Hammerstein 辨识模型在颤振试飞振动 排故中的应用研究

俱利锋*,寇宝智

中国飞行试验研究院,陕西西安 710089

摘 要:本文对颤振机理和非线性气动弹性主要诱发因素进行了分析,介绍了 Hammerstein 模型,研究分析了基于 Hammerstein 模型的某型飞机颤振试飞异常振动排故适用性。试验过程根据实际的现象特征给出了具体故障排除方法,经地面试验和飞 行试验结果表明,故障得到了有效排除。所使用的故障诊断和分析方法可以为以后类似问题的解决提供有益的参考和借鉴。

关键词:颤振,飞行试验,非线性,间隙,Hammerstein 模型,辨识

中图分类号: V217+.39 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.11.025

颤振是飞机及其部件处于气流中的一种动不稳定性问题,一旦发生,飞机将在数十秒甚至几秒钟内使飞机结构发 生毁灭性的破坏。某型飞机是在原型机基础上进行了重大 改进研制的新型飞机,颤振试飞是该型飞机定型试飞的重要 科目之一。

非线性气动弹性问题是颤振飞行试验中遇到的问题之 一。非线性气动弹性诱发因素有两个^[1]:气动非线性和结构 非线性。在结构非线性方面,飞机与外挂物之间的间隙、操 纵面转轴的间隙、结构相对运动的各种摩擦、复合材料和智 能材料的使用,均可能引起刚度非线性和阻尼非线性。

在飞行器机械操纵控制系统中,最常见的非线性问题 就是间隙非线性。操纵面铰链以及连接件的安装间隙是不 可避免的,在老化松动等情况下间隙非线性就显得更为突 出。图1给出结构间隙非线性刚度示意图,有间隙结构在位 移较小的情况下,回复力为零。

许多工程颤振分析的实例表明,结构发生颤振的临界 点附近,常常会有两个在气流中的振动模态分支的频率相 互接近的现象,从振动理论的角度看,频率接近意味着两 个振型的耦合性加强,由此,英国学者 Pines 提出了一种高 度简化的颤振分析理论——频率重合理论^[2]。频率重合理 论对颤振产生的机理解释为:当飞机的速度增大时,会使 飞机结构的某两个振型分支的频率发生变化而相互接近, 直到这两个分支的频率完全相等(即重合),这两个振型 分支的耦合振动就有可能从气流中吸收能量,从而达到颤 振临界点而发生颤振。图2给出二维机翼的频率重合现 象。





间隙将导致操纵面的等效操纵刚度降低,直观上导致 某一支结构模态的频率降低,从而可能引起操纵面颤振。此 时最常见的非线性气弹现象为极限环振荡,该现象在低于或 高于颤振临界速度的情况都可能出现,而且其随着速度的 增加,振幅会加大。国军标明确要求如果用操纵面或调整片 的操纵系统刚度来防止气动弹性不稳定性,应确定在飞机

收稿日期:2018-08-30; 退修日期:2018-09-30; 录用日期:2018-10-29

*通信作者.Tel.: 029-86838038 E-mail: jjjjlllf@163.com

引用格式: Ju Lifeng, Kou Baozhi. Applicative study of Hammerstein identification model in vibration troubleshooting to flutter fight test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (11): 25–31. 俱利锋,寇宝智. Hammerstein 辨识模型在颤振试飞振动排放 中的应用研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (11): 25–31.

使用寿命期内不应超过的间隙限制值。制定本条款的目的 是防止大的间隙导致某些结构模态频率发生变化,使得飞 机结构颤振速度变小,增加飞行试验的风险。鉴于此,在颤 振试飞过程异常的结构间隙辨识的准确与否就显得特别重 要。



图 2 二维机翼的频率重合现象 Fig.2 Coincidence phenomenon of frequency to binary wing

1 Hammerstein 辨识模型

非线性系统参数辨识的困难之一是激励和响应之间的 关系无法事先确定,只能选择动力学模型来对非线性系统进 行描述。如果人为选择的模型无法近似代替原系统,就可以 用非线性黑箱模型进行描述。无论系统的非线性来自哪里, 这种模型理论上都可以根据测量数据描述该系统。

对于非线性系统参数模型的辨识问题,最早涉及的是 某些特殊类型非线性系统^[3],如 Wiener 模型、双线性系统模 型、Hammerstein 模型等。Hammerstein 模型是一类具有特 定结构的典型非线性模型,由静态非线性环节和动态线性环 节串联而成,能较好地反映过程特征,可描述一大类非线性 过程。

Hammerstein 模型由 Narendra 和 Gallman 于 20 世纪 70 年代 提出, Hammerstein 模型^[4-6] 是采用输入端无记忆非线性算 子 $f(\cdot)$ 与线性时不变系统 P 串联而形成,如图 3 所示。其 中 $f(\cdot)$ 可以取多项式、死区、饱和函数、样条函数等不同的 非线性增益, P 可以是状态空间、传递函数或者系统线性基 函数。



Fig.3 Hammerstein model

该模型辨识算法主要分为迭代与非迭代两种^[7,8]。迭代 算法在确定非线性算子形式后,对于离散数据辨识,线性部 分采用的传递函数使用包含移位算子的线性多项式模型表 示,迭代目标是使得辨识模型的输出值与系统测量值之间的 误差最小,最终给出辨识模型的具体参数。

Hammerstein 模型在有色噪声干扰下的差分方程可描述为:

$$A(q^{-1})y(t) = B(q^{-1})w(t) + C(q^{-1})\eta(t)$$
(1)

图 3 和式 (1) 中: q^{-1} 为延迟算子; u(t)、w(t) 分别为 非线性增益环节的输入和输出; 非线性部分输出 w(t) 同时 也是线性子系统的输入; y(t) 为线性子系统的输出; $\eta(t)$ 为噪声; $A(q^{-1})$ 、 $B(q^{-1})$ 、 $C(q^{-1})$ 均为延迟算子的多项式, 分别如式 (2)~式 (4) 所示; $u(t) 与 \eta(t)$ 相互独立。

$$A(q^{-1}) = 1 + a_1 q^{-1} + a_2 q^{-1} + \dots + a_m q^{-m}$$
(2)

$$B(q^{-1}) = 1 + b_1 q^{-1} + b_2 q^{-1} + \dots + b_n q^{-n}$$
(3)

$$C(q^{-1}) = 1 + c_1 q^{-1} + c_2 q^{-1} + \dots + c_k q^{-k}$$
(4)

无记忆非线性增益是区间为 $[\delta_1, \delta_2]$ 的死区^[9],表达式为:

$$\begin{cases} w(t) = 0 & \delta_1 \leq u(t) < \delta_2 \\ w(t) = u(t) - \delta_1 & u(t) < \delta_1 \\ w(t) = u(t) - \delta_2 & u(t) \geq \delta_2 \end{cases}$$
(5)

设参数矢量为:

$$\boldsymbol{\theta} = \left(a_1, a_2, \cdots, a_m, b_1, b_2, \cdots, b_n, c_1, c_2, \cdots, c_k, \delta_1, \delta_2\right)^{\mathrm{T}}$$
(6)

参数矢量的估计值为:

$$\hat{\theta} = \left(\hat{a}_{1}, \hat{a}_{2}, \cdots, \hat{a}_{m}, \hat{b}_{1}, \hat{b}_{2}, \cdots, \hat{b}_{n}, \hat{c}_{1}, \hat{c}_{2}, \cdots, \hat{c}_{k}, \hat{\delta}_{1}, \hat{\delta}_{2}\right)^{\mathrm{T}}$$
(7)

辨识非线性 Hammerstein 模型的目标函数为:

$$f(\theta) = \sum_{i=1}^{s} \left[y(t-i) - \hat{y}(t-i) \right]^{2}$$
(8)

式中:s为辨识窗口宽度; $\hat{y}(t)$ 为估计参数模型的输出值。 用式(8)来衡量估计的偏差。

在非线性 Hammerstein 模型辨识过程中,通过选取一组 合适的参数使目标函数达到最小。此时非线性系统辨识问 题转化为参数空间上的极小化问题,可利用优化算法对式 (8) 求极小值并确定与之对应的模型参数值。

2 某型机颤振试飞异常振动现象

某型机在进行高度 H₁、速度 V₁ 的飞行试验时,发现某 左、右平尾对称位置的振动响应很不对称 (无论使用何种舵 面激励)。以平尾激励为例,左平尾尖部的振动响应最大到 ±13.0g,右平尾尖部的振动响应最大到±19.5g。即右平尾 的响应幅值约为左平尾响应幅值的1.5倍。而在高度*H*₁、 速度*V*₂(比*V*₁小50km/h)时,当使用该平尾进行激励时,左 平尾尖部的振动响应最大到±18.5g,右平尾尖部的振动响 应最大到±19.0g,即左、右平尾的响应幅值基本一致。图 4给出高度*H*₁,速度*V*₁左、右平尾振动响应及频谱。图5 给出高度*H*₁,速度*V*₂左、右平尾振动响应及频谱。图中的 ANC1和ANC4分别代表左、右平尾尖部传感器感应的振动 响应。

由图 4 和图 5 可以看出,速度 V₁时,左、右平尾振动响 应的量值差异较大,而且右平尾振动响应在低频段和高频段 信号一直信噪比很差。左、右平尾振动响应的频谱则说明右 平尾振动响应中高频分支的影响较左平尾更明显一些。而 速度 V₂时,左、右平尾振动响应的量值差异不大,同时左、 右平尾振动响应在低频段和高频段信号的信噪比也基本相 当。





为了确认异常振动的出现与气动力因素有无关联,在 地面进行了一次激励试验。采用扫频激励的方式对左、右 平尾进行激励,在激励信号相同的情况下,发现其左、右平尾 对称位置的响应差距仍然较大。图6给出地面试验左、右 平尾振动响应时间历程和频谱。由图6可以看出,左平尾振 动响应是右平尾振动响应的1.80倍。可以看出右平尾大响 应比左平尾出现的早、结束的早,右边模态的频率较左边小。 平尾上其他两个部位的传感器数据处理结果也是相同的现 象。





图 7 给出地面试验 FES 激励左、右平尾舵面偏度时间 历程和频谱。图 7 中的 LELESP、RELESP 分别代表左、右 平尾舵面偏度值。由图 7 可以看出,此时左、右平尾舵面开 始衰减的频率,左边比右边大 1.2Hz。这也可能是由于左边 所能激励出来的频率更接近旋转模态,左边平尾上的振动响 应大于右边平尾上的振动响应。





3 使用 Hammerstein 辨识模型对异常现象的 分析

为了进一步确认异常振动发生的原因,建立输入端含 有间隙的 Hammerstein 辨识模型,其中非线性部分使用死区 模拟,线性部分采用有两个模态(一阶弯曲、一阶旋转)的线 性系统模拟,采用迭代算法分别对地面试验左、右平尾的响 应进行辨识。

由辨识模型的结果可以看出右平尾死区较为明显,如 图 8 所示,说明右平尾间隙较大,这也是右平尾响应较小的 主要原因。较大间隙可能是长时间使用造成的零部件松动 或磨损造成的。图 9 则说明辨识给出的线性系统极点分布 基本一致,说明系统线性部分模态分布基本一致。

拆下左、右平尾舵机相关结构进行结构检查,发现左、 右平尾舵机作动器上螺栓尺寸均超标,且右平尾螺栓尺寸 均超标得更厉害(标准螺栓杆直径f15-0005mm。实测左f14.96mm,右f14.95mm),同时作动器三角摇臂上的衬套内部有明显滑痕,检查结果与判定结论吻合。



图 7 地面试验左、右平尾舵面偏度时间历程及频谱

Fig.7 The figure of control surface deviation degree and frequency spectrum to horizontal tails at ground test







model that be identified

4 Hammerstein 辨识模型的排故效果

更换了左、右平尾舵机作动器上尺寸超标的螺栓和衬套,又进行了地面激励试验,发现调过间隙后死区部分明显 减小,如图 10 所示。





图 11 说明辨识模型的线性部分极点分布一致,说 明调整间隙对右平尾线性部分结构固有模态特性没有影 响。

图 13 给出本次地面试验左、右平尾舵面偏度时间历 程及其谱图,可以看出左、右平尾舵面偏度在时域和频域 都比较一致。说明调整间隙是此次排故的正确方向,随 着间隙的调整,左、右平尾的振动响应不对称现象得到很 大改善。后续的飞行试验结果也表明,对左、右间隙进行 排故以后,左、右平尾振动响应不一致问题得到了彻底解 决。





图 12 给出本次试验左、右平尾振动响应时间历程及其 谱图,由图 12 可以看出,左、右平尾振动响应基本一致。



图 12 更换相应结构后地面试验左、右平尾振动响应时间历程及 频谱

Fig.12 The figure of vibration acceleration and frequency spectrum to horizontal tails at ground test after the replacement of corresponding structure



图 13 更换相应结构后地面试验左、右平尾舵面偏度时间历程及 频谱

Fig.13 The figure of control surface deviation degree and frequency spectrum to horizontal tails at ground test after the replacement of corresponding structure

5 结论

在某型飞机颤振试飞过程,通过使用 Hammerstein 模型对全动平尾动力学系统出现的非对称响应数据进行非线性辨识,确认左、右平尾不对称响应是因右平尾间隙较大引起的,经检查左、右平尾相关结构表明,使用 Hammerstein 模型对全动平尾动力学系统出现的非对称响应数据进行非线性辨识的结论是正确的。通过使用基于 Hammerstein 辨 识模型进行非线性辨识保障了试飞中异常振动排故指导方针的正确性,进而保障了试验飞机的安全,加快了试飞的进度,确保了型号的顺利定型。该辨识算法可以在后续型号 飞行试验中进一步的应用,为型号试飞的成功提供保障。

[^]AST

- [6] 胡龙,李建勋.基于 Hammerstein 的自适应辨识算法及应用
 [J]. 控制工程, 2013 (s1): 186-189.
 Hu Long, Li Jianxun. A nonlinear time-varying adaptive identification method based on Hammerstein algorithem[J]. Control Engineering of China, 2013 (s1): 186-189. (in Chinese)
- [7] Juan C G, Enrique B. Subspace identification of multivariable Hammerstein and Wiener models [C]// 15th Triennial World Congress, Barcelona, Spain, 2002.
- [8] Lacy S L, Bernstein D S. Subspace identification for non-linear systems with measured-input non-linearites [J]. International Journal of Control, 2005, 78 (12): 906–926.

参考文献

 俱利锋,寇宝智.LCO:颤振试飞中一种典型非线性气弹现象 探究[J].强度与环境,2017,44(3):31-37.

Ju Lifeng, Kou Baozhi. LCO: Investigation to a aeroelastic phenomena of representative nonlinearity in flight test of flutter[J]. Strcture & Environment Engineering, 2017, 44 (3): 31–37. (in Chinese)

[2] 陈桂彬, 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 Guibin, Zou Congqing, Yang Chao. Aeroelastic design foundation[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)

- [3] 王峰, 邢科义, 徐小平. 辨识 Hammerstein 模型方法研究 [J]. 系统仿真学报, 2011, 23 (6): 1090-1092.
 Wang Feng, Xing Keyi, Xu Xiaoping. Study on method for identification of Hammerstein model[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23 (6): 1090-1092. (in Chinese)
- [4] 李文江,林思建,王璇.一种辨识 Hammerstein 模型的新方法
 [J]. 计量学报, 2015, 36 (4): 418-422.
 Li Wenjiang, Lin Sijian, Wang Xuan. New method for identification of Hammerstein model[J]. ACTA Metrologica Sinca,

2015, 36 (4): 418-422. (in Chinese)

[5] 翟江涛,赫赤,姚志军,等.针对 Hammerstein 模型的典型系统 辨识方法 [J]. 江苏科技大学学报:自然科学版,2016,30 (05): 67-71.

Zhai Jiangtao, He Chi, Yao Zhijun, et al. Typical system identification methods for Hammerstein model[J]. Journal of Jiangsu University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2016, 30 (05): 67–71. (in Chinese) [9] 李治涛,韩景龙.间隙非线性气动弹性系统的辨识 [J]. 航空学报, 2012, 33 (11): 2002–2009.
Li Zhitao, Han Jinglong. Identification of a nonlinear aeroelastic system with freeplay[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33 (11): 2002–2009. (in Chinese)

作者简介 俱利锋(1973-) 女,硕士,研究员。主要研究方向:飞行 器颤振 /ASE 试飞。 Tel: 029-86838038 E-mail:jjjj1111f@163.com

Applicative Study of Hammerstein Identification Model in Vibration Troubleshooting to Flutter Fight Test

Ju Lifeng*, Kou Baozhi

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper gave brief introduction to flutter mechanism and the cause of nonlinear aeroelasticity. Then it gave detailed analysis and introduction to Hammerstein model and the troubleshooting procedure of unusual vibration to flutter flight test in an airplane. It gave concrete troubleshooting measurement based on the actual characteristic in the process of test, and it was proved by the ground test and flight test that the failure had been eliminated effectively. The ways of failure diagnosis and analysis can provide useful reference for the similar problem in the future.

Key Words: flutter; flight test; nonlinear; clearance; Hammerstein model; identify

```
Received: 2018-08-30; Revised: 2018-09-30; Accepted: 2018-10-29
```

*Corresponding author.Tel.: 029-86838038 E-mail: jjjjIIIIf@163.com