



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107976908 B

(45)授权公告日 2020.06.05

(21)申请号 201711277139.0

(22)申请日 2017.12.06

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 107976908 A

(43)申请公布日 2018.05.01

(73)专利权人 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 张陈安 刘文 王晓朋 雷麦芳
王发民

(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.
G05B 13/04(2006.01)

(56)对比文件

CN 105843073 A,2016.08.10,
WO 2009000734 A3,2009.02.19,
CN 103587718 A,2014.02.19,
陈洋 等.柔性翼飞行器刚柔耦合动态特性
研究.《北京理工大学学报》.2017,
韩汉桥 等.一种高空高超声速非定常气动
力近似模型.《力学学报》.2013,

审查员 袁静

权利要求书2页 说明书7页 附图2页

(54)发明名称

一种飞行器耦合动稳定性特征分析方法

(57)摘要

本发明提供了一种飞行器耦合动稳定性特征分析方法,通过将非定常气动力降阶模型与刚体动力学方程在状态空间耦合求解特征矩阵特征根的方法进行动稳定性特征预测,可以高效准确的获取飞行器的耦合动稳定性特征。可用于对航空航天飞行器,特别是非轴对称复杂布局飞行器的多通道耦合动稳定性特性的计算分析。能够在保证预测精度的同时大幅减少计算代价,从而易于开展飞行器动稳定性特性的定性、定量研究,获得对飞行器设计有指导意义的设计方向。



1. 一种飞行器耦合动稳定性特征分析方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤100,给定“3211”输入信号,通过CFD求得气动力输入输出信号;

步骤200,通过输入输出信号辨识非定常气动力降阶模型;

步骤300,将离散空间的非定常气动力模型转化为连续空间的状态空间形式;

步骤400,将刚体动力方程转化为连续空间的状态方程;

步骤500,结合非定常气动力降阶模型与刚体动力方程,获得耦合动稳定性分析模型;

步骤600,求解特征矩阵特征根,根据结果即可分析出当前飞行器耦合动稳定性特征;

所述步骤200中的非定常气动力降阶模型结构为:

$$y(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i y(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i u(k-i) \quad (1)$$

式中 $y(k)$ 表示第 k 时间步的广义气动力矢量, $u(k-i)$ 表示第 $k-i$ 个时间步的广义位移输入矢量; A_i 和 B_i 为待辨识的系数矩阵; na 和 nb 分别为输出和输入的延迟阶数,表征气动力的非定常效应;

当 $na=0$ 且 $nb=1$ 时,所述非定常气动力降阶模型结构本质上是一种定常模型;当 $na=0$ 且 $nb>1$ 时,所述非定常气动力降阶模型结构本质上是一种准定常模型;当 $na>0$ 且 $nb>1$ 时,所述非定常气动力降阶模型结构本质上是一种非定常模型;

所述非定常气动力降阶模型结构为(1)式中第 k 个时间步的响应看作是离第 k 时间步最近的前 na 个输出和 nb 个输入的线性组合;

所述步骤200中得到的非定常气动力模型在与刚体运动方程耦合前先转化为状态空间形式,转化过程如下:

令模态位移 $\xi=u$,模态气动力系数 $f_a=y$,定义如下状态向量:

$$x_a(k) = [f_a(k-1), \dots, f_a(k-na), \xi(k-1), \dots, \xi(k-nb+1)]^T \quad (2)$$

则式(1)可以写为:

$$\left. \begin{aligned} x_a(k+1) &= \tilde{A}_a x_a(k) + \tilde{B}_a \xi(k) \\ f_a(k) &= \tilde{C}_a x_a(k) + \tilde{D}_a \xi(k) + f_{a0} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中:

$$\tilde{A}_a = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & \dots & A_{na-1} & A_{na} & B_1 & B_2 & \dots & B_{nb-2} & B_{nb-1} \\ I & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & I & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ \vdots & 0 & \dots & I & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & I & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & I & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & I & 0 \end{bmatrix},$$

$$\tilde{B}_a = [B_0 \ 0 \ \dots \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ \dots \ 0]^T,$$

$$\tilde{C}_a = [A_1 \ A_2 \ \cdots \ A_{na-1} \ A_{na} \ B_1 \ B_2 \ \cdots \ B_{nb-2} \ B_{nb-1}],$$

$$\tilde{D}_a = [B_0],$$

然后将 (3) 转化为 (4) 式的连续系统的状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_a(t) = A_a x_a(t) + B_a \xi(t) \\ f_a(t) = C_a x_a(t) + D_a \xi(t) \end{cases} \quad (4)$$

其中, α 为飞行攻角;

刚体动力方程的广义形式为:

$$M \ddot{\xi} = Q \quad (5)$$

其中, M 为广义质量矩阵, Q 为广义气动力矩阵, ξ 为广义模态位移矩阵;

定义状态变量 $x_s = [\xi_1 \ \xi_2 \ \dot{\xi}_1 \ \dot{\xi}_2]^T$, 则 (5) 式所示刚体动力学系统可变化为:

$$\begin{cases} \dot{x}_s = A_s x_s + B_s u_s \\ \xi = C_s x_s + D_s u_s \end{cases} \quad (6)$$

$$\text{式中, } \dot{x}_s = [\dot{\xi}_1 \ \dot{\xi}_2 \ \ddot{\xi}_1 \ \ddot{\xi}_2]^T, \quad \xi = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix}, \quad A_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} & I_{2 \times 2} \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}, \quad B_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} \\ M_{2 \times 2}^{-1} \end{bmatrix},$$

$$C_s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad D_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad u_s = q f_a = q \begin{bmatrix} f_{a1} \\ f_{a2} \end{bmatrix}, \quad q \text{ 表示自由来流动压;}$$

应用离散空间至连续空间转化方法, 可直接将 (6) 转化为 (7) 式的连续系统状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_s(t) = A_s x_s(t) + q B_s f_a(t) \\ \xi(t) = C_s x_s(t) + q D_s f_a(t) \end{cases} \quad (7);$$

将非定常气动力降阶模型在连续系统下的状态空间公式 (4), 与刚体动力方程在连续空间的状态方程公式 (7) 进行反馈连接后即可得到当前飞行器的耦合动稳定性分析模型, 模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_s(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{cases} = \begin{bmatrix} A_s + q \cdot B_s D_a C_s & q \cdot B_s C_a \\ B_a C_s & A_a \end{bmatrix} \cdot \begin{cases} x_s(t) \\ x_a(t) \end{cases} \quad (8)$$

对式 (8) 中的特征矩阵求特征根, 特征根实部表征系统阻尼, 虚部表征系统频率; 当所有特征根实部全部为负时, 该设计点的飞行器动稳定; 当出现正实部的特征根时, 该设计点的飞行器动不稳定; 通过获得每个设计点的飞行器的动稳定性特征后, 即可获得飞行器在整个飞行域内的动稳定性特征。

一种飞行器耦合动稳定性特征分析方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行力学领域,特别是涉及一种高超声速复杂布局飞行器的耦合动稳定性特征分析方法。

背景技术

[0002] 在航天工程中,对于轴对称钝头体布局飞行器,我国都是用静导数和动导数判断飞行器稳定性,在工程实践中没有出现动态耦合特性。而高超声速高升阻比复杂布局为了获得良好的升阻比表现,其气动布局呈现扁平、非轴对称特征,在飞行过程中会出现动态耦合现象,这一问题导致了2010年美国HTV-2高超声速滑翔飞行器的试飞失败。

[0003] 目前,研究飞行器耦合动态特性常用的一种方法是计算流体力学/刚体动力学(CFD/RBD)耦合数值求解,在求解过程中,主要的计算耗费来自于非定常CFD计算,在高超声速飞行条件下,需要使用大型计算机进行几个月的计算才能完成一个设计状态下的动稳定性评估,在飞行器设计过程中,还需要获得其在整个飞行包线内的动稳定性特性,对每个设计点进行CFD/RBD耦合是不切实际的。通过结合工程气动力模型和刚体动力学模型构建简化的飞行力学分析模型,可以大大降低计算量,但是在临近空间高超声速飞行时会出现强粘性干扰现象,使得目前绝大多数基于无粘假设的简化气动力模型精度较差。

发明内容

[0004] 本发明的目的是要提供一种可以高效准确的获取飞行器的耦合动稳定性特征的分析方法。

[0005] 特别地,本发明提供一种飞行器耦合动稳定性特征分析方法,包括如下步骤:

[0006] 步骤100,给定“3211”输入信号,通过CFD求得气动力输入输出信号;

[0007] 步骤200,通过输入输出信号辨识非定常气动力降阶模型;

[0008] 步骤300,将离散空间的非定常气动力模型转化为连续空间的状态空间形式;

[0009] 步骤400,将刚体动力方程转化为连续空间的状态方程;

[0010] 步骤500,结合非定常气动力降阶模型与刚体动力方程,获得耦合动稳定性分析模型;

[0011] 步骤600,求解特征矩阵特征根,根据结果即可分析出当前飞行器耦合动稳定性特征。

[0012] 在本发明的一个实施方式中,所述步骤200中的非定常气动力降阶模型结构为:

$$[0013] \quad y(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i y(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i u(k-i) \quad (1)$$

[0014] 式中 $y(k)$ 表示第 k 时间步的广义气动力矢量, $u(k-i)$ 表示第 $k-i$ 个时间步的广义位移输入矢量; A_i 和 B_i 为待辨识的系数矩阵; na 和 nb 分别为输出和输入的延迟阶数,表征气动力的非定常效应。

[0015] 在本发明的一个实施方式中,当 $na=0$ 且 $nb=1$ 时,所述非定常气动力降阶模型结

构本质上是一种定常模型；当 $n_a=0$ 且 $n_b>1$ 时，所述非定常气动力降阶模型结构本质上是一种准定常模型；当 $n_a>0$ 且 $n_b>1$ 时，所述非定常气动力降阶模型结构本质上是一种非定常模型。

[0016] 在本发明的一个实施方式中，所述非定常气动力降阶模型结构为(1)式中第 k 个时间步的响应看作是离第 k 时间步最近的前 n_a 个输出和 n_b 个输入的线性组合。

[0017] 在本发明的一个实施方式中，所述步骤200中得到的非定常气动力模型在与刚体运动方程耦合前先转化为状态空间形式，转化过程如下：

[0018] 令模态位移 $\xi=u$ ，模态气动力系数 $f_a=y$ ，定义如下状态向量：

[0019] $x_a(k)=[f_a(k-1), \dots, f_a(k-n_a), \xi(k-1), \dots, \xi(k-n_b+1)]^T$ (2)

[0020] 则式(1)可以写为：

$$[0021] \quad \left. \begin{aligned} x_a(k+1) &= \tilde{A}_a x_a(k) + \tilde{B}_a \xi(k) \\ f_a(k) &= \tilde{C}_a x_a(k) + \tilde{D}_a \xi(k) + f_{a0} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

[0022] 式中：

$$[0023] \quad \tilde{A}_a = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & \dots & A_{n_a-1} & A_{n_a} & B_1 & B_2 & \dots & B_{n_b-2} & B_{n_b-1} \\ I & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & I & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ \vdots & 0 & \dots & I & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & I & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & I & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & I & 0 \end{bmatrix},$$

$$[0024] \quad \tilde{B}_a = [B_0 \ 0 \ \dots \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ \dots \ 0]^T,$$

$$[0025] \quad \tilde{C}_a = [A_1 \ A_2 \ \dots \ A_{n_a-1} \ A_{n_a} \ B_1 \ B_2 \ \dots \ B_{n_b-2} \ B_{n_b-1}],$$

$$[0026] \quad \tilde{D}_a = [B_0],$$

[0027] 然后将(3)转化为(4)式的连续系统的状态空间形式：

$$[0028] \quad \left. \begin{aligned} \dot{x}_a(t) &= A_a x_a(t) + B_a \xi(t) \\ f_a(t) &= C_a x_a(t) + D_a \xi(t) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

[0029] 其中， α 为飞行攻角。

[0030] 在本发明的一个实施方式中，刚体动力方程的广义形式为：

$$[0031] \quad M \ddot{\xi} = Q \quad (5)$$

[0032] 其中， M 为广义质量矩阵， Q 为广义气动力矩阵， ξ 为广义模态位移矩阵；

[0033] 以两自由度耦合为例(如滚转/偏航耦合)，定义状态变量 $x_s = [\xi_1 \ \xi_2 \ \dot{\xi}_1 \ \dot{\xi}_2]^T$ ，则(5)

式所示刚体动力学系统可变化为:

$$[0034] \quad \left. \begin{aligned} \dot{x}_s &= A_s x_s + B_s u_s \\ \xi &= C_s x_s + D_s u_s \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$[0035] \quad \text{式中, } \dot{x}_s = [\dot{\xi}_1 \quad \dot{\xi}_2 \quad \ddot{\xi}_1 \quad \ddot{\xi}_2]^T, \quad \xi = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix}, \quad A_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} & I_{2 \times 2} \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}, \quad B_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} \\ M_{2 \times 2}^{-1} \end{bmatrix},$$

$$C_s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad D_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad u_s = q f_a = q \begin{bmatrix} f_{a1} \\ f_{a2} \end{bmatrix}, \quad q \text{ 表示自由来流动压。}$$

[0036] 应用离散空间至连续空间转化方法,可直接将(6)转化为(7)式的连续系统状态空间形式:

$$[0037] \quad \left. \begin{aligned} \dot{x}_s(t) &= A_s x_s(t) + q B_s f_a(t) \\ \xi(t) &= C_s x_s(t) + q D_s f_a(t) \end{aligned} \right\} \quad (7)。$$

[0038] 在本发明的一个实施方式中,将非定常气动力降阶模型在连续系统下的状态空间公式(4),与刚体动力方程在连续空间的状态方程公式(7)进行反馈连接后即可得到当前飞行器的耦合动稳定性分析模型,模型如下:

$$[0039] \quad \begin{Bmatrix} \dot{x}_s(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_s + q \cdot B_s D_a C_s & q \cdot B_s C_a \\ B_a C_s & A_a \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} x_s(t) \\ x_a(t) \end{Bmatrix} \quad (8)$$

[0040] 对式(8)中的特征矩阵求特征根,特征根实部表征系统阻尼,虚部表征系统频率;当所有特征根实部全部为负时,该设计点的飞行器动稳定;当出现正实部的特征根时,该设计点的飞行器动不稳定;通过获得每个设计点的飞行器的动稳定性特征后,即可获得飞行器在整个飞行域内的动稳定性特征。

[0041] 本发明针对飞行器多通道耦合动稳定性分析问题,提出一种将非定常气动力降阶模型与刚体动力学方程在状态空间耦合求解特征矩阵特征根的方法进行动稳定性特征预测,能够在保证预测精度的同时大幅减少计算代价,从而易于开展飞行器动稳定性特性的定性、定量研究,获得对飞行器设计有指导意义的设计方向。

附图说明

[0042] 图1是本发明一个实施方式的分析方法流程示意图;

[0043] 图2是本发明一个实施方式的位移信号示意图;

[0044] 图3是本发明一个实施方式的示例乘波体;

[0045] 图4是本发明一个实施方式中两自由度滚转偏航耦合强迫振荡运动的非定常气动力系数。

具体实施方式

[0046] 如图1所示,本发明一个实施例的飞行器耦合动稳定性特征分析方法一般性地包括如下步骤:

[0047] 步骤100,给定“3211”输入信号,通过CFD求得气动力输入输出信号;

[0048] 首先通过非定常CFD计算,求解飞行器满足一定频率特性的刚体运动下的非定常气动力。通常“3211”信号即可满足频率特性要求。例如,要预测飞行器的滚转/偏航耦合动稳定性特性,则通过CFD求解飞行器同时进行滚转/偏航耦合运动过程的气动力和力矩。输入信号采用图2所示的“3211”信号,图中“x1”表示滚转角位移,“x2”表示偏航角位移,计算获得的气动力和力矩即为输出。

[0049] 步骤200,通过输入输出信号辨识非定常气动力降阶模型;

[0050] 将输入输出信号代入下式以确定非定常气动力降阶模型的具体表达式:

$$[0051] \quad y(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i y(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i u(k-i) \quad (1)$$

[0052] 其中 $y(k)$ 表示第 k 时间步的广义气动力矢量, $u(k-i)$ 表示第 $k-i$ 个时间步的广义位移输入矢量; A_i 和 B_i 为待辨识的系数矩阵; na 和 nb 分别为输出和输入的延迟阶数,表征气动力的非定常效应。

[0053] 采样最小二乘辨识求解待定系数矩阵 A_i 和 B_i 就获得了所需要的非定常气动力模型,根据经验, na 和 nb 一般取3~5即可满足精度要求。

[0054] 步骤300,将离散空间的非定常气动力模型转化为连续空间的状态空间形式;转化过程如下:

[0055] 令模态位移 $\xi = u$,模态气动力系数 $f_a = y$,定义如下状态向量:

$$[0056] \quad x_a(k) = [f_a(k-1), \dots, f_a(k-na), \xi(k-1), \dots, \xi(k-nb+1)]^T \quad (2)$$

[0057] 则式(1)可以写为:

$$[0058] \quad \left. \begin{aligned} x_a(k+1) &= \tilde{A}_a x_a(k) + \tilde{B}_a \xi(k) \\ f_a(k) &= \tilde{C}_a x_a(k) + \tilde{D}_a \xi(k) + f_{a0} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

[0059] 式中:

$$[0060] \quad \tilde{A}_a = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & \dots & A_{na-1} & A_{na} & B_1 & B_2 & \dots & B_{nb-2} & B_{nb-1} \\ I & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & I & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ \vdots & 0 & \dots & I & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & I & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & I & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & I & 0 \end{bmatrix},$$

$$[0061] \quad \tilde{B}_a = [B_0 \ 0 \ \dots \ 0 \ I \ 0 \ 0 \ \dots \ 0]^T,$$

$$[0062] \quad \tilde{C}_a = [A_1 \ A_2 \ \dots \ A_{na-1} \ A_{na} \ B_1 \ B_2 \ \dots \ B_{nb-2} \ B_{nb-1}],$$

$$[0063] \quad \tilde{D}_a = [B_0],$$

[0064] f_{a0} 为静态气动力系数,由于静态气动力不影响飞行器的动稳定性,在动稳定性分析中可以忽略;

[0065] 应用离散空间至连续空间转化方法,可直接将(3)转化为(4)式的连续系统状态空间形式:

$$[0066] \quad \begin{cases} \dot{x}_a(t) = A_a x_a(t) + B_a \xi(t) \\ f_a(t) = C_a x_a(t) + D_a \xi(t) \end{cases} \quad (4)$$

[0067] 步骤400,将刚体动力方程转化为连续空间下的状态方程,转化过程如下:

[0068] 刚体动力方程的广义形式为:

$$[0069] \quad M \ddot{\xi} = Q \quad (5)$$

[0070] 其中,M为广义质量矩阵,Q为广义气动力矩阵, ξ 为广义模态位移矩阵;

[0071] 以两自由度耦合为例(如滚转/偏航耦合),定义状态变量 $x_s = [\xi_1 \ \xi_2 \ \dot{\xi}_1 \ \dot{\xi}_2]^T$,则(5)式所示刚体动力学系统可变化为:

$$[0072] \quad \begin{cases} \dot{x}_s = A_s x_s + B_s u_s \\ \xi = C_s x_s + D_s u_s \end{cases} \quad (6)$$

[0073] 式中, $\dot{x}_s = [\dot{\xi}_1 \ \dot{\xi}_2 \ \ddot{\xi}_1 \ \ddot{\xi}_2]^T$, $\xi = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix}$, $A_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} & I_{2 \times 2} \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}$, $B_s = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} \\ M_{2 \times 2}^{-1} \end{bmatrix}$,

$C_s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $D_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $u_s = q f_a = q \begin{bmatrix} f_{a1} \\ f_{a2} \end{bmatrix}$, q 表示自由来流动压。

[0074] 应用离散空间至连续空间转化方法,可直接将(6)转化为(7)式的连续系统状态空间形式:

$$[0075] \quad \begin{cases} \dot{x}_s(t) = A_s x_s(t) + q B_s f_a(t) \\ \xi(t) = C_s x_s(t) + q D_s f_a(t) \end{cases} \quad (7)$$

[0076] 步骤500,结合非定常气动力降阶模型与刚体动力方程,获得耦合动稳定性分析模型;

[0077] 将非定常气动力降阶模型在连续系统下的状态空间公式(4),与刚体动力方程在连续空间的状态方程公式(7)进行反馈连接后即可得到当前飞行器的耦合动稳定性分析模型,模型如下:

$$[0078] \quad \begin{cases} \dot{x}_s(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{cases} = \begin{bmatrix} A_s + q \cdot B_s D_a C_s & q \cdot B_s C_a \\ B_a C_s & A_a \end{bmatrix} \cdot \begin{cases} x_s(t) \\ x_a(t) \end{cases} \quad (8)$$

[0079] 步骤600,求解特征矩阵特征根,根据结果即可分析出当前飞行器耦合动稳定性特征。

[0080] 对式(8)中的特征矩阵 $\begin{bmatrix} A_s + q \cdot B_s D_a C_s & q \cdot B_s C_a \\ B_a C_s & A_a \end{bmatrix}$ 求特征根,特征根实部表征系统

阻尼,虚部表征系统频率。

[0081] 当所有特征根实部全部为负时,该设计点的飞行器动稳定;当出现正实部的特征

根时,该设计点的飞行器动不稳定;通过获得每个设计点的飞行器的动稳定性特征后,即可获得飞行器在整个飞行域内的动稳定性特征。

[0082] 示例性实施例:

[0083] 利用上述飞行器耦合动稳定性特征分析方法,研究如图3所示的乘波体飞行器在飞行马赫数 $Ma=15$,飞行高度 $H=50\text{km}$,飞行攻角 $\alpha=0\text{deg}$ 工况下的横航向耦合动稳定特性。

[0084] 首先,以图2所示的“3211”位移信号为输入信号,代入CFD求解中求得与输入信号相对应的气动力输出,包括滚转力矩系数和偏航力矩系数。

[0085] 然后,将输入信号和输出信号代入式(1),通过最小二乘辨识求得系数矩阵 A_i 和 B_i ,即可确定非定常气动力降阶模型。通过两自由度滚转偏航耦合强迫振荡运动来验证非定常气动力模型的精度,对比结果如图4所示,(a)为滚转力矩系统,(b)为偏航力矩系数,非定常气动力模型结果与CFD结果吻合良好,构建的非定常气动力模型具有较高精度。

[0086] 最后,通过步骤300~600的实施,即可求得式(8)中特征矩阵的特征根。特征根为 $0.3595, -0.3783$ 和 $-0.0014 \pm 2.1867i$ 。

[0087] 在求得特征根的同时还可求得其对应的特征矢量,根据特征矢量即可分析各个模态参数随时间历程的变化快慢。

[0088] 负实根所对应的模态为滚转收敛模态,在求得特征根根据特征矢量,该模态各参数之比:

$$[0089] \quad \phi:\psi:\dot{\phi}:\dot{\psi} = (-260):(-2.6):98:1$$

[0090] 其中 ϕ 为飞行器滚转角, ψ 为飞行器偏航角, $\dot{\phi}$ 为飞行器滚转角速度, $\dot{\psi}$ 为飞行器偏航角速度。可见,偏航角相对于滚转角以及偏航角速度相对于滚转角速度受该模态的影响都明显小。该模态衰减较快,只显著存在于扰动的最初阶段。

[0091] 正实根所对应的模态为滚转发散模态,根据特征矢量,该模态各参数之比:

$$[0092] \quad \phi:\psi:\dot{\phi}:\dot{\psi} = 277:2.8:100:1$$

[0093] 从该比值可以看出,其状态变量比值形式与滚转收敛模态极为相似,该模态下偏航角、偏航角速度的变化很小,而滚转角、滚转角速度的变化则很大,与传统的正实根所对应的螺旋发散模态有着明显不同,因而我们称此模态为滚转发散模态。在该模态影响下,滚转角发散速度较快,而偏航角只是很缓慢地发散。

[0094] 一对实部为负的共轭复根所对应的模态为收敛的荷兰滚模态,相应其虚部为正的实部,其模态特征结构为:

$$[0095] \quad \begin{aligned} \phi:\psi:\dot{\phi}:\dot{\psi} &= (-0.0083 + 1.1830i):(-0.0002 - 0.4573i):(-2.5867 - 0.0197i):1 \\ &= 1.18e^{90.4^\circ i}:0.46e^{-90.03^\circ i}:2.59e^{-179.56^\circ i}:1 \end{aligned}$$

[0096] 可见,滚转角相对于偏航角以及滚转角速度相对于偏航角速度受该模态的影响要大一些,但其变化差异已经不如滚转模态明显。在该模态影响下,滚转角和偏航角在受扰初期会出现振荡现象,随着时间推移会慢慢收敛,其中滚转角的收敛速度要比偏航角的收敛速度快。

[0097] 上述实施例即展现了通过本专利提出的飞行器耦合动稳定性特征分析方法来分析飞行器耦合动稳定特性的整个过程。

[0098] 至此,本领域技术人员应认识到,虽然本文已详尽示出和描述了本发明的示例性实施例,但是,在不脱离本发明精神和范围的情况下,仍可根据本发明公开的内容直接确定或推导出符合本发明原理的许多其他变型或修改。因此,本发明的范围应被理解和认定为覆盖了所有这些其他变型或修改。

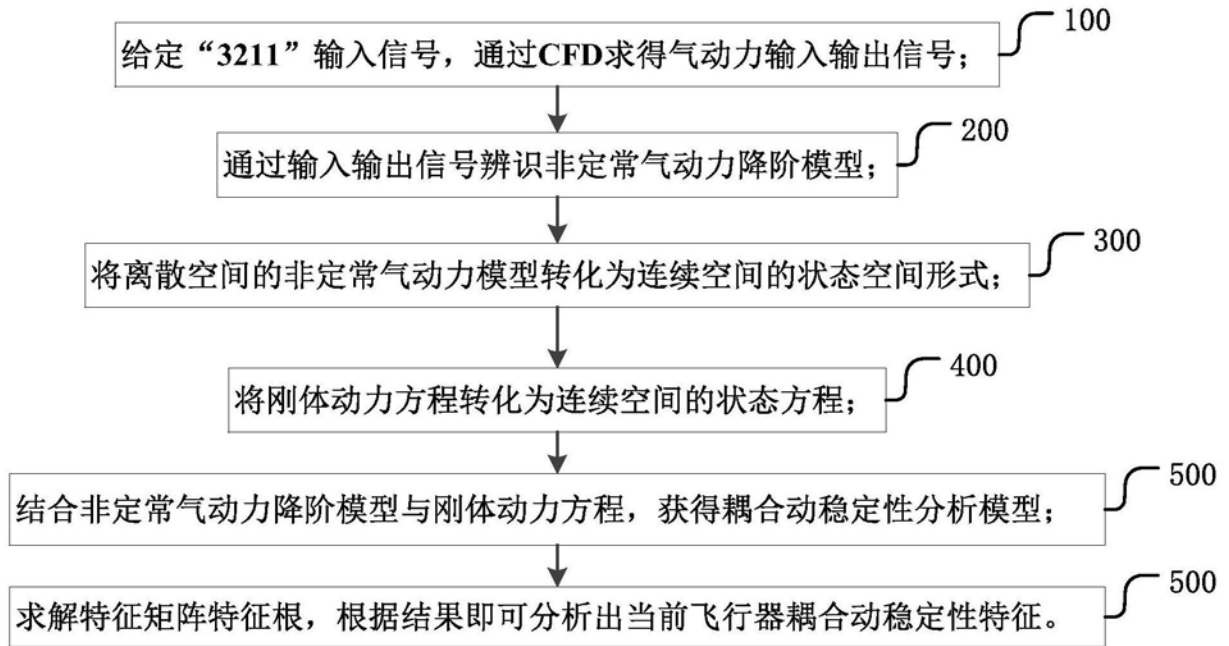


图1

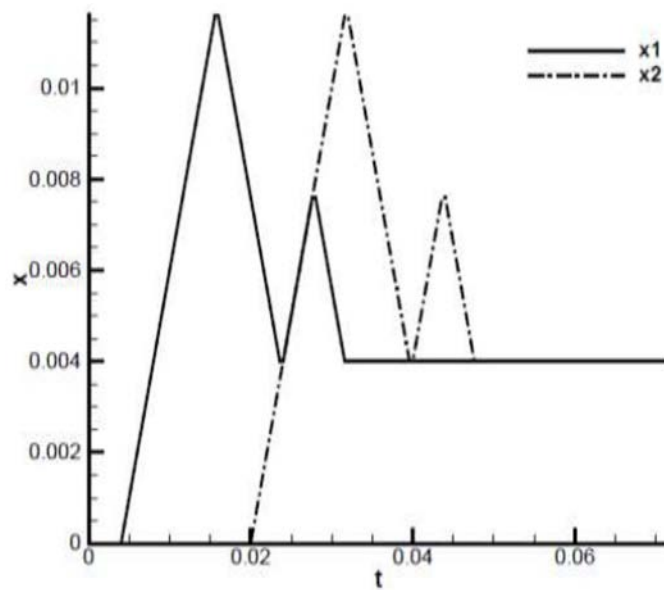


图2

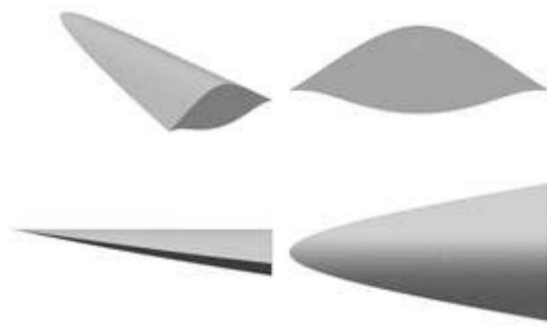


图3

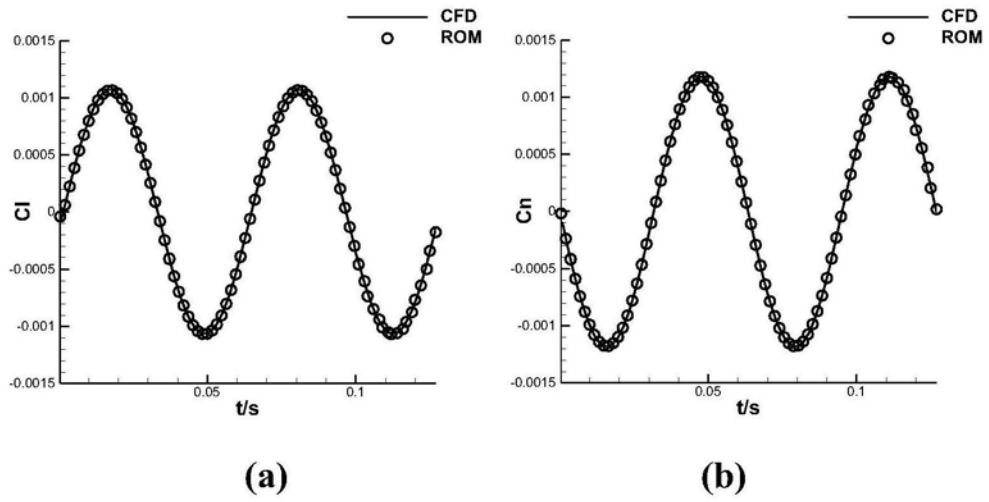


图4