

# 体自由度颤振飞行试验的边界预测方法研究

雷鹏轩, 吕彬彬, 郭洪涛, 余立, 陈德华

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 体自由度颤振频率低, 参与颤振的模态频率在亚临界状态往往已经极为接近, 加之基于大气紊流激励的颤振飞行试验数据信噪比通常较低, 增加了体自由度颤振飞行试验模态辨识以及颤振预测的难度。对此提出了一种基于 Matrix Pencil 模态辨识方法的体自由度颤振预测方法。通过随机减量技术对输出响应信号进行系集平均, 得到随机衰减标记; 运用 Matrix Pencil 方法拟合随机衰减标记获取模态参数, 并通过频率和阻尼稳定判据筛选真实模态, 再通过阻尼比与颤振稳定性判据变量外插获取颤振点。通过对仿真数据与试验数据的应用, 可得到以下结论: Matrix Pencil 模态辨识方法能有效辨识密集的颤振模态, 并获得清晰的模态辨识稳态图。基于阻尼比及稳定性判据变量外插获得的颤振预测结果较为合理, 其中 DTFM (Discrete-Time Flutter Margin) 判据变量的下降趋势更明显, 外插结果与试验值更接近。该方法适用于体自由度颤振飞行试验的亚临界预测。

**关键词:** 体自由度颤振; 模态辨识; 颤振预测; 飞行试验; Matrix Pencil 方法

**中图分类号:** V211.47 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2022)01-0202-07

**DOI:** 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2022.01.022

## 引言

飞翼飞行器刚体短周期模态频率高, 易与一阶弹性弯曲模态耦合发生一种特殊的颤振——体自由度颤振<sup>[1]</sup>。体自由度颤振的试验研究需要准确模拟刚体自由度。受洞壁尺寸限制, 在风洞中开展动力相似模型的自由飞试验是困难的。若仅模拟若干关键刚体自由度, 也将不可避免地引入支撑结构阻力的不利影响, 因此飞行试验成为其最有效的研究手段<sup>[2-3]</sup>。目前国外已将飞行试验列为体自由度颤振研究的主要手段, 如 2010 年 AFRL 联合洛·马公司提出了建立 X-56A 飞行演示平台 (Multi-Utility Technology Testbed, MUTT) 计划<sup>[4-5]</sup>, 其目的之一就是研究体自由度颤振。2015 年美国明尼苏达大学开展了飞翼外形 (mAEWing1, mAEWing2) 体自由度颤振飞行试验研究<sup>[6-10]</sup>。

在颤振试验 (飞行、风洞) 中, 紊流激励是常用的激励方式之一。该方式不需要外部激励部件, 易于实现且更贴近于飞行器真实状态。Scott 等<sup>[11]</sup>、Gu 等<sup>[12]</sup>、刘基海等<sup>[13]</sup>以及黄超等<sup>[14-15]</sup>都在体自由度颤振风洞试验中采用了紊流激励的试验方案, 其中 Huang 将 ARMA 模态辨识方法应用于体自由度颤振预测当中。但由于紊流激励不充分, 仅使用了来

流速度高于 30 m/s 的几个阶梯, 同时辨识结果散度也较大, 且缺乏试验直接获得的颤振点进行验证。紊流激励虽然易于实施, 但试验数据信噪比往往较低, 对于飞行试验还存在一定的非平稳特性, 且数据量有限。这些都对于基于飞行试验数据的颤振亚临界预测提出了较高要求<sup>[16]</sup>。此外, 现有的体自由度颤振试验数据反映出, 即使在距离颤振边界较远的亚临界状态, 参与颤振的模态频率也极为接近。这进一步加大了模态辨识与颤振预测的难度。

针对体自由度颤振飞行试验中数据信噪比低、模态密集的特点, 本文提出了一种适用于紊流激励的体自由度颤振亚临界预测方法, 并基于已开展的体自由度颤振飞行试验数据, 对颤振预测方法进行了验证。

## 1 亚临界预测方法

本文提出了一种适用于紊流激励的颤振亚临界预测方法, 并将其应用于飞行试验下的体自由度颤振预测。首先, 通过随机减量分析对输出响应信号进行系集平均, 得到随机减量标记; 其次, 运用 Matrix Pencil 方法拟合随机减量标记获取模态参数<sup>[17]</sup>; 最后, 通过阻尼比以及稳定性判据变量外插颤振临界点。

### 1.1 随机减量分析

随机减量法是以一定的初始电平  $U_0$  (初始位移) 为条件, 采集经过滤波的一组模型响应子样数据  $U_1(t), U_2(t), \dots, U_N(t)$  (如图 1(a) 所示), 经过集系平均, 消除由风洞噪声、电磁干扰等产生的随机响应  $R(t)$  (图 1(c)), 保留因为初始条件产生的有效物理振动响应  $S(t)$  (如图 1(b))。平均后由噪声引起的强迫随机响应的均方根为:

$$\sigma_{R(t)} = \left[ \frac{1}{N} \overline{U^2(t)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

式中  $N$  为子样数 (即平均数);  $\overline{U^2(t)}$  为响应的均方值。

当规定初始位移作为子样截取的初始条件时, 经集系平均后, 因为正负初始速度出现的概率相等, 所以由初始速度引起的脉冲响应相互抵消。因此  $S(t)$  中实际只包含由初始位移引起的气动力激励响应。可见, 随着平均数  $N$  的加大,  $R(t)$  将趋近于零, 系集平均结果  $U(t)$  (称为随机衰减标记) 趋近于瞬时响应  $S(t)$ 。瞬时响应可能是单型态的; 也可能有两个频率接近的型态 (如图 2 所示)。

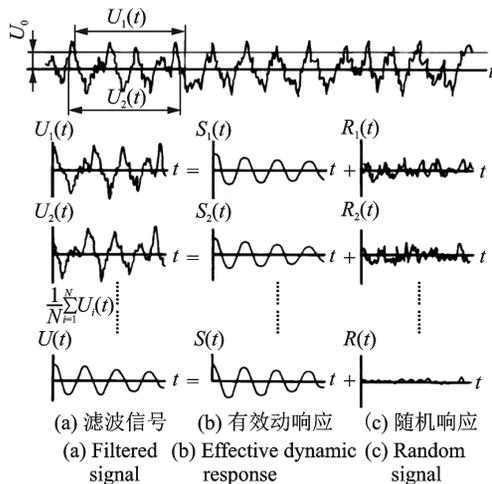


图 1 随机减量法原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of random decrement technique

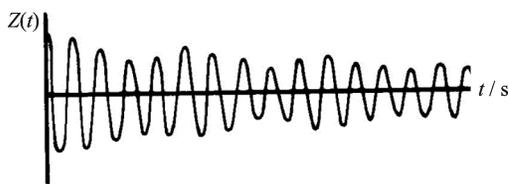


图 2 包含两个频率相近信号的随机衰减标记

Fig. 2 Random attenuation markers containing two signals with close frequency

### 1.2 Matrix Pencil 方法

对于一个具有  $M$  自由度的弹性系统来说, 其振动运动微分方程为:

$$M\ddot{x} + G\dot{x} + Kx = F(t) \quad (2)$$

式中  $M, K$  和  $G$  分别表示质量、刚度和阻尼矩阵。结构上任意点的自由响应可表示为:

$$x(t) = \sum_{i=1}^M A_i \exp(s_i t) \quad (3)$$

式中  $s_i$  为复数。可用复指数参数模型来表征采样长度为  $N$  的噪声信号:

$$y_k = x_k + n_k = \sum_{i=1}^M |b_i| \exp((\tau_i + j\omega_i)\Delta k + j\varphi_i) + n_k \quad (4)$$

式中  $n_k$  为观测噪声;  $\varphi_i$  和  $|b_i|$  分别表示相位和振幅;  $\omega_i$  和  $\tau_i$  分别为圆频率及阻尼系数;  $\Delta$  为采样时间的间隔;  $k=0, 1, 2, \dots, N-1, k$  表示该采样长度内的第  $k$  个数据;  $M$  为正弦个数。

定义:

$$z_i = \exp(\tau_i + j\omega_i) \quad (5)$$

$$\vec{x}_L = [x_t, x_{t+1}, \dots, x_{N-L+t-1}]^T \quad (6)$$

$$X_0 = [\vec{x}_{L-1}, \vec{x}_{L-2}, \dots, \vec{x}_0]_{(N-L) \times L} \quad (7)$$

$$X_1 = [\vec{x}_L, \vec{x}_{L-1}, \dots, \vec{x}_1]_{(N-L) \times L} \quad (8)$$

式中  $L$  称为束参数。这时, 如果  $M \leq L \leq N - M$ , 则奇异特征值  $z_i$  满足:

$$(X_1 - z_i X_0) q_i = 0 \quad (9)$$

$$p_i (X_1 - z_i X_0) = 0 \quad (10)$$

对于受干扰信号  $y_k$ , 可按上述  $\vec{x}_L, X_0$  和  $X_1$  的形式分别定义  $\vec{y}_L, Y_0$  和  $Y_1$ , 并用秩为  $M$  的截断伪逆  $Y_0^+$  和  $Y_1^+$  近似替代伪逆  $X_0^+$  和  $X_1^+$ 。  $Y_0^+$  定义为:

$$Y_0^+ = \sum_{i=1, M} (1/\sigma_{0i}) v_{0i} u_{0i}^H = V_0 A^{-1} U_0^H \quad (11)$$

这里,  $\{\sigma_{0i}, i=1, \dots, M\}$  为  $Y_0$  的  $M$  个特征值,  $v_{0i}$  和  $u_{0i}$  为对应的特征向量,  $V_0 = \{v_{01}, \dots, v_{0M}\}$ ,  $U_0 = \{u_{01}, \dots, u_{0M}\}$  和  $A = \text{diag}\{\sigma_{01}, \dots, \sigma_{0M}\}$ , 因此极点  $z_i$  的估值可以通过如下的  $M \times M$  矩阵的特征值计算得出:

$$Z_E = A^{-1} U_0^H Y_1 V_0 \quad (12)$$

$Z_E$  的  $M$  个特征值正是  $Y_0^+ Y_1$  的  $M$  个非零特征值。通过求特征值  $z_i$  可得到相应的特征方程系数  $a_i$ , 然后根据极点和留数的关系可以计算出模态频率  $f_i$  及其阻尼比  $\lambda_i$ 。使用 Matrix Pencil 方法求解特征值  $z_i$  时, 仅需要进行  $(N-L) \times L$  矩阵的奇异值分解和  $M \times M$  矩阵的总共  $M$  个特征值的计算, 计算量较小。

### 1.3 稳定性判据

能够用于指示颤振临界点的稳定性判据有很多, 比如功率谱峰值倒数、阻尼比、Routh 判据和 DTFM 判据等。其中阻尼比的物理概念清晰, 应用

最为普遍,由于颤振发生时,至少有某一阶模态的阻尼变为零,从而造成自激振动引发颤振,因此可以以阻尼作为颤振是否发生的判据,但是阻尼外推法往往存在着辨识误差较大,且在亚临界阶段下降趋势可能不明显的问题。颤振基于弯扭二自由度运动方程,利用Routh判据确定系统的稳定条件。通常来说对于频率的辨识精度要高于阻尼,通过将发生耦合的模态的频率信息引入预测判据,可以显著提高预测精度,因此颤振裕度法可以提高颤振预测精度,但事先要知道发生耦合的模态。颤振裕度法以弯扭二自由度颤振方程为基础,其理论同样适用于俯仰模态与一弯模态耦合所致的体自由度颤振。对于二阶自由度的弹性系统来说,其特征方程为:

$$G(z) = z^4 + a_1 z^3 + a_2 z^2 + a_3 z + a_4 \quad (13)$$

则根据Routh系统稳定性准则,构建的颤振裕度参数 $F_{\text{routh}}$ 为

$$F_{\text{routh}} = \left[ \left( \frac{a_2}{2} \right)^2 - a_4 \right] - \left( \frac{a_2}{2} - \frac{a_3}{a_1} \right)^2 \quad (14)$$

当 $F_{\text{routh}} < 0$ 时,系统失稳。此外,20世纪90年代,Hiroshi Torii同样基于二阶自由度弹性系统运动稳定性的分析,提出了DTFM方法<sup>[18]</sup>。所定义的颤振稳定性判据 $F_z$ 为:

$$F_z = \frac{\det(X - Y)}{(1 - a_4)^2},$$

$$X = \begin{pmatrix} 1 & a_1 & a_2 \\ 0 & 1 & a_1 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, Y = \begin{pmatrix} a_2 & a_3 & a_4 \\ a_3 & a_4 & 0 \\ a_4 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (15)$$

当 $F_z < 0$ 时,系统失稳。画出稳定性参数随着飞行速度变化曲线即可拟合外插出颤振临界点,大量高速风洞颤振试验表明,DTFM方法预测精度高、鲁棒性强,是目前高速风洞颤振试验常用的主流预测方法。

## 2 仿真信号应用

本节以包含两个密集模态的脉冲响应信号为例检验Matrix Pencil方法对密集模态的辨识能力。考虑到体自由度颤振频率往往较低,系统的两阶模态参数分别为: $f_1 = 5 \text{ Hz}$ ,  $\xi_1 = 0.05$ ;  $f_2 = 5.5 \text{ Hz}$ ,  $\xi_2 = 0.05$ 。同时在信号中加入白噪声信号,白噪声最大幅值与有效信号最大幅值比为1/10。带噪声的脉冲响应信号如图3所示,信号采样频率为100 Hz,长度为400。

图4和表1给出了Matrix Pencil方法的辨识结果,可见采用该方法可辨识获得规律清晰的稳态图。采用6~20阶模型进行辨识,均获得了稳定的两个

极点,且两个极点的模态频率与真实值极为接近,模态阻尼辨识精度略差,但也基本满足颤振试验中对密集模态辨识的需求。

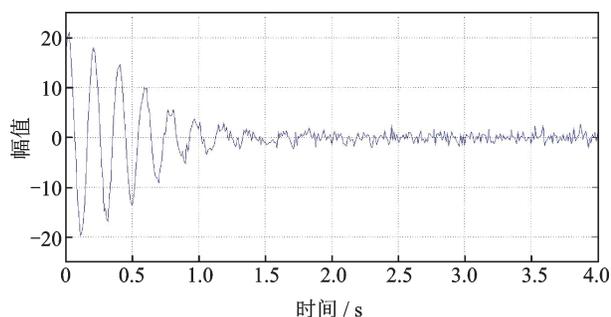


图3 测试信号

Fig. 3 Test signal

表1 测试信号模态辨识结果

Tab. 1 Modal identification results of test signals

模态	参数	真实值	估计值	误差/%
模态1	频率/Hz	5	5.00	0.00
	阻尼比/%	5	4.95	1.00
模态2	频率/Hz	5.5	5.48	0.36
	阻尼比/%	5	5.81	16.2

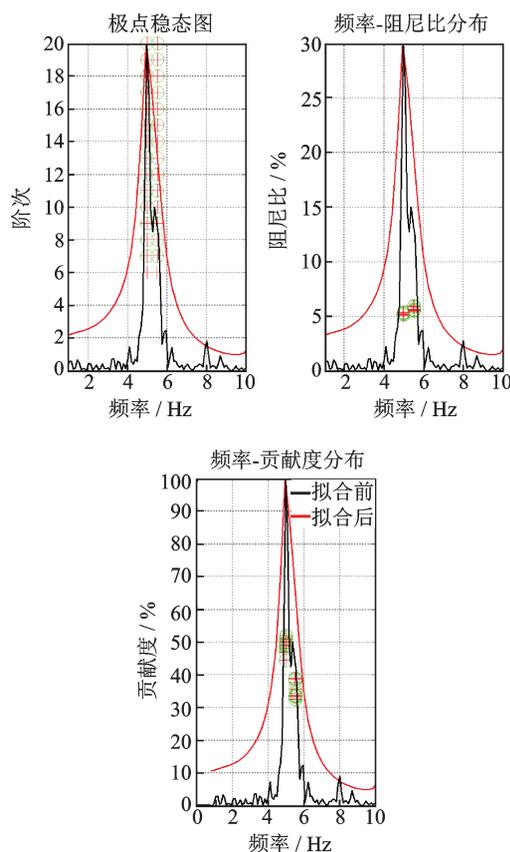


图4 测试信号模态辨识结果

Fig. 4 Modal identification results of test signals

## 3 飞行试验的应用

本节采用实测的体自由度颤振飞行试验数据对

上述颤振预测方法进行检验。首先对实验模型模态特性做简要说明:在飞行试验开始前,在停机状态下开展了地面振动试验。表 2 给出了模态频率实验结果,可见试验结果与设计目标吻合良好。

飞行试验总共有 3 个亚临界速度阶梯,分别为

表 2 模态频率实验结果

**Tab. 2 Test results of modal frequency**

模态名称	设计值/Hz	实验值/Hz	偏差/%
反对称一弯	2.18	2.16	-0.9
对称一弯	4.49	4.36	-2.9
反对称二弯	15.20	15.53	2.2

28,30,26 m/s(如图 5 所示)。此外在阶梯 1 与阶梯 2 之间以及阶梯 3 之后,都通过飞行试验复现了体自由度颤振现象,直接获得了颤振点。两次出现颤振时的实时飞行速度分别为 33.91 和 33.77 m/s,颤振频率均为 3.2 Hz。图 6 给出了颤振发生时连续的 6 帧画面,可以看出一个完整的振动周期,对比远处的地平线变化可发现,机翼上反时机身抬头;机翼下反时机身低头,刚体运动与弹性振动接近同相位。两次颤振直飞试验结果非常接近。该结果可作为试验直接获取的体自由度颤振速度对颤振预测结果进行检验。

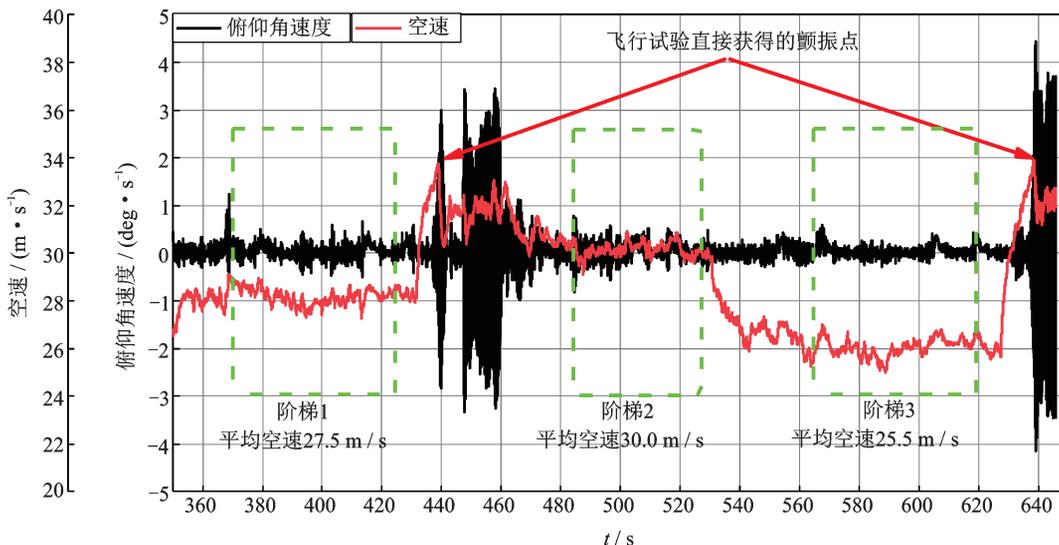


图 5 俯仰角速度与空速试验结果  
Fig. 5 Pitching rate and airspeed test result



图 6 飞行试验  
Fig. 6 Flight test

### 3.1 模态辨识结果

基于三个亚临界阶梯的振动信号开展颤振模态辨识。每个阶梯选取信号段长 20 s,数据长度 2000。首先采用随机减量法对数据段进行降噪处理,提取随机衰减标记。信号处理结果如图 7 所示。

针对所提取的随机衰减标记,采用 Matrix Pencil 方法进行模态参数辨识。为了有效区分虚假模

态,采用稳态图方法确定模型阶次,应用阻尼稳定和频率稳定判据对辨识结果进行了筛选。

首先采用较为简单的频率稳定、阻尼稳定以及模态贡献度判据对辨识结果进行了初步筛选,初级判据如下式所示:

$$f_{\min} \leq f_i \leq f_{\max}, \quad \xi_{\min} \leq \xi_i \leq \xi_{\max}, \quad A_{\min} \leq A_i \quad (16)$$

式中 模态贡献度  $A_i$  如下式所示,定义为模态幅值  $a_i$  占整体全部模态幅值之和的百分比:

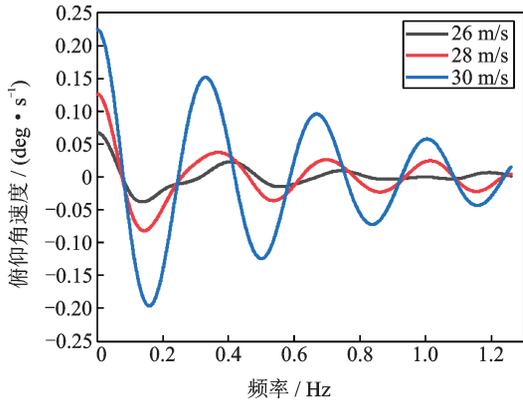


图7 三个亚临界阶梯的随机衰减标记

Fig. 7 Random attenuation markers for three subcritical steps

$$A_i = \frac{a_i}{\sum a_i} \quad (17)$$

根据体自由度颤振频率,及颤振问题所关心的阻尼比范围,设定频率筛选范围为0~10 Hz,阻尼比筛选范围为0~0.3,模态贡献度大于5%。

经过初步筛选后,依据连续两个模型阶次所辨识的频率与阻尼相对误差作进一步稳定模态的筛选,高级判据如下式所示:

$$\left| \frac{f_i - f_{i+1}}{f_i} \right| \leq \epsilon_f, \quad \left| \frac{\xi_i - \xi_{i+1}}{\xi_i} \right| \leq \epsilon_\xi \quad (18)$$

一般来说,频率的辨识精度较高,阻尼的辨识精度较差,因此选取 $\epsilon_f$ 和 $\epsilon_\xi$ 分别为5%和10%。

图8给出了采用6~20阶模型辨识获得的稳态图。图中黑色点表示满足初级判稳判据,但不满足高级判据的极点。红色加号代表满足频率稳定的极点,绿色圆圈代表阻尼稳定的极点。

首先从图8所示的亚临界状态功率谱曲线可见,对于体自由度颤振,即使在亚临界状态参与颤振的模态间频率也非常接近,从频谱上几乎难以观察到明显的多个频率峰值,尤其是飞行速度为30 m/s时的功率谱,几乎呈现出单频振动。若无法准确辨识出参与颤振的模态参数,将会直接影响颤振预测结果。

其次,从辨识出的极点稳定性可见,采用Matrix Pencil方法可以准确辨识出多个稳定模态。从贡献度分布图中可见辨识出的模态分支总贡献度占到了整段振动信号的80%以上。其中从飞行速度26 m/s时的功率谱中辨识出三个稳定极点,参考模态贡献度的大小,选取较大的两阶模态进行颤振预测。

此外,图8还给出了模态阻尼比的聚类分布,并圈出了聚类分布的分散程度 $\Delta\xi$ ,以阻尼比的绝对误差表示。可以看出,各模态分支的阻尼比分布较为紧凑。随着飞行速度增大,紊流扰动加强,贡献度较高的模态分支阻尼比辨识精度显著增强,从 $\pm 2.6\%$ 提高至 $\pm 0.4\%$ 。

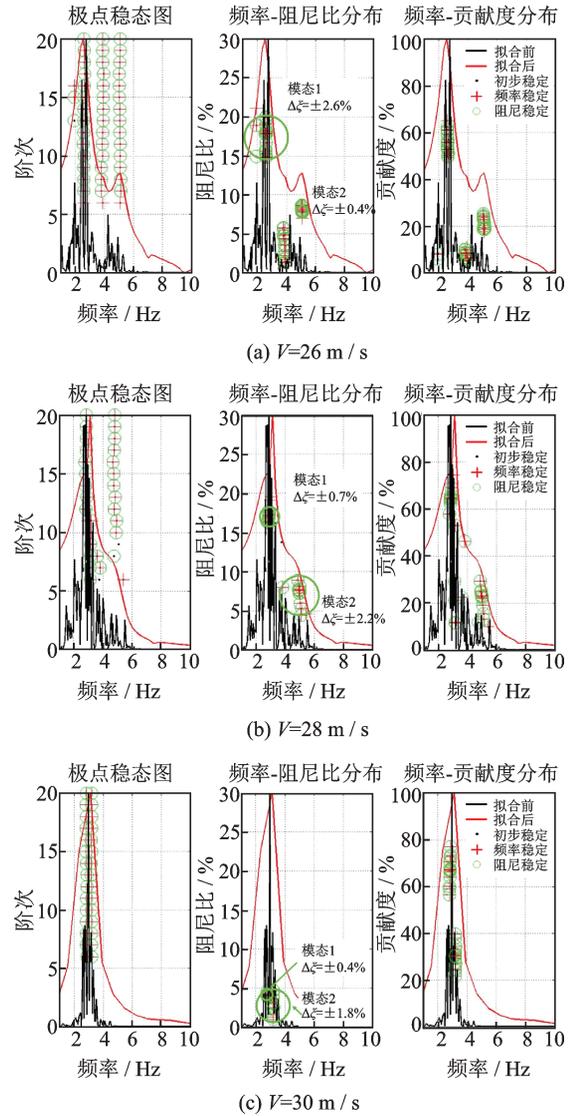


图8 模态辨识稳态图与聚类分布

Fig. 8 Steady state diagram and cluster distribution diagram of modal identification

最终从整体上看,基于Matrix Pencil方法的模态辨识结果合理可靠,能实现密集模态的有效辨识,获取真实的亚临界颤振模态。表3给出了三个阶梯的模态辨识结果。

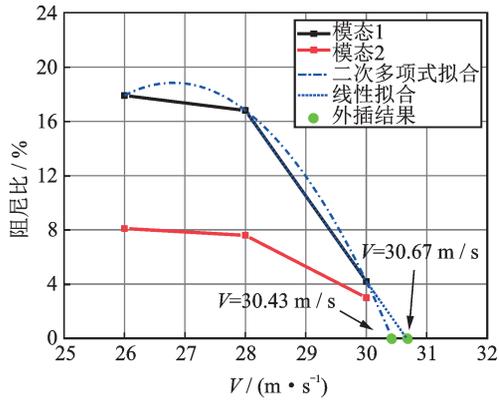
表3 飞行试验模态辨识结果

Tab. 3 Modal identification results of flight test

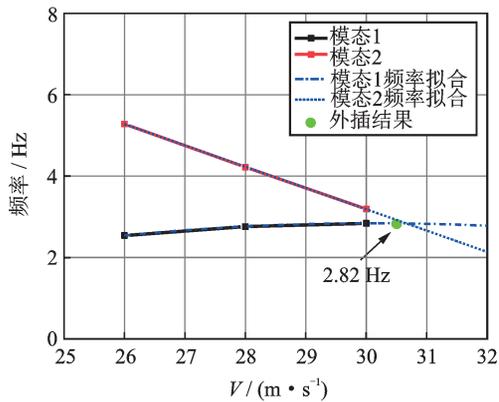
阶梯	模态1		模态2	
	$f_1/\text{Hz}$	$\xi_1/\%$	$f_2/\text{Hz}$	$\xi_2/\%$
26 m/s	2.54	17.9	5.28	8.1
28 m/s	2.76	16.8	4.22	7.6
30 m/s	2.84	4.2	3.19	3.0

### 3.2 颤振预测结果

基于上一节的模态辨识结果,首先采用阻尼比作为判据进行颤振预测。图9给出了模态阻尼随飞行速度的变化曲线。从图中可以看出,最终的发散模态为模态1(俯仰模态)。由于模态阻尼随飞行速



(a) 颤振速度外插  
(a) Flutter velocity extrapolation



(b) 颤振频率外插  
(b) Flutter frequency extrapolation

图 9 基于阻尼比的外插结果

度的下降趋势并不明显,采用了二次多项式拟合和基于最后两个阶梯的线性拟合进行外插,预测的颤振速度分别为 30.43 和 30.67 m/s。颤振频率采用发散模态分支的频率变化曲线外插获取,预测的颤振频率为 2.82 Hz。

由于阻尼比无法反映出颤振发生前模态频率耦合的过程,采用既考虑频率影响又考虑阻尼影响的稳定性判据进行颤振预测。从图 10 和 11 可见,稳定性判据随飞行速度的增大下降趋势更明显,且基本

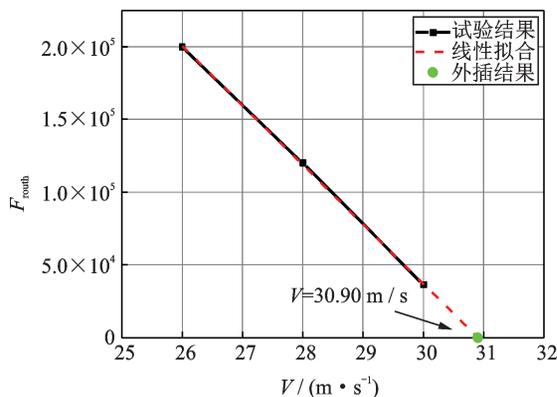


图 10 基于稳定性参数  $F_{routh}$  的外插结果

Fig. 10 Extrapolation results based on  $F_{routh}$

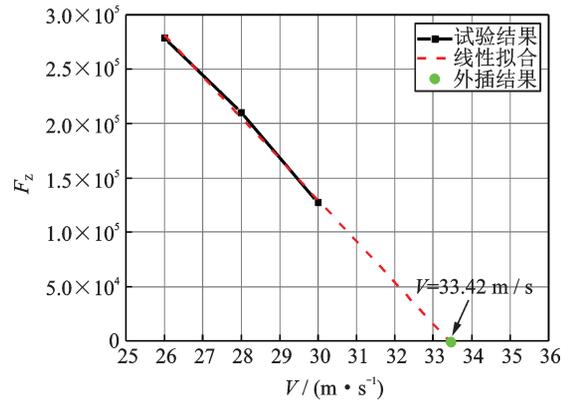


图 11 基于稳定性参数  $F_z$  的外插结果

Fig. 11 Extrapolation results based on  $F_z$

呈线性关系。两种方法的颤振外插结果分别为 30.90 和 33.42 m/s,较阻尼比外插结果都更贴近于真实值。表 4 给出了三种方法的颤振预测结果,可见颤振预测误差均在 10% 以内,且均为保守。其中 DTFM 方法预测结果最准确,误差仅为 -1.12%。

表 4 预测结果对比

Tab. 4 Comparison of prediction results

外插参数	预测结果/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	试验值/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	相对误差/ %
阻尼比	30.43~30.67		-9.97~-9.26
$F_{routh}$	30.90	33.8	-8.58
$F_z$	33.42		-1.12

## 4 结 论

针对体自由度颤振飞行试验信噪比低、颤振模态密集的特点,本文提出了一种基于 Matrix Pencil 模态辨识方法的适用于紊流激励的颤振预测方法。经密集模态测试信号和飞行试验数据检验,所采用的模态辨识方法能实现密集模态的有效辨识,获得模态关系清晰的稳态图。通过阻尼比和稳定性判据变量外插能获得较为合理的体自由度颤振预测结果。其中,DTFM 方法构造的稳定性判据变量  $F_z$  下降趋势明显,且预测结果与飞行试验直接获得的颤振点最为接近,表明本文提出的颤振预测方法有效可靠,能实现体自由度颤振飞行试验的数据处理和颤振预测。

### 参考文献:

[1] 杨超,黄超,吴志刚,等.气动伺服弹性研究的进展与挑战[J].航空学报,2015,36(4):1011-1033.  
Yang Chao, Huang Chao, Wu Zhigang, et al. Progress and challenges for aeroservoelasticity research [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4):1011-1033.

[2] Love M H, Zink P S, Wieselmann P A, et al. Body

- freedom flutter of high aspect ratio flying wings [C]. Collection of Technical Papers-AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005, 3: 1808-1830.
- [3] Nicolai L, Hunten K, Zink P S, et al. System benefits of active flutter suppression for a sensorcraft-type vehicle [C]. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, 2010: 9349.
- [4] Burnett E, Atkinson C, Beranek J, et al. N dof simulation model for flight control development with flight test correlation [C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2010: 7780.
- [5] Beranek J, Nicolai L, Buonanno M, et al. Conceptual design of a multi-utility aeroelastic demonstrator [C]. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2010: 9350.
- [6] Regan C D, Taylor B R. mAEWing1: Design, build, test-invited [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, USA, 2016: 1747.
- [7] Gupta A, Seiler P J, Danowsky B P. Ground vibration tests on a flexible flying wing aircraft [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2016: 1753.
- [8] Kotikalpudi A, Pfifer H, Balas G J. Unsteady aerodynamics modeling for a flexible unmanned air vehicle [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2015: 2854.
- [9] Schmidt D K, Zhao W, Kapania R K. Flight-dynamics and flutter modeling and analyses of a flexible flying-wing drone [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2016: 1748.
- [10] Danowsky B P, Kotikalpudi A, Schmidt D K, et al. Flight testing flutter suppression on a small flexible flying-wing aircraft [J]. 2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, DOI: 10.2514/6.2018-3427.
- [11] Scott R C, Vetter T K, Penning K B, et al. Aeroservo-elastic testing of a sidewall mounted free flying wind-tunnel model [C]. Collection of Technical Papers-AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008, DOI: 10.2514/6.2008-7186.
- [12] Gu Yingsong, Yang Z C, Marzocca P, et al. Body free-  
 freedom flutter of a flexible blended wing body like plate -  
 An experimental study [C]. 17th International Forum  
 on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD  
 2017, Como, Italy, 2017, 4(4): 2558-2573.
- [13] 刘基海, 谷迎松, 杨智春. 支撑刚度对飞翼模型固有模  
 态和体自由度颤振特性的影响 [J]. 振动工程学报,  
 2018, 31(5): 727-733.  
 Liu Jihai, Gu Yingsong, Yang Zhichun. Influence of  
 support stiffness on modal and body freedom flutter  
 characteristics of a flying wing model [J]. Journal of  
 Vibration Engineering, 2018, 31(5): 727-733.
- [14] 黄超. 柔性飞翼机颤振主动抑制系统建模、设计与验  
 证 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.  
 Huang Chao. Modeling, design, and verification of ac-  
 tive flutter suppression system acting on flexible flying-  
 wing aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2018.
- [15] Huang Chao, Wu Zhigang, Yang Chao, et al. Flutter  
 boundary prediction for a flying-wing model exhibiting  
 body freedom flutter [C]. 58th AIAA/ASCE/AHS/  
 ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials  
 Conference 2017, 2017: 1-11.
- [16] 唐炜, 史忠科. 飞机颤振试飞数据处理 [M]. 北京: 国防  
 工业出版社, 2018.
- [17] 郭洪涛, 路波, 吕彬彬, 等. 面向紊流激励响应的颤振亚  
 临界预测方法 [C]. 第13届中国系统仿真技术及其应  
 用学术年会, 中国黄山, 2011.
- [18] Torii H, Matsuzaki Y. Flutter margin evaluation for dis-  
 crete-time systems [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38  
 (1): 42-47.

## Body freedom flutter boundary prediction method for flight flutter test

LEI Peng-xuan, LÜ Bin-bin, GUO Hong-tao, YU Li, CHEN De-hua

(High Speed Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The body freedom flutter frequency is low, and the modal frequency participating in flutter is very close in the subcritical state. In addition, the signal-to-noise ratio of the flutter flight test data based on the atmospheric turbulence excitation is usually low, increasing the difficulty of mode identification and flutter prediction. Therefore, a method of body freedom flutter prediction based on the Matrix Pencil modal identification method is proposed in this paper. The random decrement technique is used to average the output response signals to obtain the random attenuation marks. The Matrix Pencil method is applied to fit the random attenuation marks to attain the modal parameters, and the real modes are then filtered by the frequency and damping stability criteria. The flutter critical points are extrapolated by the damping ratio and flutter stability parameters. Through the application of simulation data and experimental data, the following conclusions could be drawn: the Matrix Pencil modal identification method could effectively identify dense flutter modes, and obtain clear mode identification steady-state diagram. The results of flutter prediction based on the extrapolation of damping ratio and stability parameters are reasonable. The decreasing trend of DTFM (Discrete-Time Flutter Margin) variable is more obvious, and the extrapolation result is closer to the test value. This method is suitable for the subcritical prediction of the body freedom flutter flight test.

**Key words:** body freedom flutter; modal identification; flutter prediction; flight test; Matrix Pencil method

**作者简介:** 雷鹏轩(1991—),男,助理研究员。电话:13890123905; E-mail: leipengxuan@cardc.cc。

**通讯作者:** 吕彬彬(1985—),男,副研究员。电话:15892608288; E-mail: lbin@cardc.cc。