考虑舵机动力学的舵系统颤振特性分析

张新替 吴志刚 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 飞行器舵面的颤振特性与舵机动态特性有很大关系. 提出了 2 种考虑舵机复刚度颤振分析的工程分析方法,第 1 种方法思想是对舵面和舵机的耦合系统(下文称舵系统)模型在各种来流速度下进行状态矩阵的稳定性判断,称为时域方法;第 2 种方法是将舵机复刚度特性包含在频域颤振方程中,使用改进的 *V-g* 法求解该方程得到舵系统颤振特性,称为频域方法. 通过对舵系统模型算例的数值计算验证了方法的可行性;发现传统的按扭转频率进行舵机刚度等效的舵面颤振工程计算方法的结果相对于该方法有较大差别. 说明当舵机动力学特性较差时,在舵面颤振分析中考虑舵机复刚度特性是很有必要的.

关 键 词: 颤振; 舵面; 舵机; 复刚度

中图分类号: V 215.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)08-0927-06

Flutter analysis for rudder considering actuator's dynamics

Zhang Xintan Wu Zhigang Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Missile rudder's flutter characteristics are influenced by the actuator's impedance. Two new methods which can analyze the rudder's flutter stabilities were used respectively in time domain and frequency domain. Stability judgement of the state matrix was required in the time domain method. Actuator's impedance characteristics had to be included by the flutter equation which can only be solved by the improved *k* method when the frequency domain method was used. The two methods' validity was checked by numerical calculation of a rudder model with an actuator. Traditional way of predicting flutter boundary was also used to analyze the rudder, and the flutter velocity/frequency were different from the new methods' results. It indicates that considering actuator's dynamic characteristics while doing a rudder's flutter analysis is very important.

Key words: flutter; rudder; actuator; impedance

气动弹性问题是现代飞行器设计中的重要问题,其中的颤振分析工作早已成为结构设计的重要方面. 目前导弹舵面的常规颤振分析方法已经较为成熟. 在大多数情况下,导弹的颤振危险形式是由舵面的弯扭耦合引起的,而根据弹体弯曲频率与舵面弯扭频率之间的关系,弹体的弯曲模态会或多或少地参与到颤振中来[1].

经典的导弹颤振分析是将舵机的作用等效成扭转弹簧进行计算. 而实际上由于舵机及其传动系统的存在,总会出现一些非线性以及舵机本身的动态特性等影响因素,这些是经典颤振分析没有考虑到的. 对于带有结构非线性的全动舵面颤振分析方法,文献[2]作了较为详细的介绍.

导弹舵机的动力学特性与不同的舵机类型有关,其种类主要包括电动、气动和液压 3 种,文献[3]中对这 3 种舵机的动力学模型作了分析和比较,找出了影响各种舵机快速性的不同因素. 另外对于舵机系统的动态特性,文献[4-5]进行了分析仿真以及试验研究.

实践表明:舵机系统的动态特性对飞行器颤振特性有很大影响. 在国际上,对于考虑舵机动态特性的气动弹性颤振特性分析正处于理论建模计

收稿日期: 2010-04-19

作者简介: 张新替(1984 -),男,陕西西安人,博士生,xintanzhang@ yahoo. com. cn.

算和地面振动试验阶段. 文献[6]进行了基于舵机系统复刚度特性的舵面颤振特性分析,指出复刚度的幅值和相位角是影响颤振边界的重要因素. 目前在国内关于结合舵机动力学特性的导弹颤振分析的研究工作还很少.

本文的目的是在舵面颤振分析模型中加入舵机动力学模型的描述,并寻找一种考虑舵系统动态特性的舵面气动弹性颤振问题的求解方法,研究舵机动力学对舵系统颤振特性的影响.

1 舵系统动态复刚度问题

当舵机指令给定,舵面保持在指令位置处,受到扰动时,舵机提供回复力矩使其回到指令位置. 此时舵机对舵面起到了类似于扭转弹簧的作用,但不同之处在于扭转弹簧的刚度为一个固定值 K,而对于舵机,经研究表明,由于内部动态特性的影响,其回复力矩相对于扰动有一定的延迟,并且其大小随着扰动频率的变化而变化.

将舵机系统作为研究对象以舵机输出轴处的转角为输入,舵机回复力矩为输出,可以得到如下表达式:

$$K = \frac{F}{\theta} = \frac{F_0}{\theta_0}\mathrm{e}^{\mathrm{i}\varphi_k} = k_{\mathrm{A}}\mathrm{e}^{\mathrm{i}\varphi k} \tag{1}$$

其中,$F = F_0\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$ 为向舵机施加的简谐力矩;$\theta = \theta_0\mathrm{e}^{\mathrm{i}(\omega t-\varphi_k)}$ 为舵机转角. 舵机复刚度可以用随着输入频率变化的幅相曲线[6]表示. 在频域表达式中,舵机提供给舵面的刚度是复数,并且该复数值与频率有关. 对于液压舵机系统复刚度的详细定义与表达,可参考文献[7].

2 考虑舵机复刚度颤振分析方法

对于导弹全动舵面带舵机的颤振特性研究,可以从时域和频域两方面入手,二者互相验证.

2.1 研究对象的描述

飞行器的舵系统通常由舵面结构、舵机、传动机构等组成,如图 1 所示.

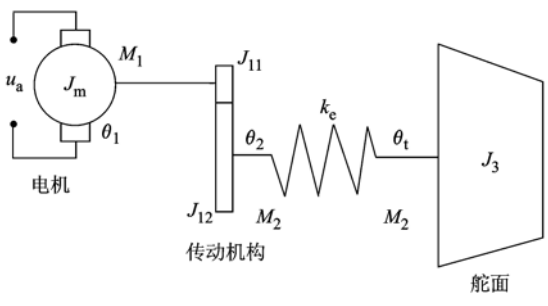


图 1 舵系统模型

本文研究的舵机为直流伺服电动舵机;减速传动机构简化为一级减速齿轮和一个扭转弹簧;舵面结构以导弹全动舵面为研究对象,该舵面由舵机系统提供扭转刚度.

2.1.1 舵机模型

对舵机系统模型进行分析可得到如下平衡方程:

电机绕组电压方程[8]

$$iR + L\frac{\mathrm{d}i}{\mathrm{d}t} = u_{\mathrm{a}} - C_{\mathrm{e}}\dot{\theta}_1 - k_{\mathrm{i}}i - k_{\mathrm{a}}\theta_1 \tag{2}$$

电机电流力矩方程

$$T_{\mathrm{m}} = ik_{\mathrm{m}} \tag{3}$$

电机转子动力学方程

$$J_{\mathrm{m}}\ddot{\theta}_1 = T_{\mathrm{m}} - b_{\mathrm{m}}\dot{\theta}_1 - M_1 \tag{4}$$

减速传动机构动力学平衡方程组

$$\left.\begin{aligned} M_1 - J_{11}\ddot{\theta}_1 &= F_1 r_1 \\ n_1 F_1 r_1 + M_2 &= J_{12}\ddot{\theta}_2 \\ M_2 &= -k_{\mathrm{e}}(\theta_2 - \theta_{\mathrm{t}}) \\ \theta_2 &= \frac{1}{n_1}\theta_1 \end{aligned}\right\} \tag{5}$$

其中,θ_1 为电机输出转角;M_1 为电机输出力矩;i 为电机电流;u_{a} 为控制电压($u_{\mathrm{a}}=0$);T_{m} 为电机产生的力矩;R 为电机电阻;L 为电机电感;C_{e} 为感应电动势系数;k_{i} 为电流环反馈系数;k_{a} 为位置反馈系数;k_{m} 为力矩系数;J_{m} 为转子惯量;b_{m} 为电机的粘性阻尼系数;M_2 和 θ_{t} 分别为舵机系统对于舵面的输出力矩和转角;k_{e} 为减速器与舵面之间的扭转弹簧刚度,用于模拟减速传动系统刚度;F_1 为直齿轮间法向力;r_1 为高速齿轮半径. 联立式(2)~式(5)可以得到反映带减速传动机构舵机系统的动力学模型.

2.1.2 舵系统模型

对于带有舵机的舵面系统,因为舵机复刚度的存在使得舵面在不同的刚度下固有模态振型会发生变化,所以固有模态的振型并不方便描述此类动力学系统. 而使用分支模态法可以有效描述其运动[9]. 分别取刚化舵面扑动和旋转运动为扑动分支和旋转分支;将舵面根部固定,其所有的弹性模态为另一个分支. 根据分支模态的理论,弹性舵面的振动可以由这 3 个分支完备地表出. 使用各自分支的模态坐标可以将舵面结构运动方程写为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{q} = f(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}},\ddot{\boldsymbol{q}}) \tag{6}$$

其中,$\boldsymbol{q}$ 为假设模态坐标向量,如式(7)所示;$f(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}},\ddot{\boldsymbol{q}})$ 为气动力向量;$\boldsymbol{M} = \boldsymbol{\phi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_0\boldsymbol{\phi}$ 为广义模态质

量阵,$\boldsymbol{\phi}$ 为舵面结构模态矩阵,$\boldsymbol{M}_0$ 为结构原始质量阵;$\boldsymbol{K}$ 为广义模态刚度阵,根据惯性耦合法[10]的理论,这样取分支模态坐标可以使动力学平衡方程中的舵机刚度以及舵面结构其他部分刚度解耦. 故广义刚度阵 $\boldsymbol{K}$ 为对角阵,以便对随频率变化的扭转复刚度 k_{t} 单独进行研究.

$$\boldsymbol{q} = [\overbrace{x_1, x_2, \cdots, x_n}^{\text{分支1}}, \overbrace{\tilde{\theta}_{\mathrm{w}}}^{\text{分支2}}, \overbrace{\tilde{\theta}_{\mathrm{t}}}^{\text{分支3}}]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

其中,θ_{w} 为弯曲转角;θ_{t} 为扭转角;x_i 为根部固支条件的广义模态坐标.

对于上述舵面-舵机系统,在加入舵面非定常气动力后就可以对其进行气动弹性颤振稳定性的分析. 图 2 是舵面结构假设模态自由度与舵机系统、舵面质量、刚度、气动力之间的关系.

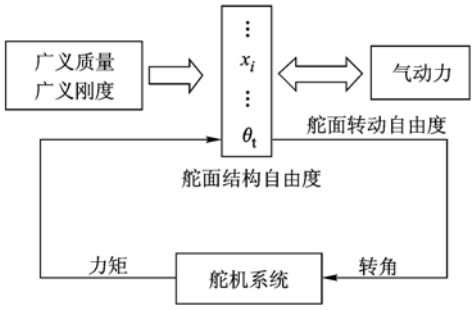


图 2　舵系统各自由度物理量的影响关系

2.2　带有舵机复刚度的舵系统颤振分析方法

2.2.1　时域方法

带有舵机动态特性的舵面颤振时域分析是基于舵面、舵机系统的动力学微分方程的稳定性分析. 在舵面气动力计算方面较为方便的做法是对基于模态的频域气动力计算结果使用气动力有理函数拟合[11]. 舵面的气动弹性动力学方程可写为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{q} = \frac{1}{2}\rho V^2 \boldsymbol{Q}\boldsymbol{q} \tag{8}$$

其中,$\boldsymbol{Q}$ 是一个包含 1 阶和 2 阶微分算子的气动力系数矩阵.

$$\boldsymbol{Q} = \boldsymbol{Q}_0 + \boldsymbol{Q}_1 \frac{b}{V}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} + \boldsymbol{Q}_2\left(\frac{b}{V}\right)^2 \frac{\mathrm{d}^2}{\mathrm{d}t^2} \tag{9}$$

其中,$\boldsymbol{Q}_0, \boldsymbol{Q}_1, \boldsymbol{Q}_2$ 可以通过气动力有理函数拟合得到.

为了进行模块化分析,将舵面结构、气动力模型写成状态空间模型 1,舵机模型写成状态空间模型 2. 另外将舵面系统刚度阵 $\boldsymbol{K}$ 化为 2 部分,以便于扭转方向的运动与舵机系统连接.

$$\boldsymbol{K} = \boldsymbol{K}_0 + \boldsymbol{K}_1 = \begin{bmatrix} k_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & k_{\mathrm{w}} & \\ & & & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & & & \\ & \ddots & & \\ & & 0 & \\ & & & k_{\mathrm{tt}} \end{bmatrix}$$

设舵面的状态变量为 $\boldsymbol{X}_1 = [\boldsymbol{q} \quad \dot{\boldsymbol{q}}]^{\mathrm{T}}$,则状态空间形式的舵面动力学方程为

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{X}}_1 &= \boldsymbol{A}_1\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{B}_1 u_1 \\ \boldsymbol{Y}_1 &= \boldsymbol{C}_1\boldsymbol{X}_1 \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

其中,$u_1 = M_2$;$\boldsymbol{Y}_1 = \theta_{\mathrm{t}}$;$\boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{B}_1, \boldsymbol{C}_1$ 分别是系统的状态矩阵、输入矩阵和输出矩阵.

$$\boldsymbol{A}_1 = \begin{bmatrix} -\bar{\boldsymbol{M}}_{\mathrm{s}}^{-1}\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{s}} & \frac{1}{2}\rho V^2 \bar{\boldsymbol{M}}_{\mathrm{s}}^{-1}\boldsymbol{Q}_0 - \bar{\boldsymbol{M}}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{K}_0 \\ \boldsymbol{I}_{(n+2)\times(n+2)} & \boldsymbol{0}_{(n+2)\times(n+2)} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_1 = \begin{bmatrix} -\bar{\boldsymbol{M}}_s^{-1} \\ \boldsymbol{0}_{(n+2)\times(n+2)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad \boldsymbol{C}_1 = [\overbrace{0 \quad \cdots \quad 0}^{2n+3} \quad 1]$$

其中,$\bar{\boldsymbol{M}}_{\mathrm{s}} = \boldsymbol{M} - \frac{1}{2}\rho b^2 \boldsymbol{Q}_2$,$\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{s}} = -\frac{1}{2}\rho V b \boldsymbol{Q}_1$.

对于舵机模型,设状态变量为

$$\boldsymbol{X}_2 = [\dot{\theta}_1, \theta_1, i]^{\mathrm{T}}$$

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{X}}_2 &= \boldsymbol{A}_2\boldsymbol{X}_2 + \boldsymbol{B}_2 u_2 \\ \boldsymbol{Y}_2 &= \boldsymbol{C}_2\boldsymbol{X}_2 + \boldsymbol{D}_2 u_2 \end{aligned}\right\} \tag{11}$$

其中,$u_2 = \theta_{\mathrm{t}}$;$\boldsymbol{Y}_2 = M_2$;$\boldsymbol{A}_2, \boldsymbol{B}_2, \boldsymbol{C}_2, \boldsymbol{D}_2$ 的表达形式参照文献[12]. 需要注意的是 $\boldsymbol{K}_1$ 中 k_{tt} 项表达的正是舵机刚度,但其具体值在舵面方程中并不出现,而是乘以扭转方向的状态变量后,以舵机力矩的形式作为方程式(10)的输入变量 u_1.

将舵面系统和舵机系统组合起来,舵机的输出作为舵面输入,舵面输出作为舵机输入(即 $u_1 = \boldsymbol{Y}_2, u_2 = \boldsymbol{Y}_1$),组合成为舵系统. 取状态变量为 $[\boldsymbol{X}_1, \boldsymbol{X}_2]^{\mathrm{T}}$,形成大系统状态空间模型,如式(12)所示. 当大气密度一定时,大系统状态矩阵只与流速有关,在各种流速下对该矩阵进行特征根稳定性分析即可得出舵系统颤振特性,这种方法又称为根轨迹法[7].

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} \boldsymbol{X}_1 \\ \boldsymbol{X}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_1 + \boldsymbol{B}_1\boldsymbol{D}_2\boldsymbol{C}_1 & \boldsymbol{B}_1\boldsymbol{C}_2 \\ \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{C}_1 & \boldsymbol{A}_2 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{X}_1 \\ \boldsymbol{X}_2 \end{bmatrix} \tag{12}$$

2.2.2　频域方法

从频域求解带有舵机的舵面颤振问题,首先需要得到舵机复刚度特性. 在舵机系统动力学模型已知的情况下,以不带舵面的舵机系统(舵机、减速器)转角为输入,减速器力矩为输出,系统的频响即为舵机复刚度数据. 在系统刚度阵中,舵机复刚度位于扭转模态位置,用 k_{t} 表示,如式(13)所示.

$$\boldsymbol{K}(\omega) = \begin{bmatrix} k_1 & & \\ & \ddots & \\ & & k_{\mathrm{t}} \end{bmatrix} \tag{13}$$

假设舵面处于简谐振动状态,设 $\boldsymbol{q}=\boldsymbol{q}e^{i\omega t}$ 代入舵面运动方程,化为

$$[-\omega^2\boldsymbol{M}+\boldsymbol{K}(\omega)]\boldsymbol{q}=\frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{A}\boldsymbol{q} \quad (14)$$

使用 *V-g* 法的思路求解舵面运动方程:

$$\boldsymbol{K}(\omega)\boldsymbol{q}=\lambda\left(\boldsymbol{M}+\frac{\rho c_0^2}{2k^2}\boldsymbol{A}\right)\boldsymbol{q} \quad (15)$$

其中,$\boldsymbol{A}$ 为气动力系数矩阵;ρ 为大气密度;c_0 为舵面半弦长;k 为颤振计算减缩频率[10]. 可看出,该方程的刚度阵 $\boldsymbol{K}(\omega)$ 与频率有关,减缩频率 k 也与频率有关,该特征值问题需要迭代求解或者使用其他方法进行求解.

在此提出一种复刚度颤振问题的求解思路:在可能发生颤振的频率附近取一系列频率点进行颤振求解,求出每个频率点对应复刚度下的颤振速度和颤振频率(每一步颤振方程采用 *V-g* 法求解[7]),画出计算频率-计算颤振频率曲线. 该曲线与 45°斜线相交得出实际颤振频率,则该频率下的颤振速度即为实际颤振速度. 计算流程如图 3 所示.

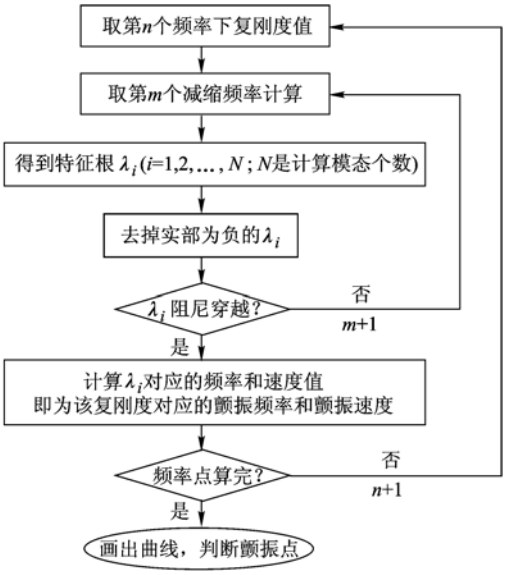


图 3 复刚度颤振计算流程图

2.3 算 例

本文以一个超音速导弹全动舵面简化模型为研究对象. 该模型为梯形舵面,质量 1.5 kg,舵轴根部位于舵面根弦 50% 弦长处,质心位于弦向 60% 弦长处,舵轴弯曲刚度用根部 1 个扭簧模拟,扭转方向的刚度则由舵机提供.

2.3.1 舵系统振动特性分析

对带有舵机的导弹舵面系统振动模态的测量是颤振分析的基础. 对该舵系统模型使用正弦扫频的激励方式,通过数值仿真可得出舵面各点及各广义坐标的振动频响曲线,如图 4 所示.

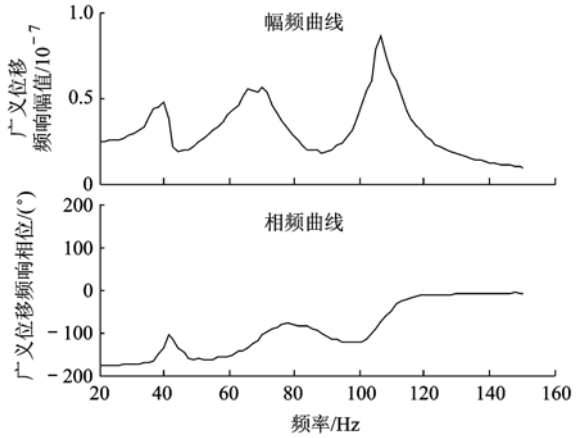


图 4 舵面广义位移频响曲线

从结果看出,在 40,70 和 106 Hz 处分别有 3 个模态. 从弯曲和扭转广义坐标输出可看出 40 Hz 处的是弯曲模态,70 Hz 和 106 Hz 处的是扭转模态. 在这里出现了 2 个扭转模态,这是带有舵机的舵面系统特有的现象. 舵机转子固有振动模态和舵面扭转振动模态均通过舵轴转动自由度体现出来,所以表现在舵面动力学特性上就是在扭转方向有 2 个模态.

2.3.2 舵系统颤振稳定性分析

分别使用频域方法和时域方法对该舵系统进行气动弹性颤振稳定性分析,舵面的频域气动力计算采用活塞理论,时域分析方法所使用的气动力可以通过有理函数拟合从已求得的频域气动力得出. 颤振计算结果如表 1 所示.

表 1 两种方法颤振计算结果对比

方法	颤振速度/(m·s⁻¹)	颤振频率/Hz
频域方法	999	54.7
时域方法	996	54.6

图 5、图 6 所示的是使用时域方法求得的系统各阶模态阻尼和频率随速度的变化趋势. 从图中可看出是弯曲模态和扭转模态耦合发生颤振.

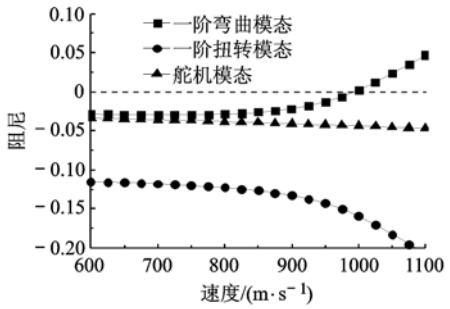


图 5 时域方法得到系统状态变量的 *V-g* 图

图 7 是使用频域方法在各个频率处计算所得的颤振频率随计算频率的变化趋势,该曲线与 45°斜线的交点就是实际的颤振频率点,从图 8 中找到该频率对应的颤振速度即为实际颤振速度.

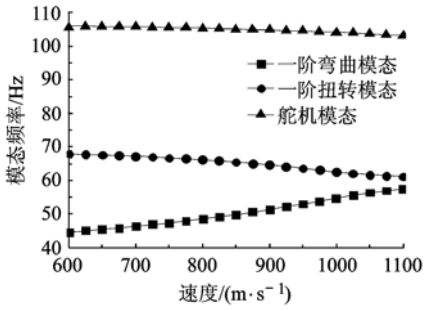


图 6　时域方法得到系统状态变量的 *V-f* 图

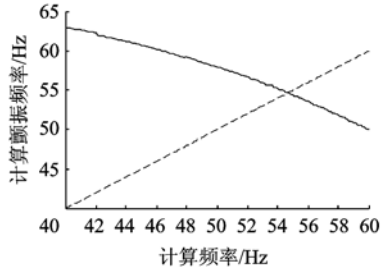


图 7　计算所得颤振频率随计算频率的变化趋势

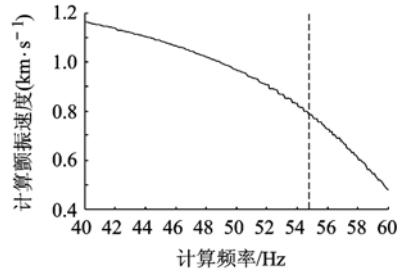


图 8　计算所得颤振速度随计算频率的变化趋势

2.3.3　与传统计算方法的对比

在工程中传统的舵面颤振分析工作通常是对安装有舵机系统的舵面进行地面振动试验测得扭转阶模态的峰值频率,根据模态频率调整计算模型根部扭转弹簧的刚度(即在舵面根部使用扭转弹簧来等效舵机刚度),然后使用该等效舵机刚度模型进行颤振分析.

正如舵系统振动特性分析所知:由于舵机的存在,通常在地面振动试验结果中会出现 2 个扭转模态,一个模态以舵面扭转为主,一个模态以舵机转子转动为主,这两阶扭转模态均会影响到舵系统颤振特性. 而用舵面根部扭转弹簧等效的方法相当于去掉了舵机这个影响颤振特性的重要自由度,所以会造成较大误差.

经计算研究表明,传统的颤振分析与考虑舵机复刚度颤振分析所得颤振速度的差别与颤振频率处舵机复刚度的相位角大小有很大关系. 表 2 中列出 4 种不同的舵机参数取值情况,在各自颤振频率处的舵机复刚度相位角状态下,使用传统颤振计算方法对舵系统颤振特性计算的相对误差(颤振速度的参考值取复刚度计算方法结果). 从表中可看出,在模型颤振频率处的舵机复刚度相位角越大,两种方法的计算结果差别就越大. 这时传统的舵机刚度等效的颤振计算方法已不适用.

表 2　不同复刚度相位角对应的颤振特性

复刚度相位角/(°)	颤振速度/(m·s⁻¹)		传统方法的相对计算误差/%
	传统方法	复刚度方法	
9.7	650	997	34.8
8.4	778	1055	26.3
7.2	952	1109	14.2
6.0	1075	1156	7.0

3　结　论

本文对带有舵机的导弹全动舵面建立了适用于颤振计算的动力学模型,并进行了计算分析工作,得到如下结论:

1) 通过对模型算例的计算分析验证了本文提出的 2 种考虑舵机动态特性的导弹全动舵面颤振计算方法的可行性.

2) 传统的舵面颤振计算方法与本文新方法的分析结果有明显差别. 原因是除了舵面弯曲和扭转模态,舵机也参与了耦合,而常规颤振分析方法无法考虑舵机的影响.

3) 在模型颤振频率处的舵机复刚度相位角对颤振特性有很大影响,这种影响随着复刚度相位角的增大而变得更为显著. 这说明在舵机动力学特性较差时(复刚度相位角过大),考虑舵机复刚度的颤振分析是十分有必要的.

参考文献 (References)

[1] 吴志刚,杨超. 细长体弹箭的气动弹性问题与研究方法[C]//第九届全国空气弹性学术交流会. 成都,中国空气动力学学会,2005:102 - 110
Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroelastic problems and methodology of slender missiles[C]//The 9th National Aeroelasticity Conference. Chengdu: Chinese Aerodynamics Research Society, 2005: 102 - 110(in Chinese)

[2] Laurenson R M, Trn R M. Flutter analysis of missile control surfaces containing structural nonlinearities[J]. AIAA Journal, 1980, 18(10): 1245 - 1251

[3] 高新绪. 电动、气动和液压三类伺服机构快速性的比较[J]. 航空兵器,1995(1):17 - 20
Gao Xinxu. Comparison of the rapidity of electric, pneumatic and hydraulic actuators[J]. Aero Weaponry, 1995(1): 17 - 20(in Chinese)

[4] 吴娟,张家盛,康光会. 舵机系统动刚度的分析研究[J]. 科学技术与工程,2008,8(4):1124 - 1128
Wu Juan, Zhang Jiasheng, Kang Guanghui. Analysis and research of the impedance of hydraulic booster location system[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(4): 1124 - 1128(in

Chinese)

[5] 吴娟,张家盛,康光会. 舵机动刚度试验台的建模与仿真[J]. 机床与液压,2008,36(7):134 - 136
Wu Juan,Zhang Jiasheng,Kang Guanghui. Simulation and modeling of the tester applied to test the impedance of hydraulic booster location system[J]. Machine Tool & Hydraulics,2008,36(7):134 - 136(in Chinese)

[6] Shin W H,Lee I,Shin Y S,et al. Nonlinear aeroelastic analysis for a control fin with an actuator[J]. Journal of Aircraft,2007,44(2):597 - 605

[7] 陈桂彬,邹丛青,杨超. 气动弹性设计基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:103 - 106,179 - 183,201 - 208
Chen Guibin,Zou Congqing,Yang Chao. Elements of aeroelastic design[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2004:103 - 106,179 - 183,201 - 208(in Chinese)

[8] 刘金琨. 先进 PID 控制及其 MATLAB 仿真[M]. 北京:电子工业出版社,2003:271 - 282
Liu Jinkun. Advanced PID control and simulation[M]. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2003:271 - 282(in Chinese)

[9] 王文亮. 结构振动与动态子结构方法[M]. 上海:复旦大学出版社,1985:229 - 233
Wang Wenliang. Vibration and substructure methodology[M]. ShangHai:Fudan University Press,1985:229 - 233(in Chinese)

[10] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社,1994:126 - 128
Guan De. Aeroelastic handbook of aircraft[M]. Beijing:Aeronautic Industry Press,1994:126 - 128(in Chinese)

[11] Kapel M. Time-domain aeroservoelastic modeling using weighted unsteady aerodynamic forces[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,1990,13(1):30 - 37

[12] 张新替. 舵面的颤振机理与试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2009
Zhang Xintan. Studies on flutter mechanism and test of rudder[D]. Beijing:School of Aeronautic Science and Engineering,Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009(in Chinese)

(编 辑:李 晶)

(上接第 917 页)

参考文献(References)

[1] Lemaitre J. A course on damage mechanics[M]. New York:Springer-Verlag,1992

[2] 张行,赵军. 金属构件应用疲劳损伤力学[M]. 北京:国防工业出版社,1998
Zhang Xing,Zhao Jun,Applied fatigue damage mechanics of metallic structral members[M]. Beijing:Press of National Defence Industry,1998(in Chinese)

[3] Zhang X,Zhao J,Hwang K C,A method of damage mechanics for the prediction of fatigue life[C]//Proceedings of the 3rd Int Conf on Fract and Strength of Solids. Hong Kong:[s. n.],1997:433 - 442

[4] 白曌宇,孟宪红,张行. 含沟槽轴对称杆疲劳寿命的损伤力学闭合解[J]. 航空学报,2007,28(3):579 - 581
Bai Zhaoyu,Meng Xianhong,Zhang Xing,Closed form solution of damage mechanics to predict the fatigue life of axially symmetric bars with grooves[J]. Acta Aernautica et Astronautica Sinica,2007,28(3):579 - 581(in Chinese)

[5] 高镇同. 疲劳性能试验设计和数据处理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999
Gao Zhentong. Fatigue properties experimental design and data analysis[M]. Beijing:Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,1999(in Chinese)

[6] 白曌宇,孟宪红,张行. 确定材料概率疲劳曲线的损伤力学方法[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(9),1027 - 1030
Bai Zhaoyu,Meng Xianhong,Zhang Xing. Method of damage mechanics to determine the p-S-N curve of material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2005,31(9):1027 - 1030(in Chinese)

[7] 白曌宇. 疲劳损伤力学新方法及其在工程中之应用[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2009
Bai Zhaoyu. The new method of damage mechanics and its application in engineering[D]. School of Aeronautic Science and Engineering,Beijing University of Aeranautics and Aestronautics,2009(in Chinese)

[8] 刘克格,阎楚良,张书明. 飞机起落架疲劳损伤估算及其特点[J]. 吉林大学学报:工学版,2005,35(6):660 - 664
Liu Kege,Yan Chuliang,Zhang Shuming. Estimation for fatigue damage of airplane landing gear[J]. Journal of Jilin University:Engineering and Technology Edition,2005,35(6):660 - 664(in Chinese)

[9] 杨继运,张行,张珉. 基于疲劳裂纹形成曲线的裂纹扩展分析数值方法[J]. 机械工程学报,2004,40(7):55 - 62
Yang Jiyun,Zhang Xing,Zhang Min. Numerical method for crack extension analysis based on fatigue crack formation curve[J]. Journal of Mechanical Engineering,2004,40(7):55 - 62(in Chinese)

(编 辑:李 晶)