



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113408672 A

(43) 申请公布日 2021.09.17

(21) 申请号 202110951743.7

(22) 申请日 2021.08.19

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 杨毅强 史晓宁 李新宇 李秦峰

(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 焦海峰

(51) Int. Cl.

G06K 9/62 (2006.01)

B64G 7/00 (2006.01)

权利要求书3页 说明书7页 附图1页

(54) 发明名称

一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法

(57) 摘要

本发明公开了一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,包括以下步骤:步骤S1、将预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定为分类双指标,并基于所述分类双指标对所述飞行器模态试验的结构参数进行分类;步骤S2、基于所述步骤S1中结构参数的分类结果进行针对性的模态试验,并识别出所述模态试验的关键参数。本发明通过在结构参数识别关键参数,实现对模态试验的精细化设计,将模态试验的关注点由整体动特性转向结构局部特征,可实现在结构有局部调整时,快速且准确的掌握结构动力学模型的参数,可通过局部模型的更换来获得新状态的动特性,无需重新进行模态试验,从而扩充了模态试验的灵活性。

步骤 S1、将预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定为分类双指标,并基于所述分类双指标对所述飞行器模态试验的结构参数进行分类

步骤 S2、基于所述步骤 S1 中结构参数的分类结果进行针对性的模态试验,并识别出所述模态试验的关键参数

1. 一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤S1、将预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定为分类双指标,并基于所述分类双指标对所述飞行器模态试验的结构参数进行分类;

步骤S2、基于所述步骤S1中结构参数的分类结果进行针对性的模态试验,并识别出所述模态试验的关键参数。

2. 根据权利要求1所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述步骤S1中,所述分类双指标设定结构参数分类的方法包括:

设定预示准确度阈值,将结构参数的预示准确度与所述预示准确度阈值比较,将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类为预示准确度高的类别和预示准确度低的类别;

设定敏感程度阈值,将结构参数的对动特性影响的敏感程度与所述敏感程度阈值比较,将结构参数基于敏感程度阈值进行二分类为对动特性影响的敏感程度高的类别和对动特性影响的敏感程度低的类别;

将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类与基于敏感程度阈值进行二分类相结合实现将结构参数进行四分类得到A类别、B类别、C类别和D类别。

3. 根据权利要求2所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述结构参数的四分类方法包括:

选取多个结构参数作为模型训练参数,并将所述模型训练参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度分别与所述预示准确度阈值和敏感程度阈值进行比较,其中,

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为C类别;

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为D类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为A类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为B类别;

选取多个已知类别的模型训练参数分别作为模型训练样本,其中,模型训练参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度作为模型训练样本的样本特征,模型训练参数的类别作为模型训练样本的样本标签;

将所述模型训练样本运用到贝叶斯分类器进行四分类训练得到参数分类模型,所述参数分类模型用于结构参数自动识别类别,其中,所述模型训练样本的样本特征作为贝叶斯分类器的输入,所述模型训练样本的样本标签作为贝叶斯分类器的输出;

将待分类的结构参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度输入至参数分类模型,输出待分类的结构参数的类别。

4. 根据权利要求3所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述结构参数四分类的结果包括A类别、B类别、C类别和D类别,其中,

所述A类别表征为结构参数具有预示准确度低且对动特性影响的敏感程度高的属性;

所述B类别表征为结构参数具有预示准确度低且对动特性影响的敏感程度低的属性;

所述C类别表征为结构参数具有预示准确度高且对动特性影响的敏感程度高的属性;

所述D类别表征为结构参数具有预示准确度高且对动特性影响的敏感程度低的属性。

5. 根据权利要求4所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述步骤S2,基于所述结构参数的分类结果进行针对性的模态试验的方法包括:

利用所述模态试验模型修正方法在所述结构参数确定出属于A类别的关键参数;

建立考虑偏差的结构动力学模型,利用所述结构动力学模型对属于A类别的关键参数进行实物试验,实现将所述关键参数从A类别转化至C类别,使得关键参数的预示准确度的低提至高,并使得结构动力学模型输出的动特性预示结果在预示偏差范围内。

6. 根据权利要求5所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:利用所述模态试验模型修正方法确定出所述关键参数的方法包括:

基于结构参数的偏差,建立的特征方程,所述特征方程为:

$$[K_a + \Delta K]\Phi_m - [M_a + \Delta M]\Phi_m\Lambda_m = 0;$$

式中, K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

将增量效应综合在一起,得到局部化的矩阵L,所述矩阵L公式为:

$$L = \Delta M\Phi_m\Lambda_m - \Delta K\Phi_m = K_a\Phi_m - M_a\Phi_m\Lambda_m;$$

式中,模态振型矩阵 Φ_m 包含无偏差状态对应的模态振型; K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

通过检查局部化向量 q ,选出主要的建模误差,所述建模误差公式为:

$$q_i = \sum_{h=1}^N p_h L_{ih}^2, \quad i = 1, \dots, n;$$

式中, p_h 气权重数反应第h阶模态测试数据和分析数据之间的一致性程度,L为局部化的矩阵, L_{ih} 为L矩阵中的第i行第h列的数值,N为矩阵总数, q_i 为第i个建模误差,n为建模误差总数;

设定误差阈值,将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估。

7. 根据权利要求6所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估的方法包括:

若动特性预示结果在预示偏差范围内,则将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数确定为属于A类别的关键参数;

若动特性预示结果不在预示偏差范围内,则降低误差阈值增加高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数的数量。

8. 根据权利要求7所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于:所述实物试验用于提高对动特性敏感程度高且预示准确度低的关键参数的预示准确度,以提高结构动力学模型的动特性预示精度。

9. 根据权利要求8所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于,所述关键参数具有与A类别中参数相同的属性,所述关键参数为飞行器关键结构特性中的表现,以及所述飞行器模态试验的重点关注点,并且所述关键参数在由A类别转至C类别后通过结构动力学模型输出的动特性预示结果的精度得以提高,以保证利用关键参数进行的模态试验能够更准确的描述飞行器的动特性。

10. 根据权利要求9所述的一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,其特征在于,所述结构参数为飞行器结构特性的表现,以及直接表达在结构动力学模型中的参数,将所述模态试验关注点转化至利用结构特性评估飞行器动特性。

一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航天运载技术领域,具体涉及一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法。

背景技术

[0002] 在运载火箭等飞行器研制过程中,模态试验是获得飞行器动特性最直接、最可靠的方法,除了继承性较强的飞行器以外研制过程中均安排此项试验。传统模态试验直接测量全箭的动特性参数,包括阵型、频率、阵型斜率等,根据这些整体参数来对结构动力学模型进行修正,使得结构动力学模型所表现出的动特性与实际试验结果一致。结构动力学模型能够表现出正确的动特性不代表其刚度、质量等结构特性与实际一致,这在工程研制中是允许的。然而,一旦结构有局部调整,由于难以判断动力学模型的结构参数准确性,往往难以通过局部模型的更换来获得新状态的动特性,仍需要重新进行模态试验。

发明内容

[0003] 本发明的目的在于提供一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,以解决现有技术中一旦结构有局部调整,由于难以判断动力学模型的结构参数准确性,往往难以通过局部模型的更换来获得新状态的动特性,仍需要重新进行模态试验的技术问题。

[0004] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,包括以下步骤:

步骤S1、将预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定为分类双指标,并基于所述分类双指标对所述飞行器模态试验的结构参数进行分类;

步骤S2、基于所述步骤S1中结构参数的分类结果进行针对性的模态试验,并识别出所述模态试验的关键参数。

[0005] 作为本发明的一种优选方案,所述步骤S1中,所述分类双指标设定结构参数分类的方法包括:

设定预示准确度阈值,将结构参数的预示准确度与所述预示准确度阈值比较,将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类为预示准确度高的类别和预示准确度低的类别;

设定敏感程度阈值,将结构参数的对动特性影响的敏感程度与所述敏感程度阈值比较,将结构参数基于敏感程度阈值进行二分类为对动特性影响的敏感程度高的类别和对动特性影响的敏感程度低的类别;

将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类与基于敏感程度阈值进行二分类相结合实现将结构参数进行四分类得到A类别、B类别、C类别和D类别。

[0006] 作为本发明的一种优选方案,所述结构参数的四分类方法包括:

选取多个结构参数作为模型训练参数,并将所述模型训练参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度分别与所述预示准确度阈值和敏感程度阈值进行比较,其中,

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的

敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为C类别;

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为D类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为A类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为B类别;

选取多个已知类别的模型训练参数分别作为模型训练样本,其中,模型训练参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度作为模型训练样本的样本特征,模型训练参数的类别作为模型训练样本的样本标签;

将所述模型训练样本运用到贝叶斯分类器进行四分类训练得到参数分类模型,所述参数分类模型用于结构参数自动识别类别,其中,所述模型训练样本的样本特征作为贝叶斯分类器的输入,所述模型训练样本的样本标签作为贝叶斯分类器的输出;

将待分类的结构参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度输入至参数分类模型,输出待分类的结构参数的类别。

[0007] 作为本发明的一种优选方案,所述结构参数四分类的结果包括A类别、B类别、C类别和D类别,其中,

所述A类别表征为结构参数具有预示准确度低且对动特性影响的敏感程度高的属性;

所述B类别表征为结构参数具有预示准确度低且对动特性影响的敏感程度低的属性;

所述C类别表征为结构参数具有预示准确度高且对动特性影响的敏感程度高的属性;

所述D类别表征为结构参数具有预示准确度高且对动特性影响的敏感程度低的属性。

[0008] 作为本发明的一种优选方案,所述步骤S2,基于所述结构参数的分类结果进行针对性的模态试验的方法包括:

利用所述模态试验模型修正方法在所述结构参数确定出属于A类别的关键参数;

建立考虑偏差的结构动力学模型,利用所述结构动力学模型对属于A类别的关键参数进行实物试验,实现将所述关键参数从A类别转化至C类别,使得关键参数的预示准确度由低提至高,并使得结构动力学模型输出的动特性预示结果在预示偏差范围内。

[0009] 作为本发明的一种优选方案,利用所述模态试验模型修正方法确定出所述关键参数的方法包括:

基于结构参数的偏差,建立的特征方程,所述特征方程为:

$$[K_a + \Delta K]\Phi_m - [M_a + \Delta M]\Phi_m \Lambda_m = 0;$$

式中, K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

将增量效应综合在一起,得到局部化的矩阵L,所述矩阵L公式为:

$$L = \Delta M \Phi_m \Lambda_m - \Delta K \Phi_m = K_a \Phi_m - M_a \Phi_m \Lambda_m;$$

式中,模态振型矩阵 Φ_m 包含无偏差状态对应的模态振型; K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

通过检查局部化向量 q ,选出主要的建模误差,所述建模误差公式为:

$$q_i = \sum_{h=1}^N p_h L_{ih}^2, \quad i = 1, \dots, n;$$

式中, p_h 气权重数反应第 h 阶模态测试数据和分析数据之间的一致性程度, L 为局部化的矩阵, L_{ih} 为 L 矩阵中的第 i 行第 h 列的数值, N 为矩阵总数, q_i 为第 i 个建模误差, n 为建模误差总数;

设定误差阈值,将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估。

[0010] 作为本发明的一种优选方案,所述重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估的方法包括:

若动特性预示结果在预示偏差范围内,则将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数确定为属于A类别的关键参数;

若动特性预示结果不在预示偏差范围内,则降低误差阈值增加高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数的数量。

[0011] 作为本发明的一种优选方案,所述实物试验用于提高对动特性敏感程度高且预示准确度低的关键参数的预示准确度,以提高结构动力学模型的动特性预示精度。

[0012] 作为本发明的一种优选方案,所述关键参数具有与A类别中参数相同的属性,所述关键参数具有与A类别中参数相同的属性,所述关键参数为飞行器关键结构特性中的表现,以及所述飞行器模态试验的重点关注点,并且所述关键参数在由A类别转至C类别后通过结构动力学模型输出的动特性预示结果的精度得以提高,以保证利用关键参数进行的模态试验能够更准确的描述飞行器的动特性。

[0013] 作为本发明的一种优选方案,所述结构参数为飞行器结构特性的表现,以及直接表达在结构动力学模型中的参数,将所述模态试验关注点转化至利用结构特性评估飞行器动特性。

[0014] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:

本发明利用由预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定的分类双指标进行结构参数四分类,并通过在结构参数识别关键参数,实现对模态试验的精细化设计,将模态试验的关注点由整体动特性转向结构局部特征,可实现在结构有局部调整时,快速且准确的掌握结构动力学模型的参数,可通过局部模型的更换来获得新状态的动特性,无需重新进行模态试验,从而扩充了模态试验的灵活性。

附图说明

[0015] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式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示例性的,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0016] 图1为本发明实施例提供码的关键参数识别方法流程图;

图2为本发明实施例提供码的结构参数四分类的结果示意图。

具体实施方式

[0017] 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,所描述的实施例仅仅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。

[0018] 如图1所示,本发明提供了一种用于飞行器模态试验的关键参数识别方法,包括以下步骤:

航天飞行器的质量分布情况、部段直径、蒙皮厚度、部段长度、对接面刚度等参数会对全箭的动特性预示精度不同,其偏差对结果的影响也有很大的区别。将这些参数统称为结构参数。结构参数也是直接表达在结构动力学模型中的参数。结构参数与动特性参数性质上有很大的区别:结构参数是结构局部特性的表现,数量很多;而动特性参数则是结构的整体动特性的表现,数量有限。由动特性参数确定结构参数是采用少量参数来估测大量参数,可靠性不高,而由结构参数来估测动特性参数有影响,但是理论上来说也是更加的可靠的,因此本实施例将飞行棋模态试验的分析重点调整至结构参数上,可保证飞行器模态试验能够更准确的描述飞行器的动特性。

[0019] 步骤S1、将预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定为分类双指标,并基于分类双指标对飞行器模态试验的结构参数进行分类;

步骤S1中,分类双指标设定结构参数分类的方法包括:

设定预示准确度阈值,将结构参数的预示准确度与预示准确度阈值比较,将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类为预示准确度高的类别和预示准确度低的类别;

设定敏感程度阈值,将结构参数的预示准确度与敏感程度阈值比较,将结构参数基于敏感程度阈值进行二分类为对动特性影响的敏感程度高的类别和对动特性影响的敏感程度低的类别;

将结构参数基于预示准确度阈值进行二分类与基于敏感程度阈值进行二分类相结合实现将结构参数进行四分类得到A类别、B类别、C类别和D类别。

[0020] 所述结构参数的四分类方法包括:

选取多个结构参数作为模型训练参数,并将所述模型训练参数的预示准确度和对动特性影响的敏感程度分别与所述预示准确度阈值和敏感程度阈值进行比较,其中,

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为C类别;

若所述模型训练参数的预示准确度大于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为D类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度大于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为A类别;

若所述模型训练参数的预示准确度小于所述预示准确度阈值且对动特性影响的敏感程度小于敏感程度阈值,则所述模型训练参数标定为B类别;

选取多个已知类别的模型训练参数分别作为模型训练样本,其中,模型训练参数

结构动力学模型特征相关的,实际上,对同一可疑点,通常有许多可供选择的修正参数。一般来说,应该在结构参数中选择对动特性敏感程度高,但是,反过来则是不对的。也就是说,动特性对某个结构参数敏感,并不是选择此参数作为实物试验的关键参数的充分条件。总之,在结构参数中选择实物试验的关键参数时应选择那些在结构动力学模型中已识别的不确定因素对应的结构参数,并且该结构参数对动特性影响的敏感程度高。

[0031] 利用模态试验模型修正方法确定出关键参数的方法包括:

模态试验模型修正方法,可选择的方法有特征值方程平衡方法,子结构能量函数识别方法,最有子空间法,灵敏度抽样法等,均在本发明的保护范围内,本实施例为描述方便以特征值方程平衡方法进行关键参数的确定过程描述。

[0032] 基于结构参数的偏差,建立的特征方程,特征方程为:

$$[K_a + \Delta K]\Phi_m - [M_a + \Delta M]\Phi_m\Lambda_m = 0;$$

式中, K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

将增量效应综合在一起,得到局部化的矩阵L,所述矩阵L公式为:

$$L = \Delta M\Phi_m\Lambda_m - \Delta K\Phi_m = K_a\Phi_m - M_a\Phi_m\Lambda_m;$$

式中,模态振型矩阵 Φ_m 包含无偏差状态对应的模态振型; K_a 为结构刚度矩阵, ΔK 为矩阵增量, M_a 为质量矩阵,矩阵增量 ΔM ,矩阵增量 ΔK 和 ΔM 要保证方程的平衡, Φ_m 为模态振型矩阵, Λ_m 为模态质量阵;

通过检查局部化向量q,选出主要的建模误差,所述建模误差公式为:

$$q_i = \sum_{h=1}^N p_h L_{ih}^2, \quad i = 1, \dots, n;$$

式中, p_h 气权重数反应第h阶模态测试数据和分析数据之间的一致性程度,L为局部化的矩阵, L_{ih} 为L矩阵中的第i行第h列的数值,N为矩阵总数, q_i 为第i个建模误差,n为建模误差总数;

设定误差阈值,将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估。

[0033] 重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估的方法包括:

若动特性预示结果在预示偏差范围内,则将高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数确定为属于A类别的关键参数;

若动特性预示结果不在预示偏差范围内,则降低误差阈值增加高于误差阈值的 q_i 对应的结构参数的数量。

[0034] 实物试验用于提高对动特性敏感程度高且预示准确度低的关键参数的预示准确度,以提高结构动力学模型的动特性预示精度。

[0035] 高 q_i 值相关的结构参数进行实物试验可有效提高结构动力学模型的动特性预示精度,因此可设定一个误差阈值,用于将高于误差阈值的 q_i 值定义为高高 q_i 值,从而可获得高 q_i 值对应的结构参数重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏差评估,确定出高 q_i 值对应的结构参数是否可作为关键参数,若高 q_i 值对应的结构参数无法作为关键参数,可对误差阈值进行相对降低,使得高于误差阈值的 q_i 值数量增加,即高 q_i 值数量增加,则相应的高 q_i 值对应的结构参数数量也增加,再重新利用结构动力学模型进行动特性预示结果的偏

差评估,直至关键参数得以确定。

[0036] 所述关键参数具有与A类别中参数相同的属性,所述关键参数为飞行器关键结构特性中的表现,以及所述飞行器模态试验的重点关注点,并且所述关键参数在由A类别转至C类别后通过结构动力学模型输出的动特性预示结果的精度得以提高,以保证利用关键参数进行的模态试验能够更准确的描述飞行器的动特性。

[0037] 结构参数为飞行器结构特性的表现,以及直接表达在结构动力学模型中的参数,将模态试验关注点转化至利用结构特性评估飞行器动特性。

[0038] 本发明利用由预示准确度和对动特性影响的敏感程度设定的分类双指标进行结构参数四分类,并通过在结构参数识别关键参数,实现对模态试验的精细化设计,将模态试验的关注点由整体动特性转向结构局部特征,可实现在结构有局部调整时,快速且准确的掌握结构动力学模型的参数,可通过局部模型的更换来获得新状态的动特性,无需重新进行模态试验,从而扩充了模态试验的灵活性。

[0039] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

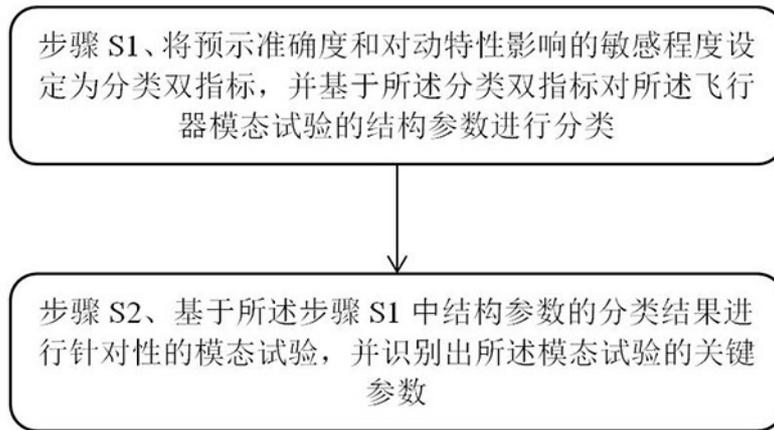


图1

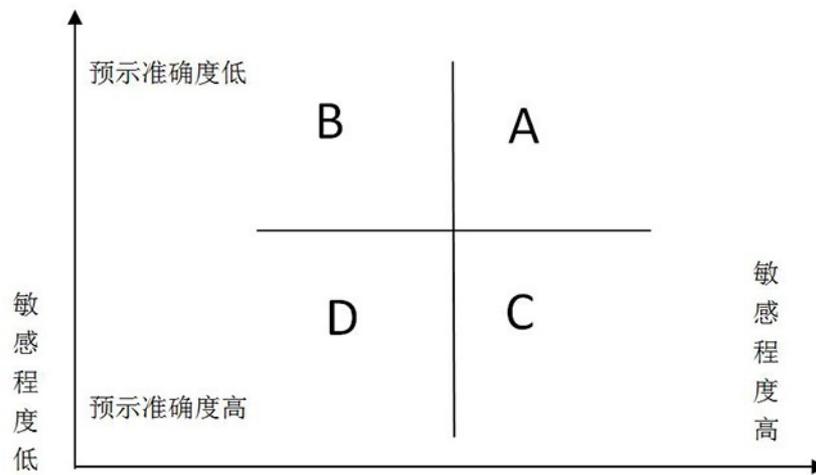


图2