



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 116879664 B

(45) 授权公告日 2023. 11. 24

(21) 申请号 202311142891.X

(22) 申请日 2023.09.06

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 116879664 A

(43) 申请公布日 2023.10.13

(73) 专利权人 合肥航太电物理技术有限公司

地址 230031 安徽省合肥市蜀山区科学院路105号

(72) 发明人 黄业园 司晓亮 段泽民 谭红丽

仇善良 魏金久 张松 程金海

(74) 专利代理机构 安徽思尔六知识产权代理事

务所(普通合伙) 34244

专利代理师 陈伟荣

(51) Int. Cl.

G01R 31/00 (2006.01)

G01R 19/165 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 102426310 A, 2012.04.25

CN 106383273 A, 2017.02.08

CN 115902428 A, 2023.04.04

WO 2022130067 A1, 2022.06.23

CN 109655670 A, 2019.04.19

CN 109655671 A, 2019.04.19

GB 8807151 D0, 1988.04.27

CN 103926483 A, 2014.07.16

GB 2256057 B, 1995.10.11

CN 106526340 A, 2017.03.22

GB 2215067 B, 1992.09.09

US 2013241573 A1, 2013.09.19

CN 116699257 A, 2023.09.05

CN 112345836 A, 2021.02.09

Uckerseifer Jan.A Numerical Analysis of HIRF- and DCI-Equivalence by Characteristic Mode Theory.2019 INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY.2019,第315-320页.

胡平道.低电平耦合技术在飞机级试验中的应用.微波学报.2010,(S2),第58-61页.

审查员 双维芳

权利要求书2页 说明书6页 附图3页

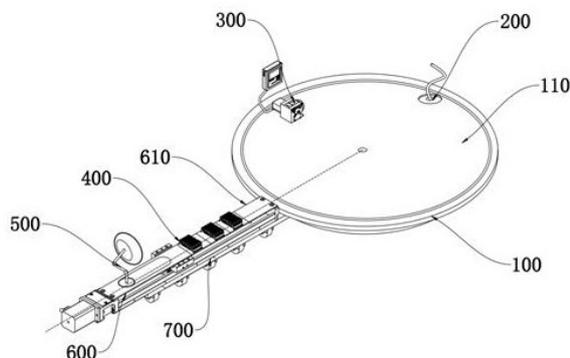
(54) 发明名称

一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置及其测试方法

(57) 摘要

本发明涉及HIRF测试技术领域,公开了一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置及其测试方法,其装置包括用于盛放飞机机体的测试台和设于测试台外围的直线滑台,在直线滑台上设有至少两个电流注入件和用于发射平面波的射频源,在测试台上设有用于监测电缆感应电流的监测组件.本发明将机头或机翼位置设为标准点,再结合其他注入点,将注入点结合标准点一同注入电流,减少注入试验点之间的交叉影响,把测试结果与合格判据做对比,可大量多次试验,减少随机性误差,可以调整注入件和注入点之间的位置,测试台可承载不同类型整机暴露到

远场,能更好模拟真实环境,且具备模式选择能力,测试结果更可靠。



1. 一种高强辐射场的低电平直接驱动测试方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1: 搭建包含飞机机体在内的高强辐射场的低电平直接驱动测试装置;

S2: 建立外部平面波照射下飞机的三维仿真模型,仿真得到电磁波在不同照射角度和极化情况下的机身表面电流 I_1 ;

S3: 机头和机翼的上均设有电流注入标准测试点,将机头或机翼位置上涂层打磨后安装电流注入件(400),注入恒定电流后,测试得到表面电流 I_2 ;

S4: 根据飞机蒙皮电流分析得到的电流集中或异常分布的区域为试验注入点,将试验注入点的蒙皮结构上涂层打磨,将机头的电流注入件(400)切换至该试验注入点,注入恒定电流后,测试并得到表面电流 I_3 ;

S5: 根据试验注入点位置,切换电流注入件(400)的注入端,将其同时连接机头和试验注入点,注入恒定电流后,测试机头表面电流 I'_4 和试验注入点的表面电流 I''_4 ,并测得电缆感应电流 I_5 ;

S6: 在试验过程中,通过数据校核,获取表面电流数据之间的比例因子 K_1 和 K_2 ,再进行归一化处理,计算出外部电磁环境以 $1V/m$ 的场强照射飞机时,获得从机头、试验注入点同时注入试验中电缆感应电流 I_6 ,得到了机内电缆感应电流与外部辐射场的传递函数 F ;

$$K_1 = \frac{I_2}{2I_4}$$

$$K_2 = \frac{I_3}{2I_4}$$

$$I_6 = \frac{I_5}{\frac{K_1 + K_2 * E}{2}}$$

$$F = I_6,$$

式中 E 为外部平面波照射飞机时的场强强度;

S7: 根据传递函数 F 和可查曲线对照表中的场强值 E' ,曲线对照表为电缆感应电流频段与实际HIRF环境场强值 E' 之间的函数关系表,将试验结果进行数据外推,即传递函数与实际HIRF环境场强值相乘,从而得到实际HIRF环境下的机内电缆感应电流 I_7 ;

$$I_7 = F \cdot E';$$

S8: 将机内电缆感应电流 I_7 与电缆的设计阈值进行对比进行性能评估,如果其超过了设计阈值,需采取修正措施进行整改设计,直至低于设计阈值,处于可接受状态,则表示完成了飞机高强辐射场效应安全性的评估。

2. 一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,如权利要求1的所述的高强辐射场的低电平直接驱动测试方法的步骤S1中所搭建的测试装置,其特征在于,包括用于盛放飞机机体的测试台(100)和设于测试台(100)外围的直线滑台(600),在直线滑台(600)上设有至少两个电流注入件(400)和用于发射平面波的射频源(500),在测试台(100)上设有用于监测电缆感应电流的监测组件(300),直线滑台(600)的端部与测试台(100)的外围之间设有驱动件,驱动件驱动直线滑台(600)绕着测试台(100)的外围周向运动;

其中一个电流注入件(400)安装于飞机机体的机头或机翼部分,另一个电流注入件(400)安装于飞机机体的试验注入点部分;

电流注入件(400)向飞机机体的机头或机翼部分单独注入的电流值,和电流注入件

(400)同时向机头或机翼部分与试验注入点部分注入的电流值总和是相同的。

3. 根据权利要求2所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,电流注入件(400)包括电源连接器、直流母线逆变器、电抗器和电流注入钳,直流母线逆变器和电抗器串联,电流注入钳通过直流母线逆变器、电抗器与电源连接器相连接,电源连接器连接直流电源。

4. 根据权利要求3所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,测试台(100)上设有绝缘台面(110),飞机机体的尾翼部分连接有接地端(200)。

5. 根据权利要求4所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,射频源(500)包括信号源和功率放大器,信号源用于产生低频段的低电平扫频信号,低电平扫频信号通过功率放大器变为测试所需频段。

6. 根据权利要求5所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,监测组件(300)包括监测探头和电流探头,监测探头用于对表面电流的监测,电流探头用于对电缆感应电流的监测。

7. 根据权利要求6所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,电流探头包括注入探头和测试探头,注入探头用于向电缆内注入电流,测试探头用于对电缆内的感应电流进行检测。

8. 根据权利要求7所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,驱动件包括驱动电机(160)、驱动齿轮(150)和从动齿环(140),从动齿环(140)与直线滑台(600)的端部相连接,驱动电机(160)的输出轴与驱动齿轮(150)相连接,驱动齿轮(150)啮合连接在从动齿环(140)的内壁上。

9. 根据权利要求8所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,还包括信号连接组件,信号连接组件包括多个多通道光电转换器,其连接测试探头,与远距离光纤一起实现测试信号的多通道、远距离、低损耗传输。

10. 根据权利要求9所述的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,其特征在于,还包括信号处理组件,信号处理组件包括网络分析仪和PC端,其参考通道连接监测探头,其测试通道连接多通道光电转换器,PC端连接网络分析仪,实现对网络分析仪数据接收和处理的自动化控制。

一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置及其测试方法

技术领域

[0001] 本发明涉及HIRF测试领域,更具体地说,它涉及一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置及其测试方法。

背景技术

[0002] 高强度辐射场(HIRF)是由人类活动造成的单位面积辐射能量较高的电磁环境,主要是来自地面、舰船、海上平台或航空器上的雷达、无线电、导航、广播等高功率发射机的辐射。HIRF效应以飞机表面电流到电缆束感应电流耦合为主,且在HIRF能量低于第一机身谐振频率时,HIRF能量直接耦合至飞机内部线束较弱,采用扫描电流或扫描场的方式,容易造成HIRF效应试验数据缺失,故采用低电平直接注入试验方法,并可直接利用低电平驱动测试系统,进而获得完整的低于第一机身谐振频率的HIRF能量的防护试验验证。

[0003] 低电平直接注入试验中,需先做飞机蒙皮电流分析,飞机蒙皮电流分析通过仿真分析得到试验注入点和表面电流 I_1 ,试验注入点通过打磨机体表面直至裸露出金属,通过电流直接注入得到飞机机身的表面电流 I_2 和内部电缆的感应电流 I_3 ,通过 I_1 和 I_2 计算出比例因数 K ,再利用感应电流 I_3 计算出实际内电缆感应电流 I_4 与外部辐射场之间的函数关系 F ,通过输入HIRF辐射场的场强值 E 代入函数关系 F 中得到电缆感应电流 I_5 。

[0004] 通过飞机蒙皮电流分析得到若干个电流集中或异常分布的区域作为试验注入点的候选,需要依次进行注入试验,试验过程中,试验注入点会被打磨出裸露金属,破损的蒙皮涂层无法正常分散电磁能量,导致电磁干扰,如果每次都只测试一个注入点,并在测试后将注入点涂层修复,则会造成试验周期延长,无法保证测试过程中其他参数的统一性,故在依次试验中,上一个试验点会对下一个试验点的测试数据造成影响,在HIRF辐射场中试验时,会使一组试验点所得到的感应电流存在较大误差,进而影响传递函数,造成在实际场强中得到的电缆感应电流误差会超过误差范围。

发明内容

[0005] 本发明提供一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置及其测试方法,解决相关技术中在依次试验中,上一个试验点会对下一个试验点的测试数据造成影响的技术问题。

[0006] 本发明提供了一种高强辐射场的低电平直接驱动测试方法,包括以下步骤:

[0007] S1:搭建包含飞机机体在内的高强辐射场的低电平直接驱动测试装置;

[0008] S2:建立外部平面波照射下飞机的三维仿真模型,仿真得到电磁波在不同照射角度和极化情况下的机身表面电流 I_1 ;

[0009] S3:机头和机翼的上均设有电流注入标准测试点,将机头或机翼位置上涂层打磨后安装电流注入件,注入恒定电流后,测试得到表面电流 I_2 ;

[0010] S4:根据飞机蒙皮电流分析得到的电流集中或异常分布的区域为试验注入点,将试验注入点的蒙皮结构上涂层打磨,将机头的电流注入件切换至该试验注入点,注入恒定电流后,测试并得到表面电流 I_3 ;

[0011] S5:根据试验注入点位置,切换电流注入件的注入端,将其同时连接机头和试验注入点,注入恒定电流后,测试机头表面电流 I'_4 和试验注入点的表面电流 I''_4 ,并测得电缆感应电流 I_5 ;

[0012] S6:在试验过程中,通过数据校核,获取表面电流数据之间的比例因子 K_1 和 K_2 ,再进行归一化处理,计算出外部电磁环境以1V/m的场强照射飞机时,获得从机头、试验注入点同时注入试验中电缆感应电流 I_6 ,得到了机内电缆感应电流与外部辐射场的传递函数F;

$$[0013] \quad K_1 = \frac{I_2}{2I_4}$$

$$[0014] \quad K_2 = \frac{I_3}{2I_4}$$

$$[0015] \quad I_6 = \frac{I_5}{\frac{K_1 + K_2}{2} \cdot E}$$

$$[0016] \quad F = I_6$$

[0017] 式中E为外部平面波的照射飞机时的场强强度;

[0018] S7:根据传递函数F和可查曲线对照表中的场强值 E' ,曲线对照表为电缆感应电流频段与实际HIRF环境场强值 E' 之间的函数关系表,将试验结果进行数据外推,即传递函数与实际HIRF环境场强值相乘,从而得到实际HIRF环境下的机内电缆感应电流 I_7 ;

$$[0019] \quad I_7 = F \cdot E'$$

[0020] S8:将机内电缆感应电流 I_7 与电缆的设计阈值进行对比进行性能评估,如果其超过了设计阈值,需采取修正措施进行整改设计,直至低于设计阈值,处于可接受状态,则表示完成了飞机高强辐射场效应安全性的评估。

[0021] 一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,包括用于盛放飞机机体的测试台和设于测试台外围的直线滑台,在直线滑台上设有至少两个电流注入件和用于发射平面波的射频源,在测试台上设有用于监测电缆感应电流的监测组件,直线滑台的端部与测试台的外围之间设有驱动件,驱动件驱动直线滑台绕着测试台的外围周向运动;

[0022] 其中一个电流注入件安装于飞机机体的机头或机翼部分,另一个电流注入件安装于飞机机体的试验注入点部分;

[0023] 电流注入件向飞机机体的机头或机翼部分单独注入的电流值,和电流注入件同时向机头或机翼部分与试验注入点部分注入的电流值总和是相同的。

[0024] 进一步地,电流注入件包括电源连接器、直流母线逆变器、电抗器和电流注入钳,直流母线逆变器和电抗器串联,电流注入钳通过直流母线逆变器、电抗器与电源连接器相连接,电源连接器连接直流电源。

[0025] 进一步地,测试台上设有绝缘台面,飞机机体的尾翼部分连接有接地端。

[0026] 进一步地,射频源包括信号源和功率放大器,信号源用于产生低频段的低电平扫频信号,低电平扫频信号通过功率放大器变为测试所需频段。

[0027] 进一步地,监测组件包括监测探头和电流探头,监测探头用于对表面电流的监测,电流探头用于对电缆感应电流的监测。

[0028] 进一步地,电流探头包括注入探头和测试探头,注入探头用于向电缆内注入电流,测试探头用于对电缆内的感应电流进行检测。

[0029] 进一步地,驱动件包括驱动电机、驱动齿轮和从动齿环,从动齿环与直线滑台的端部相连接,驱动电机的输出轴与驱动齿轮相连接,驱动齿轮啮合连接在从动齿环的内壁上。

[0030] 进一步地,还包括信号连接组件,信号连接组件包括多个多通道光电转换器,多通道光电转换器用于连接测试探头,与远距离光纤一起实现测试信号的多通道、远距离、低损耗传输。

[0031] 进一步地,还包括信号处理组件,信号处理组件包括网络分析仪和PC端,其参考通道连接监测探头,其测试通道连接多通道光电转换器,PC端连接网络分析仪,实现对网络分析仪数据接收和处理的自动化控制。

[0032] 本发明的有益效果在于:通过低电平直接驱动试验测试电缆束的传递函数曲线,并通过对这些随频段而变化的曲线与实际HIRF环境数据进行处理,在进行注入点选取时,通过将机头或机翼位置设为标准点,再结合其他注入点,将注入点结合标准点一同注入电流,减少注入点之间的交叉影响,把测试结果与合格判据做对比,最后得出结果,可大量多次试验,减少随机性误差;

[0033] 同时测试设备可以调整注入件和注入点之间的位置,测试台可承载不同类型整机暴露到远场,能更好模拟真实环境,且具备模式选择能力,测试结果更可靠。

附图说明

[0034] 图1是本发明提出的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置的结构示意图;

[0035] 图2是本发明的图1的另一视角的结构示意图;

[0036] 图3是本发明的图1在测试飞机机体时的测试现场示意图(图中A和B对应标准测试点,C为试验注入点);

[0037] 图4是本发明的图3中注入罩的组装结构示意图;

[0038] 图5是本发明提出的一种高强辐射场的低电平直接驱动测试方法的流程图。

[0039] 图中:100、测试台;110、绝缘台面;120、液压缸;130、受测座;140、从动齿环;150、驱动齿轮;160、驱动电机;170、注入罩;171、罩体;172、绝缘盖;173、注入片;174、防退圈;200、接地端;300、监测组件;400、电流注入件;500、射频源;600、直线滑台;700、转动座。

具体实施方式

[0040] 现在将参考示例实施方式讨论本文描述的主题。应该理解,讨论这些实施方式只是为了使得本领域技术人员能够更好地理解从而实现本文描述的主题,可以在不脱离本说明书内容的保护范围的情况下,对所讨论的元素的功能和排列进行改变。各个示例可以根据需要,省略、替代或者添加各种过程或组件。另外,相对一些示例所描述的特征在其他例子中也可以进行组合。

[0041] 参阅图1-图4所示,一种高强辐射场的低电平直接驱动测试装置,包括用于盛放飞机机体的测试台100和设于测试台100外围的直线滑台600,在直线滑台600上设有至少两个电流注入件400和用于发射平面波的射频源500,在测试台100上设有用于监测电缆感应电流的监测组件300,直线滑台600的端部与测试台100的外围之间设有驱动件,驱动件驱动直线滑台600绕着测试台100的外围周向运动;

[0042] 驱动件包括驱动电机160、驱动齿轮150和从动齿环140,从动齿环140与直线滑台

600的端部相连接,驱动电机160的输出轴与驱动齿轮150相连接,驱动齿轮150啮合连接在从动齿环140的内壁上。

[0043] 测试台100包括受测座130,在受测座130上设有绝缘台面110,飞机机体的尾翼部分连接有受测座130上的接地端200。

[0044] 直线滑台600通过直线驱动源驱动,直线驱动源包括但不限于液压缸120、气缸等,直线驱动源和驱动电机160均设有屏蔽结构,屏蔽结构用于减少驱动源或者驱动件中用电件对电磁场测试中产生影响;

[0045] 从动齿环140的外侧安装有转动座700,直线滑台600固定安装于转动座700上,直线滑台600上沿其直线方向设有滑座,电流注入件400、射频源500

[0046] 如图3所示,其中一个电流注入件400安装于飞机机体的机头或机翼部分,另一个电流注入件400安装于飞机机体的试验注入点部分;

[0047] 电流注入件400向飞机机体的机头或机翼部分单独注入的电流值,和电流注入件400同时向机头或机翼部分与试验注入点部分注入的电流值总和是相同的,具体的,电流注入件400包括电源连接器、直流母线逆变器、电抗器和电流注入钳,直流母线逆变器和电抗器串联,电流注入钳通过直流母线逆变器、电抗器与电源连接器相连接,电源连接器连接直流电源;

[0048] 如图4所示,在电流注入钳的端部可设有注入罩170,例如在机头的端部设有横截面为圆形的打磨面,注入罩170可在打磨后的机头上进行塑模,塑模后分为罩体171和绝缘盖172部分,然后在塑模中设有注入片173,注入片173的端部设有夹持杆,电流注入钳夹持在夹持杆的外壁上,绝缘盖172安装于罩体171的端部,夹持杆穿插于绝缘盖172上,注入片173包括但不限于铜片,同时在罩体171的端部内边设有防退圈174,用于提升注入片173与打磨面之间的贴合关系;

[0049] 其中射频源500包括信号源和功率放大器,信号源用于产生低频段的低电平扫频信号,低电平扫频信号通过功率放大器变为测试所需频段。

[0050] 监测组件300包括监测探头和电流探头,监测探头用于对表面电流的监测,电流探头用于对电缆感应电流的监测,电流探头包括注入探头和测试探头,注入探头用于向电缆内注入电流,测试探头用于对电缆内的感应电流进行检测。

[0051] 配合监测组件300使用的有信号连接组件和信号处理组件,其中信号连接组件包括多个多通道光电转换器,其连接测试探头,与远距离光纤一起实现测试信号的多通道、远距离、低损耗传输,信号处理组件包括网络分析仪和PC端,其参考通道连接监测探头,其测试通道连接多通道光电转换器,PC端连接网络分析仪,实现对网络分析仪数据接收和处理的自动化控制。

[0052] 还需要补充说明的是,在测试装置中还设有用于对电流注入点、机头或机翼位置的打磨装置,打磨装置包括但不限于机械打磨机,也可通过化学方法去除蒙皮结构上的涂层,但均需保证去除涂层后的蒙皮结构没有受到损伤,保证裸露金属部分完整,打磨面一般为周向打磨区域,提高注入片173与打磨面的接触紧密度,打磨装置为现有技术,故不再赘述。

[0053] 参阅图5所示,一种高强辐射场的低电平直接驱动测试方法,通过以上的测试装置实现测试,具体的,包括以下步骤:

[0054] S1:搭建包含飞机机体在内的高强辐射场的低电平直接驱动测试装置;

[0055] 搭建后,通过在测试台100上设置一些已知电磁环境下防护效果的部件进行校正测试,校正测试通过射频源500不断向部件直接注入恒定电流,然后测试部件内设置的电缆感应电流,即通过已知符合防护效果的部件和电缆去验证测试装置测试结果,减少测试装置搭建出现的误差影响测试结果;

[0056] S2:建立外部平面波照射下飞机的三维仿真模型,仿真得到电磁波在不同照射角度和极化情况下的机身表面电流 I_1 ;

[0057] 三维仿真模型的仿真频率和实际的平面波的测试频率均处于10kHz-飞机第一谐振点频率之间;

[0058] S3:机头和机翼的上均设有电流注入标准测试点,将机头或机翼位置上涂层打磨后安装电流注入件400,注入恒定电流后,测试得到表面电流 I_2 ;

[0059] S4:根据飞机蒙皮电流分析得到的电流集中或异常分布的区域为试验注入点,将试验注入点的蒙皮结构上涂层打磨,将机头的电流注入件400切换至该试验注入点,注入恒定电流后,测试并得到表面电流 I_3 ;

[0060] 切换过程通过,驱动电机160带动驱动齿轮150和从动齿环140转动,从动齿环140所连接的转动座700水平扫动,带动直线滑台600在测试台100的外围转动,同时直线滑台600上的电流注入件400位置可改变,更好的将电流注入件400的电流注入端与试验注入点结合;

[0061] S5:根据试验注入点位置,切换电流注入件的注入端,将其同时连接机头和试验注入点,注入恒定电流后,测试机头表面电流 I'_4 和试验注入点的表面电流 I''_4 ,并测得电缆感应电流 I_5 ;

[0062] 其中机头表面电流 I'_4 和试验注入点的表面电流 I''_4 在三维仿真模型中是相同的,当向同一个飞机机体的两个接口注入恒定电流时,这两个接口中的电流将会分配,根据电流分配定律,在理想情况下,相同电阻值的两个接口将均分注入的电流,两个接口注入的电流值在每个接口中的电流将变为0.5倍;

[0063] 但是流过飞机机体至接地端形成电流回路的电流值是步骤S3和步骤S4中的恒定电流的电流值相同;

[0064] S6:在试验过程中,通过数据校核,获取表面电流数据之间的比例因子 K_1 和 K_2 ,再进行归一化处理,计算出外部电磁环境以1V/m的场强照射飞机时,获得从机头、试验注入点同时注入试验中电缆感应电流 I_6 ,得到了机内电缆感应电流与外部辐射场的传递函数F;

$$[0065] \quad K_1 = \frac{I_2}{2I_4}$$

$$[0066] \quad K_2 = \frac{I_3}{2I_4}$$

$$[0067] \quad I_6 = \frac{I_5}{\frac{K_1 + K_2}{2} + E}$$

$$[0068] \quad F = I_6$$

[0069] 式中E为外部平面波的照射飞机时的场强强度;

[0070] 根据S5中电流分配,故在计算比例因子 K_1 和 K_2 时,通过比例因子的均值减少多点电

流分配偏差,同时注入多点,可减少上个试验点对注入点的影响,保证了传递函数F的计算趋向于理想值,提高在实际场强中,机内电缆感应电流值接近实际值,更好的评估感应电流是否超过机内电缆的阈值;

[0071] S7:根据传递函数F和可查曲线对照表中的场强值E',曲线对照表为电缆感应电流频段与实际HIRF环境场强值E'之间的函数关系表,将试验结果进行数据外推,即传递函数与实际HIRF环境场强值相乘,从而得到实际HIRF环境下的机内电缆感应电流 I_7 ;

[0072] $I_7 = F \cdot E'$

[0073] S8:将机内电缆感应电流 I_7 与电缆的设计阈值进行对比进行性能评估,如果其超过了设计阈值,需采取修正措施进行整改设计,直至低于设计阈值,处于可接受状态,则表示完成了飞机高强辐射场效应安全性的评估。

[0074] 上面对本实施例的实施例进行了描述,但是本实施例并不局限于上述的具体实施方式,上述的具体实施方式仅仅是示意性的,而不是限制性的,本领域的普通技术人员在本实施例的启示下,还可做出很多形式,均属于本实施例的保护之内。

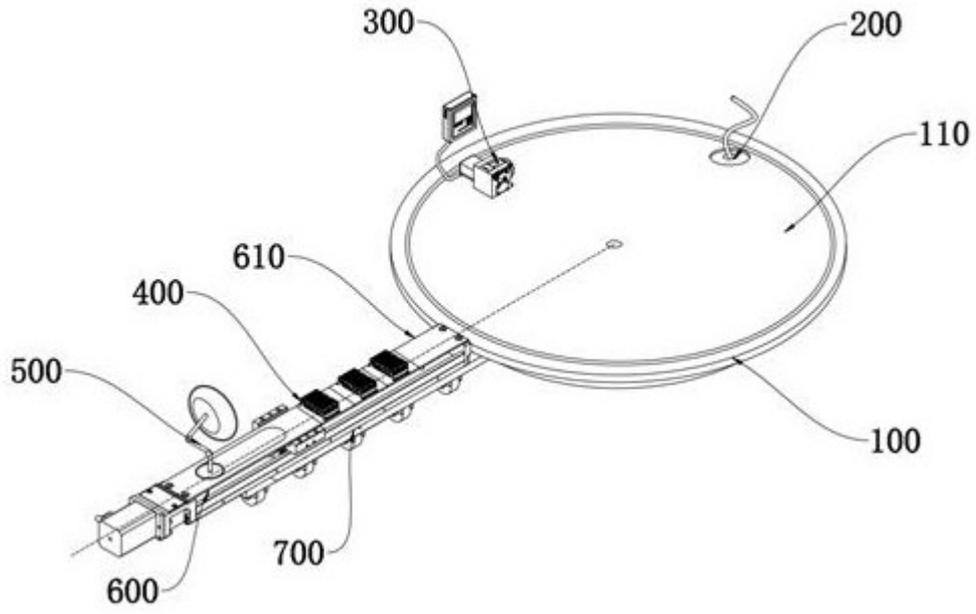


图 1

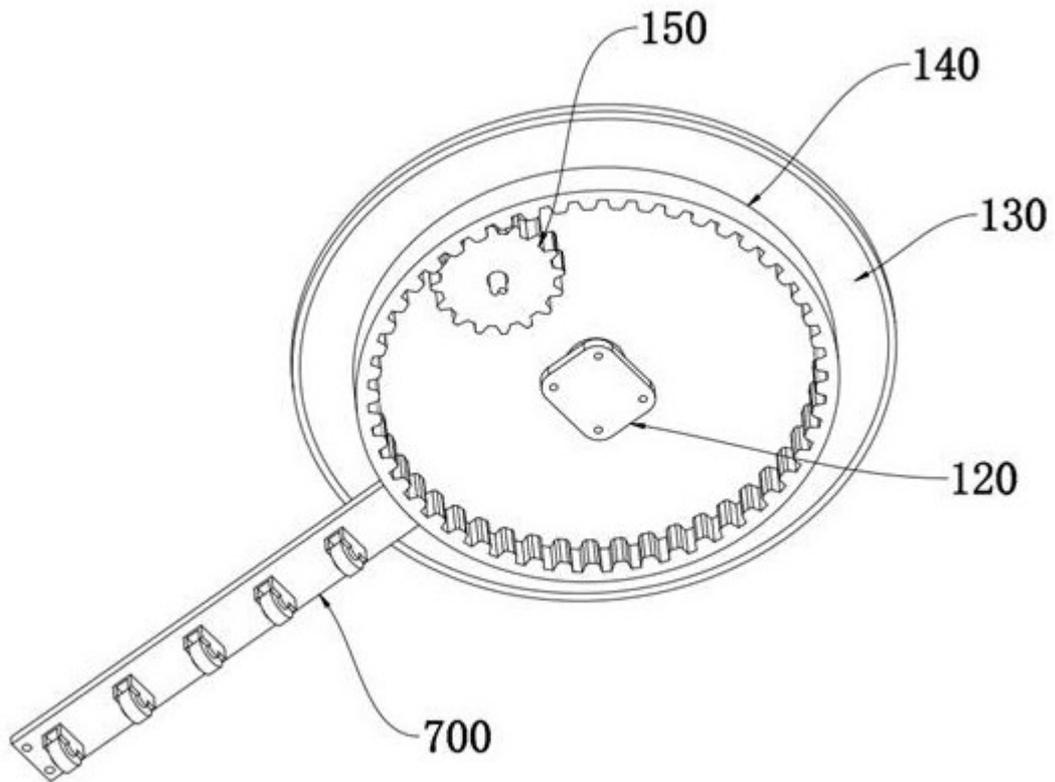


图 2

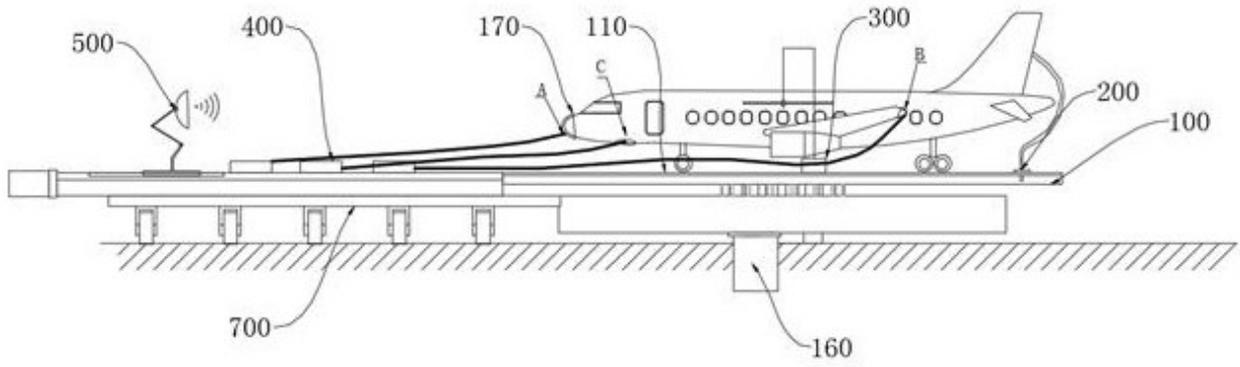


图 3

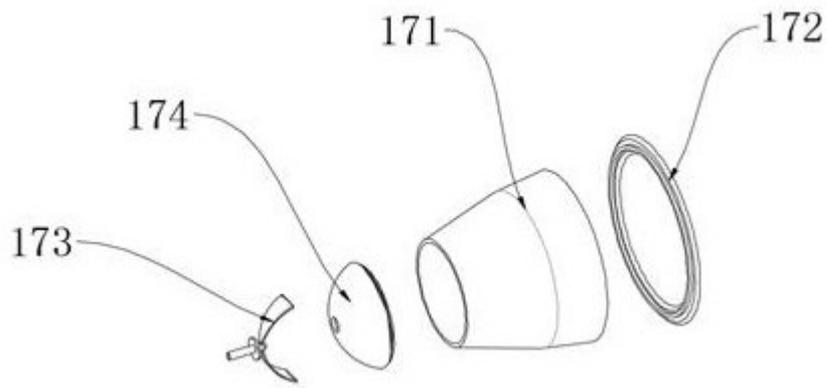


图 4

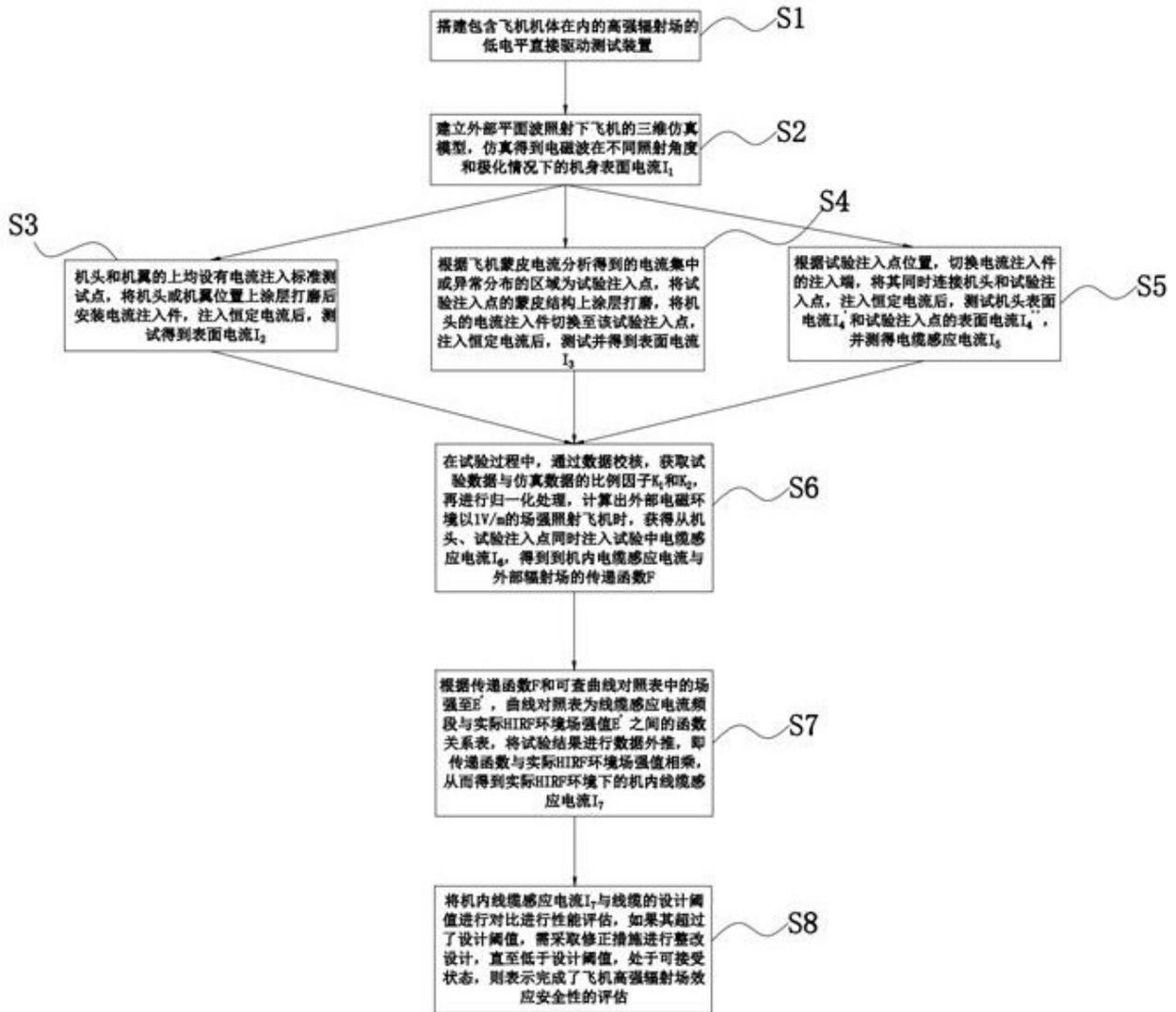


图 5