(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 114544350 A
(43)申请公布日 2022.05.27

(21)申请号 202210179520.8

(22)申请日 2022.02.25

(71)申请人 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所
地址 710089 陕西省西安市阎良区人民东路1号

(72)发明人 柳荣星 张志楠 王新波 王向盈 王继普 闵强

(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
专利代理师 郭鹏鹏

(51)Int.Cl.
G01N 3/08(2006.01)
G01N 3/02(2006.01)
G01M 13/00(2019.01)

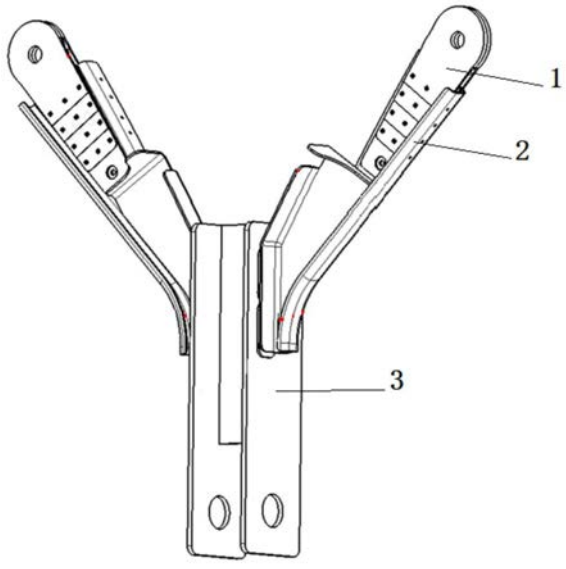
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板及试验方法

(57)摘要

本申请一方面提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板,其设计连接带板的连接端呈台阶状,且每个台阶上具有螺栓孔,以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框上,在具体应用时,可通过改变台阶的数量以及各个台阶上螺栓孔间的间距,保证连接带板的疲劳寿命满足要求,以及可通过调节各个台阶的高度、各个台阶上螺栓孔的大小,调节连接带板连接端的刚度,使连接端与铝合金框的整体刚度相匹配,具有与飞机组件协调变形的能力。本申请另一方面提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验方法,其基于上述带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板实施,可保证连接带板的疲劳寿命、与铝合金框的刚度匹配能够满足需求,进而可保证试验的顺利进行,以及试验结果的准确性。



CN 114544350 A

1.一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板,其特征在于,

连接带板(1)一端为连接端,呈台阶状,每个台阶上具有螺栓孔,以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框(2)上;

连接带板(1)另一端为加载端,其上具有销钉孔,以能够配合销钉连接到加载机构上,从而能够将加载机构施加的试验载荷传递到铝合金框(2)上,进而传递到飞机组件(3)上,对飞机组件(3)进行强度试验。

2.根据权利要求1所述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板,其特征在于,

连接带板(1)连接端上相邻台阶间厚度递增不超过2。

3.根据权利要求1所述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板,其特征在于,

连接带板(1)连接端各个台阶上螺栓孔间的间距为螺栓孔直径的3-6倍。

4.根据权利要求1所述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板,其特征在于,

相邻台阶间厚度递增不超过2。

5.一种带有铝合金框飞机组件强度试验方法,其特征在于,包括:

根据铝合金框(2)的形状、尺寸,设计连接带板(1)的外形;

对连接带板(1)的结构进行详细设计,包括连接带板(1)连接端上台阶数量、高度以及每个台阶上螺栓孔的数量、直径;

构建连接带板(1)与飞机组件(3)配合的三维模型,以有限元分析方法,验证接带板(1)的疲劳寿命、与铝合金框(2)的刚度匹配是否满足需求,在不满足需求时,重新对连接带板(1)的结构进行详细设计;

制作连接带板(1);

以连接带板(1)配合加载机构对飞机组件(3)进行强度试验。

6.根据权利要求5所述的带有铝合金框飞机组件强度试验方法,其特征在于,

加载机构为作动筒或试验机。

一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板及试验方法

技术领域

[0001] 本申请属于带有铝合金框飞机组件强度试验技术领域，具体涉及一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板及试验方法。

背景技术

[0002] 飞机组件中多含有铝合金框，例如飞机机身气密顶板框接头结构，在对该类飞机组件进行强度试验时，多是通过连接带板连接铝合金框，加载机构通过连接带板向铝合金框传载载荷，进而施加到组件上，完成对飞机组件的强度考核。

[0003] 当前，为了保证连接带板的疲劳寿命，多设计连接带板具有较大的强度，厚度较厚，质量较重，然而，在某些情形下，不仅要求将试验载荷施加到飞机组件上，同时需要连接带板与铝合金框间载荷平稳均匀传递，连接带板与铝合金框整体刚度相匹配，具有与飞机组件协调变形的能力。

[0004] 鉴于上述技术缺陷的存在提出本申请。

[0005] 需注意的是，以上背景技术内容的公开仅用于辅助理解本发明的发明构思及技术方案，其并不必然属于本专利申请的现有技术，在没有明确的证据表明上述内容在本申请的申请日已经公开的情况下，上述背景技术不应当用于评价本申请的新颖性和创造性。

发明内容

[0006] 本申请的目的是提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板及试验方法，以克服或减轻已知存在的至少一方面的技术缺陷。

[0007] 本申请的技术方案是：

[0008] 一方面提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板，连接带板一端为连接端，呈台阶状，每个台阶上具有螺栓孔，以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框上；

[0009] 连接带板另一端为加载端，其上具有销钉孔，以能够配合销钉连接到加载机构上，从而能够将加载机构施加的试验载荷传递到铝合金框上，进而传递到飞机组件上，对飞机组件进行强度试验。

[0010] 根据本申请的至少一个实施例，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，连接带板连接端上相邻台阶间厚度递增不超过2。

[0011] 根据本申请的至少一个实施例，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，连接带板连接端各个台阶上螺栓孔间的间距为螺栓孔直径的3-6倍。

[0012] 根据本申请的至少一个实施例，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，相邻台阶间厚度递增不超过2。

[0013] 另一方面一种带有铝合金框飞机组件强度试验方法，包括：

[0014] 根据铝合金框的形状、尺寸，设计连接带板的外形；

[0015] 对连接带板的结构进行详细设计，包括连接带板连接端上台阶数量、高度以及每个台阶上螺栓孔的数量、直径；

[0016] 构建连接带板与飞机组件配合的三维模型，以有限元分析方法，验证接带板的疲劳寿命、与铝合金框的刚度匹配是否满足需求，在不满足需求时，重新对连接带板的结构进行详细设计；

[0017] 制作连接带板；

[0018] 以连接带板配合加载机构对飞机组件进行强度试验。

[0019] 根据本申请的至少一个实施例，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验方法中，加载机构为作动筒或试验机。

[0020] 本申请至少具有以下有益技术效果：

[0021] 一方面提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板，其设计连接带板的连接端呈台阶状，且每个台阶上具有螺栓孔，以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框上，在具体应用时，可通过改变台阶的数量以及各个台阶上螺栓孔间的间距，保证连接带板的疲劳寿命满足要求，以及可通过调节各个台阶的高度、各个台阶上螺栓孔的大小，调节连接带板连接端的刚度，使连接端与铝合金框的整体刚度相匹配，具有与飞机组件协调变形的能力。

[0022] 另一方面提供带有铝合金框飞机组件强度试验方法，其基于上述带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板实施，可保证连接带板的疲劳寿命、以与铝合金框的刚度匹配能够满足需求，进而可保证试验的顺利进行，以及试验结果的准确性。

附图说明

[0023] 图1是本申请实施例提供的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板的示意图；

[0024] 图2是本申请实施例提供的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板与飞机组件配合的示意图；

[0025] 图3是本申请实施例提供的带有铝合金框飞机组件强度试验方法的流程图；

[0026] 其中：

[0027] 1-连接带板；2-铝合金框；3-飞机组件。

[0028] 为了更好说明本实施例，附图某些部件会有省略、放大或缩小，并不代表实际产品的尺寸；此外，附图用于示例性说明，其位置关系仅限于示例性说明，不能理解为对本专利的限制。

具体实施方式

[0029] 为使本申请的技术方案及其优点更加清楚，下面将结合附图对本申请的技术方案作进一步清楚、完整的详细描述，可以理解的是，此处所描述的具体实施例仅是本申请的部分实施例，其仅用于解释本申请，而非对本申请的限定。需要说明的是，为了便于描述，附图中仅示出了与本申请相关的部分，其他相关部分可参考通常设计，在不冲突的情况下，本申请中的实施例及实施例中的技术特征可以相互组合以得到新的实施例。

[0030] 此外，除非另有定义，本申请描述中所使用的技术术语或者科学术语应当为本申请所属领域内一般技术人员所理解的通常含义。本申请描述中所使用的“上”、“下”、“左”、“右”、“中心”、“竖直”、“水平”、“内”、“外”等表示方位的词语仅用以表示相对的方向或者位置关系，而非暗示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，当被描述对象的绝对位置发生改变后，其相对位置关系也可能发生相应的改变，因此不能理解为对本

申请的限制。本申请描述中所使用的“第一”、“第二”、“第三”以及类似用语，仅用于描述目的，用以区分不同的组成部分，而不能够将其理解为指示或暗示相对重要性。本申请描述中所使用的“一个”、“一”或者“该”等类似词语，不应理解为对数量的绝对限制，而应理解为存在至少一个。本申请描述中所使用的“包括”或者“包含”等类似词语意指出现在该词前面的元件或者物件涵盖出现在该词后面列举的元件或者物件及其等同，而不排除其他元件或者物件。

[0031] 此外，还需要说明的是，除非另有明确的规定和限定，在本申请的描述中使用的“安装”、“相连”、“连接”等类似词语应做广义理解，例如，连接可以是固定连接，也可以是可拆卸连接，或一体地连接；可以是机械连接，也可以是电连接；可以是直接相连，也可以通过中间媒介间接相连，还可以是两个元件内部的连通，领域内技术人员可根据具体情况理解其在本申请中的具体含义。

[0032] 下面结合附图1至图3对本申请做进一步详细说明。

[0033] 一方面提供一种带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板，连接带板1一端为连接端，呈台阶状，每个台阶上具有螺栓孔，以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框2上；

[0034] 连接带板1另一端为加载端，其上具有销钉孔，以能够配合销钉连接到加载机构上，从而能够将加载机构施加的试验载荷传递到铝合金框2上，进而传递到飞机组件3上，对飞机组件3进行强度试验。

[0035] 对于上述实施例公开的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板，领域内技术人员可以理解的是，其设计连接带板1的连接端呈台阶状，且每个台阶上具有螺栓孔，以能够配合螺栓紧固件连接到铝合金框2上，在具体应用时，可通过改变台阶的数量以及各个台阶上螺栓孔间的间距，保证连接带板1的疲劳寿命满足要求，以及可通过调节各个台阶的高度、各个台阶上螺栓孔的大小，调节连接带板1连接端的刚度，使连接端与铝合金框2的整体刚度相匹配，具有与飞机组件3协调变形的能力。

[0036] 在一些可选的实施例中，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，连接带板1连接端上相邻台阶间厚度递增不超过2。

[0037] 在一些可选的实施例中，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，连接带板1连接端各个台阶上螺栓孔间的间距为螺栓孔直径的3-6倍。

[0038] 在一些可选的实施例中，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验连接带板中，相邻台阶间厚度递增不超过2。

[0039] 另一方面一种带有铝合金框飞机组件强度试验方法，包括：

[0040] 根据铝合金框2的形状、尺寸以及飞机组件3要求的加载方案，设计连接带板1的外形；

[0041] 对连接带板1的结构进行详细设计，包括连接带板1连接端上台阶数量、高度以及每个台阶上螺栓孔的数量、直径；

[0042] 构建连接带板1与飞机组件3配合的三维模型，以有限元分析方法，验证接带板1的疲劳寿命、与铝合金框2的刚度匹配是否满足需求，在不满足需求时，重新对连接带板1的结构进行详细设计；

[0043] 制作连接带板1，具体过程为绘制加工图纸、设计加工工艺以及生产制造等；

[0044] 以连接带板1配合加载机构对飞机组件3进行组件级强度试验。

[0045] 对于上述实施例公开的带有铝合金框飞机组件强度试验方法，领域内技术人员可以理解的是，其中所说的验证接带板1的疲劳寿命是否满足需求，具体是指验证接带板1的疲劳寿命是否远大于飞机组件3，在其疲劳寿命相对于飞机组件3没有优势时，可通过增加连接带板1连接端上台阶的数量以及减小各个台阶上螺栓孔间的间距，使连接端的应力分布更为均匀，以此增加接带板1的疲劳寿命，使接带板1的疲劳寿命远超过飞机组件3，满足需求。

[0046] 对于上述实施例公开的带有铝合金框飞机组件强度试验方法，领域内技术人员还可以理解的是，验证接带板1与铝合金框2的刚度匹配不满足需求时，时可通过降低各个台阶的高度以及减小各个台阶上螺栓孔的直径，降低连接带板1连接端的刚度，使连接端与铝合金框2的整体刚度相匹配，具有与飞机组件3协调变形的能力。

[0047] 在一些可选的实施例中，上述的带有铝合金框飞机组件强度试验方法中，加载机构为液压作动筒或标准试验机。

[0048] 说明书中各个实施例采用递进的方式描述，每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处，各个实施例之间相同相似部分互相参见即可。

[0049] 至此，已经结合附图所示的优选实施方式描述了本申请的技术方案，领域内技术人员应该理解的是，本申请的保护范围显然不局限于这些具体实施方式，在不偏离本申请的原理的前提下，本领域技术人员可以对相关技术特征作出等同的更改或替换，这些更改或替换之后的技术方案都将落入本申请的保护范围之内。

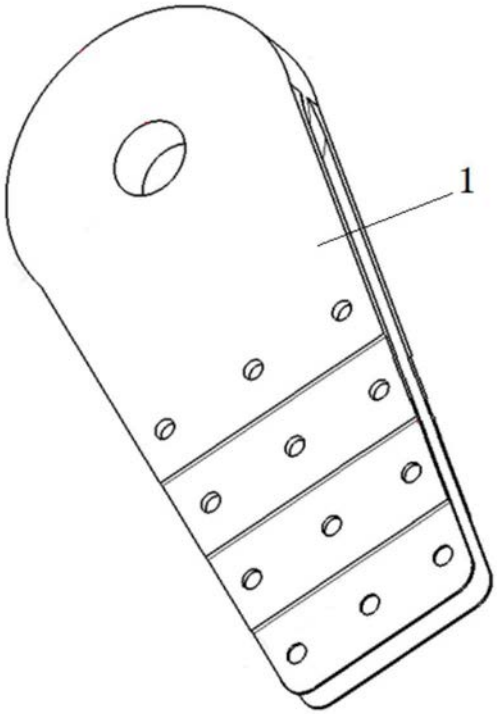


图1

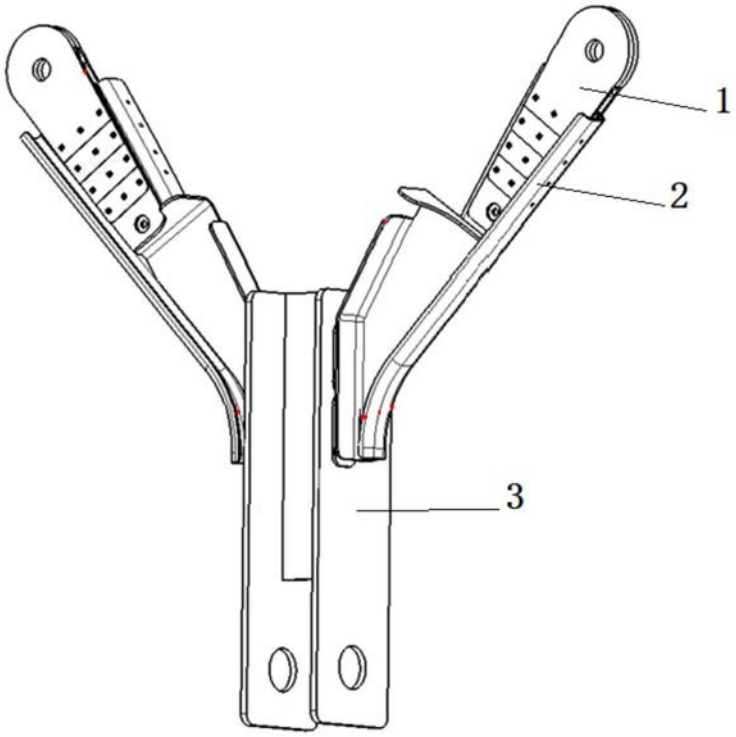


图2

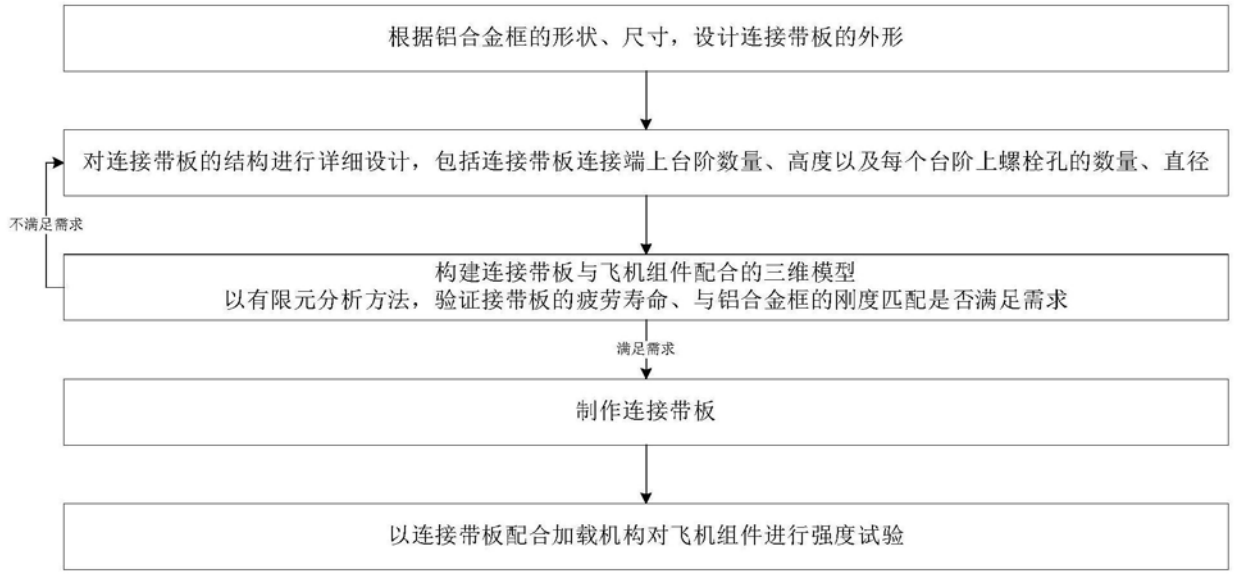

根据铝合金框的形状、尺寸，设计连接带板的外形
对连接带板的结构进行详细设计，包括连接带板连接端上台阶数量、高度以及每个台阶上螺栓孔的数量、直径
不满足需求
构建连接带板与飞机组件配合的三维模型
以有限元分析方法，验证接带板的疲劳寿命、与铝合金框的刚度匹配是否满足需求
满足需求
制作连接带板
以连接带板配合加载机构对飞机组件进行强度试验

图3