



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112179595 B

(45) 授权公告日 2022.06.21

(21) 申请号 202011020414.2

CN 110704951 A, 2020.01.17

(22) 申请日 2020.09.25

CN 110705141 A, 2020.01.17

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 110920930 A, 2020.03.27

申请公布号 CN 112179595 A

WO 2016060417 A1, 2016.04.21

(43) 申请公布日 2021.01.05

CN 111650064 A, 2020.09.11

(73) 专利权人 中国直升机设计研究所

CN 109060497 A, 2018.12.21

地址 333001 江西省景德镇市航空路6-8号

WO 2017107362 A1, 2017.06.29

(72) 发明人 何丁妮 崔韦 陶宪斌

CN 110686856 A, 2020.01.14

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

CN 109733641 A, 2019.05.10

专利代理师 王世磊

赵翔. 直升机强度试验技术最新发展及展望.《直升机技术》.2009, (第03期), 全文.

(51) Int. Cl.

由于等. 叶片高低周复合疲劳试验技术研究.《机械强度》.2020, (第02期), 全文.

G01M 7/02 (2006.01)

喻渊鉴等. 直升机关键件疲劳设计探讨.《直升机技术》.2009, (第04期), 全文.

G01M 13/00 (2019.01)

李清蓉. “疲劳试验中边界条件的模拟”.《直升机技术》.2002, 全文.

B64F 5/60 (2017.01)

(56) 对比文件

审查员 周秀杰

CN 110542525 A, 2019.12.06

CN 111649926 A, 2020.09.11

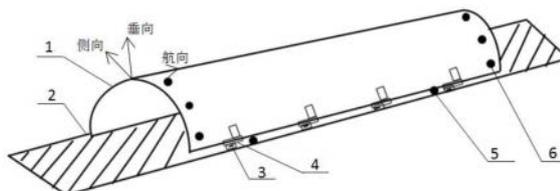
权利要求书2页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法

(57) 摘要

本发明公开了一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,包括在机身整流罩上布设测量设备、机身整流罩支持边界模拟;振动疲劳试验载荷谱编制;试验前检查;进行振动疲劳试验,并在试验过程中保证周期检查;试验终止后检查,确定结构振动疲劳危险部位和振动疲劳寿命。本发明提供了整流罩件振动疲劳试验载荷谱的编制方法、试验加载方法以及试验操作过程。针对直升机机身整流罩结构,根据其动力学特性及复杂振动载荷环境分布特性,通过基于固有频率、振型以及振动响应的多目标参数优化分析,完成支持边界设计;本发明方法能通过试验验证结构件的振动疲劳破坏危险部位和寿命,保证直升机结构振动疲劳安全。



1. 一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,包括以下步骤:

根据直升机机身整流罩组件的实际破坏模式,选择疲劳危险部位设置应变片,并在机身整流罩上设置加速度传感器;

机身整流罩安装在斜梁假件上,斜梁假件再通过夹具固定在试验台上,通过夹具模拟真实装机边界条件;以结构固有频率、振型以及振动响应的一致性作为动力学边界条件设计和模拟的首要原则,将机身整流罩的模态前三阶振型误差最小作为设计目标,以其真实的固有频率作为约束条件,通过改变影响边界结构刚度和质量特性的参数数值,对机身整流罩组件进行支持边界模拟,包括:

- a. 确定斜梁整流罩结构的固有频率和振型;
- b. 设计边界结构参数,建立目标结构模型;
- c. 求解斜梁整流罩结构的固有频率和振型,如不满足要求,则返回b;
- d. 确定斜梁整流罩结构的振动响应;
- e. 设计边界结构参数,建立目标结构模型;
- f. 求解斜梁整流罩结构的振动响应,如不满足要求,则返回e;

根据直升机机身整流罩组件在实际使用环境中同时承受高应力水平低周疲劳载荷叠加高频振动载荷的特点,振动疲劳试验中采用循环加载的方式,建立振动疲劳试验载荷谱;其中每个循环包括:振动载荷持续→常规疲劳载荷施加→常规疲劳载荷稳定→常规疲劳载荷卸载→振动载荷持续;

振动疲劳试验前对机身整流罩组件初始质量进行检查,同时采用合适的幅值进行扫频试验,对试验件安装的初始动特性进行检测;

根据编制的振动疲劳试验载荷谱进行机身整流罩组件振动疲劳试验。

2. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述振动疲劳试验中,低周疲劳载荷的确定方法为:

计算机身整流罩全部典型低周疲劳工况下的气动分布载荷,取最危险载荷进行覆盖;在机身整流罩表面选取多个对称均分加载点,将分布载荷折算为加载点的集中载荷。

3. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述振动疲劳试验中,振动载荷的确定方法为:

通过 $A_T = A_D / (t/4)^{1/6}$ 可确定振动载荷的试验幅值,其中 A_T 为实际试验幅值, A_D 为规定试验幅值,t为轴向实际试验持续时间。

4. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述振动疲劳试验中,试验载荷调整方法为:

先按确定的振动疲劳载荷谱完成设定次数的循环,振动载荷持续时间共计N小时;循环次数完成后,如果没有出现裂纹,则对载荷进行调整,将低周疲劳载荷按初级载荷的20%进行升级,并增加循环次数,继续进行循环试验;如完成循环后试验件仍然未破坏,则调整振动峰值,直至试验件破坏。

5. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述振动疲劳试验中,要求每完成不超过500次循环检查试验件的损伤情况,检查时应先记录响应的PSD曲线图再停止激励,对重点检查部位合页安装组件连接区进行目视和敲击检查,同时进行扫频试验,记录并检测频率变化。

6. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述试验台包括所述夹具、加载装置、水平滑台以及振动台;其中,所述夹具固定在水平滑台上,加载装置的加载连杆对称布设在所述机身整流罩的两侧的加载点上,通过振动台驱动水平滑台振动,以通过加载连杆对加载点施加振动载荷。

7. 根据权利要求1所述的直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,其特征在于,所述疲劳危险部位包括整流罩与机身的连接部位;所述加速度传感器包括加速度响应传感器和加速度控制传感器,加速度响应传感器在机身整流罩前后端对称不设,加速度控制传感器在安装接头区域对称布设。

8. 一种计算机,包括处理器、存储器以及存储在所述存储器上的计算机程序,其特征在于,计算机程序被处理器执行时,实现根据权利要求1-7中任一权利要求所述直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法的步骤。

9. 一种计算机可读存储介质,所述可读存储介质中存储有计算机程序,其特征在于,计算机程序被处理器执行时,实现根据权利要求1-7中任一权利要求所述直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法的步骤。

一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法

技术领域

[0001] 本发明涉及直升机结构强度试验领域,特别涉及一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法。

背景技术

[0002] 直升机结构在飞行过程中承受着复杂的气动交变载荷和结构振动载荷,由常规疲劳叠加结构本体共振导致的振动疲劳破坏故障在近年国内多型直升机上频发,较多出现在次承力的、有局部共振的结构上,严重影响直升机平台结构安全。针对直升机整流罩疲劳破坏的疲劳试验验证和针对结构振动环境破坏的振动试验验证技术在工程上已较为成熟,建立了普适性的试验方法和规范化的试验步骤:GJB720.6A-2012详细介绍了疲劳试验验证方法,通过疲劳试验可获得结构疲劳薄弱部位和结构使用寿命;GJB150.16A-2009详细介绍了振动环境试验方法,通过振动环境试验可对结构的使用寿命进行考核。

[0003] 然而目前国内直升机结构强度试验仍是疲劳试验与振动试验脱节,疲劳试验是利用多点协调加力系统来验证结构疲劳寿命,而振动试验则是以振动台作为基础激励来考核结构振动耐久性,二者并未有机融合,无法获知结构在局部共振叠加疲劳载荷作用下的寿命情况。

发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,满足对整流罩件同时施加振动基础激励和疲劳载荷,以获取结构的振动疲劳危险部位和验证结构振动疲劳寿命。

[0005] 为了实现上述任务,本发明采用以下技术方案:

[0006] 一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,包括以下步骤:

[0007] 根据直升机机身整流罩组件的实际破坏模式,选择疲劳危险部位设置应变片,并在机身整流罩上设置加速度传感器;

[0008] 机身整流罩安装在斜梁假件上,斜梁假件再通过夹具固定在试验台上,通过夹具模拟真实装机边界条件;以结构固有频率、振型以及振动响应的一致性作为动力学边界条件设计和模拟的首要原则,将机身整流罩的模态前三阶振型误差最小作为设计目标,以其真实的固有频率作为约束条件,通过改变影响边界结构刚度和质量等特性的参数数值,对机身整流罩组件进行支持边界模拟;

[0009] 根据直升机机身整流罩组件在实际使用环境中同时承受高应力水平低周疲劳载荷叠加高频振动载荷的特点,振动疲劳试验中采用循环加载的方式,建立振动疲劳试验载荷谱;其中每个循环包括:振动载荷持续→常规疲劳载荷施加→常规疲劳载荷稳定→常规疲劳载荷卸载→振动载荷持续;

[0010] 振动疲劳试验前对机身整流罩组件初始质量进行检查,同时采用合适的幅值进行扫频试验,对试验件安装的初始动特性进行检测;

- [0011] 根据编制的振动疲劳试验载荷谱进行机身整流罩组件振动疲劳试验。
- [0012] 进一步地,所述振动疲劳试验中,低周疲劳载荷的确定方法为:
- [0013] 计算机身整流罩全部典型低周疲劳工况下的气动分布载荷,取最危险载荷进行覆盖;在机身整流罩表面选取多个对称均分加载点,将分布载荷折算为加载点的集中载荷。
- [0014] 进一步地,所述振动疲劳试验中,振动载荷的确定方法为:
- [0015] 通过 $A_T = A_D / (t/4)^{1/6}$ 可确定振动载荷的试验幅值,其中 A_T 为实际试验幅值, A_D 为规定试验幅值,t为轴向实际试验持续时间。
- [0016] 进一步地,所述振动疲劳试验中,试验载荷调整方法为:
- [0017] 先按确定的振动疲劳载荷谱完成设定次数的循环,振动载荷持续时间共计N小时;循环次数完成后,如果没有出现裂纹,则对载荷进行调整,将低周疲劳载荷按初级载荷的20%进行升级,并增加循环次数,继续进行循环试验;如完成循环后试验件仍然未破坏,则调整振动峰值,直至试验件破坏。
- [0018] 进一步地,所述振动疲劳试验中,要求每完成不超过500次循环检查试验件的损伤情况,检查时应先记录响应的PSD曲线图再停止激励,对重点检查部位合页安装组件连接区进行目视和敲击检查,同时进行扫频试验,记录并检测频率变化。
- [0019] 进一步地,所述试验台包括所述夹具、加载装置、水平滑台以及振动台12;其中,所述夹具固定在水平滑台上,加载装置的加载连杆对称布设在所述机身整流罩的两侧的加载点上,通过振动台驱动水平滑台振动,以通过加载连杆对加载点施加振动载荷。
- [0020] 进一步地,所述疲劳危险部位包括整流罩与机身的连接部位;所述加速度传感器包括加速度响应传感器和加速度控制传感器,加速度响应传感器在机身整流罩前后端对称不设,加速度控制传感器在安装接头区域对称布设。
- [0021] 一种计算机,包括处理器、存储器以及存储在所述存储器上的计算机程序,计算机程序被处理器执行时,实现所述直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法的步骤。
- [0022] 一种计算机可读存储介质,所述可读存储介质中存储有计算机程序,计算机程序被处理器执行时,实现所述直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法的步骤。
- [0023] 本发明具有以下技术特点:
- [0024] 1.本发明提供了整流罩件振动疲劳试验载荷谱的编制方法、试验加载方法以及试验操作过程。针对直升机机身整流罩结构,根据其动力学特性及复杂振动载荷环境分布特性,通过基于固有频率、振型以及振动响应的多目标参数优化分析,完成支持边界设计。
- [0025] 2.考虑直升机整流罩在实际使用环境中的连接形式以及承受的复杂载荷,对疲劳载荷叠加振动载荷进行分析简化,本发明提供了一种振动疲劳试验载荷谱的编制思路,用以充分模拟结构真实受载情况。
- [0026] 3.本发明开展复杂疲劳载荷叠加振动载荷环境施加方法,对试验的加载协调性以及控制措施的有效性进行验证。

附图说明

- [0027] 图1是机身整流罩结构示意图;
- [0028] 图2是边界模拟方法流程图;
- [0029] 图3是加载波形示意图;

[0030] 图4的(a)、(b)是试验台示的侧视图和主视图。

[0031] 图中标号说明:1-机身整流罩;2-斜梁假件;3-应变片位置;4-合页安装组件;5-加速度控制传感器;6-加速度响应传感器;7-试验件;8-加载点;9-夹具;10-加载装置;11-水平滑台;12-振动台。

具体实施方式

[0032] 目前国内直升机结构振动疲劳研究较少,没有针对直升机整流罩的振动疲劳试验验证方法,无法保证直升机振动疲劳寿命安全。本发明提供的一种直升机整流罩振动疲劳试验验证方法能通过试验验证结构件的振动疲劳破坏危险部位和寿命,保证直升机结构振动疲劳安全。

[0033] 参见图1至图4,本发明提供的一种直升机机身整流罩振动疲劳试验验证方法,包括以下步骤:

[0034] 步骤一,在机身整流罩上布设测量设备

[0035] 根据直升机机身整流罩组件的实际破坏模式,选择疲劳危险部位设置应变片,并在机身整流罩上设置加速度传感器;其中,所述疲劳危险部位例如可以是整流罩与机身的连接部位,例如合页、锁扣等。

[0036] 参见图1,在该示例中,局部振动疲劳破坏部位为合页安装接头和插销连接部位。为了测量合页安装接头与插销连接部位的变形情况,可在连接区域粘贴应变片;为了满足振动控制及测量要求,在机身整流罩前后端各对称均布5个加速度响应传感器,在安装接头区域对称均布4个加速度控制传感器。机身整流罩组件结构示意图及贴片和加速度传感器布置如图1所示。

[0037] 步骤二,机身整流罩支持边界模拟

[0038] 机身整流罩安装在斜梁假件上,斜梁假件再通过夹具固定在试验台上,夹具设计要求模拟真实装机边界条件,例如,夹具采用实际情况下机身整流罩与斜梁安装固定的结构;所述试验台包括所述夹具9、加载装置10、水平滑台11以及振动台12;其中,所述夹具9固定在水平滑台11上,加载装置10的加载连杆对称布设在所述机身整流罩的两侧的加载点上,通过振动台12驱动水平滑台11振动,以通过加载连杆对加载点施加振动载荷。

[0039] 以结构固有频率、振型以及振动响应的一致性作为动力学边界条件设计和模拟的首要原则,将机身整流罩的模态前三阶振型误差最小作为设计目标,以其真实的固有频率作为约束条件,通过改变影响边界结构刚度和质量等特性的参数数值,对机身整流罩组件进行支持边界模拟,技术流程如图2所示。

[0040] 步骤三,振动疲劳试验载荷谱编制

[0041] 根据直升机机身整流罩组件在实际使用环境中同时承受高应力水平低周疲劳载荷叠加高频振动载荷的特点,振动疲劳试验中采用循环加载的方式,建立振动疲劳试验载荷谱;其中每个循环包括:振动载荷持续→常规疲劳载荷施加→常规疲劳载荷稳定→常规疲劳载荷卸载→振动载荷持续,加载波形示意图如图3所示。

[0042] 一个低周循环持续时间的确定:低周疲劳载荷频次为5c/h,振动载荷设为每个轴向试验时间1h对应30h的使用寿命,则一次低周循环时间 $T=3600/30/5=24s$ 。要求一个循环内的常规疲劳载荷叠加振动载荷持续稳定时间段不少于15s。

[0043] 低周疲劳载荷的确定:计算机身整流罩全部典型低周疲劳工况下的气动分布载荷,取最危险载荷进行覆盖;在机身整流罩表面选取12个对称均分加载点,将分布载荷折算为加载点的集中载荷,加载点示意图如图4所示。

[0044] 振动载荷的确定:根据GJB150.16A-2009内容,由每个轴向试验时1h间对应30h的使用寿命,通过 $A_T = A_D / (t/4)^{1/6}$ 可确定振动载荷的试验幅值,其中 A_T 为实际试验幅值, A_D 为规定试验幅值,t为轴向实际试验持续时间。根据对机身整流罩组件侧向、航向、垂向三个轴向的应力响应分析,认为侧向激励相对航向和垂向激励产生的损伤较大,可简化为只进行侧向振动。

[0045] 试验载荷调整:先按确定的振动疲劳载荷谱完成6000次循环,振动载荷持续时间共计40小时,考虑寿命分散系数为4,对应300飞行小时寿命。试验进行6000次循环后,如果没有出现裂纹,则对载荷进行调整,将低周疲劳载荷按初级载荷的20%进行升级,继续进行14000次循环,对应700飞行小时寿命。如完成14000次循环后试验件仍然未破坏,则可调整振动峰值,直至试验件破坏。

[0046] 步骤四,振动疲劳试验前检查

[0047] 振动疲劳试验前对机身整流罩组件初始质量进行检查,同时采用合适的幅值进行扫频试验,对试验件安装的初始动特性进行检测。

[0048] 步骤五,进行振动疲劳试验,并在试验过程中保证周期检查

[0049] 根据编制的振动疲劳试验载荷谱进行机身整流罩组件振动疲劳试验,试验台示意图如图4所示。

[0050] 试验中要求每完成不超过500次循环检查试验件的损伤情况,检查时应先记录响应的PSD曲线图再停止激励,对重点检查部位合页安装组件连接区进行目视和敲击检查,同时进行扫频试验,记录并检测频率变化。

[0051] 试验终止后检查,确定结构振动疲劳危险部位和振动疲劳寿命;对试验结束后的试验件进行目视和敲击检查,再次进行扫频试验并记录。

[0052] 以上实施例仅用于说明本申请的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本申请进行了详细的说明,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同等替换;而这些修改或替换,并不使相应技术方案的本质脱离本申请各实施例技术方案的精神和范围,均应包含在本申请的保护范围之内。

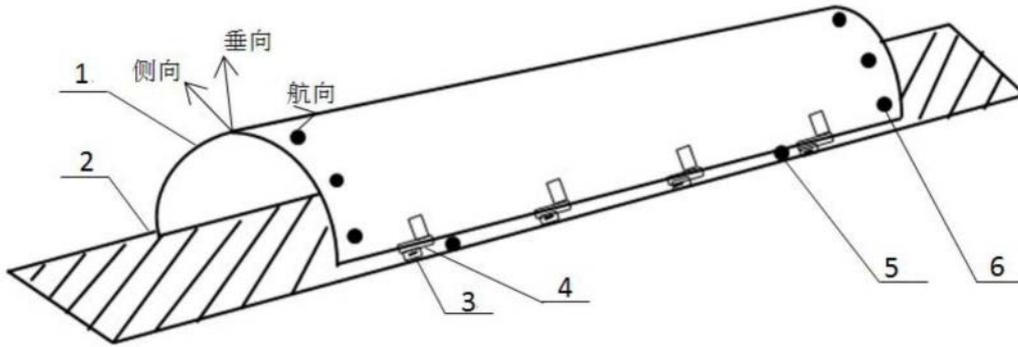


图1

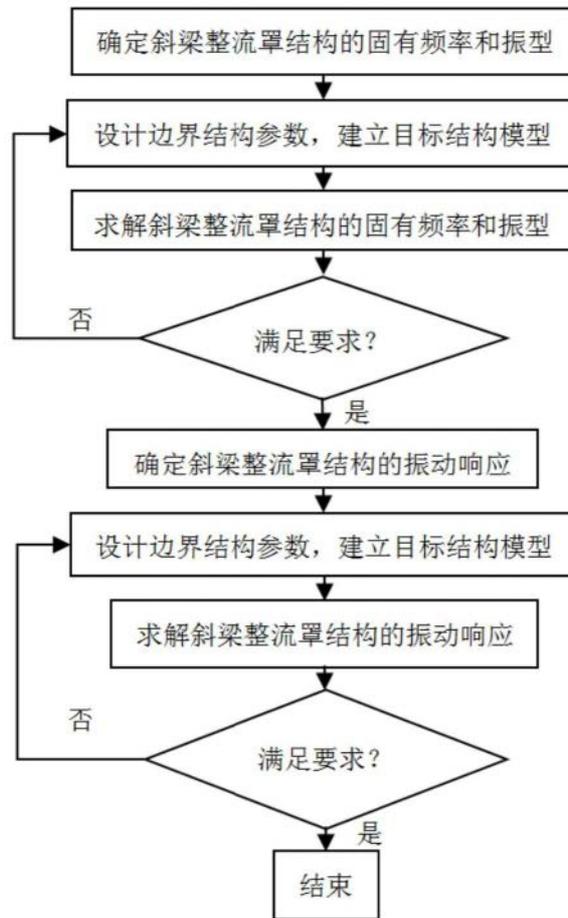


图2

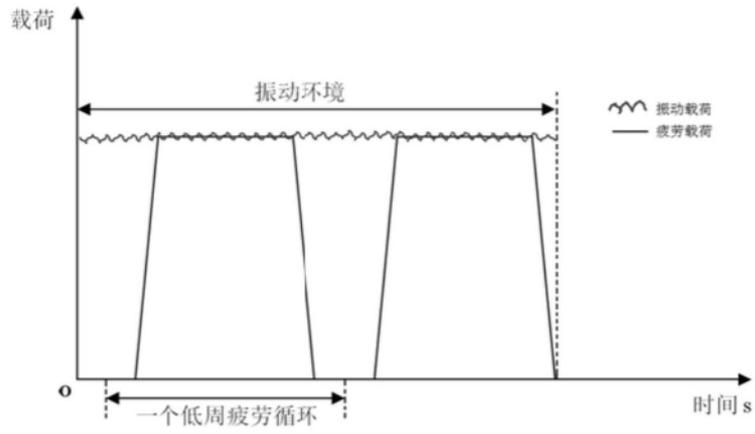
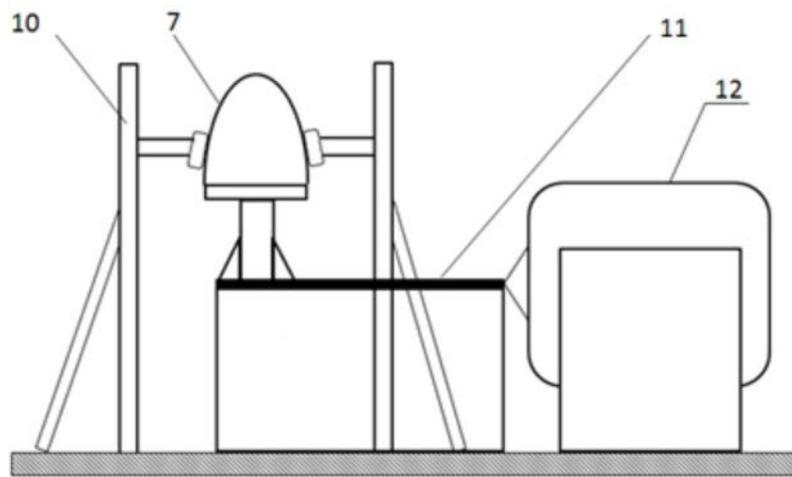
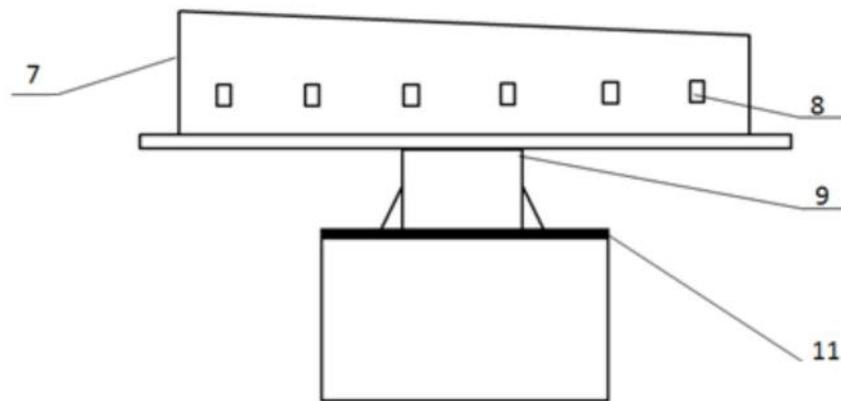


图3



(a)



(b)

图4