

颤振边界预测的系统稳定性分析方法

李 扬, 周 丽

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对颤振边界预测方法中的颤振裕度法与自回归滑动平均模型 (ARMA) 稳定性分析方法进行研究, 采用数值仿真算例研究这两种方法受参数识别误差的影响, 采用风洞颤振试验算例对比分析其预测颤振边界的有效性与准确性, 结果表明: ① 颤振裕度法的判据受阻尼比识别误差的影响较小, 相对于阻尼比识别误差更容易受频率识别误差的影响, ARMA 稳定性分析方法的判据相对于颤振裕度法更易受阻尼比识别误差的影响, 颤振裕度法比 ARMA 稳定性分析方法鲁棒性更高; ② 对于机翼弯扭耦合颤振, 两方法的判据变化趋势相近, 相差采样频率 4 次方的数量级, 两者随着风速的增加具有平缓的下降趋势, 有助于较早地预测颤振边界; ③ 对于面内弯曲为主的颤振, ARMA 稳定性分析方法比颤振裕度法适用性更好。

关 键 词: 颤振; 边界预测; 风洞试验; 误差分析; 颤振裕度; 稳定性分析

中图分类号: V216.2⁺4 **文献标志码:** A

Flutter boundary prediction research depending on system stability analysis methods

LI Yang, ZHOU Li

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A research was made on two flutter boundary prediction methods: flutter margin method and auto-regressive and moving average model (ARMA) stability analysis method. The influence of parameter identification errors on the accuracy of boundary prediction was analyzed through numerical simulation case. And the prediction effectiveness of these two methods was analyzed by two wind tunnel flutter tests. The results showed that: (1) the identified damping error had less influence on the criterion of flutter margin method than the identified frequency error, and ARMA stability analysis method was more sensitive to the identified damping error than flutter margin method contrastively, thus the flutter margin method had better robustness than ARMA stability analysis method. (2) For wing bending-torsion coupling flutter, these two criteria had approximate variation curves, which differed in order of magnitude approximating to the biquadrate of the sampling frequency, and good decreasing trends helpful to predict flutter boundary in advance were presented. (3) For in-plane bending flutter, ARMA stability analysis method may have better

收稿日期: 2016-10-31

基金项目: 国家自然科学基金(51475228); 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ13_0146); 机械结构力学及控制国家重点实验室(南京航空航天大学)开放课题资助(MCMS-0517K01); 江苏高校优势学科建设工程资助

作者简介: 李扬(1989—), 男, 博士生, 主要从事颤振信号处理技术研究。

引用格式: 李扬, 周丽. 颤振边界预测的系统稳定性分析方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 980-988. LI Yang, ZHOU Li. Flutter boundary prediction research depending on system stability analysis methods[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 980-988.

applicability than flutter margin method.

Key words: flutter; boundary prediction; wind tunnel test; error analysis; flutter margin; stability analysis

颤振是危险的自激振动,飞机结构一旦发生颤振,将会在极短时间内解体,造成灾难事故,因此,及时有效地预测飞机颤振边界具有十分重要的意义^[1]。

最早的颤振边界预测方法为 Von Schlippe^[2]于 1935 年提出的方法,这里简称 VS 方法。该方法在不同风速下采用频率渐增的激振力激励飞机结构,记录各模态频率的共振振幅,当振幅趋于无穷大时的风速即为颤振临界速度。然而该方法外推时需要测点距离颤振临界点很近,不利于较早地颤振预测。

速度-阻尼比外推方法是颤振试验中最常用的颤振边界预测方法^[3],该方法拟合危险模态的阻尼比随风速变化的曲线,外推阻尼比为零时的风速作为预测的颤振速度^[4-5]。然而该方法仅以阻尼比作为判断依据,容易受阻尼比识别误差的影响而外推失真。此外,对于突发型颤振,由于阻尼比和速度呈现高度非线性关系,速度-阻尼比外推法在远离颤振临界点的情况下,可能无法准确地预测出颤振边界^[6]。

为了克服速度-阻尼比外推方法的缺陷,Zimmerman 与 Weissenburger^[7]根据弯扭耦合的机翼运动方程与 Routh 稳定性判据提出了颤振裕度法,这里简称为 Z-W 方法。在各测量风速下由弯扭模态的参数计算颤振裕度,拟合颤振裕度随风速的变化曲线,外推颤振裕度降为零时的风速即为颤振速度。颤振裕度是由两个耦合模态的频率与阻尼比计算得到,有助于克服速度-阻尼比外推方法易受阻尼比识别误差影响的缺陷。此外,颤振裕度具有一个较平稳的下降趋势,对突发型颤振也能够较低风速进行颤振预测。鉴于颤振裕度法的优越性,许多研究者对其进行了研究与推广。Heeg、Zeng 等^[8-9]进行了风洞试验研究, Lee 等^[10]将该方法应用于飞行试验数据, Poirel 等^[11]结合概率密度函数,将该方法应用到模态参数不确定的情况。

Matsuzaki 和 Ando^[12]采用 ARMA 模型表示颤振系统,提出了一种 ARMA 稳定性分析方法,通过 ARMA 模型参数结合 Jury 判据来确定系统的稳定性。由于所得到的稳定性参数与动压并不呈现单调变化的关系,文献[13]对该方法进行了

改进,提出了一个二自由度系统的稳定性判据,该判据随着风速的增加也具有较平稳的下降趋势,外推该判据降为零时的风速为颤振速度,能够在较低风速进行颤振预测^[14]。

考虑到参数识别误差对稳定性判据计算结果的影响,本文将进一步对比分析 Z-W 方法与 AR-MA 稳定性分析方法,采用仿真算例研究参数识别误差对这两种方法的影响。Z-W 方法是在弯扭耦合颤振机翼模型的基础上推导得到,因此本文还将通过弯扭耦合颤振类型与非弯扭耦合颤振类型的两个试验算例对比分析上述两种方法预测颤振边界的有效性与准确性。

1 Z-W 方法

Z-W 方法从二元机翼动力学模型出发,结合 Routh 稳定性分析,得到了弯扭耦合颤振的稳定性判据 F_m ,其推导过程如下:

二元机翼的动力学模型为

$$m\ddot{h} = -k_h(h - x\alpha) - L$$

$$I_c\ddot{\alpha} = -k_a\alpha + k_h(h - x\alpha)x + M_c \quad (1)$$

式中 m 为单位展长机翼质量; h 、 α 分别为机翼沉浮和俯仰自由度; k_h 、 k_a 分别为拉伸与扭转的刚度系数, x 为重心到刚心的距离, I_c 为单位展长机翼对刚心的转动惯量。升力和弯矩分别为

$$L = C_{l\alpha}q \left[a_1\alpha + a_2\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + a_3\left(\frac{\dot{\alpha}}{V}\right) \right]$$

$$M_c = C_{l\alpha}q \left[b_1\alpha + b_2\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + b_3\left(\frac{\dot{\alpha}}{V}\right) \right] \quad (2)$$

式中 $C_{l\alpha}$ 为升力系数, a 与 b 为反应翼型的几何常数, q 为动压, V 为风速。

将式(2)代入式(1)得到

$$m\ddot{h} + C_{l\alpha}qa_2\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + k_hh + C_{l\alpha}qa_3\left(\frac{\dot{\alpha}}{V}\right) + (C_{l\alpha}qa_1 - k_hx)\alpha = 0 \quad (3)$$

$$I_c\ddot{\alpha} - C_{l\alpha}qb_3\left(\frac{\dot{\alpha}}{V}\right) - C_{l\alpha}qb_2\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + (k_a + k_hx^2 - C_{l\alpha}qb_1)\alpha - (k_hx)h = 0 \quad (4)$$

令 $P = d/dt$ 得到

$$\left(P^2 + \frac{a_2}{m} \cdot \frac{C_{l\alpha}q}{V}P + \frac{k_h}{m} \right)h +$$

$$\left(\frac{a_3}{m} \cdot \frac{C_{l\alpha}q}{V}P + \frac{a_1}{m}C_{l\alpha}q - \frac{k_hx}{m} \right)\alpha = 0 \quad (5)$$

$$-\left(\frac{b_2}{I_c} \cdot \frac{C_{la}q}{V}P + \frac{k_h x}{I_c}\right)h + \frac{k_a + k_h x^2}{I_c} + \left(P^2 - \frac{b_3}{I_c} \cdot \frac{C_{la}q}{V}P - \frac{b_1}{I_c}C_{la}q\right)\alpha = 0 \quad (6)$$

消去未知数 h , 进而简化为一个关于 α 的方程

$$(P^4 + A_3P^3 + A_2P^2 + A_1P + A_0)\alpha = 0 \quad (7)$$

式(7)的解可表示为

$$\alpha = \sum_{j=1}^{j=4} \alpha_{0j} e^{s_j t} \quad (8)$$

式中 α_{0j} 为常数, 而 s_j 为其对应的特征方程的 4 个根。特征方程如下:

$$s^4 + A_3s^3 + A_2s^2 + A_1s + A_0 = 0 \quad (9)$$

它的解 s_j 可以写成如下形式:

$$s_j = \beta_j + i\omega_j \quad (10)$$

又因为特征方程的系数都是实数, 所以这些解可以写成

$$\begin{aligned} s_{1,2} &= \beta_1 \pm i\omega_1 \\ s_{3,4} &= \beta_2 \pm i\omega_2 \end{aligned} \quad (11)$$

因此, 特征方程可以改写成

$$\prod_{j=1}^2 [s - (\beta_j + i\omega)] [s - (\beta_j - i\omega)] = 0 \quad (12)$$

将式(12)与方程(9)进行对比, 可得

$$\begin{cases} A_3 = -2(\beta_1 + \beta_2) \\ A_2 = (\beta_1^2 + \omega_1^2) + (\beta_2^2 + \omega_2^2) + 4\beta_1\beta_2 \\ A_1 = -2[\beta_1(\beta_2^2 + \omega_2^2) + \beta_2(\beta_1^2 + \omega_1^2)] \\ A_0 = (\beta_1^2 + \omega_1^2)(\beta_2^2 + \omega_2^2) \end{cases} \quad (13)$$

在稳定性边界处, 其中的一个实部 β 将会变为 0。令 β 中的某一个变为 0, 则根据 Routh 稳定性判据, 特征方程的系数在稳定性边界处(颤振临界处)有如下关系:

$$A_2(A_1/A_3) - (A_1/A_3)^2 - A_0 = 0 \quad (14)$$

将其改写成

$$\left[\left(\frac{A_2}{2}\right)^2 - A_0\right] - \left[\frac{A_2}{2} - \frac{A_1}{A_3}\right]^2 = 0 \quad (15)$$

可以定义一个判据

$$F_m = \left[\left(\frac{A_2}{2}\right)^2 - A_0\right] - \left[\frac{A_2}{2} - \frac{A_1}{A_3}\right]^2 \quad (16)$$

将方程(13)代入方程(16)就可以得到判据与模态频率和阻尼比的关系

$$\begin{aligned} F_m &= \left(\frac{\omega_2^2 - \omega_1^2}{2} + \frac{\zeta_2^2 - \zeta_1^2}{2}\right)^2 + \\ &4\zeta_1\zeta_2\left[\frac{\omega_2^2 + \omega_1^2}{2} + 2\left(\frac{\zeta_2^2 + \zeta_1^2}{2}\right)\right] - \\ &\left[\frac{\zeta_2 - \zeta_1}{\zeta_2 + \zeta_1} \cdot \frac{\omega_2^2 - \omega_1^2}{2} + 2\left(\frac{\zeta_2^2 + \zeta_1^2}{2}\right)\right]^2 \end{aligned} \quad (17)$$

该颤振裕度与动压具有如下关系式:

$$F_m = B_2q^2 + B_1q + B_0 \quad (18)$$

式中 ω 为模态频率, ζ 为模态阻尼比, B 为多项式的系数, q 为动压。由于动压正比于风速的平方, 因此如果拟合判据与风速的曲线, 则需要对风速平方进行拟合, 其关系式如下:

$$F_m = C_2V^4 + C_1V^2 + C_0 \quad (19)$$

2 ARMA 稳定性分析方法

Matsuzaki 等提出了基于非平稳测量数据的颤振边界预测方法^[12], 采用 ARMA 模型表示紊流激励的系统如下:

$$A(z^{-1})y(k) = B(z^{-1})e(k) \quad (20)$$

式中 $A(z^{-1}) = a_n + a_{n-1}z^{-1} + \dots + a_0z^{-n}$ 为模型的 AR 项, $B(z^{-1}) = b_m + b_{m-1}z^{-1} + \dots + b_0z^{-m}$ 为 MA 项。

根据响应数据可以进行 ARMA 模型参数的估计, 进而得到系统的特征方程式

$$G(z) = a_nz^n + a_{n-1}z^{n-1} + \dots + a_0 \quad (21)$$

根据 Jury 稳定性判据得到系统稳定检验参数

$$F^-(n-1) = \det(\mathbf{X}_{n-1} - \mathbf{Y}_{n-1}) \quad (22)$$

式中

$$\mathbf{X}_k = \begin{bmatrix} a_n & \cdots & a_{n-k+1} \\ 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & a_n \end{bmatrix}, \mathbf{Y}_k = \begin{bmatrix} a_{k-1} & \cdots & a_0 \\ \vdots & \ddots & 0 \\ a_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

当颤振发生时, $F^-(n-1)$ 会减小为零。然而 $F^-(n-1)$ 并不是一个预测颤振动压的良好指标, 随着动压的增大, $F^-(n-1)$ 在低速压时会逐渐增大, 不利于提前预测颤振边界。为了克服这种缺陷, Torii 和 Matsuzaki^[13] 针对二元颤振系统提出了如下颤振预测判据:

$$F_z = \frac{F^-(3)}{F^-(1)^2} = \frac{\det(\mathbf{X}_3 - \mathbf{Y}_3)}{(a_4 - a_0)^2} \quad (24)$$

该稳定性判据随着颤振边界的靠近逐渐降低至零, 有助于颤振边界的提前预测。

3 两方法的关系

对于弯扭耦合二元机翼模型, 根据 Tustin 变换^[15], 有

$$s^n = \left(\frac{2}{T} \cdot \frac{z-1}{z+1}\right)^n \quad (25)$$

式中 T 为采样时间间隔。

将式(25)代入式(9)得到相应的离散时间域

的特征方程式

$G(z) = a_4 z^4 + a_3 z^3 + a_2 z^2 + a_1 z^1 + a_0 \tag{26}$

并得到两个特征方程式系数之间的关系

$$\begin{cases} a_4 = A_0\left(\frac{T}{2}\right)^4 + A_1\left(\frac{T}{2}\right)^3 + A_2\left(\frac{T}{2}\right)^2 + A_3\left(\frac{T}{2}\right) + 1 \\ a_3 = 4A_0\left(\frac{T}{2}\right)^4 + 2A_1\left(\frac{T}{2}\right)^3 - 2A_3\left(\frac{T}{2}\right) - 4 \\ a_2 = 6A_0\left(\frac{T}{2}\right)^4 - 2A_2\left(\frac{T}{2}\right)^2 + 6 \\ a_1 = 4A_0\left(\frac{T}{2}\right)^4 - 2A_1\left(\frac{T}{2}\right)^3 + 2A_3\left(\frac{T}{2}\right) - 4 \\ a_0 = A_0\left(\frac{T}{2}\right)^4 - A_1\left(\frac{T}{2}\right)^3 + A_2\left(\frac{T}{2}\right)^2 - A_3\left(\frac{T}{2}\right) + 1 \end{cases} \tag{27}$$

将得到的系数代入式(23)与式(24),可得到

$F_z = \frac{T^4(-A_1^2 + A_1A_2A_3 - A_0A_3^2)}{\left[A_3 + A_1\left(\frac{T}{2}\right)^2\right]^2} \tag{28}$

当采样间隔 T 较小时, $A_1\left(\frac{T}{2}\right)^2$ 忽略不计, 因此式(28)可近似为

$F_z \approx T^4\left[-\left(\frac{A_1}{A_3}\right)^2 + A_2\left(\frac{A_1}{A_3}\right) - A_0\right] \tag{29}$

对比式(29)与式(14),可以得到二元机翼弯扭耦合颤振模型中稳定性判据 F_z 与颤振裕度 F_m 之间的关系

$F_z \approx T^4 F_m \tag{30}$

因此,对于典型的机翼弯扭耦合颤振,稳定性判据 F_z 与颤振裕度 F_m 将具有近似的变化曲线,两者近似相差采样频率四次方的数量级,并且采样频率越大,式(28)中 $A_1\left(\frac{T}{2}\right)^2$ 造成的影响越小, F_m 与 F_z 的变化曲线越接近。

4 仿真算例分析

建立某单独机翼的梁架有限元模型,由主要模态的参数计算了不同风速下的颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z ,并增加了不同的模态参数识别误差以研究识别误差对 F_m 与 F_z 的影响情况。

单独机翼的梁架有限元模型如图 1 所示,空气密度为 1.225 kg/m^3 ,翼根固支。采用经典的颤振计算 p - k 法在 Nastran 软件中进行了机翼的颤振计算,得到该模型的主要固有模态及颤振特性见表 1,其速度-频率图与速度-阻尼系数图如图

2 与图 3 所示。该模型颤振型态为弯扭耦合引起的颤振,颤振速度为 336.26 m/s ,颤振频率为 12.1 Hz 。

图 3 中,机翼颤振模态分支一扭模态的阻尼比在 310 m/s 后才具有趋于零的趋势,采用速度-



图 1 机翼梁架有限元模型
Fig. 1 Wing beam frame finite element model

表 1 主要固有模态及颤振特性
Table 1 Main natural mode and flutter characteristics

参数		数值及说明
固有模态	机翼垂直一弯频率/Hz	2.78
	机翼垂直二弯频率/Hz	7.61
	机翼面内一弯频率/Hz	8.12
	小翼垂直一弯频率/Hz	15.56
	机翼一扭频率/Hz	18.83
	副翼翻转频率/Hz	26.95
颤振特性	颤振速度/(m/s)	336.26
	颤振频率/Hz	12.099
	颤振模态	机翼一扭 机翼垂直一弯、 二弯与机翼一扭模态耦合
	颤振机理	

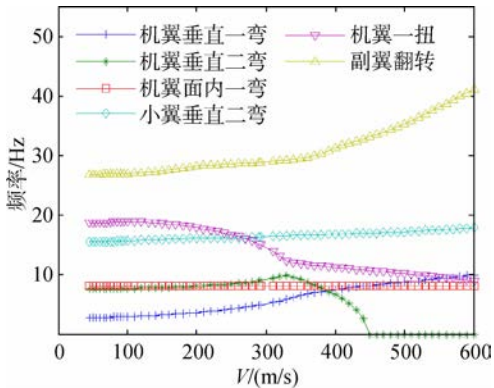


图 2 速度-频率图
Fig. 2 Graph of velocity-frequency

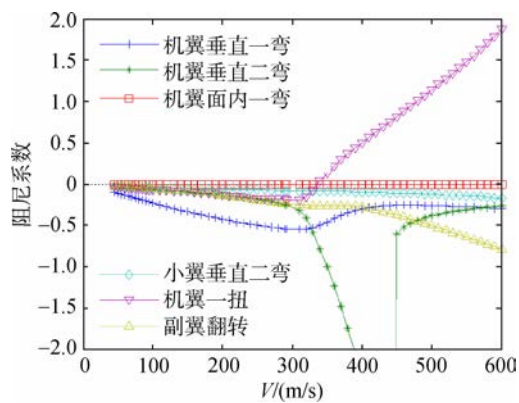


图 3 速度-阻尼系数图
Fig. 3 Graph of velocity-damping

阻尼比法无法较早地预测颤振边界。由主要模式的参数计算了不同风速下的颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z ,垂直二弯与一扭两支模态的稳定性判据具有明显的下降趋势,这两支模态计算得到的颤振裕度 F_m 如图 4 所示,计算得到不同采样频率下的稳定性判据 F_z 如图 5 与图 6 所示。由图 4 至图 6 可以发现,在很低的速度时,气动力影响较弱, F_m 与 F_z 不会呈线性降低趋势。在此之后, F_m 与 F_z 随着风速的递增近似线性地平稳降低,并在颤振点处降低至零。对比图 4 与图 5, F_m 与 F_z 之比约为 10^{12} ,对比图 4 与图 6, F_m 与 F_z 之比约为 10^8 ,近似为采样频率的四次方。

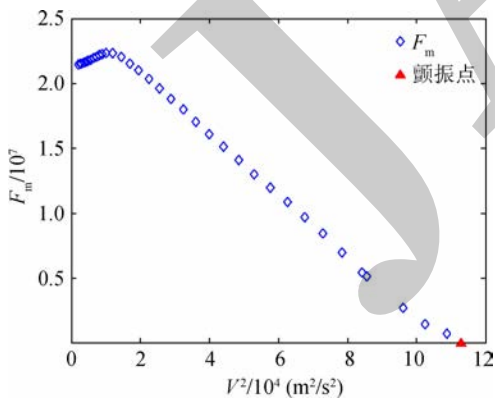


图 4 颤振裕度随风速平方变化曲线
Fig. 4 Curve of flutter margin vs airspeed squared

由于测量噪声、空气紊流与识别方法等多方面的影响,在参数识别的过程中不可避免地会产生识别误差,将会影响颤振边界的外推结果。为了降低这些误差,Copper^[16]综合考虑了虚假模态的影响,唐炜等^[17]采用了频域子空间辨识方法识别模态参数。而 Koenig^[18]在分析了大量的算法后指出,由于各种干扰的影响,即使识别良好,也将达到 2% 的频率误差与 30% 的阻尼比误差。为

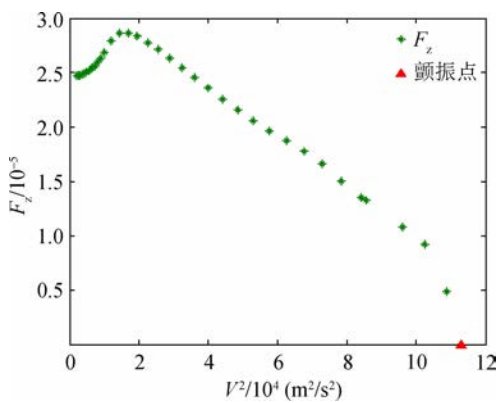


图 5 采样频率为 1 kHz 时的判据 F_z 曲线
Fig. 5 Curve of criterion F_z at 1 kHz sampling frequency

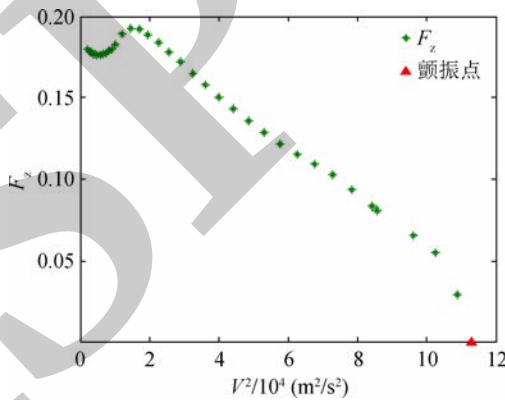


图 6 采样频率为 100 Hz 时的判据 F_z 曲线
Fig. 6 Curve of criterion F_z at 100 Hz sampling frequency

了研究文中判据的抗误差干扰能力,结合文献[18]提出的误差量,对机翼垂直二弯、一扭两支模态的稳定性判据进行了误差影响分析,对模态参数的理论值附加了不同的最大允许误差,计算了频率误差为 2% 和 5%,阻尼比误差为 20% 和 50% 的情况,如图 7 与图 8 所示。

由图 7 与图 8 所示,对于相同的频率误差,阻尼比误差从 20% 增大到 50% 对颤振裕度 F_m 影响不大;对于相同的阻尼比误差,频率误差从 2% 增大到 5%, F_m 的曲线振荡明显变大。这说明颤振裕度 F_m 受阻尼比识别误差的影响较小,相对于阻尼比识别误差更容易受频率识别误差的影响。同样可知,稳定性判据 F_z 相对于阻尼比识别误差也更容易受频率识别误差的影响。而对比 F_m 曲线与 F_z 曲线可以发现,稳定性判据 F_z 相对于 F_m 更易受阻尼比识别误差的影响。在实际的模态参数识别过程中,频率识别结果一般较为准

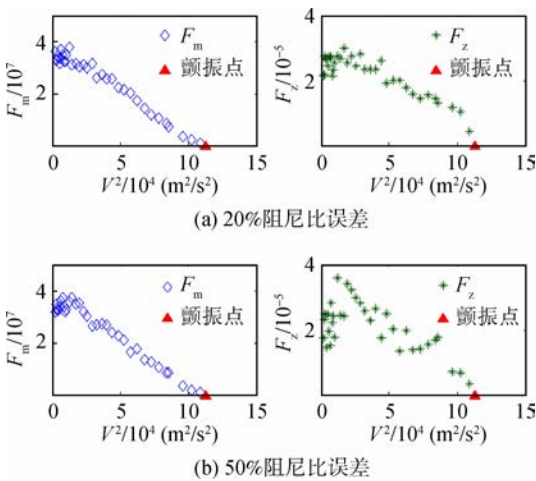


图 7 频率识别误差为 2% 时的稳定性判据曲线
Fig. 7 Curve of the stability criterion with 2% frequency error

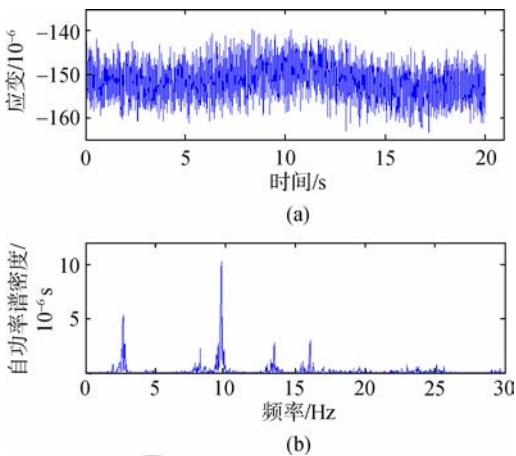


图 9 机翼扭转响应及自功率谱图
Fig. 9 Wing twist response and auto-power spectrum

验模态分解,采用自然激励技术^[20]提取分解信号的自由衰减信号,最后采用矩阵束方法^[21]识别模态参数,识别得到 15~26 m/s 共 8 个测量风速下的模态参数。其主要模态的模态频率如图 10 所示,模态阻尼比如图 11 所示。由图 10 与图 11 可以发现,频率识别值的振荡较小,准确性较高,阻尼比识别值振荡较大,具有一定的误差。

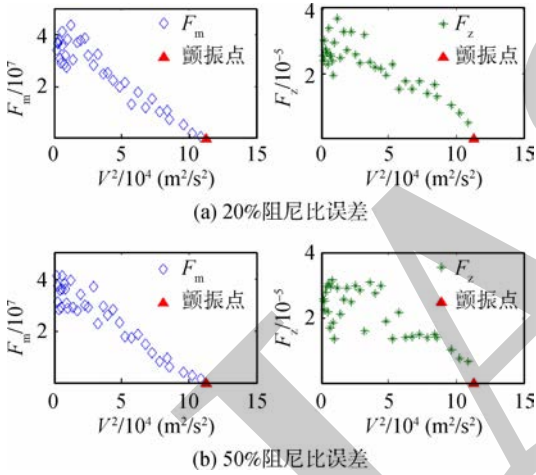


图 8 频率识别误差为 5% 时的稳定性判据曲线
Fig. 8 Curve of the stability criterion with 5% frequency error

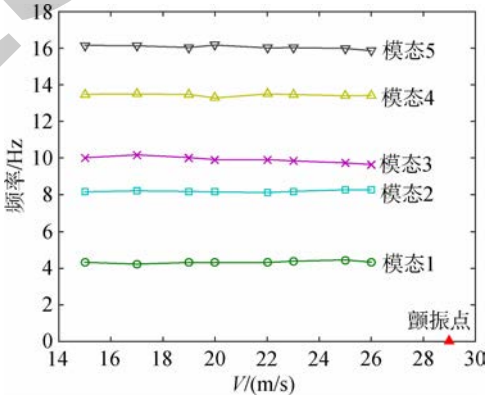


图 10 主要模态的频率识别值
Fig. 10 Frequency identifications of main mode

确,阻尼比识别结果误差相对较大,这种情况下更适合颤振裕度 F_m 的准确计算,因此 F_m 比 F_z 具有更好的鲁棒性。

5 试验算例分析

5.1 试验 1

对某机翼模型进行了低速风洞颤振试验,采样频率为 1 kHz,颤振速度已测为 29 m/s,颤振频率为 9.6 Hz,颤振类型为弯扭耦合颤振。在颤振发生前对机翼垂直弯曲、机翼面内弯曲、机翼扭转 3 个测点进行了模态参数识别与颤振边界预测。某风速下机翼扭转的响应及自功率谱图如图 9 所示。

采用 Hilbert-Huang 变换^[19]对信号进行经

根据识别得到的模态参数分别计算了不同模态组合的颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z ,对下降趋势明显的组合采用二次多项式曲线拟合了两个判据与风速平方的曲线。如图 12 与图 13 所示,颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z 之比约为 10^{12} ,近似为采样频率的 4 次方。图 12 外推得到预测的颤振边界为 29.47 m/s,图 13 外推得到的颤振边界为 28.96 m/s,预测结果与实际的颤振速度 29 m/s 吻合,表明 F_m 与 F_z 能够在较低的亚临界速度预测机翼弯扭耦合颤振的颤振边界。

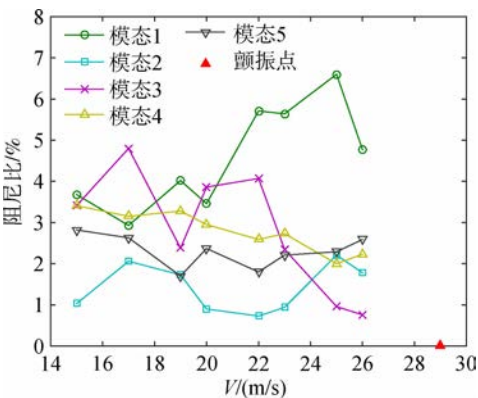


图 11 主要模态的阻尼比识别值
Fig. 11 Damping identification of main mode

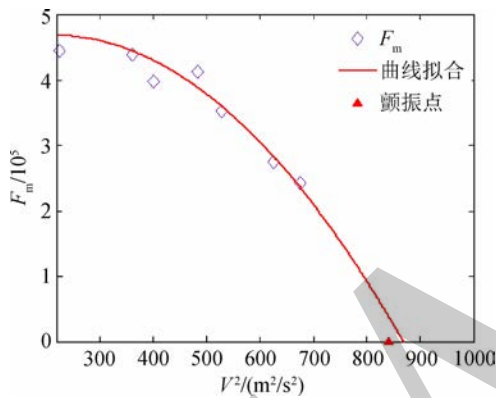


图 12 颤振裕度的拟合曲线
Fig. 12 Fitting curve of flutter margin

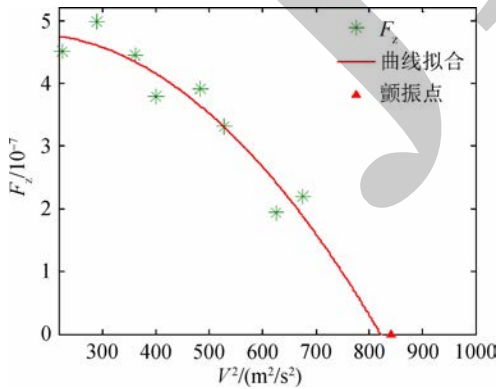


图 13 稳定性判据 F_z 的拟合曲线
Fig. 13 Fitting curve of stability criterion F_z

5.2 试验 2

对某机翼模型进行了低速风洞颤振试验,采样频率为 256 Hz,颤振速度已测为 40.8 m/s,颤振频率为 6.2 Hz,颤振类型为机翼面内弯曲为主的颤振。在颤振发生前对机翼垂直弯曲、机翼面

内弯曲、机翼扭转 3 个测点进行了模态参数识别与颤振边界预测。采用与试验一相同的模态参数识别方法,识别得到 39.0~40.5 m/s 共 6 个测量风速下的模态参数。其主要模态的模态频率如图 14 所示,模态阻尼比如图 15 所示。由图 14 与图 15 可以发现,频率识别值的振荡较小,识别较为准确,阻尼比识别值振荡较大,具有一定的误差。

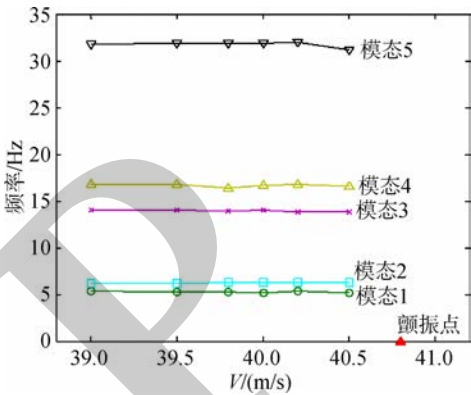


图 14 主要模态的频率识别值
Fig. 14 Frequency identifications of main mode

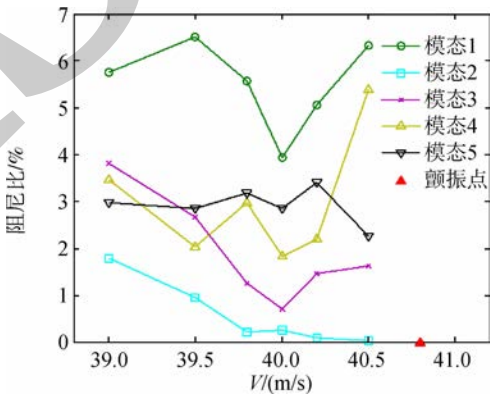


图 15 主要模态的阻尼比识别值
Fig. 15 Damping identifications of main mode

根据识别得到的模态参数分别计算了不同模态组合的颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z 。由图 15 可知,第二支模态的阻尼比有逐渐下降至零的趋势,因此由第二支模态分别与其他模态计算得到稳定性判据曲线。图 16 给出了 F_m 随风速变化的曲线,可以发现,计算得到各 F_m 下降趋势不明显。图 17 给出了 F_z 随风速变化的曲线,可以发现,稳定性判据 F_z 随着风速的增加有明显的下降趋势,并在实际颤振速度点降低至零。因此,对于非弯扭耦合的颤振类型,稳定性判据 F_m 有可能无法提前预测颤振,而判据 F_z 则具有更好的适用性。

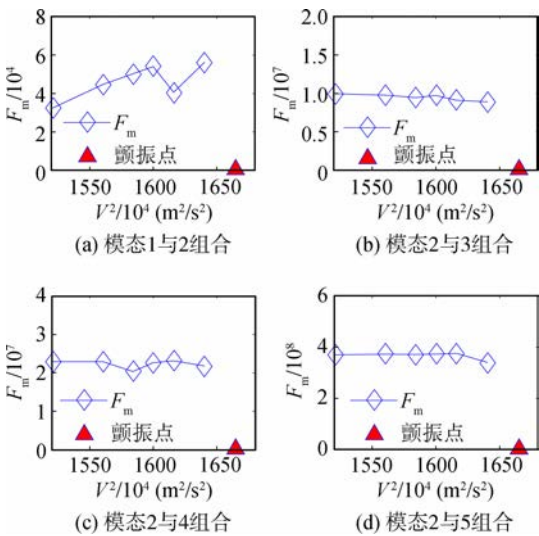


图 16 颤振裕度曲线

Fig. 16 Curve of flutter margin

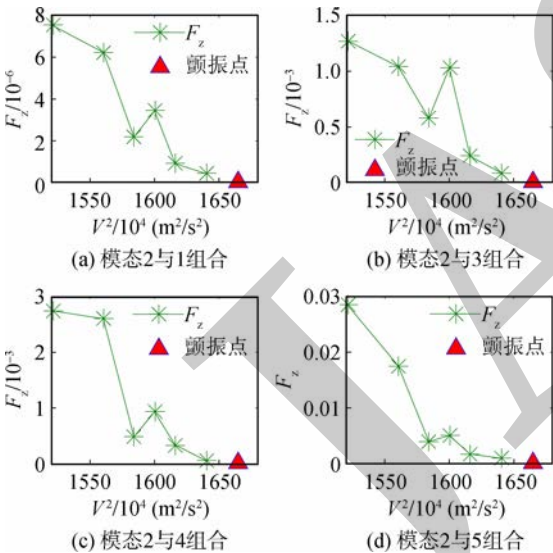


图 17 稳定性判据 F_z 曲线

Fig. 17 Curve of stability criterion F_z

6 结 论

1) 数值仿真结果表明,在保持阻尼比识别误差不变时,增大频率识别误差会显著增大颤振裕度 F_m 与稳定性判据 F_z 的结果误差;在保持频率识别误差不变时,增大阻尼比识别误差对颤振裕度 F_m 影响较小,对稳定性判据 F_z 影响较大。因此颤振裕度 F_m 受阻尼比识别误差的影响较小,相对于阻尼比识别误差更容易受频率识别误差的影响。而稳定性判据 F_z 相对于 F_m 更易受阻尼比识别误差的影响。在实际的模式参数识别过程

中,频率识别结果一般较为准确,阻尼比识别结果误差相对较大,这种情况更适合颤振裕度 F_m 的准确计算,因此 F_m 比 F_z 具有更好的鲁棒性。

2) 试验 1 结果表明,对于机翼弯扭耦合颤振,稳定性判据 F_z 与颤振裕度 F_m 具有近似的变化曲线,相差采样频率四次方的数量级,两者随着风速的增加具有良好的下降趋势,有助于在较低的亚临界速度提前预测颤振边界。

3) 在试验 2 中,对于面内弯曲为主的颤振类型,稳定性判据 F_m 没有随着风速增加明显下降的趋势。因此,对于非弯扭耦合的颤振类型,稳定性判据 F_z 比颤振裕度 F_m 具有更好的适用性。

参考文献:

[1] 李扬,周丽,杨秉才.基于自然激励技术的颤振边界预测[J].航空动力学报,2016,31(11):2744-2749.
LI Yang,ZHOU Li,YANG Bingcai. Flutter boundary prediction based on natural excitation technique[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(11):2744-2749. (in Chinese)
[2] SCHLIPPE B V. The question of spontaneous wing oscillation:determination of critical velocity through flight-oscillation tests[J]. Luftfahrtforschung,1936,13(2):41-45.
[3] DIMITRIADIS G,COPPER J E. Flutter prediction from flight flutter test data[J]. Journal of Aircraft,2001,38(2):355-367.
[4] COOPER J E,EMMET P R,WRIGHT J,et al. Envelope function:a tool for analyzing flutter data[J]. Journal of Aircraft,1993,30(5):785-790.
[5] WALLKER R,GUPTA N. Real-time flutter analysis[R]. NASA-CR-170412,1984.
[6] 张伟伟,钟华寿,肖华,等.颤振飞行试验的边界预测方法回顾与展望[J].航空学报,2015,36(5):1367-1384.
ZHANG Weiwei,ZHONG Huashou,XIAO Hua,et al. Review and prospect of flutter boundary prediction methods for flight flutter testing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(5):1367-1384. (in Chinese)
[7] ZIMMERMAN N H,WEISSENBURGER J T. Prediction of flutter onset speed based on flight testing at subcritical speeds[J]. Journal of Aircraft,1964,1(4):190-202.
[8] HEEG J. Stochastic characterization of flutter using historical wind tunnel data[R]. AIAA-2007-1769,2007.
[9] ZENG J,KUKREJA S L. Flutter prediction for flight/wind-tunnel flutter test under atmospheric turbulence excitation[J]. Journal of Aircraft,2013,50(6):1696-1709.
[10] LEE B H K,BEN-NETICHA Z. Analysis of flight flutter test data[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal,2002,38(4):156-163.
[11] POIREL D,DUNN S,PORTER J. Flutter-margin method accounting for modal parameter uncertainties[J]. Journal of Aircraft,2005,42(5):1236-1243.
[12] MATSUZAKI Y,ANDO Y. Estimation of flutter bounda-

ry from random responses due to turbulence at subcritical speeds[J]. *Journal of Aircraft*, 1981, 18(10): 826-868.

[13] TORII H, MATSUZAKI Y. Flutter margin evaluation for discrete-time systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 38(1): 42-47.

[14] MCNAMARA A, J. J., FRIEDMANN P. P. Flutter-boundary identification for time-domain computational aerelasticity[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(7): 1546-1555.

[15] VINAGRE B, PODLUBNY I, HERNANDEZ A, et al. Some approximations of fractional order operators used in control theory and applications[J]. *Fractional Calculus and Applied Analysis*, 2000, 3(3): 231-248.

[16] COPPER J E. Parameter estimation methods for flight flutter testing [R]. Rotterdam: the 80th Meeting of AGARD Structures and Materials Panel, AGARD-CP-556, 1995.

[17] 唐炜, 史忠科. 飞机颤振模态参数的频域子空间辨识[J]. *航空学报*, 2007, 28(5): 1175-1180.
TANG Wei, SHI Zhongke. Subspace identification in frequency-domain applied to aircraft flutter modal parameter identification[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(5): 1175-1180. (in Chinese)

[18] KOENIG K. Pretension and reality of flutter-relevant tests [R]. Rotterdam: the 80th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, AGARD-CP-566, 1995.

[19] 沈路, 李俊生, 王鸿钧, 等. 改进 Hilbert-Huang 变换在齿轮故障诊断中的应用[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(8): 1899-1903.
SHEN Lu, LI Junsheng, WANG Hongjun, et al. Application of improved Hilbert-Huang transform method in gear fault diagnosis[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(8): 1899-1903. (in Chinese)

[20] 钟兢军, 董聪. 环境激励下识别结构模态自然激励-时域分解法[J]. *振动与冲击*, 2013, 32(18): 121-125.
ZHONG Junjun, DONG Cong. Natural excitation technique-time domain decomposition algorithm for structural modal identification under ambient excitations[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2013, 32(18): 121-125. (in Chinese)

[21] 谭博, 侯玉, 郑华, 等. 一种改进的矩阵束模态参数估计方法[J]. *西北工业大学学报*, 2014, 32(3): 486-490.
TAN Bo, HOU Yu, ZHENG Hua, et al. An improved matrix pencil algorithm for modal parameter identification [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(3): 486-490. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)