



(21) 申请号 202211161207.8

(22) 申请日 2022.09.23

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 115238528 A

(43) 申请公布日 2022.10.25

(73) 专利权人 北京科技大学
地址 100083 北京市海淀区学院路30号
专利权人 北京科技大学顺德创新学院
中国舰船研究设计中心
中国空间技术研究院

(72) 发明人 赵彦琳 李佩昌 阳建宏 陈子涵
杨德斌

(74) 专利代理机构 北京市广友专利事务所有限
责任公司 11237
专利代理师 张仲波

(51) Int.Cl.

G06F 30/20 (2020.01)

G06F 30/23 (2020.01)

G06F 119/14 (2020.01)

审查员 解欣

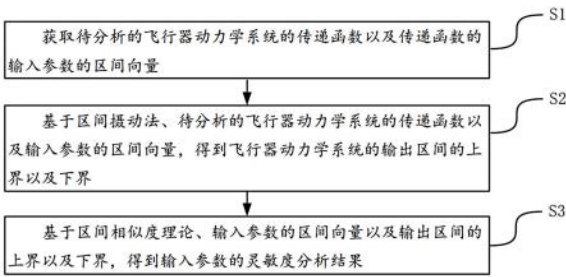
权利要求书2页 说明书10页 附图4页

(54) 发明名称

基于区间相似度的飞行器结构动力学参数
敏感性分析方法

(57) 摘要

本发明公开了一种基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法,涉及动力学参数分析技术领域。包括:获取待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及传递函数的输入参数的区间向量;基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界;基于区间相似度假设、输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界,得到输入参数的灵敏度分析结果。本发明以区间摄动法基本理论为基础结合区间相似度假设原理确定区间上下界和参数灵敏度分析,相较传统通过抽样确定区间上下界和参数灵敏度分析方法,该方法计算效率更高,能适应有具体传动模型的区间计算,同时具有较高的计算精度。



1. 一种基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法, 其特征在于, 所述方法包括:

S1、获取待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及传递函数的输入参数的区间向量;

S2、基于区间摄动法、所述待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量, 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界;

S3、基于区间相似度理论、所述输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界, 得到输入参数的灵敏度分析结果;

所述S3中的基于区间相似度理论、所述输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界, 得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

S31、当输入参数为区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 时, 飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F, \bar{F}]$, 记为区间A;

S32、将输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 乘以比例 k , 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \bar{F1}]$, 记为区间B;

S33、基于区间相似度理论、所述区间A以及区间B, 得到输入参数的灵敏度分析结果;

所述S32中的将输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 乘以比例 k , 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \bar{F1}]$, 记为区间B包括:

选取输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 中的一个区间变量 θ_i , 将所述区间变量 θ_i 乘以比例 k , 且输入参数的区间向量中除了选取的区间变量 θ_i 以外的其他区间变量保持不变, 得到所选取的区间变量 θ_i 增加时的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \bar{F1}]$, 记为区间B;

所述S33中的基于区间相似度理论、所述区间A以及区间B, 得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

S331、基于区间相似度理论、所述区间A以及区间B, 计算区间A以及区间B的相对位置算子 $RP0(A, B)$;

S332、基于所述 $RP0(A, B)$, 计算所述区间A以及区间B的区间相似函数 $ISF(A, B)$;

S333、基于所述 $ISF(A, B)$, 得到所选取的区间变量 θ_i 的灵敏度分析结果, 进而得到输入参数的灵敏度分析结果。

2. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 所述S1中的输入参数的区间向量 θ 包括多个区间变量 $\theta_i, i = 1, 2, 3, \dots, n, n$ 为传递函数的区间变量的个数, 所述多个区间变量中的每个区间变量分别对应一个输入参数;

所述区间向量 θ 以及区间变量 θ_i 的表达式如下式(1)所示:

$$\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}], \theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

其中, $\underline{\theta}$ 为区间向量 θ 的下界; $\bar{\theta}$ 为区间向量 θ 的上界; $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间

变量 θ_i 的上界。

3. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 所述S2中的基于区间摄动法、所述待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量, 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界包括:

S21、基于区间摄动法、所述待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量, 得到待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界;

S22、基于区间摄动法以及一阶泰勒级数展开, 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式;

S23、基于定义法、偏微分方法、待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界、以及所述求解公式, 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

4. 根据权利要求3所述的方法, 其特征在于, 所述S21中的待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式(2)所示:

$$\begin{aligned}\bar{\mathbf{F}} &= \max \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \} \\ \underline{\mathbf{F}} &= \min \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \}\end{aligned}\quad (2)$$

其中, $\bar{\mathbf{F}}$ 为输出区间的上界; $\underline{\mathbf{F}}$ 为输出区间的下界; $\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta})$ 为传递函数; $\boldsymbol{\theta}$ 为区间向量; $\underline{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的下界; $\bar{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的上界。

5. 根据权利要求3所述的方法, 其特征在于, 所述S22中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式的表达式如下式(3)所示:

$$\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) = \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a + \Delta \mathbf{f} \quad (3)$$

其中, $\boldsymbol{\theta}^a$ 为区间均值; $\theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i]$, $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的上界; $\Delta \theta_i$ 为输入参数的区间半径; $\mathbf{f}^a$ 为输入区间均值时函数的输出值; $\Delta \mathbf{f}$ 为输出区间半径。

6. 根据权利要求5所述的方法, 其特征在于, 所述S23中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式(4)所示:

$$\begin{aligned}\bar{\mathbf{F}} &= \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) + \sum_{i=1}^n \frac{\mathbf{f}(\theta_i^a + \delta \theta_i) - \mathbf{f}(\theta_i^a)}{\delta \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a + \Delta \mathbf{f} \\ \underline{\mathbf{F}} &= \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) - \sum_{i=1}^n \frac{\mathbf{f}(\theta_i^a + \delta \theta_i) - \mathbf{f}(\theta_i^a)}{\delta \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a - \Delta \mathbf{f}\end{aligned}\quad (4)$$

其中, $\bar{\mathbf{F}}$ 为输出区间的上界; $\underline{\mathbf{F}}$ 为输出区间的下界; θ_i^a 为输入参数的区间均值; $\delta \theta_i$ 为区间变量 θ_i 的微小变量。

基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法

技术领域

[0001] 本发明涉及动力学参数分析技术领域,特别是指一种基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法。

背景技术

[0002] 在科学和工程的许多领域中,通常采用计算有限元的数值模型来建立输出随时间变化的动态系统。在这些动态系统的设计和优化过程中,不可避免地存在初始条件、边界条件、结构几何参数、测量误差、材料性能等方面的不确定性。不确定性也可能是由于一种现象的内在随机性、有限的数据可用性或对所研究的动态系统的有限理解。一般来说,这些不确定性可以分为两类:偶然性和认识性。前者是自然界固有的不可减少的可变性,后者是由于缺乏知识而产生的可减少的不确定性。不确定性传播是一个确定输入不确定性对输出响应影响的过程。在工程实践中,有效的不确定度传播和适当的不确定度量化对风险评估具有重要意义。

[0003] 不确定性分析通常需要抽样等方法确定输出参数的上下界,但对于复杂的传递函数模型传统的抽样和概率分析方法给计算带来极大的成本。

发明内容

[0004] 本发明针对对于复杂的传递函数模型传统的抽样和概率分析方法给计算带来极大的成本的问题,提出了本发明。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明提供如下技术方案:

[0006] 本发明提供了一种基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法,该方法由MATLAB和ANSYS软件联合仿真实现,该方法包括:

[0007] S1、获取待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及传递函数的输入参数的区间向量。

[0008] S2、基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0009] S3、基于区间相似度理论、输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界,得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0010] 可选地,S1中的输入参数的区间向量 θ 包括多个区间变量 $\theta_i, i = 1, 2, 3, \dots, n, n$ 为传递函数的区间变量的个数,多个区间变量中的每个区间变量分别对应一个输入参数;

[0011] 区间向量 θ 以及区间变量 θ_i 的表达式如下式(1)所示:

$$[0012] \quad \theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}], \theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

[0013] 其中, $\underline{\theta}$ 为区间向量 θ 的下界; $\bar{\theta}$ 为区间向量 θ 的上界; $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的上界。

[0014] 可选地,S2中的基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输

入参数的区间向量,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界包括:

[0015] S21、基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0016] S22、基于区间摄动法以及一阶泰勒级数展开,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式。

[0017] S23、基于定义法、偏微分方法、待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界、以及求解公式,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0018] 可选地,S21中的待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式(2)所示:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{F}} &= \max \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \} \\ \underline{\mathbf{F}} &= \min \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \} \end{aligned} \quad (2)$$

[0020] 其中, $\bar{\mathbf{F}}$ 为输出区间的上界; $\underline{\mathbf{F}}$ 为输出区间的下界; $\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta})$ 为传递函数; $\boldsymbol{\theta}$ 为区间向量; $\underline{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的下界; $\bar{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的上界。

[0021] 可选地,S22中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式的表达式如下式(3)所示:

$$\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) = \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta})}{\partial \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a + \Delta \mathbf{f} \quad (3)$$

[0023] 其中, $\boldsymbol{\theta}^a$ 为; $\theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i]$, $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的上界; $\Delta \theta_i$ 为输入参数的区间半径; $\mathbf{f}^a$ 为输入区间均值时函数的输出值; $\Delta \mathbf{f}$ 为输出区间半径。

[0024] 可选地,S23中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式(4)所示:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{F}} &= \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) + \sum_{i=1}^n \frac{\mathbf{f}(\theta_i^a + \delta \theta_i) - \mathbf{f}(\theta_i^a)}{\delta \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a + \Delta \mathbf{f} \\ \underline{\mathbf{F}} &= \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) - \sum_{i=1}^n \frac{\mathbf{f}(\theta_i^a + \delta \theta_i) - \mathbf{f}(\theta_i^a)}{\delta \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a - \Delta \mathbf{f} \end{aligned} \quad (4)$$

[0026] 其中, $\bar{\mathbf{F}}$ 为输出区间的上界; $\underline{\mathbf{F}}$ 为输出区间的下界; $\boldsymbol{\theta}^a$ 为输入参数的区间均值; $\delta \theta_i$ 为区间变量 θ_i 的微小变量。

[0027] 可选地,S3中的基于区间相似度理论、输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界,得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

[0028] S31、当输入参数为区间向量 $\boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}]$ 时,飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[\underline{\mathbf{F}}, \bar{\mathbf{F}}]$,记为区间A;

[0029] S32、将输入参数的区间向量 $\boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}]$ 乘以比例 k ,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[\underline{\mathbf{F1}}, \bar{\mathbf{F1}}]$,记为区间B;

[0030] S33、基于区间相似度理论、区间A以及区间B,得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0031] 可选地,S32中的将输入参数的区间向量 $\boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}]$ 乘以比例 k ,得到飞行器动力学

系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \overline{F1}]$,记为区间B包括:

[0032] 选取输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \overline{\theta}]$ 中的一个区间变量 θ_i ,将区间变量 θ_i 乘以比例 k ,且输入参数的区间向量中除了选取的区间变量 θ_i 以外的其他区间变量保持不变,得到所选取的区间变量 θ_i 增加时的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \overline{F1}]$,记为区间B。

[0033] 可选地,S33中的基于区间相似度理论、区间A以及区间B,得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

[0034] S331、基于区间相似度理论、区间A以及区间B,计算区间A以及区间B的相对位置算子 $RP0(A, B)$;

[0035] S332、基于 $RP0(A, B)$,计算区间A以及区间B的区间相似函数 $ISF(A, B)$;

[0036] S333、基于 $ISF(A, B)$,得到所选取的区间变量 θ_i 的灵敏度分析结果,进而得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0037] 本发明实施例提供的技术方案带来的有益效果至少包括:

[0038] 上述方案中,提出了一种基于区间摄动法和相似度理论相结合的参数灵敏度分析方法。采用区间摄动法对传递函数进行级数展开变化,确定输出参数区间的上下界。分别改变输入参数的区间引起输出参数区间的变化,通过区间相似度理论对区间变化进行量化,完成参数灵敏度分析。相比较传统的通过抽样来确定区间上下界和参数灵敏度分析的方法,该方法的计算效率更高,能适应很多有具体传动模型的区间计算,同时具有较高的计算精度。

附图说明

[0039] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例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的一些实施例,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,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0040] 图1是本发明实施例提供的基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法流程示意图;

[0041] 图2是本发明实施例提供的最小区间解集U示意图;

[0042] 图3是本发明实施例提供的两区间重叠的六种情况示意图;

[0043] 图4是本发明实施例提供的飞行器有限元模型图;

[0044] 图5是本发明实施例提供的基于MATLAB和ANSYS的参数化联合仿真框架图;

[0045] 图6是本发明实施例提供的MATLAB及APDL联合仿真运行流程图;

[0046] 图7是本发明实施例提供的MATLAB程序运行流程图。

具体实施方式

[0047] 为使本发明要解决的技术问题、技术方案和优点更加清楚,下面将结合附图及具体实施例进行详细描述。

[0048] 如图1所示,本发明实施例提供了一种基于区间相似度的飞行器结构动力学参数

敏感性分析方法,该方法可以由电子设备实现。如图1所示的基于区间相似度的飞行器结构动力学参数敏感性分析方法流程图,该方法的处理流程可以包括如下的步骤:

[0049] S1、获取待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及传递函数的输入参数的区间向量。

[0050] 可选地,S1中的输入参数的区间向量 θ 包括多个区间变量 $\theta_i, i = 1, 2, 3, \dots, n, n$ 为传递函数的区间变量的个数,多个区间变量中的每个区间变量分别对应一个输入参数。

[0051] 一种可行的实施方式中,可以将飞行器有限元模型作为动力学系统的传递函数,假设飞行器动力学系统的传递函数为 $f(\theta)$,传递函数的输入参数向量可以包括主体结构的弹性模量、密度以及各个板状结构的厚度,分别用 $\theta_i (i = 1, 2, 3, \dots, n)$ 表示,其中 n 为输入参数的个数。输出为有限元模型的模态分析结果中的前5阶固有频率 $f_i (i = 1, 2, \dots, m), m = 5$ 。

[0052] 进一步地,输入参数的区间向量 θ 以及区间变量 θ_i 的表达式如下式(1)所示:

$$[0053] \quad \theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}], \theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

[0054] 其中, $\underline{\theta}$ 为区间向量 θ 的下界; $\bar{\theta}$ 为区间向量 θ 的上界; $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的上界。

[0055] S2、基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0056] 一种可行的实施方式中,区间摄动法的基本理论可以包括:基于有限的样本数据,很难得到不确定参数的精确概率密度函数。在这种情况下,区间模型是一种更合适的建模工具。在区间模型中,不确定参数被定义为在变化范围内已知的区间变量。所有区间变量形成一个区间向量。区间向量 d 和区间变量 $d_\varepsilon (\varepsilon = 1, 2, \dots, n)$ 可表示为下式(2):

$$[0057] \quad d \in [\underline{d}, \bar{d}], d_\varepsilon \in [\underline{d}_\varepsilon, \bar{d}_\varepsilon], \varepsilon = 1, 2, \dots, n \quad (2)$$

[0058] 其中, $\underline{d}$ 为区间向量 d 的下界; $\bar{d}$ 为区间向量 d 的上界; $\underline{d}_\varepsilon$ 为区间变量 d_ε 的下界; $\bar{d}_\varepsilon$ 为区间变量 d_ε 的上界。

[0059] 假设一个动力学系统的传递模型为 $U(d)$,该系统在 $G(d)$ 的激励下可以产生 $F(d)$ 的结果,其中 d 为系统的输入,并且 d 是在一个区间范围内变化,是一个不确定的输入,这样的动力学系统的公式可以写成下式(3):

$$[0060] \quad G(d)U(d) = F(d) \quad (3)$$

[0061] 其中, $G(d)$ 和 $F(d)$ 分别代表系统的区间动态刚度矩阵和区间激励向量。

[0062] 进一步地,公式(2)的理论解可以写成下式(4):

$$[0063] \quad \Phi = \{U(d) | G(d)U(d) = F(d), d \in [\underline{d}, \bar{d}]\} \quad (4)$$

[0064] 在区间理论中,可以用包括理论域的最小区间解集来代替理论解集。最小区间解集如图2所示。区间解集可以表示为下式(5):

$$[0065] \quad \Phi \in U = [\underline{U}, \bar{U}] \quad (5)$$

[0066] 进一步地,响应的下限和上限可以显示可以表示为下式(6):

$$\begin{aligned} \underline{\mathbf{U}} &= \min \{ \mathbf{U}(\mathbf{d}) \mid \mathbf{G}(\mathbf{d})\mathbf{U}(\mathbf{d}) = \mathbf{F}(\mathbf{d}), \mathbf{d} \in [\underline{\mathbf{d}}, \bar{\mathbf{d}}] \} \\ \bar{\mathbf{U}} &= \max \{ \mathbf{U}(\mathbf{d}) \mid \mathbf{G}(\mathbf{d})\mathbf{U}(\mathbf{d}) = \mathbf{F}(\mathbf{d}), \mathbf{d} \in [\underline{\mathbf{d}}, \bar{\mathbf{d}}] \} \end{aligned} \quad (6)$$

[0068] 本发明实施例讨论的区间摄动方法是基于一阶扰动技术的。使用一阶泰勒级数展开,则该动力学系统的区间动态刚度矩阵和区间激励向量可以写成下式(7):

$$\begin{aligned} \mathbf{G}(\mathbf{d}) &= \mathbf{G}(\mathbf{d}^a) + \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{G}^a + \Delta \mathbf{G} \\ \mathbf{F}(\mathbf{d}) &= \mathbf{F}(\mathbf{d}^a) + \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{F}^a + \Delta \mathbf{F} \end{aligned} \quad (7)$$

[0070] 其中, $\mathbf{d}^a$ 为区间均值; Δd_{ε} 为输入参数的区间半径; $\mathbf{G}^a$ 为区间动态刚度均值; $\Delta \mathbf{G}$ 为区间动态刚度半径; $\mathbf{F}^a$ 为区间激励均值; $\Delta \mathbf{F}$ 为区间激励半径。

[0071] 基于上述区间摄动法的一阶扰动技术,该动力学系统的区间动态刚度矩阵的区间上下界可以表示为下式(8):

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{G}}(\mathbf{d}) &= \mathbf{G}(\mathbf{d}^a) + \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{G}^a + \Delta \mathbf{G}, \quad \Delta d_{\varepsilon} = \frac{\bar{d}_{\varepsilon} - d_{\varepsilon}}{2} \\ \underline{\mathbf{G}}(\mathbf{d}) &= \mathbf{G}(\mathbf{d}^a) - \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{G}^a - \Delta \mathbf{G}, \quad \Delta d_{\varepsilon} = \frac{\bar{d}_{\varepsilon} - d_{\varepsilon}}{2} \end{aligned} \quad (8)$$

[0073] 同理,该动力学系统的区间激励向量的区间上下界可以表示为下式(9):

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{F}}(\mathbf{d}) &= \mathbf{F}(\mathbf{d}^a) + \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{F}^a + \Delta \mathbf{F}, \quad \Delta d_{\varepsilon} = \frac{\bar{d}_{\varepsilon} - d_{\varepsilon}}{2} \\ \underline{\mathbf{F}}(\mathbf{d}) &= \mathbf{F}(\mathbf{d}^a) - \sum_{\varepsilon=1}^n \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{d}^a)}{\partial d_{\varepsilon}} \Delta d_{\varepsilon} = \mathbf{F}^a - \Delta \mathbf{F}, \quad \Delta d_{\varepsilon} = \frac{\bar{d}_{\varepsilon} - d_{\varepsilon}}{2} \end{aligned} \quad (9)$$

[0075] 可选地, S2中的基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界包括:

[0076] S21、基于区间摄动法、待分析的飞行器动力学系统的传递函数以及输入参数的区间向量,得到待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0077] 可选地,基于区间摄动法理论基础, S21中的待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式(10)所示:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{F}} &= \max \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \} \\ \underline{\mathbf{F}} &= \min \{ \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) \mid \boldsymbol{\theta} \in [\underline{\boldsymbol{\theta}}, \bar{\boldsymbol{\theta}}] \} \end{aligned} \quad (10)$$

[0079] 其中, $\bar{\mathbf{F}}$ 为输出区间的上界; $\underline{\mathbf{F}}$ 为输出区间的下界; $\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta})$ 为传递函数; $\boldsymbol{\theta}$ 为区间向量; $\underline{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的下界; $\bar{\boldsymbol{\theta}}$ 为区间向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的上界。

[0080] S22、基于区间摄动法以及一阶泰勒级数展开,得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式。

[0081] 可选地,根据区间摄动法的原理,基于一阶摄动方法,使用一阶泰勒级数展开, S22中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的求解公式的表达式如下式(11)所示:

$$\mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}) = \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial \mathbf{f}(\boldsymbol{\theta}^a)}{\partial \theta_i} \Delta \theta_i = \mathbf{f}^a + \Delta \mathbf{f} \quad (11)$$

[0083] 其中, θ^a 为输入区间均值; $\theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i]$, $\underline{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的下界; $\bar{\theta}_i$ 为区间变量 θ_i 的上界; $\Delta\theta_i$ 为输入参数的区间半径, $\Delta\theta_i = \frac{\bar{\theta}_i - \underline{\theta}_i}{2}$; f^a 为输入区间均值时函数的输出值; Δf 为输出区间半径。

[0084] S23、基于定义法、偏微分方法、待求解的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界、以及求解公式, 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界。

[0085] 一种可行的实施方式中, 由于在本发明实施例中传递函数是飞行器有限元模型, 与传统的解析式不同, 无法直接利用偏微分方法和泰勒级数展开计算模型输出的上下界, 所以这里通过定义法来代替偏微分的过程。

[0086] 假设输入参数 θ_i 的微小变量为 $\delta\theta_i$, 则传递函数对该输入参数的偏微分可表示为下式 (12):

$$[0087] \quad \frac{\partial f(\theta)}{\partial \theta_i} \Delta\theta_i = \frac{f(\theta_i^a + \delta\theta_i) - f(\theta_i^a)}{\delta\theta_i} \Delta\theta_i \quad (12)$$

[0088] 则式 (11) 可表示为下式 (13):

$$[0089] \quad f(\theta) = f(\theta^a) + \sum_{i=1}^n \frac{f(\theta_i^a + \delta\theta_i) - f(\theta_i^a)}{\delta\theta_i} \Delta\theta_i = f^a + \Delta f \quad (13)$$

[0090] 可选地, S23中的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界的表达式如下式 (14) 所示:

$$[0091] \quad \begin{aligned} \bar{F} &= f(\theta^a) + \sum_{i=1}^n \frac{f(\theta_i^a + \delta\theta_i) - f(\theta_i^a)}{\delta\theta_i} \Delta\theta_i = f^a + \Delta f \\ \underline{F} &= f(\theta^a) - \sum_{i=1}^n \frac{f(\theta_i^a + \delta\theta_i) - f(\theta_i^a)}{\delta\theta_i} \Delta\theta_i = f^a - \Delta f \end{aligned} \quad (14)$$

[0092] 其中, $\bar{F}$ 为输出区间的上界; $\underline{F}$ 为输出区间的下界; θ_i^a 为输入参数的区间均值; $\delta\theta_i$ 为区间变量 θ_i 的微小变量。

[0093] S3、基于区间相似度理论、输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界, 得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0094] 可选地, S3中的基于区间相似度理论、输入参数的区间向量以及输出区间的上界以及下界, 得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

[0095] S31、当输入参数为区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 时, 飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[\underline{F}, \bar{F}]$, 记为区间A;

[0096] S32、将输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 乘以比例 k , 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[\underline{F1}, \bar{F1}]$, 记为区间B;

[0097] 可选地, S32中的将输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 乘以比例 k , 得到飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[\underline{F1}, \bar{F1}]$, 记为区间B包括:

[0098] 选取输入参数的区间向量 $\theta \in [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 中的一个区间变量 θ_i , 将区间变量 θ_i 乘以比例 k , 且输入参数的区间向量中除了选取的区间变量 θ_i 以外的其他区间变量保持不变, 得到所

选取的区间变量 θ_i 增加时的飞行器动力学系统的输出区间的上界以及下界为 $[F1, \overline{F1}]$,记为区间B。

[0099] S33、基于区间相似度理论、区间A以及区间B,得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0100] 可选地,S33中的基于区间相似度理论、区间A以及区间B,得到输入参数的灵敏度分析结果包括:

[0101] S331、基于区间相似度理论、区间A以及区间B,计算区间A以及区间B的相对位置算子 $RPO(A, B)$;

[0102] S332、基于 $RPO(A, B)$,计算区间A以及区间B的区间相似函数 $ISF(A, B)$;

[0103] S333、基于 $ISF(A, B)$,得到所选取的区间变量 θ_i 的灵敏度分析结果,进而得到输入参数的灵敏度分析结果。

[0104] 一种可行的实施方式中,本发明实施例提出两个间隔相对位置的数学描述。考虑两个连续区间A和B,首先需要研究它们之间重叠的不同情况,如图3所示。 RPO (Relative Position Operator, 相对位置算子)是根据不同的重叠情况,用间隔的长度 $L(A)$ 和 $L(B)$ 定义如下式(15)所示:

$$[0105] \quad RPO(A, B) = \begin{cases} \frac{(\bar{a} - \underline{b})}{\max\{L(A), L(B)\}}, & \text{Case 1, 2} \\ \frac{(\bar{a} - \underline{a})}{\max\{L(A), L(B)\}}, & \text{Case 3} \\ \frac{(\bar{b} - \underline{b})}{\max\{L(A), L(B)\}}, & \text{Case 4} \\ \frac{(\bar{b} - \underline{a})}{\max\{L(A), L(B)\}}, & \text{Case 5, 6} \end{cases} \quad (15)$$

[0106] 如上式(15)所示,不同情况下 RPO 的分母均为区间A和区间B长度的最大值。分子在不存在重叠的情况下,如情况1和情况6为负,其绝对值确定为这两个间隔之间的最短距离。当出现如2-5所示的重叠时,式(15)将分子定义为重叠块的长度,显然该值为正。综上所述, $RPO(A, B)$ 的取值范围确定如下式(16)所示:

$$[0107] \quad RPO(A, B) \in (-\infty, 1) \quad (16)$$

[0108] 当间隔A和B相同时, $RPO(A, B)$ 达到最大值1。 $RPO(A, B)$ 的负无穷意味着区间A和B之间的距离是无穷远,没有重叠。然而,一个无限的值将是不敏感的校准参数,从而导致模型更新过程禁止。因此,本发明实施例构造 ISF (Inverted Soft-max, 区间相似函数)为下式(17):

$$[0109] \quad ISF(A, B) = \frac{1}{1 + \exp\{-RPO(A, B)\}} \quad (17)$$

[0110] 由于 $RPO(A, B)$ 在范围 $(-\infty, 1)$ 内, $ISF(A, B)$ 的值被限制在 $(0, 0.7311)$ 内。提出 $ISF(A, B)$ 作为模型更新的校准度量是有益的,因为一方面,该度量值是有限的,另一方面,该度量值越接近1梯度越大。这样的大梯度使得校正参数具有较高的灵敏度,特别是当参数接近目标值时,有利于更新过程的收敛。

[0111] 进一步地,当输入参数为区间 $[\underline{\theta}, \overline{\theta}]$ 时,其中 $\theta = \{\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_i\}, (i = 1, 2, \dots, 6)$,飞行器动力学系统传递模型的一阶频率输出相应的可表示为区间 $[\underline{F}, \overline{F}]$,记作区间A,其中 $F = \{F_1, F_2, \dots, F_i\}, (i = 1, 2, \dots, 6)$ 。单个输入参数的区间半径记为 θ_{ih} ,区间半径的计算公式为下式(18):

$$[0112] \quad \theta_{ih} = \frac{\overline{\theta}_i - \underline{\theta}_i}{2} \quad (18)$$

[0113] 当输入参数的区间以一定比例 k 增加变化时,区间半径的变化量为下式(19):

$$[0114] \quad \Delta\theta_i = \theta_{ih} \cdot k \quad (19)$$

[0115] 当输入参数变化时,输出参数区间 $[\underline{F}, \overline{F}]$,变为新的参数区间 $[\underline{F1}, \overline{F1}]$,该新区间记作区间B。根据模型参数区间相似度模型,先分析A,B区间属于图3中的哪种情况,然后根据对应的情况计算RPO(A, B)的值,再根据式(17)计算ISF(A, B)的值。

[0116] 在分析输入参数的灵敏度时,假设其中一个输入参数区间半径按照固定比例变化,同时其他输入参数的区间不变化,该动力学系统模型会产生一个相应的输出区间的变化,即得到输出参数变化前后的两个区间A,B。用两个区间的相似度ISF(A, B)作为该输入参数的灵敏度评价参数。当某个参数引起的输出区间的相似度值越接近0时,两个区间A,B的差异越大,说明可以认为该参数对该系统模型的灵敏度最高。

[0117] 进一步地,本发明实施例通过一个卫星有限元模型的仿真算例来验证上述区间摄动方法的可行性。在本算例中,根据实际结构和工程需求,选择的6个待分析的参数为:主体结构的弹性模量 θ_1 、主体结构的密度 θ_2 、central cylinder(中心筒)的厚度 θ_3 、lower platform(底板)厚度 θ_4 、shear panels(剪切板)厚度 θ_5 以及 upper platform(顶板)厚度 θ_6 。

[0118] 为了方便进行卫星结构特征参量的不确定的度敏感性分析,用ANSYS有限元软件建立有限元模型的初始模型,卫星结构的有限元模型如图4所示。本模型中主要用了两种单元:壳单元和梁单元。其中壳单元的数量为2711,梁单元的数量为24,总单元数量为2735。主体结构的初始弹性模量为70GPa,主体结构的初始密度为2700kg/m³,中心筒的初始厚度为2mm,底板的初始厚度为1mm,剪切板的初始厚度为3mm以及顶板的初始厚度为2mm。

[0119] 进一步地,本发明实施例通过MATLAB调用ANSYS软件并修改卫星结构的特征参量值,进而建立参数化联合仿真框架,如图5-7所示。ANSYS有限元软件拥有自己的一套APDL编程语言,可以直接对ANSYS进行模型修改、材料和单元属性调整、载荷及边界条件的施加和计算类型及过程的设置。APDL编程语言的编译环境很方便,保存为TXT格式文件即可作为输入文件导入ANSYS中。用MATLAB编写区间摄动法的计算逻辑,调用并修改TXT文件的内容,并对ANSYS的结果进行读取和保存,方便用于后处理计算以及对区间结果距离的表征。

[0120] 假设仅改变区间范围的大小,区间半径的变化比例为20%,上述6个待分析的参数变化区间如下表1:

[0121] 表1

[0122]

		主体结构 的弹性模量 (GPa)	主体结构 的密度 (kg/m ³)	中心筒 的厚度 (mm)	底板的 厚度 (mm)	剪切板 的厚度 (mm)	顶板的厚 度 (mm)
区间 变化 前	输入参 数区间	[65,75]	[2650,2750]	[1.5,2.5]	[0.5,1.5]	[2.5,3.5]	[1.5,2.5]
	一阶频 率区间 A	[19.62, 19.67]	[19.66, 19.64]	[18.61, 20.69]	[19.42, 19.88]	[17.53, 21.79]	[19.37, 19.94]
区间 变化 后	输入参 数区间	[63,77]	[2630,2770]	[1.3,2.7]	[0.3,1.7]	[2.3,3.7]	[1.3,2.7]
	一阶频 率区间 B	[19.63, 19.67]	[19.66, 19.64]	[18.61, 20.69]	[19.32, 19.98]	[17.53, 21.79]	[19.37, 19.94]
相似度 ISF(A, B)		0.69	0.73	0.73	0.67	0.73	0.73

[0123] 当输入参数为区间 $[\underline{\theta}, \bar{\theta}]$ 时, 其中 $\theta = \{\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_i\}, (i = 1, 2, \dots, 6)$, 卫星动力学系统传递模型的一阶频率输出相应的可表示为区间 $[\underline{F}, \bar{F}]$, 其中 $F = \{F_1, F_2, \dots, F_i\}, (i = 1, 2, \dots, 6)$ 。单个输入参数的区间半径记为 θ_{ih} , 区间半径的计算公式为下式 (20):

$$[0124] \quad \theta_{ih} = \frac{\bar{\theta}_i - \underline{\theta}_i}{2} \quad (20)$$

[0125] 当输入参数的区间以一定比例k增加变化时, 区间半径的变化量为下式 (21):

$$[0126] \quad \Delta\theta_i = \theta_{ih} \cdot k \quad (21)$$

[0127] 当输入参数变化时, 输出参数区间 $[\underline{F}, \bar{F}]$, 变为新的参数区间 $[\underline{F1}, \bar{F1}]$, 该新区间记作区间B。根据模型参数区间相似度模型, 先分析A, B区间属于图3中的哪种情况, 然后根据对应的情况计算RPO (A, B) 的值, 再根据式 (17) 计算ISF (A, B) 的值。

[0128] 在分析输入参数的灵敏度时, 假设其中一个输入参数区间半径按照固定比例变化, 同时其他输入参数的区间不变化, 该动力学系统模型会产生一个相应的输出区间的变化, 即得到输出参数变化前后的两个区间A, B。用两个区间的相似度ISF (A, B) 作为该输入参数的灵敏度评价参数。当某个参数引起的输出区间的相似度值越接近0时, 两个区间A, B的差异越大, 说明可以认为该参数对该系统模型的灵敏度最高。

[0129] 根据表1可知, 不同参数的区间在以相同比例增大后, 输出区间的相似度也各不相同, 可以反应出不同参数对输出的影响敏感度不同, 其中底板厚度的相似度值最小, 敏感度最高。

[0130] 区间摄动法可以更高效的确定区间上下界。由于一个传递模型的输出结果涉及许多输入参数, 有必要研究不确定输入对传递函数输出参数的影响, 这可以通过灵敏度分析理论来实现。灵敏度分析的目的则是探究输出不确定性向输入变量的分配问题, 即探究输出不确定性的主要来源。灵敏度分析是可靠性分析的重要环节。敏感性分析有两种: LSA (Locality Sensitive Analysis, 局部敏感性分析) 和GSA (Global Sensitivity Analysis, 全局敏感性分析)。具体的分析模型往往为全局敏感性分析, 包含多个输出参数。

[0131] 本发明实施例中,提出了一种基于区间摄动法和相似度理论相结合的参数灵敏度分析方法。采用区间摄动法对传递函数进行级数展开变化,确定输出参数区间的上下界。分别改变输入参数的区间引起输出参数区间的变化,通过区间相似度理论对区间变化进行量化,完成参数灵敏度分析。相比较传统的通过抽样来确定区间上下界和参数灵敏度分析的方法,该方法的计算效率更高,能适应很多有具体传动模型的区间计算,同时具有较高的计算精度。

[0132] 以上所述仅为本发明的较佳实施例,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

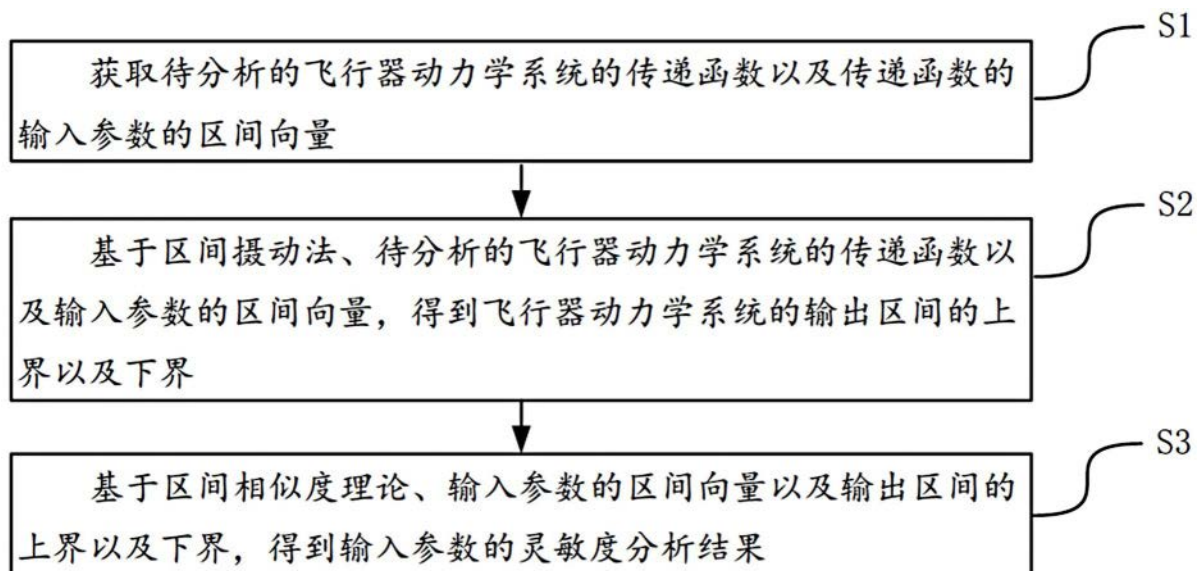


图1

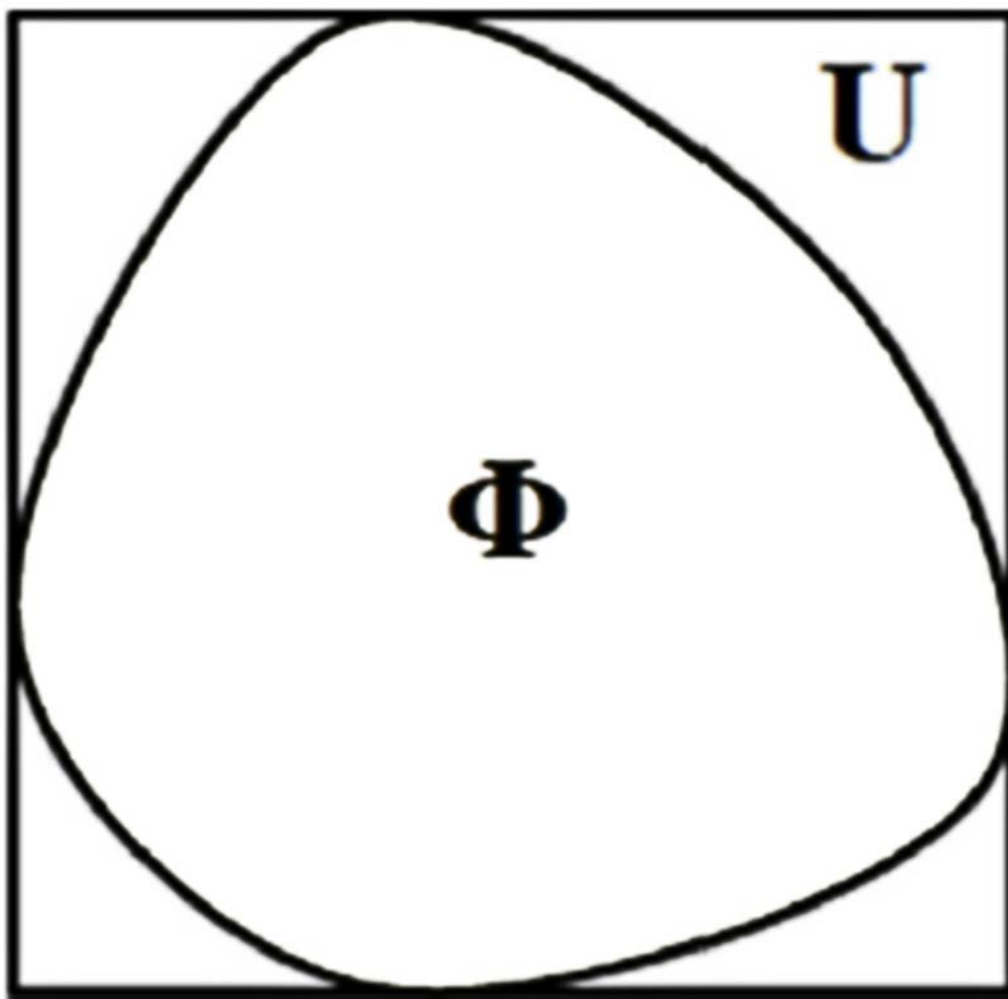


图2

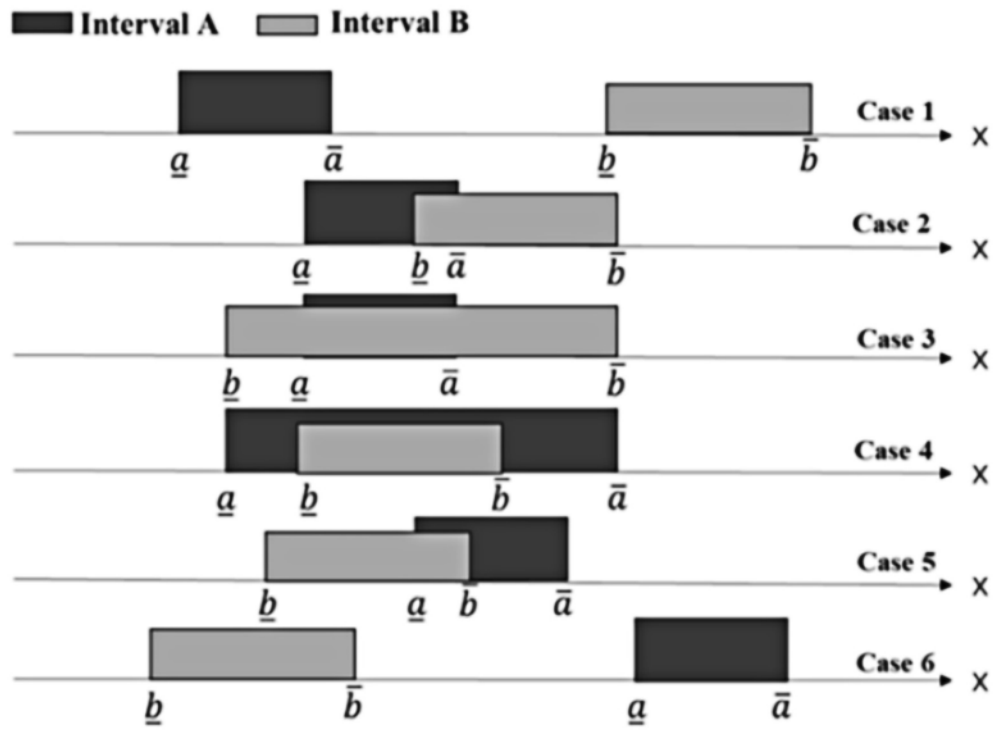


图3

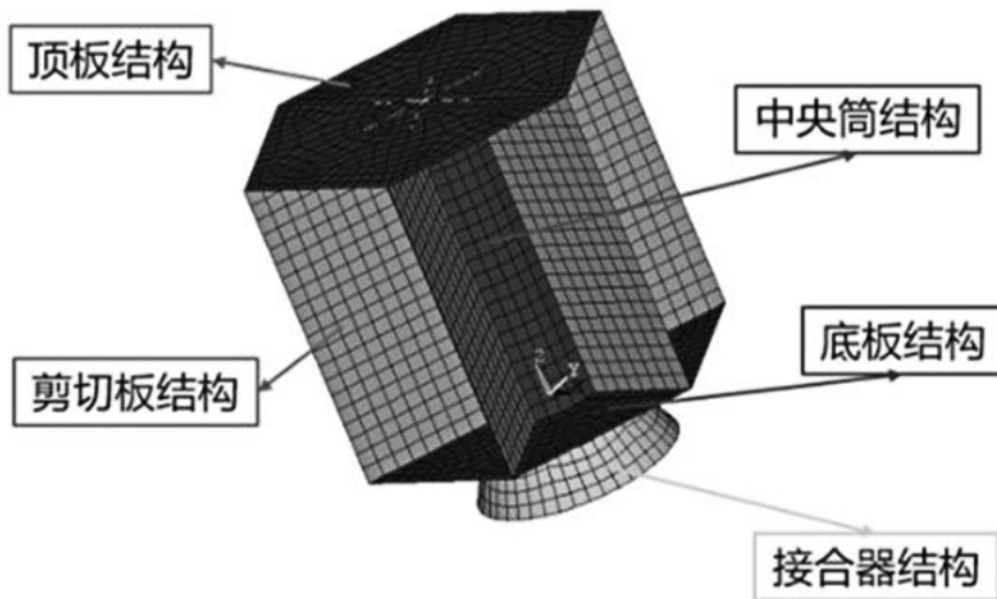


图4

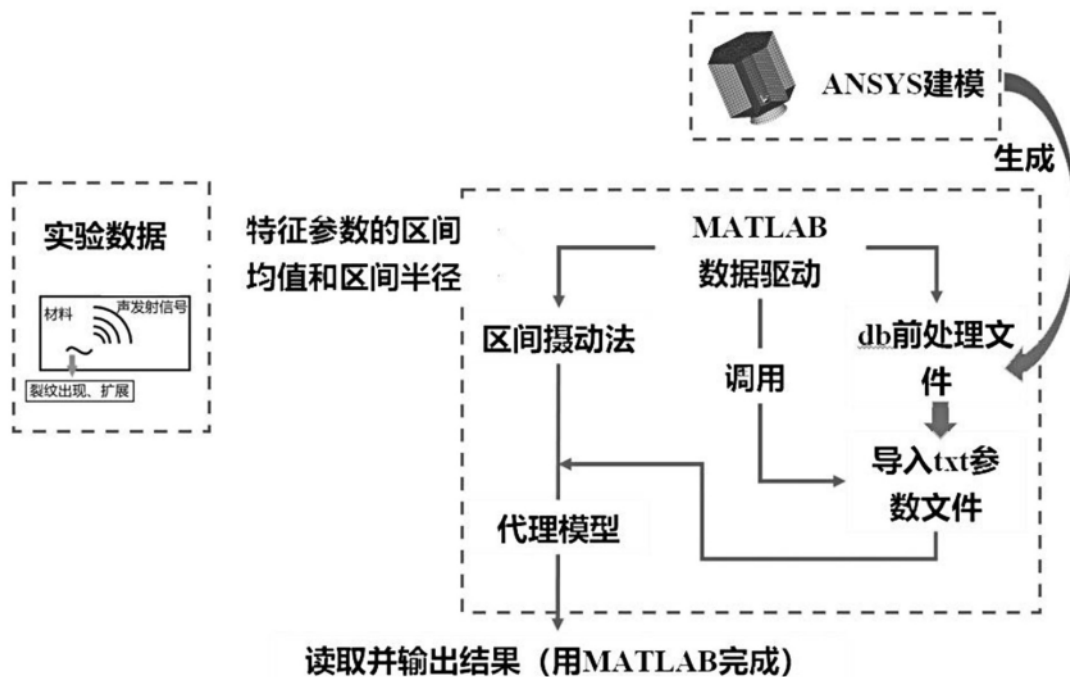


图5

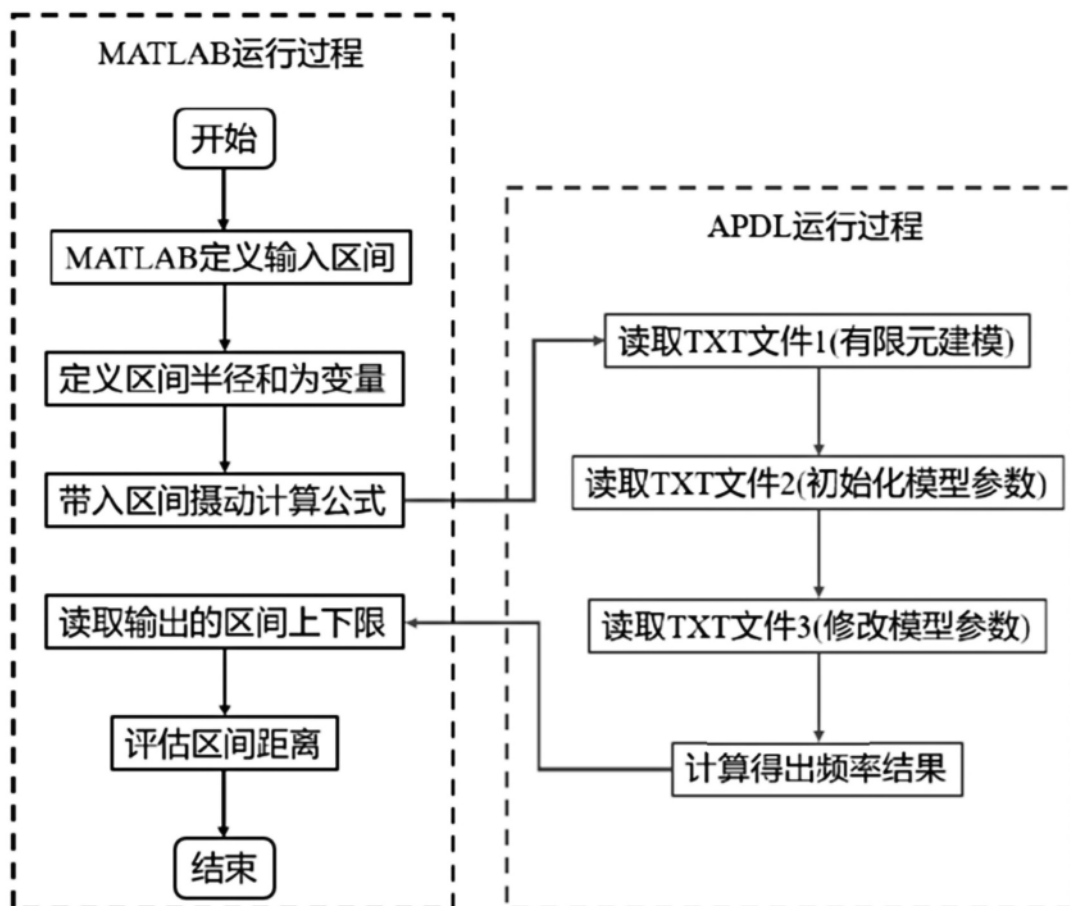


图6

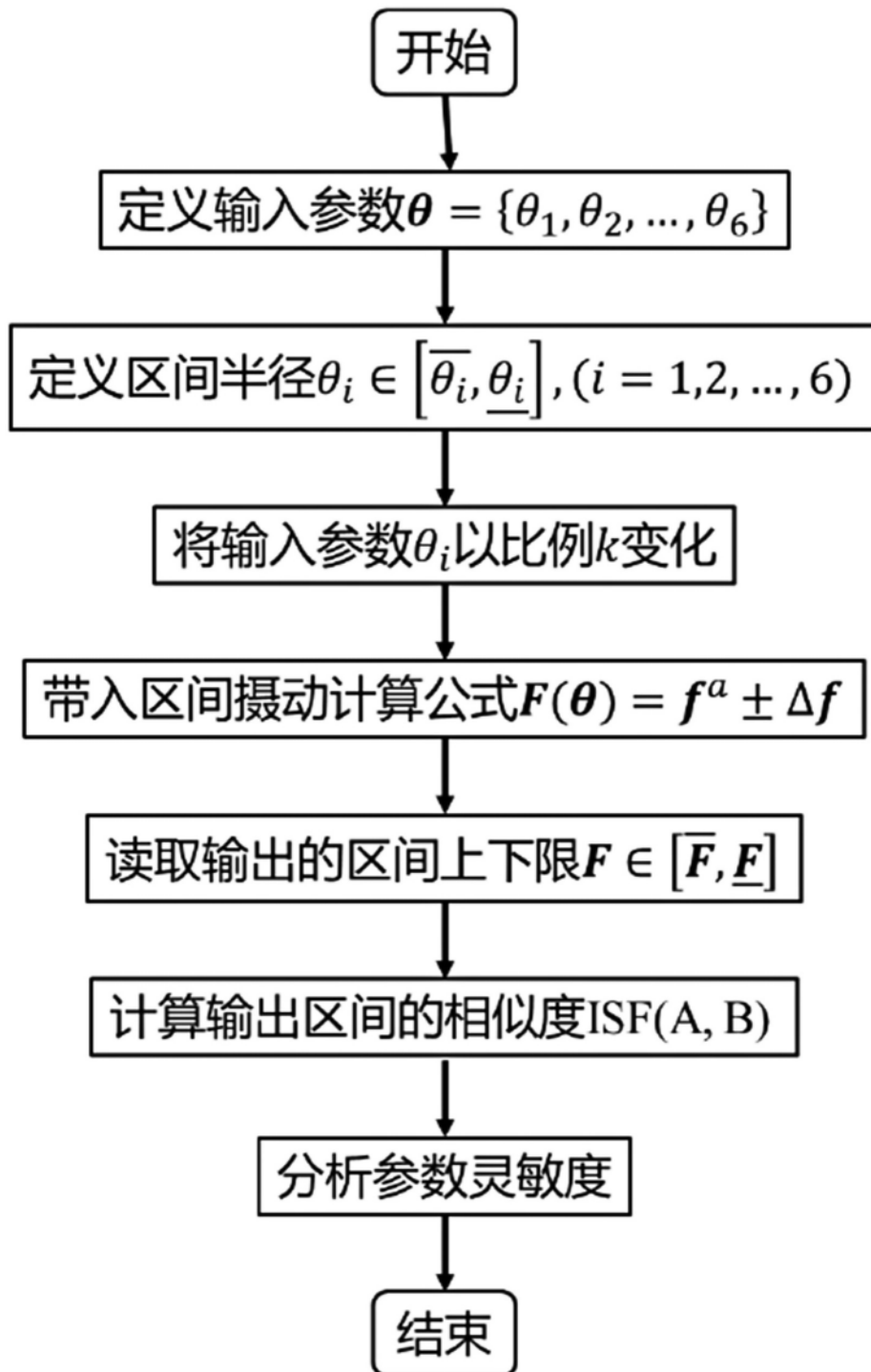


图7