非线性结构气动伺服弹性稳定性分析

刘德广 李朝辉

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083) (哈尔滨工业大学 电气工程及自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 真实的气动伺服弹性系统通常都含有各种非线性因素,它们会对系统的特性带来不可忽略的影响. 为此采用一种频域方法对带有间隙的非线性结构进行气动伺服弹性稳定性分析. 在气动伺服弹性运动方程中,非线性的结构刚度通过描述函数法转化为准线性的等效刚度,然后采用线性控制理论中的 Nyquist 方法来判断气动伺服弹性系统的稳定性并计算稳定裕度. 以某一飞机的带有扑动和旋转间隙的受控翼面为例进行了数值计算. 结果表明,旋转间隙对系统的稳定性影响是主要的;旋转间隙越大,系统稳定裕度越小.

关 键 词: 气动伺服弹性; 间隙; 准线性化; 稳定性

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)01-0061-04

Aeroservoelastic stability analysis of non-linear structure

Liu Deguang

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Li Chaohui

(School of Electrical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The real aeroservoelastic systems usually have various nonlinear factors, which may induce unnegligible effects on the characteristics of the systems. A frequency-domain method was applied to analyze the aeroservoelastic stability on nonlinear structures with gap. In the equations of motion of the aeroservoelastic system, the nonlinear structural stiffness was transformed to the quasi-linear equivalent stiffness by using the describing function method. The stability and stable margin of the aeroservoelastic system were analyzed by Nyquist method in linear control theory. Numerical calculations were conducted on a controlled wing with flapping gap and rotating gap. The results indicate that the flapping gap is the major factor which affects the stability, and the bigger the flapping gap is, the worse the stability of the system gets.

Key words: aeroservoelastic; gap; linearized; stability

气动伺服弹性技术是汇集非定常气动力、结构动力学及飞行控制系统于一体的边界学科,是新一代飞机设计中的重要问题[1]. 闭环回路中引起的气动伺服弹性失稳问题与经典的开环颤振不同,由于气动弹性失稳引发的振动过载往往处于结构强度的许可范围内,一般不会导致结构的迅速破坏,原因在于气动伺服弹性系统失稳其本质是非线性系统自激振荡. 虽然这种自激振荡限制了系统的振幅的增长,但这并不意味着自激振荡是无害的. 总体来说,它可极大程度地降低飞行器及机载仪器的使用寿命,信号中高频分量会导致控制系统频道堵塞而严重影响控制功能的实现. 因此在进行气动伺服弹性稳定性分析时,非线性的影响是重要且需考虑的因素之一. 具有非线性本质的真实结构与忽略这些因素理想的线性数学模型相比,得到的结论往往是有差别的[2]. 近年来,随着科技的发展,对实际过程的分析要求日益精确,因而针对高机动性能战斗机的各个方面进

收稿日期: 2004-10-12

基金项目: 国防科工委预研项目(36.3.5)

作者简介: 刘德广(1971-),男,黑龙江庆安人,讲师, liudeguang@buaa.edu.cn.

行非线性分析将是现代飞机设计中不可缺少的组成部分. 一般来说,构成非线性的因素有空气动力非线性、飞机结构非线性和控制系统中的非线性因素[3]. 本文拟对系统中存在的结构非线性因素对伺服弹性稳定性的影响加以研究. 当然,结构非线性因素涵盖也是相当广泛的,它又可分为分布型和集中型非线性,分布型非线性遍及整个结构,例如材料非线性;集中型非线性主要在操纵机构和外挂连接处,此外,构件之间铆接,连接都会产生滑动摩擦、间隙、迟滞预载及制造工差等非线性因素. 由于导致伺服弹性系统失稳的能量源一般为受控的翼面,因此相对于开环经典颤振来说,闭环系统气动伺服弹性系统失稳状态也可以称之为受控翼面(舵面)颤振. 本文主要结合一架带有主动控制系统飞机的水平尾翼机构中存在对称间隙效应进行气动伺服弹性系统稳定性研究和分析.

1 气动伺服弹性稳定性分析方程

文中进行气动伺服弹性稳定性分析所采用的方程如下[4]:

$$\left(\omega^2\boldsymbol{M}-\boldsymbol{K}-\frac{1}{2}\rho V^2 A\right)q=\boldsymbol{F} \tag{1}$$

对于非线性结构气动伺服弹性系统来说:广义质量矩阵 $\boldsymbol{M}$ 的表达式为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix} 1 & 0 & m_{\theta 1} & m_{\phi 1} & 0 \\ 0 & 1 & m_{\theta 2} & m_{\phi 2} & 0 \\ m_{\theta 1} & m_{\theta 2} & m_{\theta\theta} & m_{\phi\theta} & m_{3\theta} \\ m_{\phi 1} & m_{\phi 2} & m_{\phi\theta} & m_{\phi\phi} & m_{3\phi} \\ 0 & 0 & m_{3\theta} & m_{3\phi} & 1 \end{bmatrix} \tag{2}$$

其中 $m_{ij}=\sum_s m f^{(i)} f^{(j)} \quad i,j=1,2,\theta,\phi,3$

对于旋转模态 f_ϕ 和扑动模态 f_θ,因机身模态为零,只计算水平尾翼; m 是节点质量; $f^{(i)}$,$f^{(j)}$ 为节点模态;$\boldsymbol{K}$ 是等效广义刚度矩阵,即将广义刚度中的 $K_{\phi\phi}$,$K_{\theta\theta}$ 根据不同的间隙状态调整为 $K^*_{\phi\phi}$,$K^*_{\theta\theta}$,即:

$$\boldsymbol{K}^*=\delta\boldsymbol{K} \tag{3}$$

其中 δ 为描述函数.

$$\delta=\begin{cases} 0 & A\leqslant S \\ 1-\dfrac{2t_1}{\pi}-\dfrac{\sin 2t_1}{\pi} & A>S \end{cases} \tag{4}$$

其中,A 为输入幅值;S 为间隙值;$t_1=\sin^{-1}(S/A)$. 函数 δ 描述了结构非线性的对称间隙特性,本文将针对无预载情况下平尾结构非线性因素中的对称间隙、旋转间隙和扑动间隙效应进行研究. 参考线性系统的气动伺服弹性稳定性分析. 运动方程引入等效频率及等效刚度概念,其具体表达式为

$$\left.\begin{aligned} \omega^*_\theta &= \sqrt{\delta}\,\omega_\theta \\ \omega^*_\phi &= \sqrt{\delta}\,\omega_\phi \\ K^*_\theta &= \delta K_\theta \\ K^*_\phi &= \delta K_\phi \end{aligned}\right\} \tag{5}$$

其中,ω^*_θ,ω^*_ϕ 为平尾扑动和旋转模态的等效频率; K^*_θ,K^*_ϕ 为平尾扑动和旋转模态的等效刚度. 当 $\delta=1$ 时,即间隙值 $S=0$ 的情况,就是一般的线性状态. 这样处理就把一个非线性问题准线性化了.

2 工程算例

本文选取相对于其它回路来说比较独立和典型的俯仰回路为研究对象,并对其施加相应的控制律. 需要指出的是,准线化处理后的结构非线性系统可视为线性系统来处理,线性系统的控制理论仍然有效. 特别是基于纵向回路的基本理论及其稳定性的判别方法可直接应用,在此不作赘述.

2.1 计算结果与分析

分析过程中,首先针对不同的对称间隙组合(变化扑动间隙量和旋转间隙量的值),分别计算了采用不同的飞行剖面、飞行状态下的控制律时系统状态和稳定裕度. 其中飞行剖面 LGH=0、飞行状态 FSSL<FALFALA 情况下的计算结果见表1~表4,表中较详尽地列出了对应状态的临界速度及不同飞行速度下,施加相应控制律时系统的稳定情况和稳定时的幅值裕度. 详见下表(表中各情况在系统达到临界时,相位裕度均足够大,故未列出).

表1 线性状态下系统的气动伺服弹性稳定情况

计算速度/(m·s^{-1})	系统状态	稳定裕度/dB
208	0	6.0
255	0	3.74
375	0	临界
208	150	8.08
255	150	6.0
375	150	2.17
208	200	12.06
255	200	9.98
375	200	6.20
208	250	16.06
255	250	14.01
375	250	10.24
208	300	17.92
255	300	15.85
375	300	12.10

表2 带有旋转间隙($(S/A)_\phi$=0.2)的非线性系统气动伺服弹性稳定情况

计算速度/(m·s^{-1})	系统状态	稳定裕度/dB
155	0	6.0
183	0	4.10
252	0	临界
155	150	8.0
183	150	6.0
252	150	2.14
155	200	11.97
183	200	10.09
252	200	6.20
155	250	15.97
183	250	14.12
252	250	10.27
155	300	17.79
183	300	15.66
252	300	12.12

表 3　带有扑动间隙($(S/A)_\theta$=0.5)的非线性系统气动伺服弹性稳定情况

计算速度/(m·s^{-1})	系统状态	稳定裕度/dB
153	0	6.0
198	0	4.21
313	0	临界
153	150	8.06
198	150	6.0
313	150	2.24
153	200	12.07
198	200	10.05
313	200	6.29
153	250	16.08
198	250	14.09
313	250	10.35
153	300	17.94
198	300	15.93
313	300	12.19

表 4　带有组合间隙($(S/A)_\theta$=0.50; $(S/A)_\phi$=0.2)的非线性系统气动伺服弹性稳定情况

计算速度/(m·s^{-1})	系统状态	稳定裕度/dB
141	0	6.0
181	0	3.98
280	0	临界
141	150	8.02
181	150	6.0
280	150	2.18
141	200	12.03
181	200	10.04
280	200	6.23
141	250	16.09
181	250	14.17
280	250	10.30
141	300	17.05
181	300	15.96
280	300	12.10

对以上计算结果进行总体分析,可以得出如下结论:

1) 同一对称间隙的情况下,随着速度的递增,稳定性变差. 当飞行速度与控制律适用速度范围吻合时,稳定效果相对较好;

2) 施加相同的控制律时, 随着间隙的加大,系统稳定性变差,稳定裕度降低;

3) 旋转间隙对结构非线性系统稳定性影响相对剧烈,扑动间隙对系统的稳定性影响不大,所以下节将主要针对旋转间隙效应进行更为详细的分析.

2.2　分析比较

在上节结论的基础上, 本节将研究重点放在对非线性系统稳定性影响比较剧烈的旋转间隙的影响这类情况,选取[$(S/A)_\phi$ = 0.50, $(S/A)_\theta$ = 0.0]间隙状态进行了详细的计算,得出了相应闭合回路中各个环节的响应特性,进而再与线性情况[$(S/A)_\phi$ = 0.0, $(S/A)_\theta$ = 0.0]相比较. 比较过程中,为了与线性状态下实例的分析结果相比较,使用了统一的控制律. 本例中选取速度 V = 200 m/s, V = 252 m/s 两种情况. 其中不同飞行速度情况下系统的 Nyquist 曲线见图 1 ~ 图 3.

比较结果:

1) V = 200 m/s时线性系统的Nyquist曲线如

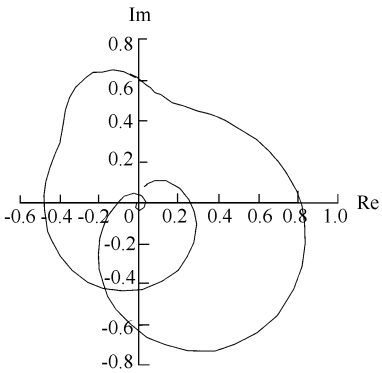


图 1　V = 200 m/s 线性系统的 Nyquist 曲线

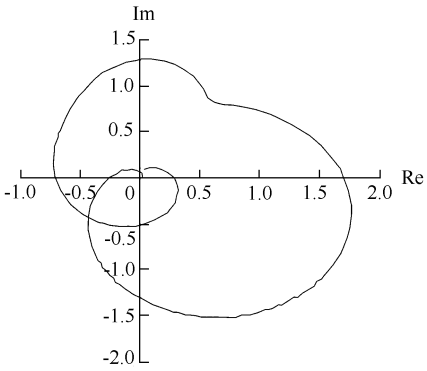


图 2　V = 200 m/s 非线性系统 Nyquist 曲线

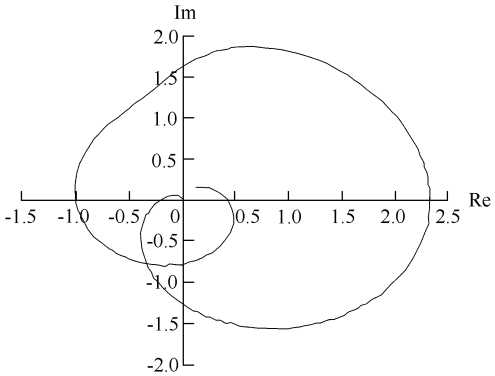


图 3 $V=252$ m/s 非线性系统的 Nyquist 曲线

图 1 所示,系统幅值稳定裕度为 6.48 dB, 对应的结构非线性系统 Nyquist 曲线见图 2,其幅值稳定裕度为 3.02 dB,有所下降. 两个系统的相位裕度均足够大;

2) 由 $V=200$ m/s 时线性系统与非线性系统控制律环节输出的法向过载 n_y、角速度 ω_z 的幅相特性得出,控制环节对 n_y 和 ω_z 的衰减仍有相同的趋势,但效果明显. 衰减后的控制环节 ω_z 的输出量大大超过了 n_y 环节,说明 ω_z 环节此时已成为系统是否稳定的主导因素. 另外,相对线性状态下而言,非线性系统衰减后 ω_z 环节在低频段相对平缓,但 ω_z 和 n_y 的幅值仍大于线性情况下的 2 倍左右,相位特性变化不明显. 另外,在相同间隙条件下,本文又分析对比了 $V=200$ m/s,252 m/s 两种情况,结果表明:随着速度增至 252 m/s,这时系统达到临界状态,乃氏曲线在 $\omega=42.1$ rad/s 处穿越幅平面上的$(-1,j_0)$点,稳定裕度为 0,随着系统达到临界稳定状态,ω_z 和 n_y 的环节的输出在前两阶(机身一弯,平尾一弯)固有频率附近的波峰已经融为一体,成为 $\omega=60$ rad/s 处的波峰,这也体现出了系统在低频段达到临界的趋势. 从衰减后的 ω_z 和 n_y 环节的峰值来看,ω_z 环节的峰值要远远大于 n_y 环节的峰值. 这也说明 ω_z 环节是系统稳定与否的主导因素,相位变化仍不明显.

3 结 论

本文在对称间隙对带有非线性结构的气动伺服弹性系统稳定性影响的研究中,得出了以下结果:非线性结构系统中,旋转间隙对开环系统的颤振特性和闭环系统的稳定性影响是主要的,扑动间隙是次要的. 旋转间隙越大,影响越明显. 并且这种影响在系统的各个环节中表现出了相当复杂的行为. 相对于理想的线性状态而言,对称间隙导致振幅的大幅度增长,系统稳定性因此变差,但对相位的影响并不显著. 并在整个分析过程中,相位裕度足够大. 临界颤振频率在各种计算条件下变化范围比较稳定,没有大的变动. 需要指出的是,描述函数法在分析中仅考虑了谐振荡非线性系统的基频分量的影响,忽略了所有的高阶谐波分量. 所以严格地讲,描述函数法针对低阶系统来说是比较好的近似分析方法.

参考文献 (**References**)

[1] 陈桂彬,邹丛青. 气动伺服弹性技术在飞机设计中的应用[J]. 航空学报,1996,17(7):31~35
Chen Gunbin, Zou Congqing. Application of aeroservoelastic technics on airframe design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1996,17(7):31~35(in Chinese)

[2] 管 德,宗 捷. 结构非线性对颤振特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报,1994,20(4):357~361
Guan De, Zong Jie. Impact of structural nonlinearities on flutter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1994,20(4):357~361(in Chinese)

[3] 陈贵彬,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
Chen Gunbin, Zong Congqing, Yang chao. Elements of aeroelastic dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004(in Chinese)

[4] 杨 超,吴志刚. 导弹气动伺服弹性稳定性分析[J]. 飞行力学,2000,18(4):1~5
Yang Chao, Wu Zhigang. Aeroservoelastic stability of missile [J]. Flight Dynamics, 2000, 18(4):1~5(in Chinese)

[5] 王晶燕,杨 超,吴志刚. 导弹滚转通道气动伺服弹性稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(8):709~712
Wang Jingyan, Yang Chao, Wu Zhigang. Aeroservoelastic stability on roll loop of a missile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(8):709~712(in Chinese)

[6] 瞿福存,吴志刚, 杨 超. 气动弹性稳定边界的飞行试验预测方法综述[J]. 飞行力学,2005,23(1):5~8
Qu Fucun, Wu Zhigang, Yang Chao. Overview of flight test technology for aeroelastic critical boundary prediction[J]. Flight Dynamics,2005, 23(1):5~8(in Chinese)