

用建模前估计法辨识飞行器的气动参数*

夏智勋 盛湘饶 唐国金

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 给出了一种利用飞行器飞行试验实测数据估算飞行器气动参数的建模前估计算法, 完成了某轴对称无控飞行器的非线性气动参数辨识。计算结果表明: 该方法计算过程简单、迅速, 可以作为快速估算飞行器气动参数的有力手段, 尤其适合于辨识大攻角下的气动参数。

关键词 气动参数, 辨识, 建模

分类号 V 212.1

Identification of Aerodynamic Coefficients by Estimation-Before-Modeling Technique

Xia Zhixun Sheng Xiangrao Tang Guojing

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha 410073)

Abstract A nonlinear aerodynamic model has been identified by applying the estimation-before-modeling (EBM) technique to flight testing data. The two-part algorithm contains a nonlinear state estimator and a curve-fitting procedure. The results show that this technique is useful for quick determination of aerodynamic coefficients and particularly applicable to nonlinear flight regimes such as high angle-of-attack regime.

Key words aerodynamic coefficients, identification, modelling

由飞行器飞行试验实测数据估算飞行器气动参数的气动参数辨识技术已越来越为人们所重视和接受, 并已成为确定飞行器气动特性的一个重要手段。它不仅能为飞行器设计提供反映实际飞行特性和飞行环境的气动力数学模型, 而且可以验证和修正地面试验和理论计算结果。因此, 对飞行器气动参数辨识方法的探讨有着重要的理论意义和经济价值。

建模前估计法 (Estimation-Before-Modeling 简称 EBM) 最早由 Schneider 在 1965 年提出^[1], 用于标量时间模型的非线性状态和参数估计, 1973 年推广用于矢量时间模型。先是用于弹道预测和弹道系数估计, 之后用于气动参数辨识, 建立飞行器的气动力系数数学模型^[2]。该方法将气动参数辨识过程分为两步进行, 第一步先用 Kalman 滤波器或其它平滑滤波器进行状态估计, 得到气动力和气动力矩系数的时间历程; 第二步利用第一步得到的气动力和气动力矩系数以及攻角的时间历程, 采用逐步线性回归法或最小二乘法, 建立飞行器的气动力系数数学模型。该方法将复杂的建模和估计问题解耦为 6 个简单问题, 使计算过程大为简化。

1 状态估计

系统辨识中最为常见的问题是确定系统中某些外作用力与系统状态参数间的数学关系式 (数学模型)。与其它参数辨识方法不同, 建模前估计法首先将这些外作用力增广到状态变量中, 采用状态估计方法确定状态参数和这些外作用力的时间历程; 然后再根据状态参数和这些外作用力的时间历程, 采

* 1998 年 2 月 27 日收稿
第一作者: 夏智勋, 男, 1961 年生, 副教授

用参数估计方法确定这些外作用力与系统状态参数间的数学关系式 (数学模型)。

根据本文所处理的飞行器的飞行弹道特点, 采用考虑了横侧向干扰的三自由度飞行动力学方程:

$$\dot{v}_{xb} = k_x v_{yb} - k_y \bar{v}_{zb} + g(n_x - \sin h \cos j) \quad (1)$$

$$\dot{v}_{yb} = k_x \bar{v}_{zb} - k_z v_{xb} + g(n_y - \cos h \cos V - \sin h \sin j \sin V) \quad (2)$$

$$\dot{k}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} k_x k_y - \frac{M_{pzc}}{I_z} + \frac{q S_M L}{I_z} m_{zc} \quad (3)$$

$$\dot{h} = (k_y \sin V + k_z \cos V) / \cos j \quad (4)$$

$$\dot{j} = k_y \cos V - k_z \sin V \quad (5)$$

$$\dot{V} = k_x + \dot{h} \sin j \quad (6)$$

式中: v_{xb}, v_{yb}, v_{zb} 为飞行器地速在质心坐标系中的投影; k_x, k_y, k_z 为转动角速度; h, j, V 为欧拉角; n_x, n_y 为质心坐标系下的过载; I_x, I_y, I_z 为转动惯量; m_{zc} 为俯仰气动力矩系数; q 为速度头; S_M, L 分别为特征面积和长度; M_{pzc} 为推力矩在 z 轴上的分量 m 为飞行器质量。各式中, 上面带有一横杠的量为横侧向运动参数, 计算过程中将它们视为时间的已知函数而直接采用平滑后的测量值

观测向量取为: $y = (v_k, \Gamma, k_z, n_{xb}, n_{yb}, h, j, V)$

观测方程为:

$$v_k = [(v_{xb} - v_{wxb})^2 + (v_{yb} - v_{wyb})^2 + (\bar{v}_{zb} - v_{wzb})^2]^{1/2} + \nu_1 \quad (7)$$

$$\Gamma = \arctan \frac{-v_{yb} + v_{wyb}}{v_{xb} - v_{wxb}} + \nu_2 \quad (8)$$

$$k_z = k_z + \nu_3 \quad (9)$$

$$n_x = (P_{xb} - q S_M C_A) / mg + \nu_4 \quad (10)$$

$$n_y = (P_{yb} + q S_M C_N) / mg + \nu_5 \quad (11)$$

$$h = h + \nu_6 \quad (12)$$

$$j = j + \nu_7 \quad (13)$$

$$V = V + \nu_8 \quad (14)$$

式中: v_k 为飞行器空速; $v_{wxb}, v_{wyb}, v_{wzb}$ 为风速; Γ 为攻角; C_A, C_N 分别为轴向和法向气动力系数; P_{xb}, P_{yb} 分别为推力在轴向和法向的分量; ν 为观测噪声

利用上述状态方程和观测方程, 用广义卡尔曼滤波进行状态估计时, 将气动力系数 C_A, C_N 和气动力矩系数 m_{zc} 按三阶马尔科夫过程增广到状态向量中, 可以得到各状态参数及气动力和气动力矩系数 C_A, C_N, m_{zc} 的时间历程。

2 推力计算模型

由飞行动力学方程可见, 发动机推力的准确程度将直接影响气动参数辨识的准确度。对于采用固体火箭发动机的飞行器, 其飞行过程中的实际推力与地面试车得到的推力有较大的差别, 目前又没有办法在飞行器飞行过程中直接测量固体火箭发动机的推力, 因此, 为了提高辨识准确度, 必须研究如何根据地面试验的发动机推力确定飞行过程中发动机的推力。

飞行过程中过载的作用使推进剂的燃速增加, 导致燃烧室压强增大, 从而使得发动机推力增大。这一推力变化可以通过下面的方法加以修正。

在飞行试验中可以通过测量燃烧室压强来间接得到发动机的推力。固体火箭发动机的推力计算公式为:

$$P = \zeta_p C_p p_c A_t - A_e p_a \quad (15)$$

式中: P 为发动机推力; ζ_p 为喷管效率; C_p 为推力系数, 由喷管面积比唯一确定; p_c 为燃烧室压强; A_t, A_e 分别为喷管喉部和出口面积; p_a 为环境压强。

上式中的喷管效率可以假定与地面试验时相同, 由地面试车的推力和燃烧室压强, 通过下式计算得到:

$$Z_p = \frac{\int_0^{t_b} (P_g + A_e p_a) dt}{\int_0^{t_b} (C_p p_{eg} A_t) dt} \quad (16)$$

式中: P_g 为地面试验发动机的推力; p_{eg} 为地面试验发动机的燃烧室压强

在发动机工作过程中, 由于喷喉烧蚀的影响, 喷喉面积 A_t 是变化的。国内外研究成果表明, 烧蚀速率一般是燃烧室压强的函数, 因此, 在飞行过程中喷喉面积也将不同于地面试验结果。本文采用地面试验得到的喷喉烧蚀速率模型, 由飞行试验得到的燃烧室压强确定喷喉面积 A_t 在飞行过程中随发动机工作时间变化。喷管出口面积在发动机工作过程中是不变的, 因此, 根据面积比就可以确定推力系数 C_{pb} 。再由公式 (15) 就可以确定飞行过程中发动机的推力。

3 气动参数估计

建模前估计法的第二步是根据状态估计中得到的气动力和气动力矩系数的时间历程, 采用参数估计方法进一步确定气动系数的数学模型。当数学模型的形式未知时, 可采用逐步回归法同时确定模型形式和模型中的参数; 当模型形式已知时, 则可以采用最小二乘法确定模型中的参数。本文根据所研究的飞行器的特点以及地面风洞试验的结果, 采用下述非线性气动力数学模型:

轴向气动力系数:

$$C_A = C_{A0} + C_{A2}^T W \quad (17)$$

法向气动力系数:

$$C_N = (C_{N1}^T + C_{N3}^T W) T \cos U \quad (18)$$

俯仰气动力矩系数:

$$m_{zc} = (m_{z1}^T + m_{z3}^T W) T \cos U + m_z^k \frac{L k_z}{v_k} - C_N \frac{x_t}{L} - C_A \frac{y_{co}}{L} \quad (19)$$

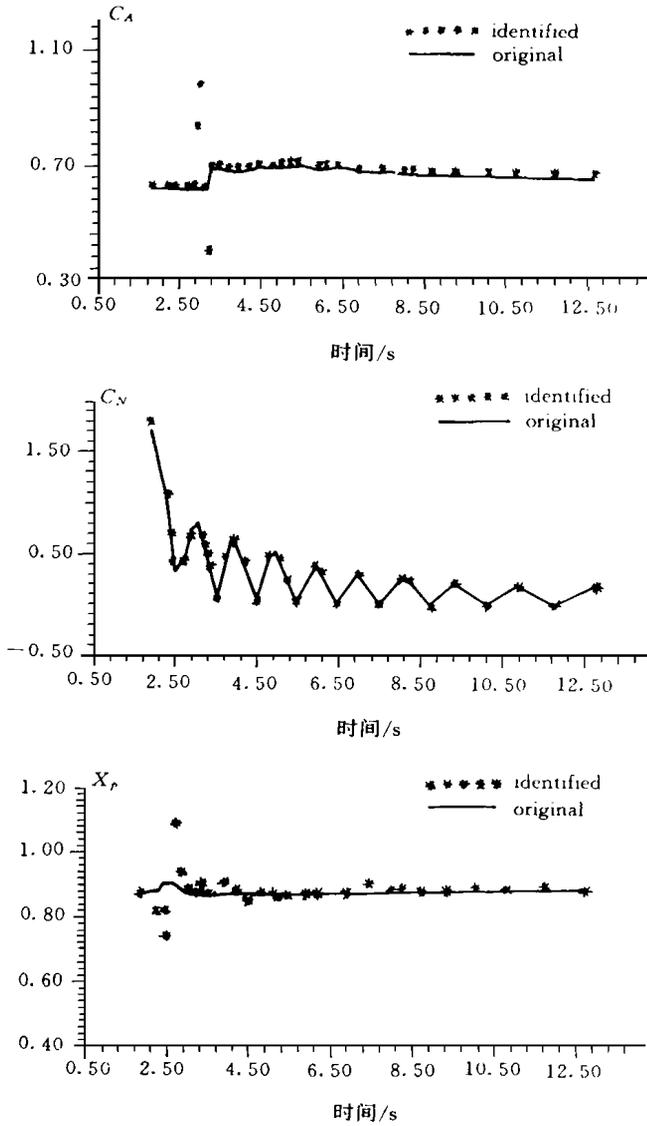
式中: W 为轴对称飞行器的总攻角; U 为侧滑角; x_t 为飞行器质心到理论尖点的距离, 由于推进剂的燃烧, 它在飞行过程中是变化的; y_{co} 为质心在法向的偏心距; C_{A0} , C_{N2} , C_{N1}^T , C_{N3}^T , m_{z1}^T , m_{z3}^T , m_z^k 为待辨识的气动模型参数, 本文采用标准的加权最小二乘法辨识这些模型参数。由于本文所研究的飞行器在飞行过程中, 马赫数变化较快, 对气动参数辨识的准确度影响较大, 本文对飞行弹道采用了分段辨识的思想, 弹道的分段可以在使用时通过人机界面进行任意调整。

4 计算结果与分析

本文将上述方法应用于某轴对称无控飞行器的气动参数辨识中, 在 SG I 工作站上编制了计算软件, 该软件具有完善的用于输入、输出处理的图形用户界面, 用户可实时地以数据和曲线形式对计算结果进行分析。作为算例, 采用飞行仿真数据模拟的测量数据进行了计算, 获得了较为满意的结果。

附图分别给出了本文通过第一步状态估计得到的轴向气动力系数、法向气动力系数和压心系数的时间历程及其与原始输入数据的对比。由图中可见, 辨识结果与原始数据基本一致。个别点上出现较大的跳跃, 主要是因为飞行器上的发动机点火和熄火阶段, 推力计算的精度较差, 从而导致辨识结果的误差。

附表给出了在不同马赫数和攻角下, 利用建模前估计法最终辨识得到的气动数学模型计算出的气动系数与原始气动系数 (即飞行仿真计算所用的输入值) 的比较。表中数据表明, 利用本文给出的建模前估计法, 可以比较精确地辨识出飞行器的气动力系数。尤其对于较大攻角下的气动系数辨识, 本方法能得到满意的辨识结果。



附图 气动系数的时间历程

附表

M	T	C_A		C_N		X_p	
		估值	真值	估值	真值	估值	真值
0.3	6	0.6227	0.624	0.7170	0.696	0.8667	0.90
0.3	9	0.6248	0.624	1.0632	1.068	0.8676	0.88
0.3	15	0.6316	0.624	1.7147	1.728	0.8706	0.88
0.5	4	0.6907	0.6874	0.4572	0.456	0.8731	0.8818
0.5	6	0.6750	0.6797	0.7134	0.708	0.8818	0.8824
0.5	9	0.6530	0.6600	1.1285	1.056	0.8926	0.8824

参考文献

- 1 Schneider H, et al. Analysis of ballistic coefficient histories from flight test data. MIT Lincoln Lab, Project Rep. RDT-9, 1967
- 2 Frater C, Stengel R F. Identification of aerodynamic coefficients using flight testing data. AIAA 83-2099, 1983
- 3 蔡金狮. 飞行器系统辨识. 北京: 宇航出版社, 1995