

文章编号 :1007-3124(2001)04-0086-06

风洞模型自由翻滚实验动导数辨识方法

汪 清

(中国空气动力研究与发展中心 四川 绵阳 621000)

摘要 用笔者发展的从风洞模型自由翻滚实验数据获取动导数的最大似然辨识方法仿真的算例表明 动导数辨识结果受测量误差、测量噪声以及静态俯仰力矩系数非线性影响很小,而常用的动导数估算方法所得结果受其影响较大。最后,采用最大似然辨识方法处理了某飞行器模型风洞自由翻滚实验数据,获取了该飞行器在 $M=4.0$ 和 $M=6.0$ 下 $0^\circ \sim 180^\circ$ 振幅范围的动导数。

关键词 风洞实验 动导数 参数辨识 数据处理

中图分类号 :V211.4⁺73 文献标识码 :A

Dynamic stability derivative identification method from free-to-tumble experiment data in wind-tunnel

WANG Qing

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract : A maximum likelihood method to identify dynamic stability derivatives from free-to-tumble experiment data in wind-tunnel is developed in the present paper. Simulation examples show that the identification results of dynamic stability derivatives are slightly affected by the measurement errors, the measurement noises, and the nonlinearity of static pitch moment. On the contrary, the results obtained by use of the traditional dynamic stability derivative evaluation method are greatly influenced by them. Finally, the free-to-tumble experiment data of some aircraft in wind-tunnel are processed using the maximum likelihood identification method, and the dynamic stability derivatives of the aircraft in the region of $0 \sim 180^\circ$ amplitude at $M=4.0$ and $M=6.0$ are gained.

Key words wind-tunnel experiment; dynamic stability derivatives; parameter identification; data process

0 引言

动导数是飞行器动稳定性分析所需的关键参数。目前,地面实验获取飞行器动导数

主要是采用自由翻滚、自由振动和强迫振动三种方法。每种实验方法都有各自的优缺点,其中自由翻滚实验的主要特点是:由于采用摩擦阻尼非常小的气浮轴承或液体轴承,可以测量出非常小的动导数;可以精确地测量出动态不稳定和极限环区域;利用少量的实验次数就可以测量出很大攻角范围的动导数,等等。美国早在 60 年代就采用自由翻滚实验得到了 Apollo 逃逸救生舱的俯仰阻尼导数^[1,2],中国空气动力研究与发展中心也开展了自由翻滚实验技术研究^[3,4]。

自由翻滚实验测量的是振动角位移信号。从角位移信号获取动稳定导数,通常是根据振幅的衰减来进行近似估算。这种估算方法对静态俯仰力矩系数作了线性假设,在大振幅振动时,静态俯仰力矩系数非线性会对估算结果产生较大的影响。并且,由于测量数据的振幅直接受各种测量误差和噪声的影响,在阻尼较小和小攻角的情况下,估算结果对测量误差和噪声很敏感。随着现代控制理论的发展,这种从振幅衰减估算动稳定导数的做法显得过于粗略和落后。因此,笔者基于非线性系统辨识技术^[5,6]发展了从攻角的时间历程测量数据获取动导数的最大似然辨识方法,并与估算方法进行了比较。最后,采用最大似然辨识方法处理了某轴对称飞行器模型风洞自由翻滚实验数据,获取了该飞行器在 $M=4.0$ 和 $M=6.0$ 下 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 振幅的动导数。

1 动导数辨识方法

1.1 辨识原理

从风洞模型自由翻滚实验测量的攻角时间历程辨识飞行器动导数的基本原理如图 1 所示。实验过程中,测量并记录实验模型的攻角响应。描述实验模型动态运动特性的数学模型为单自由度的俯仰运动方程,数学模型中包含有静导数、动导数等未知参数。计算数学模型对初始攻角的响应,并与实验模型的响应进行比较,应用辨识算法调整模型参数,使响应之差达最小,从而得到动导数之值。

1.2 辨识方法

对于自由翻滚实验,实验模型的运动方程为

$$\begin{cases} \frac{dq}{dt} = \frac{1}{I_z} q_{\infty} S l \left[C_{m_{st}} + (\bar{C}_{m\dot{q}} + \bar{C}_{m\ddot{\alpha}}) q \frac{l}{2V} \right] + \frac{1}{I_z} M_{zf} \\ \frac{d\alpha}{dt} = q \end{cases} \quad (1)$$

式中, $C_{m_{st}}$ 为静态俯仰力矩系数, $(\bar{C}_{m\dot{q}} + \bar{C}_{m\ddot{\alpha}})$ 为辨识时间段的平均动导数, M_{zf} 为机构的摩擦阻尼力矩。方程(1)的积分初值为: $q|_{t_0} = q_0, \alpha|_{t_0} = \alpha_0$ 。

静态俯仰力矩系数 $C_{m_{st}}$ 可采用静态风洞实验结果。由于静态俯仰力矩系数主要影响振动周期,而动导数决定振幅的衰减,因此,当没有静态俯仰力矩系数风洞实验结果

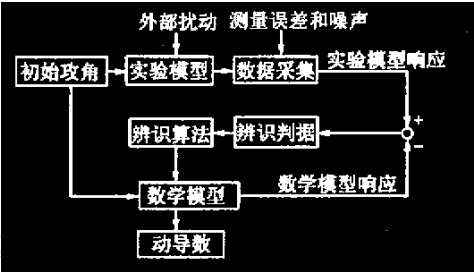


图 1 动导数辨识原理

Fig. 1 Dynamic stability derivative identification procedure

时,可采用五次多项式来近似。对于轴对称模型,偶次项可以忽略

$$C_{mst} = C_{ma}\alpha + C_{ma^3}\alpha^3 + C_{ma^5}\alpha^5 \quad (2)$$

观测量只有一个 α , 取观测方程为

$$\begin{cases} \alpha_m = \alpha + \alpha_{err} + \varepsilon \\ \varepsilon \sim N(0, \sigma^2) \end{cases} \quad (3)$$

式中, α_m 为攻角的测量值, α_{err} 为角位移传感器的零位漂移, ε 为服从零均值正态分布 $N(0, \sigma^2)$ 的随机噪声。

在数学模型(1)~(3)中,待辨识的未知参数为 $\theta = (\alpha_{err}, C_{ma}, C_{ma^3}, C_{ma^5}, (\bar{C}_{mq} + \bar{C}_{md}), q_0, \alpha_0)^T$ 。系统辨识理论证明,参数的最大似然估计是渐近无偏、渐近一致和渐近有效的,辨识实践也证实,最大似然法是最有效、实用的参数辨识方法^[5,6]。对于上述非线性系统,由于只有一个观测量,最大似然判据等价于最小二乘判据:

$$J(\theta) = \sum_{n=1}^N [\alpha(t_n) + \alpha_{err} - \alpha_m(t_n)]^2 \quad (4)$$

可应用牛顿-拉夫逊算法迭代求解未知参数 θ 的最大似然估计 $\hat{\theta} = \underset{\theta \in \Theta}{\text{ARGmin}} J(\theta)$, 从而得到动导数 $(\bar{C}_{mq} + \bar{C}_{md})$ 的估计值。

2 辨识方法与估算方法^[1]的比较

下面利用仿真算例就测量误差和噪声以及静态俯仰力矩系数非线性性的影响,对笔者发展的动导数辨识方法和常用的估算方法^[1]作一比较。仿真的实验模型为某再入飞行器的缩比模型,实验 M 数为 4.0。

2.1 测量误差和噪声的影响

角位移传感器的测量数据包含各种测量误差和噪声,如零位漂移、电码分层误差、随机噪声等。这里仅讨论对动导数的估算和辨识结果影响较大的电码分层误差和随机噪声。

(1) 电码分层误差

角位移传感器的电信号在传输之前,为提高精度需先进行数字化编码。编码数据只能以层间隔的整数倍进行传输,因此,编码器的最大分层数限制了数据的传输精度。

图 2(a) 给出了最大量程 $\alpha_{max} = 400^\circ$ 、电码最大分层数 $N_{max} = 4000$ 情况下的仿真结果,相应的传感器测量精度为 0.1° ,图 2(b) 给出了用仿真数据得到的动导数估算和辨识结果与真值的比较。可见,在较大振幅下,电码分层误差对动导数的辨识结果几乎没有影响,只是当振幅非常小时,影响才有所增大。对于动导数估算结果,当振幅小于 10° 时,电码分层误差的影响显著增加,到 5° 振幅时,达到了不可接受的程度。

(2) 随机噪声

图 3(a) 给出了带有零均值、 0.2° 标准偏差正态分布随机噪声的仿真结果,图 3(b) 给出了从仿真数据获得的动导数估算和辨识结果。由图 3 可见,随机噪声对动导数辨识结果影响较小,只是当振幅小于 5° 时,这一影响才有明显的增加。对于动导数估算结果,即使是在较大的振幅下,随机噪声也存在一定的影响,当振幅小于 10° 时,随机噪声的影响

导致动导数估算结果严重偏离真值 ,估算方法不再适用。

2.2 静态俯仰力矩系数非线性的影响

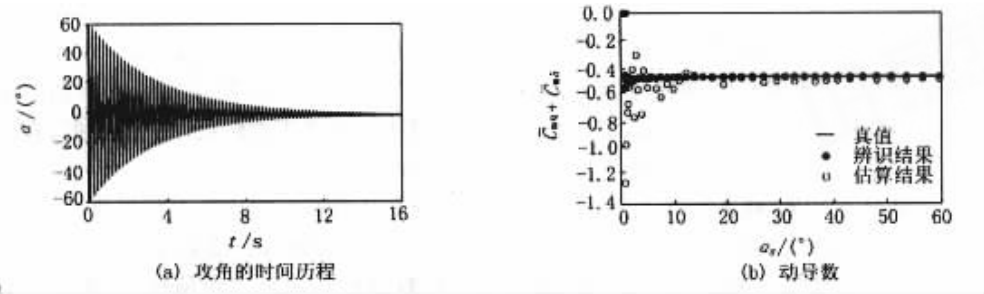


图 2 电码分层误差对动导数估算和辨识结果的影响

Fig.2 The influence of code layer-building on the results of dynamic stability derivative evaluation and identification

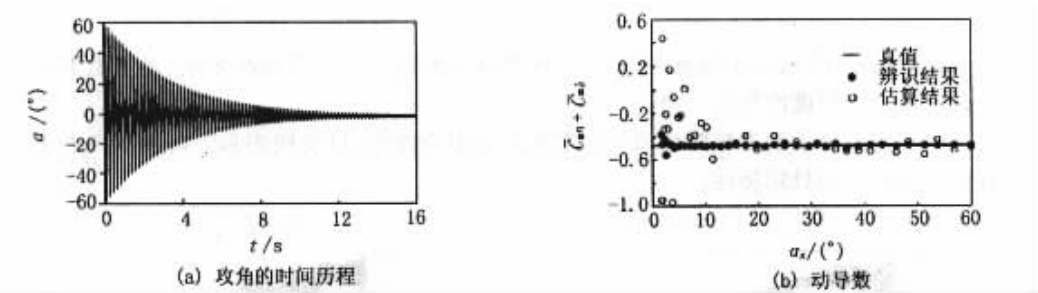


图 3 随机噪声对动导数估算和辨识结果的影响

Fig.3 The influence of measurement noise on the results of dynamic stability derivative evaluation and identification

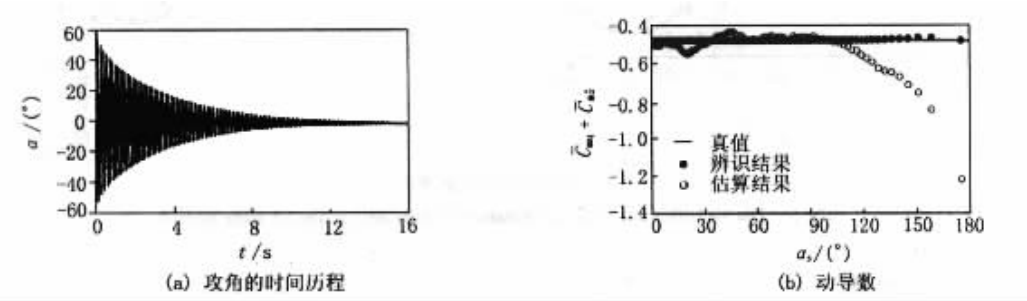


图 4 静态俯仰力矩非线性对动导数估算和辨识结果的影响

Fig.4 The influence of static pitch moment nonlinearity on the results of dynamic stability derivative evaluation and identification

考虑静态俯仰力矩系数非线性影响的仿真结果示于图 4(a),图 4(b)给出了从仿真数据获得的动导数估算和辨识结果与真值的比较。由图 4 可见,动导数估算结果与真值之间有较大的偏差,特别是当振幅很大(例如大于 120°)时,估算结果已不可信,这是因为在动导数估算方法中,对静态俯仰力矩系数作了线性假设。而在动导数辨识方法中,由于采用五次多项式来描述静态俯仰力矩系数,较好地反映了静态俯仰力矩系数的非线性特征。

性, 辨识结果与真值符合较好, 只是在振幅大于 120° 时, 略有偏差。

3 结果与分析

采用模型自由翻滚实验研究了某轴对称飞行器在马赫数 $M=4.0$ 和 $M=6.0$ 两种情况下的动稳定特性。在两种情况下, 各自都进行了 14 次不同初始攻角的自由翻滚实验, 最大初始攻角约 $\pm 180^{\circ}$ 。采用第 1 节所阐述的最大似然辨识方法处理实验数据, 辨识动导数。将 14 次实验的动导数辨识结果绘在一起, 如图 5 中的圆点所示。

由图 5(a) 可见, 在 $M=4.0$ 时, 辨识获得的动导数随振幅的变化具有明显的规律性。

由图 5(b) 可见, 在 $M=6.0$ 时, 除 120° 附近的区域, 动导数辨识结果随振幅的变化也具有明显的规律性。在 120° 振幅附近, 实验采集的数据明显向负攻角偏移, 与实验录像不符, 其原因尚在探讨之中。因此, 数据处理时, 根据录像资料对实验数据进行了修正。这一修正必然存在一定的误差, 从而导致在 120° 振幅附近的动导数辨识结果有较大的跳动。

当振幅很小时, 由于测量误差、测量噪声以及外部扰动等因素的影响, 动导数辨识结果也出现一定程度的跳动现象。

图 5 还给出了动导数辨识结果的三次样条拟合曲线, 以实线表示。可见该飞行器具有较好的俯仰动稳定特性。

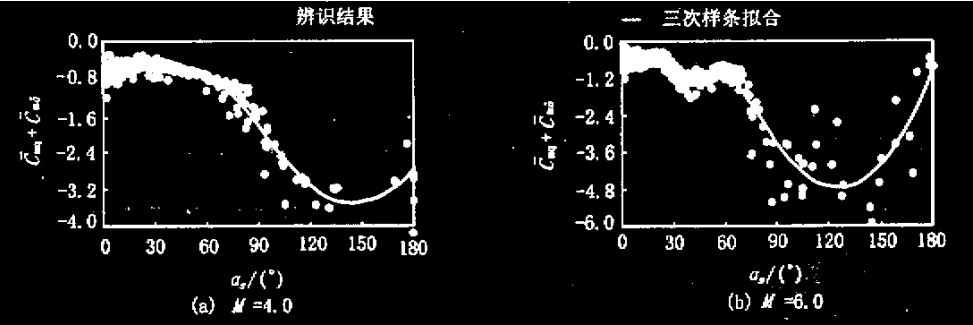


图 5 某飞行器动导数辨识结果

Fig. 5 The identification results of dynamic stability derivatives for some aircraft

4 结束语

笔者发展了从风洞模型自由翻滚实验测量数据获取 $0^{\circ} \sim 180^{\circ}$ 振幅范围动导数的最大似然辨识方法。仿真算例表明, 动导数辨识结果受测量误差、测量噪声以及静态俯仰力矩系数非线性影响很小, 动导数辨识方法大大优于估算方法。

动导数辨识结果实际上是随振幅变化的平均动导数, 可应用新近发展的动导数变换方法^[7]从随振幅变化的平均动导数求得随攻角变化的动导数。因此, 将笔者发展的动导数辨识方法与文献[7]提出的动导数变换方法相结合, 就构成了完整的风洞模型自由翻滚实验数据处理系统。

参考文献：

[1] NOLAN M B. Free oscillation dynamic stability characteristics of the Apollo launch escape vehicle with and without post-abort canard surface at Mach number of 0.5 , 0.7 , 0.8 , 1.59 and 1.98. N70-34198 , 1966.

[2] MOSELEY M C Jr , MOORE R H Jr , HUGBES J K. Stability characteristics of the Apollo command module. NASA TN D-3890 , 1967.

[3] 任斌,赵忠良. 1.2m 风洞自由翻滚动导数实验装置研制及校准方案. CARD-2 , 1996.

[4] 赵忠良,任斌,汪清. 跨超高超声速风洞模型自由翻滚动导数试验技术. CARD-2 , 1998.

[5] 蔡金狮. 动力学系统辨识与建模. 北京 : 国防工业出版社 , 1991.

[6] 蔡金狮等. 飞行器系统辨识. 北京 : 宇航出版社 , 1995.

[7] 和争春,汪清,蔡金狮. 自由振荡风洞实验动导数的应用问题研究. 中国 2000 年飞行力学与飞行试验学术年会论文集 , 2000 , 237 ~ 244.



本刊加入“ 万方数据——数字化期刊群 ”的声明

为了实现科技期刊编辑、出版发行工作的电子化 , 推进科技信息交流的网络化进程 , 本刊现已入网“ 万方数据——数字化期刊群 ” , 所以 , 向本刊投稿并录用的稿件文章 , 将一律由编辑部统一纳入“ 万方数据——数字化期刊群 ” , 进入因特网提供信息服务。凡有不同意见者 , 请另投它刊。本刊所付稿酬包含刊物内容上网服务报酬 , 不再另付。

“ 万方数据——数字化期刊群 ” 是国家“ 九五 ” 重点科技攻关项目。本刊全文内容按照统一格式制作 , 读者可上网查询浏览本刊内容 , 并征订本刊。

本刊地址 : 四川省绵阳市 211 信箱 邮政编码 621000 电话 (0816) 2463142

《流体力学实验与测量》编辑部
2001 年 12 月