

文章编号:1674-8190(2014)01-080-05

民用飞机颤振试飞技术研究

卢晓东,霍幸莉,梁海州

(中国飞行试验研究院 飞机所,西安 710089)

摘要: 为了能够顺利完成 ARJ21-700 飞机颤振试飞,研究民用运输类飞机颤振试飞的依据与要求,提出民用运输类飞机颤振试飞的测试方法、试飞方法、激励方法和数据处理方法;结合 ARJ21-700 飞机合格审定试飞进行试飞验证,给出该型飞机颤振特性试飞的符合性验证结果。结果表明:该套方法适合民用运输类飞机合格审定颤振试飞。

关键词: 颤振试飞;激励方法;数据处理方法;扫频激励;紊流激励

中图分类号: V217

文献标识码: A

Research on Flight Flutter Test Technology for Civil Transport Airplane

Lu Xiaodong, Huo Xingli, Liang Haizhou

(Aircraft Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to accomplish ARJ21-700 airplane flight flutter test, the criteria and requirements of flight flutter test are studied. The measurement technique, flight test method, exciting method and data processing method of the civil transport airplane are put forward. The flight test validation is performed on the ARJ21-700 airplane. The compliance certification results are given for flight flutter test of ARJ21-700 aircraft. The results show that this set of methods is suitable for the civil transport airplane certification flight flutter test.

Key words: flight flutter test; exciting method; data processing method; sweep excitation; atmospheric turbulence excitation

0 引言

颤振是一种气动弹性不稳定现象,是升力面及其结构在空气动力、弹性恢复力和惯性力相互作用下而形成的一种自激振动。当飞行速度低于颤振速度时,振动是衰减的;等于颤振速度时,振动保持等幅;高于颤振速度时,在大多数情况下,振动是发散的并最终导致结构的破坏。颤振飞行试验是验证飞机颤振特性的必要部分,新的型号设计和某型号设计的改型(除非已表明这种改型对气动弹性稳定性无重大影响)都必须进行直至设计俯冲速度/马赫数(V_D/M_D)速度包线的各种速度下全尺

寸颤振飞行试验,以验证在规定的飞行限制速度包线范围内,所有的飞机临界构形都无任何颤振现象,以及在 V_D/M_D 所对应的高度包线上,所有点的当量空速在定马赫数和定高度两种方式下增加 15% 后包围的所有高度和速度组合中,飞机都是颤振安全的^[1-4]。

ARJ21-700 飞机颤振试飞是国内首次进行的受 FAA 影子审查的民用运输类飞机颤振验证试飞,与以往的军用飞机颤振试飞有显著不同。现代民用飞机设计普遍采用大展弦比机翼,飞机结构柔性大,具有模态频率低且密集的特点,例如 ARJ21-700 飞机 6 Hz 以下有 5 阶主要结构模态。而军用飞机机翼展弦比较小,结构刚度相对较大,因此模态频率高(军用飞机主要模态普遍大于 5 Hz),且密集度不显著。因此从颤振试飞技术角度来讲,如何规划颤振试飞方案,获取飞机结构低频密集模

收稿日期:2013-11-07; 修回日期:2013-12-09

通信作者:卢晓东, dofei2002@hotmail.com

态,是民用飞机颤振试飞最主要的技术难题。

本文结合 ARJ21-700 飞机验证试飞,研究民用飞机颤振试飞的试飞测试、试飞方法、激励方法和数据处理方法,并给出 ARJ21-700 型飞机颤振特性试飞的符合性验证结果。

1 依据条款与要求

按照中国民用航空规章的规定,ARJ21-700 飞机选择《中国民用航空规章》第 25 部 (CCAR-25)^[2]作为型号合格审定颤振试飞的基础。根据 CCAR-25 部的规定和要求,颤振试飞要执行 25.629 条款。25.629 条款对颤振飞行试验做了明确规定:对于新的型号设计和某型号设计的改型(除非已表明这种改型对气动弹性稳定性无重大影响)都必须进行直至飞行试验达到的俯冲速度/马赫数(V_{DF}/M_{DF})的各种速度下的全尺寸飞行试验。这些试验必须证实飞机在直至 V_{DF}/M_{DF} 的所有速度下,都有合适的阻尼余量,以及在接近 V_{DF}/M_{DF} 时,阻尼无大幅度的迅速减小。

2 试飞测试

为了完成 ARJ21-700 飞机合格审定颤振试飞,首先在飞机上进行测试改装。在飞机左右机翼翼尖前缘、后缘,左右机翼翼中前缘、后缘,垂尾翼尖前缘、后缘,垂尾中部前缘、后缘,左右平尾翼尖前缘、后缘,左右平尾中部前缘、后缘,机身头部、中部、后部,各操纵面,发动机,小翼和内外襟翼等部位共安装 51 个振动加速度传感器,测量结构振动响应加速度值。测试传感器全机布置如图 1 所示。

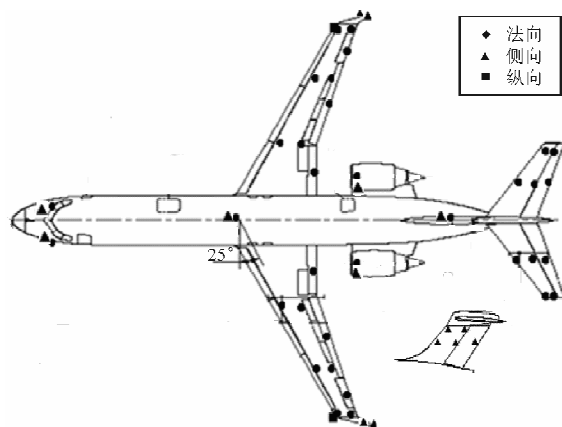


图 1 振动加速度传感器全机布置示意图
Fig. 1 Schematic diagram accelerometers distribution on airplane

试飞过程中记录振动加速度以及高度、速度、马赫数、过载、油量等飞行参数,所有测量参数都以 PCM 方式记录在机载记录器上。根据飞行安全的需要,还在飞机上加装了一套遥测系统,以便将主要结构部位的振动加速度和飞行参数发送到地面监控站供实时监控。

3 试飞方法及试飞内容

试飞中采用等高度的试飞方法。颤振试飞时,逐步提高速度直至将速度包线向外扩展至设计俯冲包线(V_D/M_D)。选取的试验点应能够充分评估飞机在直至 V_D/M_D 包线的正常状态下的颤振特性。

颤振试飞采用从高高度到低高度、从小表速到大表速逐渐接近 V_D/M_D 包线边界的方法完成;平飞能达到的状态点,采用平飞加速的方法完成,平飞不能达到的状态点,采用俯冲增速的方法完成。当飞机达到试验状态后保持稳定平飞,然后使用 FES 对飞机结构进行激励,采集加速度传感器测得的结构振动响应信号进行模态参数辨识,或直接采集加速度传感器测得的大气紊流激励下的结构响应进行模态参数辨识。试飞中选取 10、8、6、3 km 四个高度,共 37 个状态点进行试飞。

4 激励方法和数据处理方法

4.1 激励方法

颤振试飞主要采用操纵面扫频激励和大气紊流激励两种激励方法。操纵面扫频激励方法的基本原理是利用信号发生器产生一种频率按照一定规律变化的正弦信号,然后将该信号通过飞控系统加入舵机,使舵机按照一定规律运动,从而产生对飞机结构的激励力^[5]。操纵面扫频激励可分为线性扫频和对数扫频两种方式。本文所述试飞主要采用线性扫频激励方式。

典型的线性扫频激励信号的时间历程、频谱和飞机结构响应时间历程、频谱如图 2~图 5 所示。

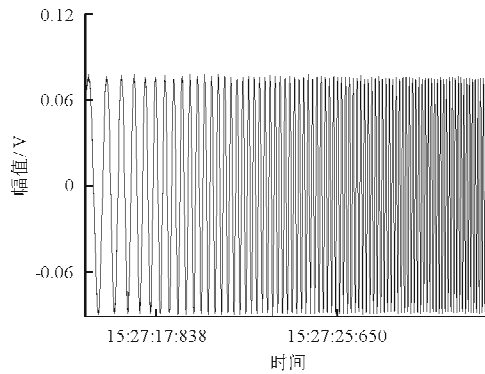


图2 线性扫频激励信号时间历程

Fig. 2 Time history curve of linear sweep excitation signal

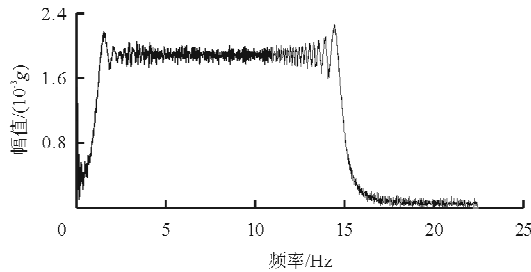


图3 线性扫频激励信号频谱

Fig. 3 Spectrum of linear sweep excitation signal

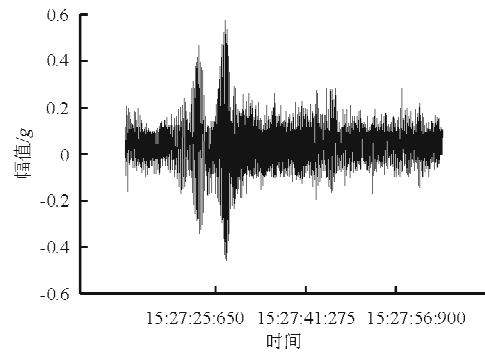


图4 飞机结构响应信号时间历程

Fig. 4 Time history curve of aircraft structure response signal

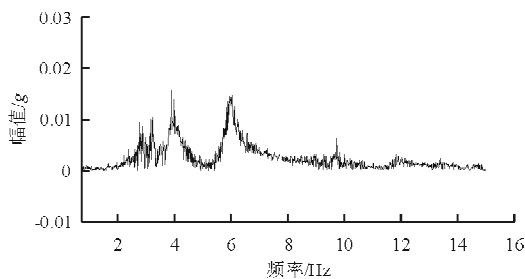


图5 飞机结构响应信号频谱

Fig. 5 Spectrum of aircraft structure response signal

大气紊流激励不需要在飞机上加装专门的激

振装置,是一种十分简便的随机激励方法^[1]。典型的大气紊流激励下的飞机结构响应时间历程如图6和图7所示。

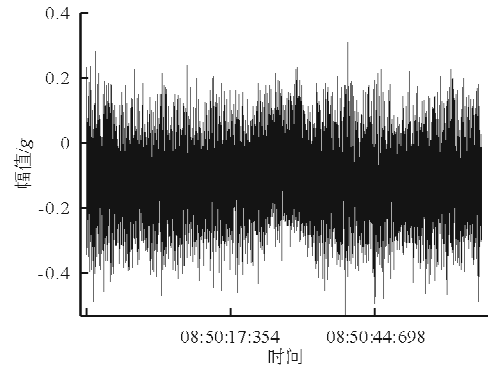


图6 紊流激励响应信号时间历程

Fig. 6 Time history curve of atmospheric turbulence excitation signal

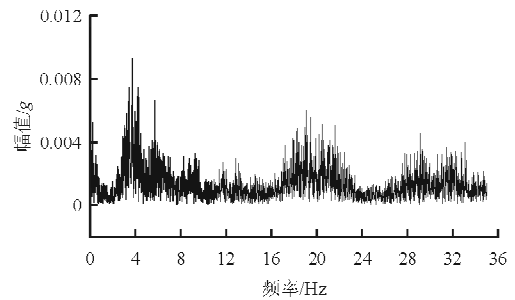


图7 紊流激励响应信号频谱

Fig. 7 Spectrum of atmospheric turbulence excitation signal

4.2 数据处理方法

4.2.1 扫频激励模态参数辨识方法

扫频激励模态参数辨识方法采用频域有理分式正交多项式拟合方法^[6-7]。频响函数的数学模型可以展开为有理分式的形式:

$$H_A(\omega) = \frac{N(\omega)}{D(\omega)} = \frac{\sum_{k=0}^m a_k p_k(\omega)}{\sum_{k=0}^n b_k q_k(\omega)} \quad (1)$$

求解得出 $H_A(\omega)$ 的分子、分母多项式系数,然后根据所采用的正交多项式定义进一步求出一般多项式的系数,再求解分母多项式的根,即可得到极点 λ_r 。而极点 λ_r 与模态频率 ω_r 、模态阻尼比 ξ_r 之间存在如下关系

$$\lambda_r = -\xi_r \omega_r \pm i \omega_r \sqrt{1 - \xi_r^2} \quad (2)$$

由式(2)可得出

$$\begin{cases} \omega_r = \sqrt{Re^2(\lambda_r) + Im^2(\lambda_r)} \\ \xi_r = -\frac{Re(\lambda_r)}{\omega_r} \end{cases} \quad (3)$$

4.2.2 紊流激励模态参数辨识方法

紊流激励数据处理方法实际上是环境激励下的工作模态分析方法,主要应用基于多输入多输出系统建模的增强频域分解算法^[8-10]。系统在未知激励力 F 下的响应信号 $\{x\}$ 的互功率谱矩阵为

$$G_{xx}(j\omega) = \overline{H(j\omega)} \cdot G_{FF}(j\omega) \cdot [H(j\omega)]^T \quad (4)$$

首先,按照式(5)进行矩阵 $G_{xx}(j\omega)$ 奇异值分解

$$G_{xx}(j\omega_i) = U(j\omega_i) \cdot S(j\omega_i) \cdot V(j\omega_i) \quad (5)$$

$$U_i = [u_{i1}, u_{i2}, \dots, u_{in}] \quad (6)$$

式中: U 、 V 分别为左、右奇异向量矩阵(酉矩阵); S 为奇异值对角矩阵, $S_{11}, S_{22}, \dots, S_{NN}$ 为在特定频率 ω 处的 N 个主要模态的奇异值; S_r ($r=1, 2, \dots, N$) 为在频率 ω 处的结构响应主要是由这 N 个模态所做的贡献; $u_r = \phi_r$ ($r=1, 2, \dots, N$) 对应的奇异向量可近似视为相应的 N 个振型。

若在频率 ω 处的结构响应主要是由一个模态做贡献,则利用奇异值谱峰值,可根据式(5)估计对应的频率 f_i 和其特征向量 ϕ_i :

$$\begin{cases} f_i = \frac{\omega_i}{2\pi} \\ \phi_i = u_{i1} \end{cases} \quad (7)$$

首先,利用分析得到的不同频率下的特征向量,进行模态确认因子 MACr (Model Assurance Criteria) 计算。当 MACr 越接近 1,第 r 个模态与第 s 个模态振型就越趋于一致,即趋于同一模态。

$$MACr(\phi_r, \phi_s) = \frac{|\phi_r^H \phi_s|^2}{|\phi_r^H \phi_r| |\phi_s^H \phi_s|} \quad (8)$$

然后,通过把具有高 MACr 的飞机结构模态进行分解,增强成单自由度功率谱密度函数 $eG_{xx}(j\omega)$:

$$eG_{xx}(j\omega) = U_{i1}(j\omega)^H \cdot G_{xx}(j\omega) \cdot V_{i1}(j\omega) \quad (9)$$

再经过逆傅里叶变换到时域,利用对数衰减法识别衰减系数 δ 和阻尼比 ξ 。

$$\begin{cases} \delta = \frac{2}{k} \ln\left(\frac{r_0}{r_k}\right) \\ \xi = \frac{\delta}{\sqrt{\delta^2 + 4\pi^2}} \end{cases} \quad (10)$$

式中: r_0, r_k 分别为单自由度模态的时间历程第 1 个和第 k 个时间历程峰值; k 为整数。

5 飞行试验及结果分析

ARJ21-700 飞机是我国自主研发的中、短程支线飞机。该机采用双圆切面机身、下单翼、尾吊两台 CF34-10A 涡扇发动机、T 型尾翼、前三点式可收放起落架布局,采用较大后掠角的超临界机翼。该机完全按照 CCAR-25 部进行合格审定试飞,颤振试飞是其中一个重要的科目。ARJ21-700 飞机颤振试飞共完成 37 个状态点 24 个架次的试飞。

利用上文所述模态参数辨识方法,在四个高度的所有试验点上,得到主要模态的频率和阻尼。典型高度下机翼对称一弯和反对称一弯模态频率 (f) 和阻尼 (g) 随马赫数 (Ma) 的变化曲线如图 8 和图 9 所示。

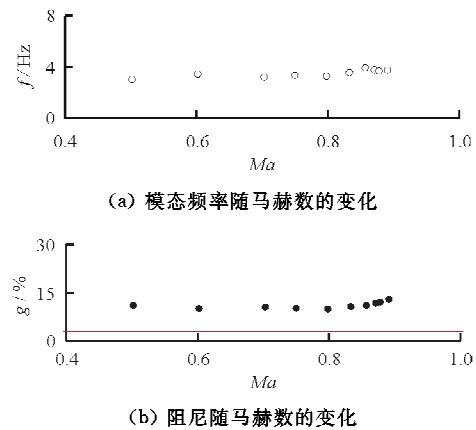


图 8 典型高度机翼对称一弯模态 f - Ma - g 曲线
Fig. 8 1st symmetric wing bending mode f - Ma - g curve in typical height

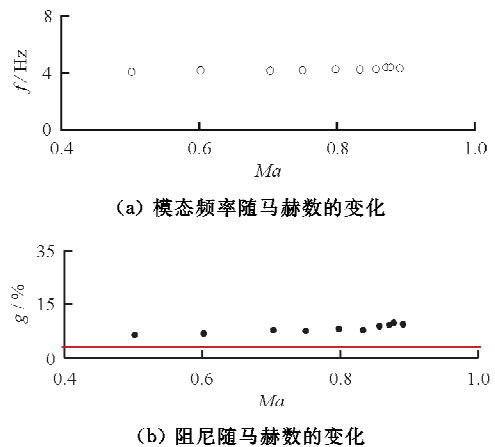


图 9 典型高度机翼反对称一弯模态 f - Ma - g 曲线
Fig. 9 1st antisymmetric wing bending mode f - Ma - g curve in typical height

对于无失效、故障或不利条件的正常情况, ARJ21-700飞机在直至 V_D/M_D 的所有速度下关键颤振模态的阻尼均大于0.03,都有适当的阻尼裕量;在接近 V_D/M_D 时,飞机的阻尼未有大幅度迅速减小。

6 结 论

(1) 所选择的试飞方法、激励方法和数据处理方法能够满足ARJ21-700飞机颤振试飞的需要,可为其他民用运输类飞机合格审定颤振试飞提供借鉴。

(2) 颤振试飞过程中,ARJ21-700飞机未出现任何颤振不稳定现象,包括机翼颤振、小翼颤振和尾翼颤振等。

(3) ARJ21-700飞机颤振特性满足CCAR-25.629条款要求。

参考文献

- [1] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
Guan De. Aircraft aeroelasticity manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)
- [2] 《中国民用航空规章》第25部(CCAR-25)[S]. 第三次修正版. 北京: 中国民用航空总局, 2001.
China civil aviation regulations Part 25 (CCAR-25) [S]. 3th ed. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2001. (in Chinese)
- [3] Michael W Kehoe. A historical overview of flight flutter testing[M]. USA: NASA Technical Memorandum 4720, 1995.
- [4] Martin J Brenner, Richard C Link, David F Voracek. Overview of recent flight flutter testing research at NASA dryden[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
- [5] Desforges M J, Cooper J E. Improved flight flutter testing excitation techniques [R]. EOARD Contract F61775-98-WE012, 1998.
- [6] 傅志方. 振动模态分析与参数辨识[M]. 北京: 机械工业出版社, 1990.
Fu Zhifang. Vibration modal analysis and parameters identification[M]. Beijing: China Machine Press, 1990. (in Chinese)
- [7] 张令弥. 振动测试与动态分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
Zhang Lingmi. Vibration test and dynamic analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992. (in Chinese)
- [8] Rixen D J, Farhat C, Peterson L D. Simulation of the continuous parametric identification of an accelerating aeroelastic system [C]. 37th AIAA Aerospace Sciences Meet, 1999.
- [9] 霍幸莉, 田福礼, 裴承鸣. 环境激励下运输类飞机颤振试飞技术研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(1): 22-25.
Huo Xingli, Tian Fuli, Pei Chengming. Research on transport airplane flutter flight test by ambient turbulence excitation[J]. Structure and Environment Engineering, 2011, 38(1): 22-25. (in Chinese)
- [10] 赵淑清. 随机信号分析[M]. 北京: 电子工业出版社, 2011.
Zhao Shuqing. Random signal analysis[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2011. (in Chinese)

作者简介:

卢晓东(1976—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构动力学试飞技术。

霍幸莉(1973—),女,硕士,研究员。主要研究方向:飞机颤振试飞技术。

梁海州(1978—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机颤振试飞技术。

(编辑:马文静)