

飞机结构与气动力及飞控系统耦合分析技术

李秋彦^{1,2} 陈国平¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016; 2. 成都飞机设计研究所, 成都, 610041)

摘要:结合工程实践对飞机的气动伺服弹性稳定性检查的设计思想、理论及试验方法进行了探讨。内容包括理论背景、频率响应分析、伺服颤振分析、状态方程法以及地面耦合试验、风洞稳定性试验和飞行试验验证介绍等。在此基础上用某型飞机作为实例验证了气动伺服弹性的工程设计方法,进一步证实了本文所描述的分析 and 试验技术的有效性和实用性。最后提出了未来气动伺服弹性研究应开展的工作。

关键词:颤振; 飞行控制系统; 气动伺服弹性; 稳定性

中图分类号: V215.34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2007)06-0736-06

Coupling Analysis of Aircraft Structure with Aerodynamics and Flight Control System

Li Qiuyan^{1,2}, Chen Guoping¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;
2. Chengdu Aircraft Research and Design Institute, Chengdu, 610041, China)

Abstract: The stability investigation of the aircraft aero-servo-elasticity (ASE) is one of the important work in the modern aircraft development. Combined with the engineering practice, this paper describes its designing idea, theoretical and experimental methods. It includes the theoretical background, the frequency response analysis, the servo-flutter analysis, the state equation method, the ground coupling test, the wind tunnel stability, and the flight certification tests. In order to verify the engineering design method an example shows that the present studies are effective and applicable. Finally, a further research for aircraft aero-servo-elasticity is suggested.

Key words: flutter; flight control system; aero-servo-elasticity; stability

引言

现代飞机的设计采用带电传操纵系统的主动控制技术来改善飞机的性能和提高机动性。然而,由于飞机的非正常气动力,飞行控制系统以及飞机结构动力(弹性力、惯性力)之间的耦合,可能破坏飞机原有的气动弹性稳定性,从而产生不稳定现象^[1]。

美国的 YF-16, YF-17, F-18, X-29 飞机在早期飞行试验中曾经遇到过这种气动伺服弹性不稳定现象^[2-3]。以 YF-16 为例,该飞机在首飞前进行

过大量常规的计算和试验工作,没有发现不稳定现象。但是在第 8, 9, 10 次飞行中,飞机出现强烈振动,飞行员感觉这种振动表现为翼尖导弹的俯仰运动。经过事故分析,这是一种气动伺服弹性不稳定现象,是由于翼尖导弹反对称俯仰模态与控制系统横滚回路耦合引起的。因此,对飞机进行气动伺服弹性(ASE)稳定性分析、研究,已成为当今飞机开发研制过程中必不可少的新课题、新内容,正越来越引起飞机设计师的重视。气动伺服弹性技术可以汇集重量最轻、性能最佳及多功能控制为一体,成为颇具生命力的设计思想,其最终目标是在未来先

收稿日期:2006-06-19;修订日期:2007-03-19

作者简介:李秋彦,男,博士,研究员,1964 年 10 月生,E-mail:li-qiuyan@163.com。

进飞机上应用。要实现这一目标,需要加强多学科 的融汇,需要高性能数字式控制系统等各种软硬件 设备的支持。国外自 20 世纪 70 年代以来,随着计 算技术的发展,在该学科的研究开发工作中已取得 较大的成就^[4-5]。美国 NASA Langley 以及美国空 军飞行动力实验室(AFFDL)都将气动伺服弹性问 题纳入主要研究计划且作为一个重要课题,已在气 动伺服弹性系统的精确数学模拟、结构/控制一体 化开发研究及风洞试验验证方面作了大量工作。如 今美国各研究单位仍在不断进行研究以推出新的 高性能的 ASE 分析软件。俄罗斯中央气体/流体动 力研究院(ЦАГИ)在该学科上也有丰富的理论与 实践经验,针对带控制系统颤振模型的 ASE 稳定 性风洞验证及飞行试验方法具有一套较完善的理 论分析。国内在飞机气动伺服弹性方面,结合国防 预研课题开展了 ASE 综合技术的理论研究和试验 验证,对 MIMO 鲁棒稳定控制及结构/控制优化设 计做了研究和探讨^[6-8]。近年来,针对型号研制需 要,已开展了大量理论研究、软件开发、计算分析和 试验验证工作。

本文根据带主动控制系统飞机的特点,结合工 程实践需求进行了飞机气动伺服弹性稳定性的理 论分析方法、地面和飞行试验技术研究,构建了计 算试验为一体的飞机气动伺服弹性稳定性检查系 统,并在工程上得到广泛应用和验证。同时结合工 程实践对其设计思想、理论及试验方法进行了描 述,对今后的研究工作提出了建议。

1 数学模型与分析方法

1.1 飞机气动伺服弹性问题描述^[9]

带电传操纵系统的飞机安装了飞控传感器(加 速度计、速率陀螺仪、攻角传感器),以感受飞机的 动作和姿态。机载飞控计算机将飞控传感器的信号 及飞行员的指令进行综合处理,按照预先设计的控 制律操纵伺服作动器,驱动舵面运动以达到控制飞 机的目的。传统的飞行控制律通常是以刚体飞机为 对象设计的。然而飞机是一个弹性体,飞控传感器 除感受飞机刚体运动外,还感受飞机机体的弹性变 形。这些弹性信号进入飞控系统,通过飞控计算机 使操纵面产生附加偏转,从而使操纵面产生附加气 动力与附加惯性力,实际上这对飞机是一个激励。 飞机响应的静、动态变形通过传感器感受进入飞控 系统,从而形成了闭环回路。这里存在着空气动力、 结构动力、飞控系统之间的耦合或相互作用,对飞 机的稳定性可能产生负面影响,使飞机出现气动伺

服弹性不稳定现象。

另一方面,专家们把这种相互作用的正面效应 应用于飞机结构减重、性能优化、人机环境优化等 方面的研究设计^[10-12]。

气动伺服弹性(ASE)涉及到空气动力学、结构 动力学及飞行控制理论三大学科交叉的边缘性学 科。它的研究对象包含飞机的惯性力、弹性力、气动 力及飞控系统控制力。

根据要求,气动伺服弹性稳定性分析具有两个 方面的任务:

(1)检查飞机在飞行包线内是否存在伺服颤振 问题;

(2)检查飞机在飞行包线内 ASE 系统的稳定 性指标(增益余度、相位余度)是否满足规范要求。

气动伺服弹性分析系统可简化为图 1 所示的 系统。

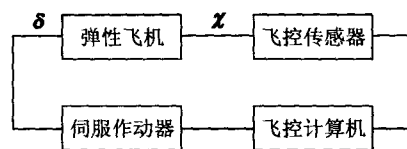


图 1 气动伺服弹性系统

拉氏域中,飞机运动方程为

$$\begin{cases} [Ms^2 + (1 + ig)K - \frac{1}{2}\rho v^2 A(s)]\chi(s) = \\ \quad [\frac{1}{2}\rho v^2 A_0(s) - M_\delta s^2]\delta(s) \\ \delta(s) = T(s)\phi(s)\chi(s) \end{cases} \quad (1)$$

式中: χ 为飞机广义坐标列阵; δ 为操纵面偏转角列 阵; s 为拉氏变量; v 为来流速度; ρ 为气流密度; g 为飞机结构阻尼系数; M 为飞机广义质量矩阵; K 为飞机广义刚度矩阵; A 为飞机广义气动力矩阵; M_δ 为操纵面偏转与广义坐标耦合质量矩阵; A_0 为操纵面偏转与广义坐标耦合气动力矩阵; ϕ 为飞 控传感器读数矩阵; T 为飞机控制系统传递函数矩 阵, $i = \sqrt{-1}$ 。

ASE 分析手段包括:开环频率响应分析;闭环 伺服颤振分析;状态方程分析。

1.2 开环频率响应分析方法

频率响应分析是气动伺服弹性分析工作的重要 环节之一。其目的在于检查飞机在飞行包线内气 动伺服弹性系统的稳定性。分析手段有状态方程 法,频率响应法、鲁棒(Robust)特性法及根轨迹法 等。目前国际上普遍应用的仍为频率响应法,美国

与俄罗斯也仍然采用此法作为飞机气动伺服弹性稳定性分析的工具。其工作原理是采用经典控制理论分析多回路飞行控制系统飞机的气动伺服弹性稳定性,即用系统开环频率特性判断闭环系统的稳定性并确定其稳定余度。

为了程序设计方便,将控制系统传递函数矩阵分为 3 个部分,即控制回路的传递函数矩阵 T_{FC} ,反馈回路的传递函数矩阵 T_{FB} ,前置回路的传递函数矩阵 T_{FP} 。开环系统如图 2 所示。

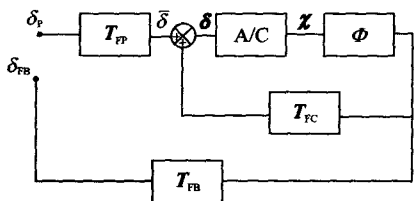


图 2 飞机开环系统

拉氏域内,带飞控系统飞机的运动方程为

$$\begin{aligned} \left[Ms^2 + (1 + ig)K - \frac{1}{2} \rho v^2 A \right] \chi = \\ \left(-M_\delta s^2 + \frac{1}{2} \rho v^2 A_\delta \right) \cdot \delta = \\ \left(-M_\delta s^2 + \frac{1}{2} \rho v^2 A_\delta \right) (\bar{\delta} + T_{FC} \cdot \phi \chi) \quad (2) \end{aligned}$$

经推导,可以得到 δ_p 与 δ_{FB} 之间的开环传递函数

$$\frac{\delta_{FB}}{\delta_p} = F(s) \quad (3)$$

系统开环频率特性计算的频率范围一般取 0.1 Hz 至飞控系统截止频率的 1.5 倍,按照式(3)计算出系统开环传递函数,以此判断相对应闭环系统的稳定性并得到系统的稳定余度。

1.3 伺服颤振分析 $p-k$ 法

伺服颤振分析目前国际上仍采用 $p-k$ 法。方程(1)中,传递矩阵 T 应包含操纵面助力器动态特性、飞控传感器动态特性、滤波器及飞控计算机有关控制律软件。假设飞机作任意运动

$$\begin{aligned} \chi &= \chi_0 e^{(\gamma\omega + i\omega)t} \\ \delta &= \delta_0 e^{(\gamma\omega + i\omega)t} \quad (4) \end{aligned}$$

式中: ω 为振动圆频率; γ 为振动对数衰减率; χ_0, δ_0 为振幅。令

$$p = \gamma k + ik = \frac{b}{v} (\gamma\omega + i\omega) \quad (5)$$

式中: b 为参考长度; k 为减缩频率; v 为来流速度。对式(1)作变换则得到

$$\begin{aligned} \left[\frac{v^2}{b^2} M p^2 + (1 + ig)K - \frac{1}{2} \rho v^2 A \right] \chi = \\ \left(-\frac{v^2}{b^2} M_\delta p^2 + \frac{1}{2} \rho v^2 A_\delta \right) \delta \quad (6) \end{aligned}$$

由式(6)有

$$\begin{aligned} \left[\frac{v^2}{b^2} (M + M_\delta T \phi) + (1 + ig)K - \right. \\ \left. \frac{1}{2} \rho v^2 (A + A_\delta T \phi) p^2 \right] \chi = 0 \quad (7) \end{aligned}$$

对应于闭环系统的传递函数矩阵

$$T = T_{FC} + T_{FP} \cdot T_{FB} \quad (8)$$

用 $p-k$ 法求解颤振方程一般有两种方式,即行列式迭代法和复特征值迭代法。行列式迭代法方法简便,易于编写计算机程序,复特征值迭代法具有较好的收敛性及不漏根的优点。实践证明两种方法均适合于工程计算。

1.4 状态空间法

用状态方程法进行 ASE 稳定性分析其优点在于有利于颤振部门同飞控部门交流,数据传递及控制系统建立与维护。其缺点在于状态方程阶数高,如果没有高性能计算机的支持,该方法不适于大规模的工程计算。

状态空间法研究系统见图 3。

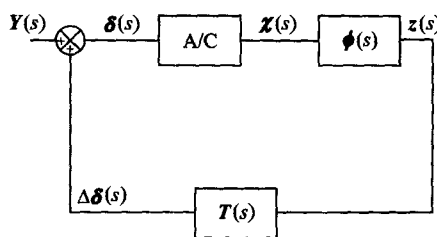


图 3 飞机 ASE 系统状态框图

图中: A/C 为弹性飞机, $\chi(s)$ 为飞机广义坐标列阵, $\phi(s)$ 为飞控传感器测量矩阵, $Z(s)$ 为传感器读数列阵, $Y(s)$ 为输入信号指令列阵, $\delta(s)$ 为操纵面偏转列阵, $\Delta\delta(s)$ 为操纵面附加偏转列阵, s 为拉氏变量,拉氏域中,飞机运动方程为

$$\begin{aligned} \left[Ms^2 + (1 + ig)K - \frac{1}{2} \rho v^2 A(s) \right] \chi(s) = \\ \left[-M_\delta s^2 + \frac{1}{2} \rho v^2 A_\delta(s) \right] \delta(s) \quad (9) \end{aligned}$$

式中: $A(s)$ 及 $A_\delta(s)$ 由非定常气动力有理函数近似公式拟合合成 s 多项式^[4]

$$\begin{aligned} A(s) &= A_0 + A_1 \frac{b}{v} s + A_2 \frac{b^2}{v^2} s^2 + \\ &\quad \frac{A_3 s}{s + \frac{v}{b} \beta_1} + \frac{A_4 s}{s + \frac{v}{b} \beta_2} \quad (10) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} A_\delta(s) &= A_{\delta 0} + A_{\delta 1} \frac{b}{v} s + A_{\delta 2} \frac{b^2}{v^2} s^2 + \\ &\quad \frac{A_{\delta 3} s}{s + \frac{v}{b} \beta_1} + \frac{A_{\delta 4} s}{s + \frac{v}{b} \beta_2} \quad (11) \end{aligned}$$

式中: A_i, A_{δ_i} 为拟合系数矩阵 ($i=0, 1, \dots, 4$), b 为参考长度, β_i 为气动力滞后根 ($i=1, 2$)。

代入式(9)整理后得

$$W(s) \chi(s) = W_{\delta}(s) \delta(s) \quad (12)$$

传感器读数

$$Z(s) = \phi(s) \chi(s) \quad (13)$$

控制系统反馈

$$\Delta\delta(s) = T(s)Z(s) \quad (14)$$

操纵面输入信号

$$\delta(s) = Y(s) - \Delta\delta(s) \quad (15)$$

联立方程(12), (13), (15), (16)

$$\begin{bmatrix} W(s) & -W_{\delta}(s) & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & I \\ \phi(s) & 0 & -I & 0 \\ 0 & 0 & N(s) & -D(s) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \chi(s) \\ \delta(s) \\ Z(s) \\ \Delta\delta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ I \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} Y(s) \quad (16)$$

式(16)为系统闭环状态方程, I 为单位矩阵。假设第 i 条回路断开, 其他回路闭合, 对于稳定性分析则

$$\delta_j(s) = Y_j(s) \quad (j = i) \quad (17)$$

$$\delta_j(s) = -\Delta\delta_j(s) \quad (j \neq i) \quad (18)$$

用式(17, 18)修改(16, 17), 则得到第 i 条回路断开、第 j 条回路闭合的系统开环状态方程。根据线性代数 KRAMER 法则可以得到系统开环传递函数

$$G(s) = \frac{\Delta\delta_i(s)}{Y_i(s)} \quad (19)$$

以此绘出 BODE 图或 NICHOLS 图, 从而得到闭环系统的稳定性及稳定裕度。

2 试验验证技术^[3, 9, 13]

2.1 地面耦合试验

该试验的目的在于通过机上试验验证飞机结构与飞控系统之间的耦合情况, 为气动伺服弹性稳定性分析提供依据。试验分为开环频率响应试验和闭环稳定余度试验。

(1) 开环频率响应试验

将速率陀螺与飞控计算机断开, 由频率响应分析仪产生的正弦激励信号从速率陀螺输出端进入飞控计算机, 记录速率陀螺输出(见图 4)。用速率陀螺输出与激励输入的比值得到开环频率响应伯德(BODE)图, 用系统开环频率特性判断系统闭环稳定性。

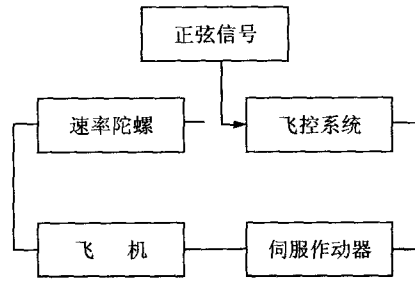


图 4 开环试验示意图

(2) 闭环稳定余度试验

分别在各个速率陀螺与飞控计算机之间加装增益调节器, 对驾驶杆施加阶跃指令, 逐渐增加增益至 2 倍, 在指令稳定后观察和记录飞机结构及操纵面的响应。根据响应情况判断闭环系统是否稳定。

地面耦合试验过程中要严密监控布置在飞机结构上的振动加速度传感器信号, 尤其是闭环稳定余度试验。一旦振动信号超出极限值, 应立即切断地面液压源和电源, 暂停试验。

2.2 风洞试验^[5, 13]

通过风洞试验研究飞机气动伺服弹性稳定性的机理、参数影响、预防措施, 并验证计算和试验的相关性。试验设备配置见图 5 所示。除颤振试验所需的数据采集处理分析系统以及模型防护、悬挂系统外, 还要加入飞控系统相关设备。此项研究工作量、耗资多、周期长。

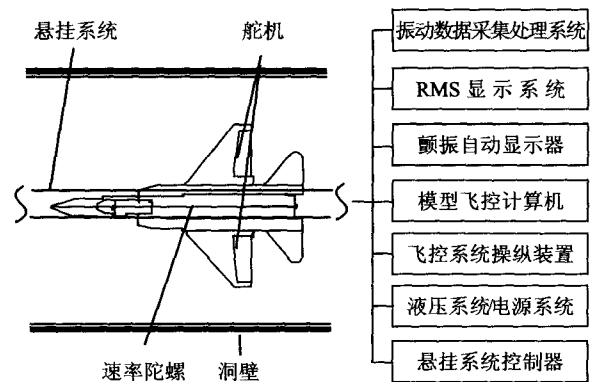


图 5 ASE 风洞试验设备配置

理论分析结果的可靠性, 取决于数学模型的精度。然而结构振动计算及气动力计算中非线性影响没有在描述方程中反映出来。此外, 分析所用的描述飞行控制律的传递函数存在着不同程度的简化, 这些因素直接影响理论分析结果的精度。飞行试验是验证飞机气动伺服弹性稳定性最后和最直接的手段。

ASE 飞行试验中对于各个控制回路, 采用闭

环测开环频率响应函数的方式。图 6 为飞行试验中开环频率响应函数测量示意图。图中 $G(\omega)$ 为飞机传递函数, $H(\omega)$ 为控制系统传递函数, $X_i(\omega)$ 为激励系统输入信号, $X_r(\omega)$ 为反馈测量信号, 误差信号 $X_e(\omega)$ 为输入信号与反馈信号的差。

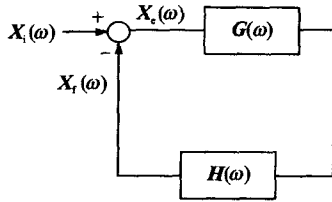


图 6 开环频率响应函数测量

开环传递函数 $G(\omega)H(\omega)$ 有两种测量方法。

$$(1) \text{直接法: } G(\omega)H(\omega) = \frac{X_r(\omega)}{X_e(\omega)} \quad (20)$$

$$(2) \text{间接法: } G(\omega)H(\omega) = \frac{F(\omega)}{1 - F(\omega)} \quad (21)$$

$$\text{式中 } F(\omega) = \frac{X_r(\omega)}{X_i(\omega)} \quad (22)$$

试验点应遍布在整个飞机飞行包线。由于 ASE 不稳定性可能发生在不同的飞行条件及不同的频率范围, 飞行试验时应考虑不同的外挂组合 (包括非对称外挂构型), 不同的燃油条件。对于不稳定现象, 要注意正确区分是 ASE 稳定性问题, 还是其他不稳定因素, 比如飞机颤振或飞控系统的不安定性。

3 工程应用实例

3.1 ASE 稳定性分析

对具有电传操纵系统的飞机用 2.1 节介绍的方法完成不同外挂构型, 燃油状态、飞行控制律, 在全飞行包线范围内进行气动伺服弹性稳定性检查。

图 7 描述某型飞机在马赫数为 0.3, 高度为

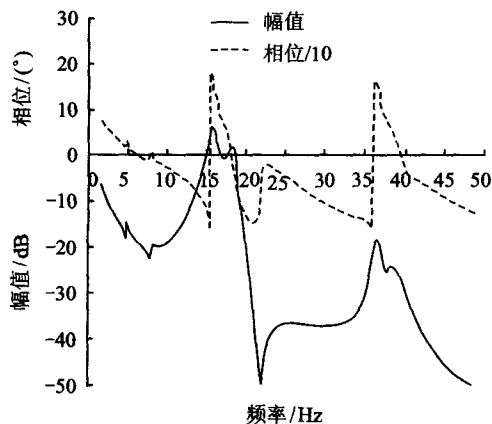


图 7 加滤波器前开环频率特性

2 500 m 俯仰回路的开环频率特性计算结果的 BODE 图。由图可以看出, 该状态下飞机存在气动伺服弹性不稳定现象, 振动频率为 15.2 Hz, 为结构固有振动模态机身垂直 1 弯与控制系统俯仰回路之间的耦合。在俯仰回路该频率附近加入限幅滤波器后该不稳定现象得到有效控制 (见图 8)。

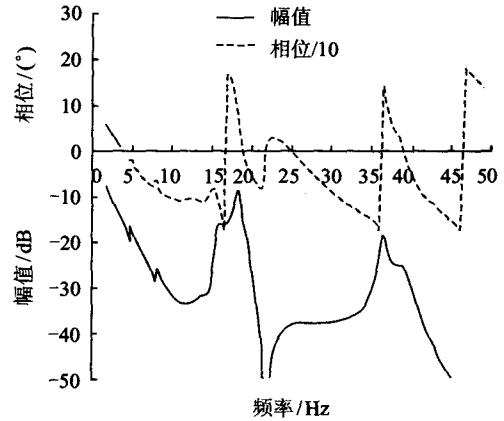


图 8 加滤波器后开环频率特性

3.2 地面耦合试验

图 9 为地面结构/飞控系统耦合试验测得的开环系统频率特性曲线。地面试验表明, 对应于不同类型的控制律, 该飞机所有通道的气动伺服弹性稳定性余度均在 15 dB 以上, 满足设计规范要求。

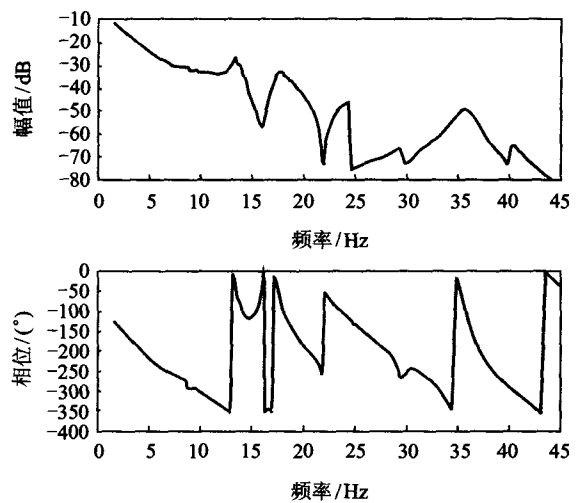


图 9 地面试验实测曲线

3.3 飞行试验

飞行试验在全包线范围内进行。针对典型的外挂构型, 在各种组合状态的飞行控制律下进行试验。图 10 为飞行试验测得的纵向开环频率特性的 BODE 图。

综合分析和试验结果证明, 该算例飞机气动伺服弹性稳定性满足设计指标要求。

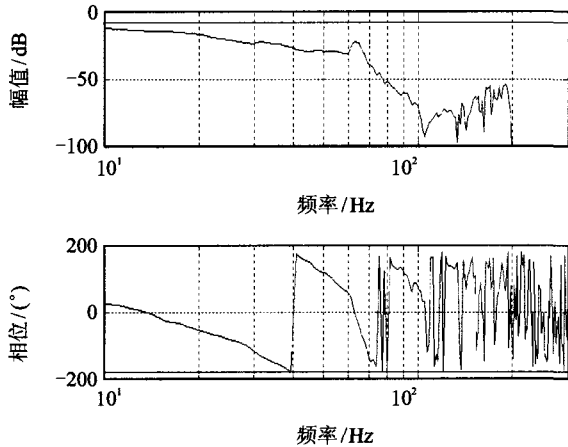


图10 飞行试验实测曲线

4 结束语

气动伺服弹性稳定性分析是飞机研制过程中的一项重要工作,其结果被当作飞机的放飞标准之一。通过大量的计算和试验证明,本文所描述的方法在工程实际应用中是可行的。随着科学技术的迅猛发展,提出了一系列飞机设计的新问题,气动伺服弹性技术也将面临新的挑战。为深入研究这项工作,还需解决以下问题:

- (1) ASE 系统数学模型中的非线性环节(如舵机)的处理;
- (2) 多输入/多输出系统状态方程分析;
- (3) 矢量推力飞机气动伺服弹性稳定性研究;
- (4) 包括飞机弹性自由度在内的飞行控制律设计方法;
- (5) 跨声速气动伺服弹性稳定性风洞试验。

参考文献:

- [1] Thomas E N. Aeroservoelasticity [R]. AIAA-90-1073-CP, 1990.
- [2] Sallee V J. ADAM 2.0-An ASE analysis code for aircraft with digital flight control systems [R]. AIAA-90-1077-CP, 1990.
- [3] Merle G A. AFTI/F-16 aeroservoelasticity analysis and ground test with a digital flight control system [R]. AIAA 83-0994, 1983.
- [4] Tiffany S H. Aeroservoelastic modeling and applications using minimum-state approximations of the unsteady aerodynamics [R]. AIAA 89-1188-CP, 1989.
- [5] President E H, Friedman P P. Aeroservoelasticity in subsonic flow and associated scaling laws [R]. AIAA-97-1079, 1997.
- [6] 邹丛青,陈桂彬. 气动弹性力学的新分支——气动伺服弹性[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(20): 22-27.
- [7] 邹丛青,陈桂彬. 飞机气动伺服弹性稳定性[J]. 航空学报, 1987, 8(3): 200-205.
- [8] 李秋彦. 飞机 ASE 分析技术[J]. 应用力学学报, 2001, 18(z1): 178-184.
- [9] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 163-173.
- [10] 王长青,关世义. 伺服气动弹性研究在无人飞行器设计中的作用[J]. 战术导弹技术, 2000, (1): 38-41.
- [11] 邹丛青,陈桂彬. 数字式颤振主动抑制系统的研究[J]. 航空学报, 1994, 15(6): 647-651.
- [12] 杨超,陈桂彬,邹丛青. 主动气动弹性机翼技术分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 171-175.
- [13] 管德. 气动弹性实验[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986: 36-56.