第三连接端用于连接侧梁,所述第三连接端设置在所述第一连接端与第二连接端之间,且与所述第一连接端和第二连接端分别沿所述发动机主推力销连接孔的周向相隔 90° 。

[0005] 优选的是,所述第一连接端与所述第二连接端结构相同。

[0006] 在上述方案中优选的是,所述第一连接端包括腹板、内缘条以及外缘条,所述内缘条与外缘条平行设置,所述腹板设置在所述内缘条与外缘条之间,并垂直于所述内缘条与外缘条,所述内缘条和/或外缘条在远离所述发动机主推力销连接孔的一端自所述内缘条和/或外缘条向腹板处收缩成台阶,所述台阶处设置有带板,所述带板一端与所述内缘条或外缘条紧固连接,另一端与所述上框段或下框段连接。

[0007] 在上述方案中优选的是,所述带板一端与所述内缘条或外缘条销钉连接。

[0008] 在上述方案中优选的是,所述第三连接端包括侧腹板以及至少一个侧缘条,所述侧腹板的一端与所述侧缘条的一端垂直连接,所述侧梁的一端紧固在所述侧腹板以及至少一个侧缘条上。

[0009] 在上述方案中优选的是,所述侧梁的一端与所述侧腹板销钉连接。

[0010] 本实用新型还提供了一种飞机框梁,包括上述飞机框梁连接接头。

[0011] 本实用新型飞机框梁连接接头采用的是十字梁式集中连接接头,采用该十字梁式集中连接接头结构,利于结构的整体化,减少连接件数量,实现减重。使传力路线更为直接,

有利于载荷的传递,相比于角盒连接结构形式降低了配合面处的加工和装配精度,也有利于工艺及装配的实现。

附图说明

[0012] 图1为本实用新型飞机框梁连接接头的一优选实施例的结构示意图。

[0013] 图2为图1所示实施例的框、梁与该飞机框梁连接接头连接示意图。

[0014] 图3为图1所示实施例的框段处连接示意图。

[0015] 图4为图1所示实施例的侧梁处连接示意图。

[0016] 其中,1为连接接头,2为带板,3为上框段,4为下框段,5为侧梁,11为发动机主推力销连接孔,12为第一连接端,13为第二连接端,14为第三连接端,121为腹板,122为内缘条,123为外缘条,124为台阶,141为侧腹板,142为侧缘条。

具体实施方式

[0017] 为使本实用新型实施的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本实用新型实施例中的附图,对本实用新型实施例中的技术方案进行更加详细的描述。在附图中,自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施例是本实用新型一部分实施例,而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的,旨在用于解释本实用新型,而不能理解为对本实用新型的限制。基于本实用新型中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本实用新型保护的范围。下面结合附图对本实用新型的实施例进行详细说明。

[0018] 在本实用新型的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本实用新型和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本实用新型保护范围的限制。

[0019] 本实用新型首先提供了一种飞机框梁连接接头,用于连接飞机框梁交叉处的上框段3、下框段4、侧梁5以及发动机主推力销,如图2所示,其主要构成为一体机加而成的连接接头1,连接接头1的具体结构如图1所示,其主要包括:发动机主推力销连接孔11、第一连接端12、第二连接端13以及第三连接端14,所述第一连接端12、第二连接端13以及第三连接端14径向设置在所述发动机主推力销连接孔11的侧壁上,其中,所述发动机主推力销连接孔11用于连接发动机主推力销,第一连接端12用于连接上框段3或下框段4,第二连接端13用于连接所述第一连接端12未连接的一个框段,第三连接端14用于连接侧梁5。

[0020] 可以理解的是,当第一连接端12用于连接上框段3时,所述第二连接端13连接下框段4,反之亦然。

[0021] 需要说明的是,所述第二连接端13与所述第一连接端12沿所述发动机主推力销连接孔11的周向相隔 180° ,所述第三连接端14设置在所述第一连接端12与第二连接端13之间,且与所述第一连接端12和第二连接端13分别沿所述发动机主推力销连接孔11的周向相隔 90° 。

[0022] 在本实施例中,所述第一连接端12、所述第二连接端13以及第三连接端14在与连

接部件连接处的结构形状适配与连接部件,比如,当第一连接端12与上框段3连接时,其适配与所述上框段3在连接处的结构形状,作为本实施例的一备选实施方式,所述第一连接端12与所述第二连接端13结构相同。

[0023] 在上述情况下,本实施例以第一连接端12为具体实施例做描述,如图3所示,所述第一连接端12包括腹板121、内缘条122以及外缘条123,所述内缘条122与外缘条123平行设置,所述腹板121设置在所述内缘条122与外缘条123之间,并垂直于所述内缘条122与外缘条123,所述内缘条122和/或外缘条123在远离所述发动机主推力销连接孔11的一端自所述内缘条122和/或外缘条123向腹板121处收缩成台阶124,所述台阶124处设置有带板2,所述带板2一端与所述内缘条122或外缘条123紧固连接,另一端与所述上框段3或下框段4连接。

[0024] 再次参考图2,当上下框段通过连接接头1连接在一起时,形成封闭的环状结构,此时,位于环状内壁的为内缘条122,与之相对的,位于环状外壁的为外缘条123,图2中右侧部分给出了一个备选的实施例,即在内缘条122处设置有带板2,图2中左侧部分以及图3给出了另一个实施方式,即在外缘条123处设置有带板2,参考图3,以外缘条123处加载带板2为例,在连接接头1的加工过程中,自发动机主推力销连接孔向第一连接端12处的方向延伸时,向内部凹陷一段,形成台阶124,这样,带板2的一部分即可置于该台阶124处,带板2的厚度与凹陷处的深度一样,使得带板2恰好补全整个连接件,可以理解的是,带板2的另一部分向上框段3处延伸,这是由于在上框段3处同样向内部凹陷一适配的台阶,用于置放带板2的一端。

[0025] 将带板2置于凹陷处后,所述带板2一端与所述内缘条122或外缘条123进行紧固连接,比如销钉连接、螺接等。

[0026] 本实施例中,所述第三连接端14包括侧腹板141以及至少一个侧缘条142,所述侧腹板141的一端与所述侧缘条142的一端垂直连接,这是由所述侧梁5的结构所决定,如图4所示,所述侧梁5在与所述连接接头1的连接处的横截面为L形结构,其包括两个相互垂直的面板构成,这样,当第三连接端14包含同样的L形连接结构时,更加适宜与相互之间的紧固连接,作为本实施例的一备选实施方式,如图4所示,所述第三连接端14包括两个侧缘条142,分别垂直设置在侧腹板141的两侧边上。所述侧梁5的一端紧固在所述侧腹板141以及至少一个侧缘条142上。

[0027] 本实施例中,所述侧梁5的一端与所述侧腹板141销钉连接,或者通过螺栓等其它紧固件进行连接。

[0028] 本实用新型还提供了一种飞机框梁,包括上述所述的飞机框梁连接接头1,如图2所示,其还包括上框段3、下框段4、侧梁5以及发动机主推力销,其中,上框段3、下框段4连接在同一条直线上,侧梁5垂直于所述直线,发动机主推力销垂直于上框段3、下框段4以及侧梁5构成的平面。

[0029] 本实用新型飞机框梁连接接头采用的是十字梁式集中连接接头,采用该十字梁式集中连接接头结构,利于结构的整体化,减少连接件数量,实现减重。使传力路线更为直接,有利于载荷的传递,相比于角盒连接结构形式降低了配合面处的加工和装配精度,也有利于工艺及装配的实现。

[0030] 另外需要说明的是,在对连接接头1进行加工时,需要根据载荷确定其结构参数;之后,确定与上框段3、下框段4及侧梁5连接螺栓的数量以确定连接区域长度。

[0031] 最后需要指出的是：以上实施例仅用以说明本实用新型的技术方案，而非对其限制。尽管参照前述实施例对本实用新型进行了详细的说明，本领域的普通技术人员应当理解：其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改，或者对其中部分技术特征进行等同替换；而这些修改或者替换，并不使相应技术方案的本质脱离本实用新型各实施例技术方案的精神和范围。

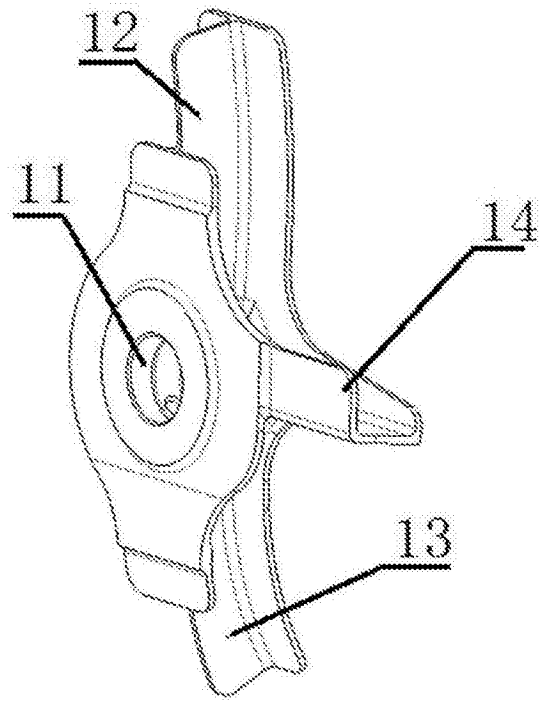


图1

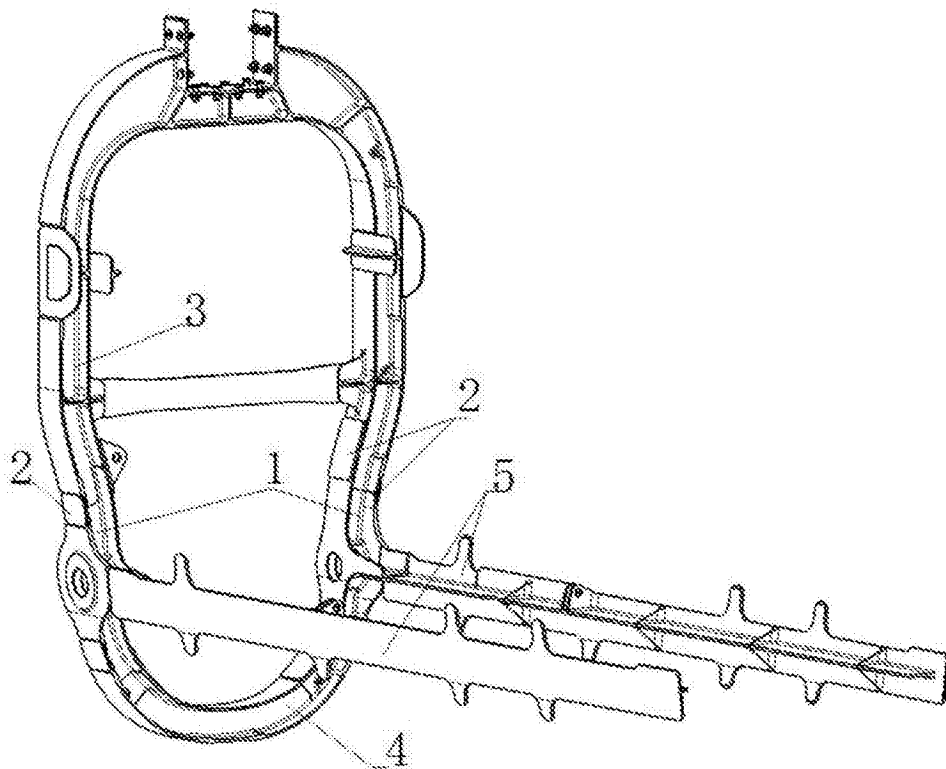


图2

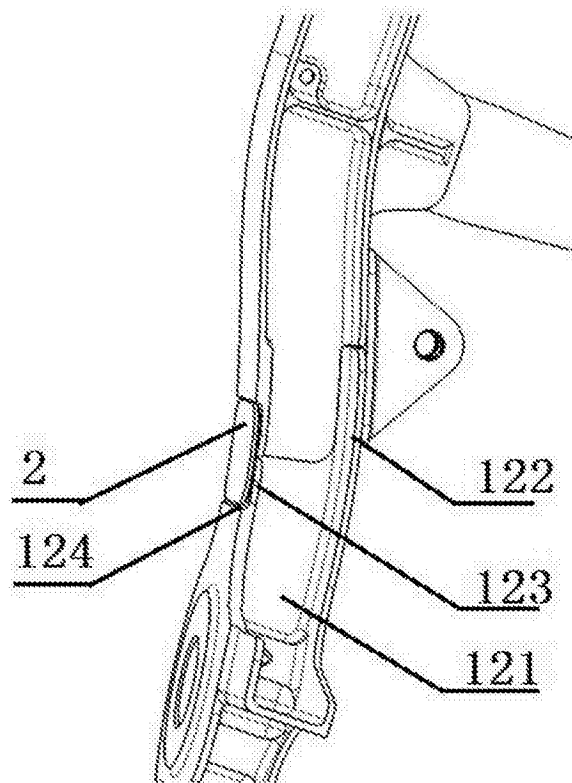


图3

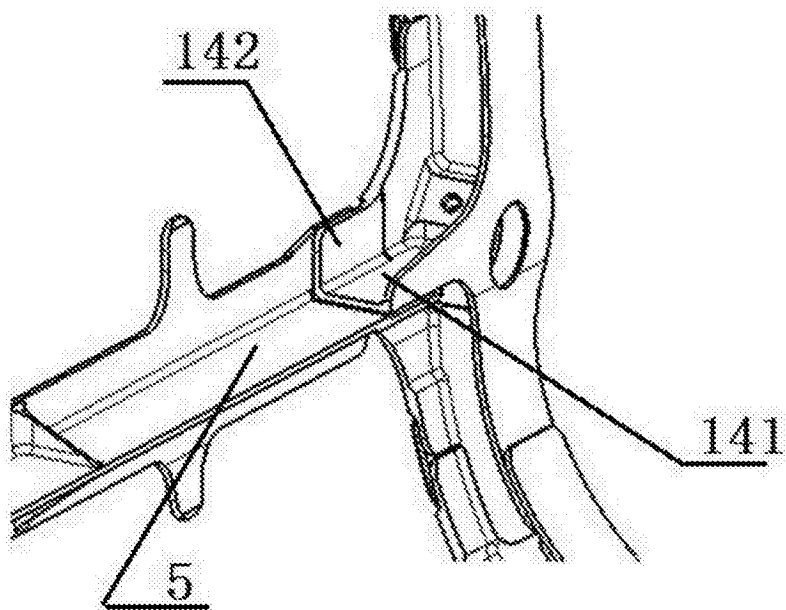


图4