



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110210093 A

(43)申请公布日 2019.09.06

(21)申请号 201910433630.0

(22)申请日 2019.05.23

(71)申请人 生态环境部核与辐射安全中心  
地址 100000 北京市海淀区红联南村54号  
申请人 中国科学院力学研究所

(72)发明人 攸国顺 王为 李铁萍 袁福平  
武晓雷

(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11390  
代理人 胡剑辉

(51)Int.Cl.  
G06F 17/50(2006.01)

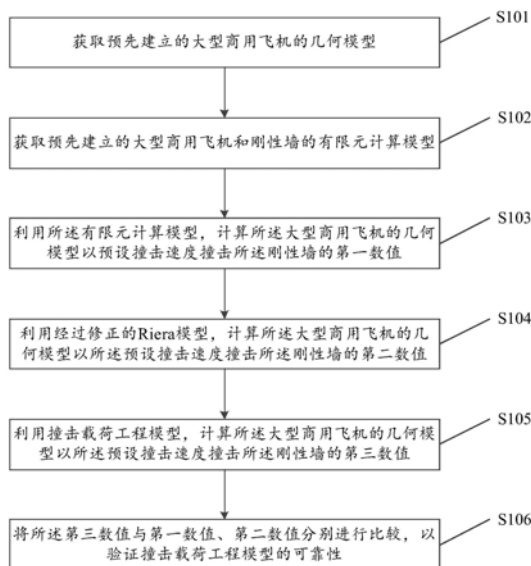
权利要求书3页 说明书9页 附图3页

(54)发明名称

一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法及装置

(57)摘要

本发明实施例涉及一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法及装置。所述方法包括:获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性。



1. 一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法,其特征在于,所述方法包括:
  - 获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;
  - 获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;
  - 利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;
  - 利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;
  - 利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;
  - 将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性;
  - 其中,所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:
    - 确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;
    - 计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;
    - 根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。
2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值,包括:
  - 对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应;
  - 在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。
3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值,包括:
  - 确定撞击载荷工程模型中参数;
  - 在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值。
4. 根据权利要求3所述的方法,其特征在于,所述确定撞击载荷工程模型中参数,包括:
  - 提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;
  - 对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;
  - 对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;
  - 对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:
$$P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$$
  - 分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;

根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

5. 根据权利要求1至4任一项所述的方法,其特征在于,所述撞击载荷工程模型为:

$$F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu[x(t)]V^2(t)。$$

6. 一种撞击载荷工程模型可靠性的验证装置,其特征在于,所述装置包括:

第一获取模块,用于获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;

第二获取模块,用于获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;

第一计算模块,用于利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;

第二计算模块,用于利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;

第三计算模块,用于利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;

验证模块,用于将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性;

其中,所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:

确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;

计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;

根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。

7. 根据权利要求6所述的装置,其特征在于,所述第一计算模块具体用于:

对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应;

在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。

8. 根据权利要求6所述的装置,其特征在于,所述第三数值计算模块包括:

参数确定子模块,用于确定撞击载荷工程模型中参数;

第三数值计算子模块,用于在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值。

9. 根据权利要求8所述的装置,其特征在于,所述参数确定子模块具体用于:

提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;

对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;

对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;

对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:

$$P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$$

分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;

根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

10. 根据权利要求6至9任一项所述的装置,其特征在于,所述撞击载荷工程模型为:

$$F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu[x(t)] V^2(t)。$$

## 一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法及装置

### 技术领域

[0001] 本发明实施例涉及计算机技术领域,尤其涉及一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法及装置。

### 背景技术

[0002] 目前大型商用飞机撞击核电站,导致的核电站整体结构响应分析方法主要为力时程分析方法以及飞射物目标相互作用分析方法,且上述方法由美国核管理委员会(NRC)认可,可以用于大型商用飞机撞击核电站的相关评估。

[0003] 1968年Riera提出著名的冲击方程(也称为Riera模型),为研究大型商用飞机撞击核电站问题提出了理论指导,冲击方程如下:

$$[0004] \quad F(t) = P_c[x(t)] + \mu[x(t)]V(t)^2$$

[0005] 1977年Hornyik通过实验结果和上述冲击方程计算结果进行对比,对Riera模型进行修正得到如下公式:

$$[0006] \quad F(t) = P_c[x(t)] + a\mu[x(t)]V(t)^2$$

[0007] 然而经过修正的Riera模型在实际应用过程中面临如下问题:大型商用飞机结构复杂,体积较大,通过理论计算不能获得准确的 $P_c$ 值,而通过开展1:1的原型实验获取 $P_c$ 值代价太高。

### 发明内容

[0008] 鉴于此,为解决上述技术问题或部分技术问题,本发明实施例提供一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法及装置。

[0009] 第一方面,本发明实施例提供一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法,所述方法包括:

[0010] 获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;

[0011] 获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;

[0012] 利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;

[0013] 利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;

[0014] 利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;

[0015] 将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性;

[0016] 其中,所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:

[0017] 确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;

[0018] 计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;

[0019] 根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。

[0020] 在一个可能的实施方式中,所述利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值,包括:

[0021] 对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应;

[0022] 在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。

[0023] 在一个可能的实施方式中,所述利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值,包括:

[0024] 确定撞击载荷工程模型中参数;

[0025] 在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值。

[0026] 在一个可能的实施方式中,所述确定撞击载荷工程模型中参数,包括:

[0027] 提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;

[0028] 对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;

[0029] 对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;

[0030] 对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:

$$[0031] \quad P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$$

[0032] 分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;

[0033] 根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

[0034] 在一个可能的实施方式中,所述撞击载荷工程模型为:

$$[0035] \quad F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu [x(t)] V^2(t)。$$

[0036] 第二方面,本发明实施例提供一种撞击载荷工程模型可靠性的验证装置,所述装置包括:

[0037] 第一获取模块,用于获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;

[0038] 第二获取模块,用于获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;

[0039] 第一计算模块,用于利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;

[0040] 第二计算模块,用于利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;

[0041] 第三计算模块,用于利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;

[0042] 验证模块,用于将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性;

[0043] 其中,所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:

[0044] 确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;

[0045] 计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;

[0046] 根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。

[0047] 在一个可能的实施方式中,所述第一计算模块具体用于:

[0048] 对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应;

[0049] 在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。

[0050] 在一个可能的实施方式中,所述第三数值计算模块包括:

[0051] 参数确定子模块,用于确定撞击载荷工程模型中参数;

[0052] 第三数值计算子模块,用于在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值。

[0053] 在一个可能的实施方式中,所述参数确定子模块具体用于:

[0054] 提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;

[0055] 对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;

[0056] 对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;

[0057] 对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:

[0058]  $P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$

[0059] 分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;

[0060] 根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

[0061] 在一个可能的实施方式中,所述撞击载荷工程模型为:

[0062] 
$$F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu[x(t)]V^2(t)。$$

[0063] 本发明实施例提供的技术方案,通过撞击载荷工程模型,解决了不能获得准确的 $P_c$ 值的问题,可以在不知飞机压损载荷的情况下计算大型商用飞机以任意速度撞击核电站

时,核电站受到的冲击载荷随时间的变化,并且根据有限元计算模型以及经过修正的Riera模型对撞击载荷工程模型的可靠性进行验证。

### 附图说明

[0064] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明实施例中记载的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,还可以根据这些附图获得其他的附图

[0065] 图1是本发明实施例的撞击载荷工程模型可靠性的验证方法的实施流程示意图;

[0066] 图2是本发明实施例的有限元计算模型示意图;

[0067] 图3是本发明实施例的参数 $\alpha$ 和 $\gamma$ 与飞机初始速度的关系式的计算示意图;

[0068] 图4是本发明实施例的飞机以300m/s速度撞击刚性墙,对比三种模型获得的冲击载荷时程曲线;

[0069] 图5是本发明实施例的撞击载荷工程模型可靠性的验证装置的结构示意图。

### 具体实施方式

[0070] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0071] 为便于对本发明实施例的理解,下面将结合附图以具体实施例做进一步的解释说明,实施例并不构成对本发明实施例的限定。

[0072] 在本发明实施例中提成一种撞击载荷工程模型,其中撞击载荷工程模型为:

$$[0073] \quad F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu[x(t)]V^2(t)。$$

[0074] 所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。由于压损载荷和冲击载荷作用的时间一致,假设撞击过程中压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ,那么经过修正的Riera模型可以转化为撞击载荷工程模型。

[0075] 对于上述撞击载荷工程模型,本发明实施例中可以通过如下方法验证其可靠性:

[0076] 如图1所示,为本发明实施例所提供的一种撞击载荷工程模型可靠性的验证方法的实施流程示意图,该方法具体可以包括以下步骤:

[0077] S101,获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;

[0078] 在本发明实施例中,可以预先建立大型商用飞机的几何模型,其外形与实际相符,考虑了飞机的主要结构,其结构尺寸按照真实情况或类似型号选取。除了机身蒙皮,还考虑了内部主要结构如机身框、机身桁条、地板梁、机翼翼梁、机翼翼肋、机翼桁条、尾翼翼梁、尾翼翼肋、尾翼桁条以及发动机。



[0079] 例如预先使用Solidworks建立波音737-800商用飞机的几何模型,获取与先建立的波音737-800商用飞机的几何模型。

[0080] S102,获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;

[0081] 预先建立大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型,例如使用Hypermesh建立商用飞机和刚性墙的有限元计算模型,如图2所示,飞机有限元模型仅包含壳单元和梁单元,壳单元采用\*MAT\_JOHNSON\_COOK (MAT015) 作为材料本构模型并且采用Belytschko-Tsay单元算法,使用沙漏控制可进行单点积分;梁单元采用\*MAT\_PLASTIC\_KINEMATIC (MAT003) 作为材料本构模型并且采用Hughes-Liu截面积分单元算法,壳单元和梁单元采用共节点建模,发动机使用钢材,其余部位使用铝合金材料,材料参数如表一、表二、表三所示:

[0082]

	密度	弹性模量	剪切模量	泊松比
--	----	------	------	-----

[0083]

	/(t · mm <sup>-3</sup> )	/MPa	/MPa	
铝	2.8 × 10 <sup>-9</sup>	7.19 × 10 <sup>4</sup>	2.78 × 10 <sup>4</sup>	0.33
钢	7.8 × 10 <sup>-9</sup>	2.1 × 10 <sup>5</sup>	7.7 × 10 <sup>4</sup>	0.3

[0084] 表1钢材及铝合金的材料属性

[0085]

	A	B	C	m	n	D1	D2	D3	D4	D5
铝	369	684	0.0083	1.7	0.73	0.13	0.13	-1.5	0.011	0
钢	350	275	0.022	1.0	0.36	0.05	3.44	-2.12	0.002	0.61

[0086] 表2 MAT015参数

[0087]

	σ <sub>0</sub> /MPa	Et/MPa	β	C	p	Fs
铝	503	5000	0	40	5	0.05

[0088] 表3 MAT003参数

[0089] S103,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;

[0090] 利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值,其中在计算第一数值之前,对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应,在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。

[0091] 例如,对飞机模型所采用的网格大小和网格加密50%模型的计算结果进行对比研究数值模型的网格尺寸效应,在满足精度要求之后开展不同速度下飞机撞击工况的数值模拟计算,飞机分别选取200m/s,250m/s,300m/s三个速度撞击刚性墙。

[0092] S104,利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设

撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值；

[0093] 利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值,例如开展不同速度下飞机撞击工况的Riera模型数值计算,飞机分别选取200m/s,250m/s,300m/s三个速度撞击刚性墙,计算三个Riera模型数值。

[0094] S105,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值；

[0095] 结合第一数值,即数值模拟结果,提出撞击载荷工程模型相关参数的确定方法:提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:

$$[0096] \quad P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$$

[0097] 分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

[0098] 例如,提取数值计算结果获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线 $F-t$ 和机身平均速度时程曲线 $v-t$ ,对机身平均速度时程曲线积分获得位移时程曲线从而获得机身质量线密度时程曲线 $\mu-t$ (已知线密度位移曲线),对线密度位移曲线积分获得已碰撞质量位移曲线从而获得已碰撞质量时程曲线 $M-t$ ,对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线 $a-t$ ,则每一时刻的压损载荷:

$$[0099] \quad P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$$

[0100] 分别对撞击力载荷时程曲线 $F-t$ ,静载荷项(压损载荷)时程曲线 $P_c-t$ ,动载荷项时程曲线 $\mu v^2-t$ 进行积分,获得三者的总冲量 $I_F, I_P, I_P'$ ,代入修正后的Riera理论模型公式积分形式求得参数 $\alpha$ 值,另一个参数 $\gamma = I_P/I_F$ 。

[0101] 在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值,例如开展不同速度下飞机撞击工况的撞击载荷工程模型数值计算,飞机分别选取200m/s,250m/s,300m/s三个速度撞击刚性墙,计算三个撞击载荷工程模型数值。

[0102] S106,将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性。

[0103] 将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行对比分析,验证载荷工程模型的可靠性。

[0104] 例如飞机以275m/s速度撞击刚性墙时,通过相关参数的确定方法确定得到两个参数 $\alpha$ 和 $\gamma$ 的值分别为0.87和0.106,而将 $V=275\text{m/s}$ 代入图3所示参数 $\alpha$ 和 $\gamma$ 与飞机初始速度的关系式计算得到 $\alpha$ 和 $\gamma$ 的值分别为0.868和0.101,两个参数的误差分别为0.2%和4.7%;数值模拟和撞击载荷工程模型计算得到的撞击力峰值分别为359MN和375MN,误差为4.5%,两者的撞击力冲量分别为17.00MN·s和17.14MN·s,误差为0.8%。

[0105] 又例如,例如飞机以150m/s速度撞击刚性墙时,通过相关参数的确定方法确定得到两个参数 $\alpha$ 和 $\gamma$ 的值分别为0.6和0.357,而将 $V=150\text{m/s}$ 代入图3所示参数 $\alpha$ 和 $\gamma$ 与飞机初始速度的关系式计算得到 $\alpha$ 和 $\gamma$ 的值分别为0.597和0.343,两个参数的误差分别为0.5%和3.9%;数值模拟和工程模型计算得到的撞击力峰值分别为76.3MN和81.7MN,误差为7.1%,两者的撞击力冲量分别为7.44MN·s和7.41MN·s,误差为-0.4%。

[0106] 又例如,如图4所示,通过撞击载荷工程模型计算获得的冲击载荷时程曲线与数值模拟/Riera理论模型计算获得的冲击载荷时程曲线相比,无论包络线还是载荷峰值的偏差都比较小,表明我们提出的撞击载荷工程模型相对可靠,可以用于实际工程计算中。

[0107] 通过上述对本发明实施例提供的技术方案的描述,通过撞击载荷工程模型,解决了不能获得准确的 $P_c$ 值的问题,可以在不知飞机压损载荷的情况下计算大型商用飞机以任意速度撞击核电站时,核电站受到的冲击载荷随时间的变化,并且根据有限元计算模型以及经过修正的Riera模型对撞击载荷工程模型的可靠性进行验证。

[0108] 相对于上述方法实施例,本发明实施例还提供了一种撞击载荷工程模型可靠性的验证装置,如图5所示,可以包括:第一获取模块510、第二获取模块520、第一计算模块530、第二计算模块540、第三计算模块550、验证模块560。

[0109] 第一获取模块510,用于获取预先建立的大型商用飞机的几何模型;

[0110] 第二获取模块520,用于获取预先建立的大型商用飞机和刚性墙的有限元计算模型;

[0111] 第一计算模块530,用于利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值;

[0112] 第二计算模块540,用于利用经过修正的Riera模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第二数值;

[0113] 第三计算模块550,用于利用撞击载荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值;

[0114] 验证模块560,用于将所述第三数值与第一数值、第二数值分别进行比较,以验证撞击载荷工程模型的可靠性;

[0115] 其中,所述撞击载荷工程模型可以通过以下方式得到:

[0116] 确定压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ ;

[0117] 计算压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比 $\gamma = I_P/I_F$ ;

[0118] 根据压损载荷总冲量 $I_P(t)$ 与冲击载荷总冲量 $I_F(t)$ 之比,将经过修正的Riera模型转换为撞击载荷工程模型。

[0119] 根据本申请提供的一种具体实施方式,所述第一计算模块530具体用于:

[0120] 对大型商用飞机的几何模型所采用的网格大小和网格加密模型的计算结果进行对比,研究有限元计算模型的网格尺寸效应;

[0121] 在有限元计算模型的网格尺寸效应满足预设的精度要求之后,利用所述有限元计算模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以预设撞击速度撞击所述刚性墙的第一数值。

[0122] 根据本申请提供的一种具体实施方式,所述第三数值计算模块550包括:

[0123] 参数确定子模块551,用于确定撞击载荷工程模型中参数;

[0124] 第三数值计算子模块552,用于在确定撞击载荷工程模型中参数之后,利用撞击载

荷工程模型,计算所述大型商用飞机的几何模型以所述预设撞击速度撞击所述刚性墙的第三数值。

[0125] 根据本申请提供的一种具体实施方式,所述参数确定子模块551具体用于:

[0126] 提取所述第一数值,获得刚性墙受到的撞击力载荷时程曲线,和机身平均速度时程曲线;

[0127] 对机身平均速度时程曲线进行积分获得位移时程曲线,从而获得机身质量线密度时程曲线;

[0128] 对机身质量线密度时程曲线进行积分获得已碰撞质量位移曲线,从而获得已碰撞质量时程曲线;

[0129] 对机身平均速度求导获得机身平均加速度时程曲线,则任一时刻的压损载荷:

[0130]  $P_c(t) = a(t) [M_{\text{总}} - M(t)]$

[0131] 分别对撞击力载荷时程曲线、压损载荷时程曲线、动载荷项时程曲线进行积分,获得撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、压损载荷时程曲线对应的总冲量、动载荷项时程曲线对应的总冲量;

[0132] 根据所述撞击力载荷时程曲线对应的总冲量、所述压损载荷时程曲线对应的总冲量、所述动载荷项时程曲线对应的总冲量,以及经过修正的Riera模型,确定撞击载荷工程模型中参数。

[0133] 根据本申请提供的一种具体实施方式,所述撞击载荷工程模型为:

[0134]  $F(t) = \frac{\alpha}{1-\gamma} \mu[x(t)]V^2(t)$ 。

[0135] 上述装置中各个模块的功能和作用的实现过程具体详见上述方法中对应步骤的实现过程,在此不再赘述。

[0136] 通过上述对本发明实施例提供的技术方案的描述,通过撞击载荷工程模型,解决了不能获得准确的 $P_c$ 值的问题,可以在不知飞机压损载荷的情况下计算大型商用飞机以任意速度撞击核电站时,核电站受到的冲击载荷随时间的变化,并且根据有限元计算模型以及经过修正的Riera模型对撞击载荷工程模型的可靠性进行验证。

[0137] 专业人员应该还可以进一步意识到,结合本文中所公开的实施例描述的各示例的单元及算法步骤,能够以电子硬件、计算机软件或者二者的结合来实现,为了清楚地说明硬件和软件的可互换性,在上述说明中已经按照功能一般性地描述了各示例的组成及步骤。这些功能究竟以硬件还是软件方式来执行,取决于技术方案的特定应用和设计约束条件。专业技术人员可以对每个特定的应用来使用不同方法来实现所描述的功能,但是这种实现不应认为超出本发明的范围。

[0138] 结合本文中所公开的实施例描述的方法或算法的步骤可以用硬件、处理器执行的软件模块,或者二者的结合来实施。软件模块可以置于随机存储器(RAM)、内存、只读存储器(ROM)、电可编程ROM、电可擦除可编程ROM、寄存器、硬盘、可移动磁盘、CD-ROM、或技术领域内所公知的任意其它形式的存储介质中。

[0139] 以上所述的具体实施方式,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明,所应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施方式而已,并不用于限定本发明的保护范围,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含

在本发明的保护范围之内。

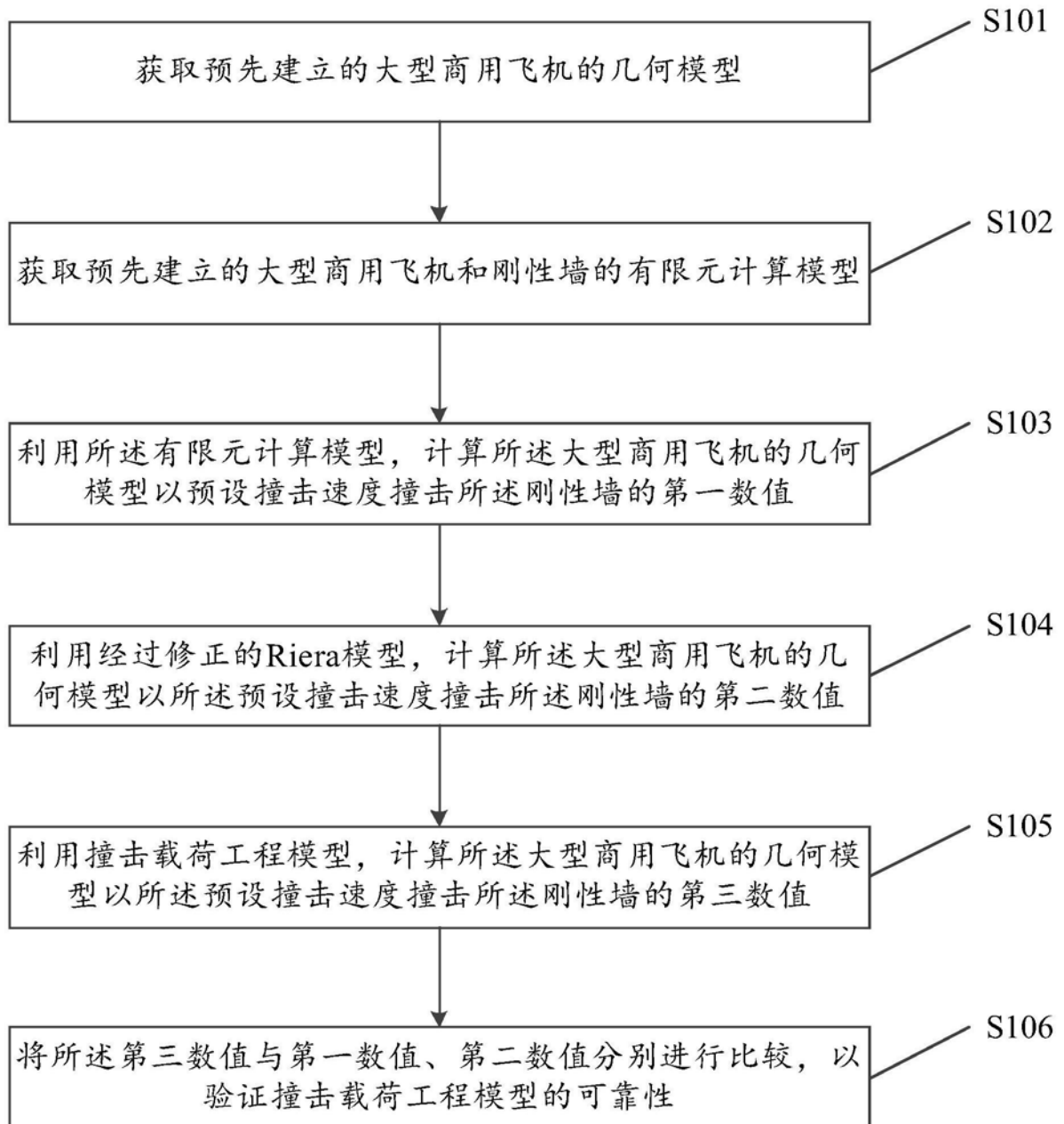


图1

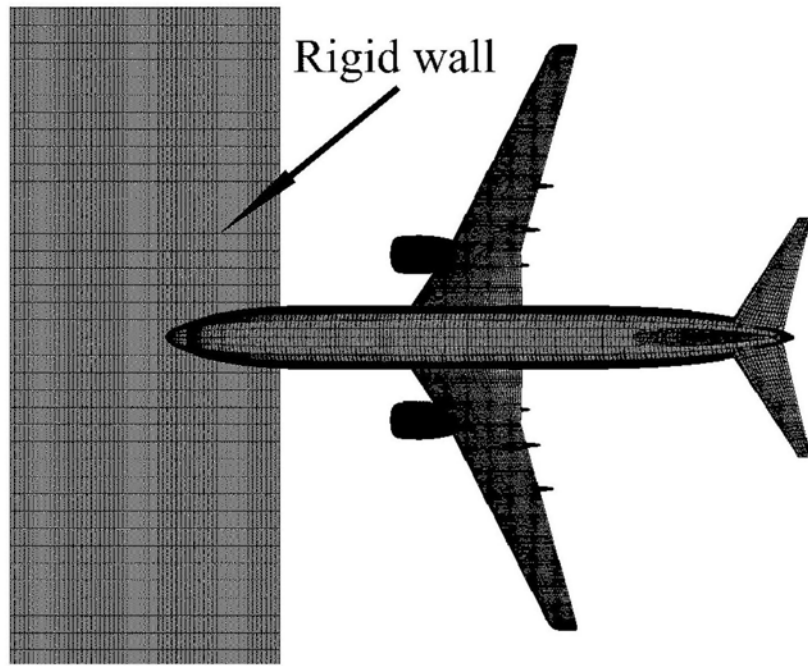


图2

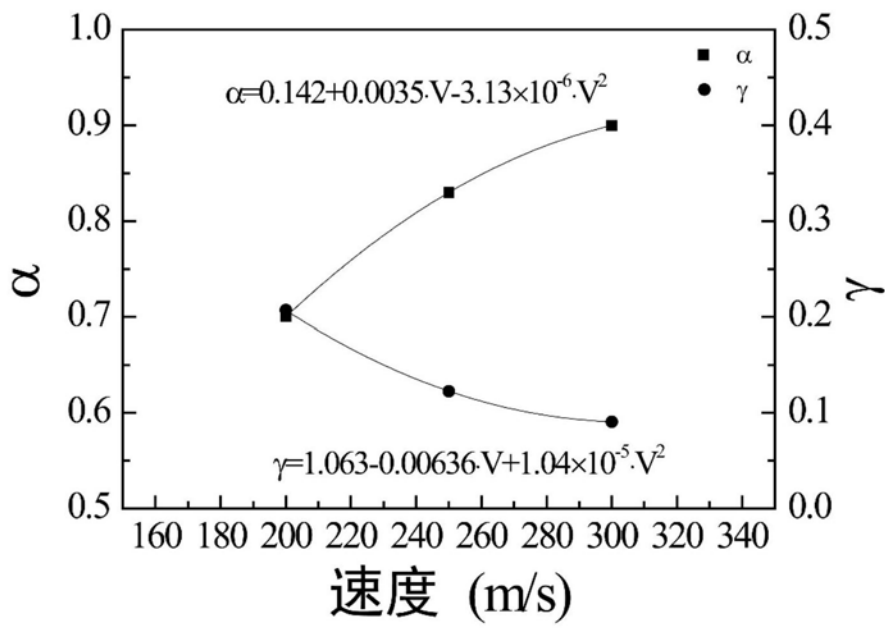


图3

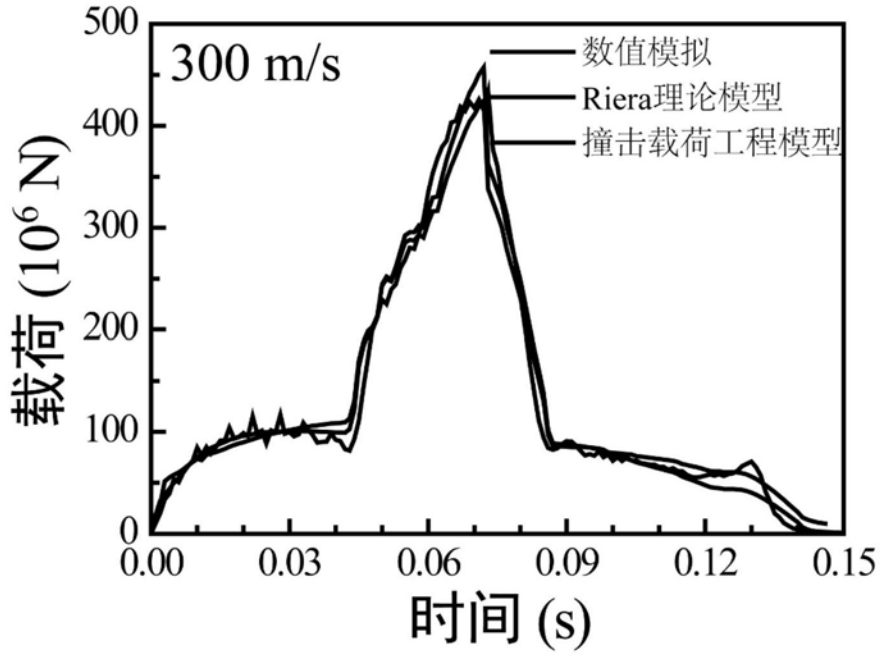


图4

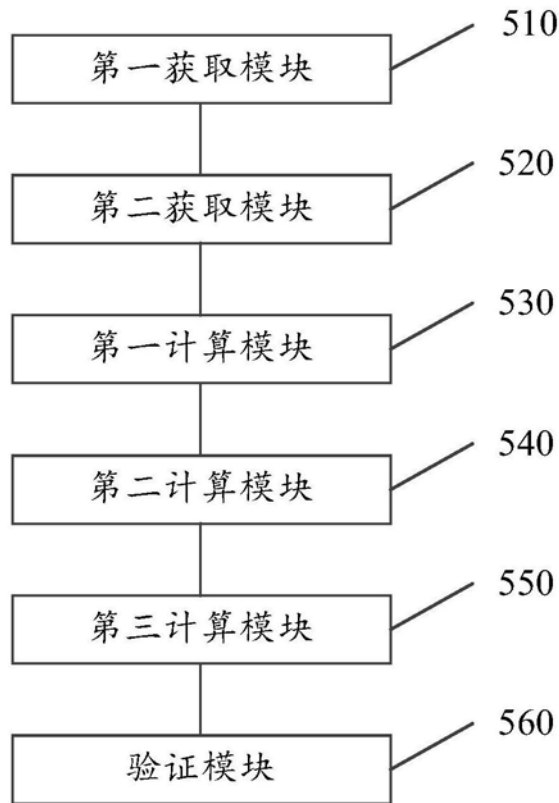


图5