

某型飞行器气动参数辨识与弹道仿真

梁 明

(中国人民解放军 91851 部队, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘 要: 以某型飞行器为例, 运用气动参数建模分析的手段, 建立典型空气动力学模型。将传统的模型辨识方法与现代计算机技术相结合, 对气动力辨识输入参数进行了分析, 采用迭代算法得出辨识参数, 并对观测量和物理几何参数误差影响辨识精度进行了分析, 选用某型飞行器现有试验测量数据作为输入量, 进行气动参数辨识, 将辨识得到的气动参数进行了仿真验证。利用辨识得到的气动参数仿真计算的弹道与试验结果吻合度较高, 说明气动参数辨识可行。

关键词: 飞行器; 动力学模型; 气动参数辨识; 弹道计算; 仿真验证

中图分类号: V 211.78

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.020

Aerodynamic Parameter Identification and Ballistic Simulation of a Certain Aircraft

LIANG Ming

(Unit 91851, Chinese People's Liberation Army, Huludao 125001, Liaoning, China)

Abstract: Taking a certain aircraft as an example, a typical aerodynamic model is established by means of aerodynamic parameter modeling and analysis. Both the traditional model identification method and the modern computer technology are used to analyze the input parameters of aerodynamic identification, and the identification parameters are obtained by the iterative algorithm finally. The effects of the errors of observation and physical geometric parameters on the identification accuracy are analyzed. The existing test data of a certain aircraft are selected as the input to identify the aerodynamic parameters, and the identified aerodynamic parameters are simulated and verified. The results show that the ballistics calculated by simulation with the identified aerodynamic parameters are in good agreement with the experimental data, indicating that the identification of aerodynamic parameters is credible.

Key words: certain aircraft; dynamics model; aerodynamic parameter identification; ballistic calculation; simulation verification

0 引言

随着计算机技术的不断发展, 模型辨识方法与计算机技术相结合, 使得模型辨识精度越来越高, 在航天飞行器领域的应用越来越广泛^[1]。本文建立了某型飞行器动力学模型结构, 对气动力辨识输入参数进行了分析; 采用迭代算法得出辨识参数, 并对辨识精度进行了分析, 认为主要是观测量测量误差、物理几何参数误差影响辨识精度。模型辨识的难点在于参数精度的分析和确认, 本文在初步分析影响精度主要因素的基础上, 将辨识得到的气动参数带入弹道仿真程序进行仿真验证。

1 建立某型飞行器动力学模型

1.1 理论分析

在建立模型过程中, 将某型飞行器视为运动刚体, 其在空间的运动可以分解为 3 个线位移和 3 个角位移, 用 6 自由度来进行描述, 采取输入激励信号激发某型飞行器运动模态, 从而辨识出该型飞行器的相关气动参数^[2]。

某型飞行器助推器工作时间比总飞行时间要短的多, 一般只有 3~4 s, 但助推器的推力很大, 通常助推器推力产生的纵向过载可达 15~18 g, 在助

收稿日期: 2022-06-01; 修回日期: 2022-09-01

作者简介: 梁 明(1972—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为飞行器总体设计。

推器推力持续作用时,空气动力的影响几乎可以忽略,且助推段很难获得满足参数辨识要求的响应参数^[3],因此本研究中不考虑助推器的推力。在上述条件下,某型飞行器 6 自由度动力学数学模型为^[4]

$$\dot{V}_x = \omega_z V_y - \omega_y V_z + g(N_x - \sin \theta) \quad (1)$$

$$\dot{V}_y = \omega_x V_z - \omega_z V_x + g(N_y - \cos \theta \cos \gamma) \quad (2)$$

$$\dot{V}_z = \omega_y V_x - \omega_x V_y + g(N_z + \cos \theta \sin \gamma) \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_x = \frac{M_x}{J_x} + \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_y} + \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_z \omega_x \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z} + \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + \frac{M_R}{J_z} \quad (6)$$

$$\dot{\theta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \quad (7)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \quad (8)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \dot{\psi} \sin \theta \quad (9)$$

$$\dot{h} = V_x \sin \theta + V_y \cos \theta \cos \gamma - V_z \cos \theta \sin \gamma \quad (10)$$

式中:物理符号上的圆圈为该物理量对时间的导数; M_R 为推力偏心矩; h 为飞行高度; $N_x = \frac{1}{mg} (R - X_t)$, R 为发动机推力, $X_t = C_x q S$; $N_y = \frac{1}{mg} Y_t$, $Y_t = (C_y + C_y^{\delta_z} \delta_z) q S$; $N_z = \frac{1}{mg} Z_t$, $Z_t = (C_z + C_z^{\delta_y} \delta_y) q S$, $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, $\rho = \rho_0 (1 - \frac{h}{44\,308})^{4.2553}$, S 为该飞行器参考面积, δ 为舵偏角; $g = 9.806\,55 - 3.068 \times 10^{-6} h$ 。 V 为在地面坐标系下的速度,公式如下:

$$V = \left[(V_x - W_x)^2 + (V_y - W_y)^2 + (V_z - W_z)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

其中, W_x 、 W_y 、 W_z 为风速在弹体坐标系的分量,

$$W_x = W_{xd} \cos \psi \cos \vartheta - W_{zd} \sin \psi \cos \vartheta$$

$$W_y = W_{xd} (-\cos \psi \cos \gamma \sin \vartheta + \sin \psi \sin \gamma) +$$

$$W_{zd} (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma)$$

$$W_z = W_{xd} (\cos \psi \sin \gamma \sin \vartheta + \sin \psi \cos \gamma) +$$

$$W_{zd} (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma)$$

式中: W_{xd} 、 W_{zd} 为风速在地面坐标系的分量, $W_{xd} = W \cos \psi_w$, $W_{zd} = -W \sin \psi_w$, ψ_w 为风向角。

气动系数的模型应根据某型飞行器气动外形特点来确定^[5],一般情况下可表示为

$$C_x = C_{x0} + C_{xB} \alpha^2 \quad (11)$$

$$C_y = C_{y0} + C_y^a \alpha \quad (12)$$

$$C_z = C_{z0} + C_z^{\beta} \beta \quad (13)$$

$$M_x = qSL(m_{x0} + m_x^{\beta} \beta + m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y + m_x^{\omega_x} \frac{\omega_x l}{2V} + m_x^{\omega_y} \frac{\omega_y l}{2V}) \quad (14)$$

$$M_y = qSL(m_{y0} + m_y^{\beta} \beta + m_y^{\delta_y} \delta_y + m_y^{\omega_y} \frac{\omega_y l}{2V} - m_y^{\beta} \frac{\beta l}{2V} + m_y^{\omega_x} \frac{\omega_x l}{2V}) \quad (15)$$

$$M_z = qSb_A(m_{z0} + m_z^a \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z + m_z^{\omega_z} \frac{\omega_z b_A}{V} + m_z^{\dot{a}} \frac{\dot{a} b_A}{V}) \quad (16)$$

式中: $\alpha = \arctan(\frac{-V_y + W_y}{V_x - W_x})$; $\beta = \arcsin(\frac{V_z - W_z}{V})$;

m_{x0} 、 m_{y0} 、 m_{z0} 为滚转力矩系数; m_x^{β} 为滚转力矩系数对侧滑角的偏导; $m_x^{\delta_x}$ 为滚转力矩系数对副翼舵偏的偏导; $m_x^{\delta_y}$ 为滚转力矩系数对升降舵偏的偏导; $m_x^{\omega_x}$ 为滚转力矩系数对滚转角速度的偏导; m_y^{β} 为偏航力矩系数对侧滑角的偏导; $m_y^{\delta_y}$ 为偏航力矩系数对偏航舵偏的偏导; $m_y^{\omega_y}$ 为偏航力矩系数对偏航角速度的偏导; m_z^{β} 为俯仰力矩系数对偏航角的偏导; $m_z^{\omega_z}$ 为偏航力矩系数对滚转角速度的偏导; m_z^a 为俯仰力矩系数对迎角的偏导; $m_z^{\delta_z}$ 为俯仰力矩系数对升降舵偏的偏导; $m_z^{\omega_z}$ 为俯仰力矩系数对俯仰角速度的偏导; $m_z^{\dot{a}}$ 为俯仰力矩系数对迎角变化率的偏导; l 为飞行器参考长度; b_A 为平均气动弦长。

以上方程再加上控制方程就成为一个完整的方程组。某型飞行器的调节规律方程通常可表示为^[6]

$$\delta_x = k_{\gamma} \cdot \gamma + k_{\dot{\gamma}} \cdot \dot{\gamma} + k_{\int_1} \cdot \int_{t_1}^t \gamma dt \quad (17)$$

$$\delta_z = k_{\psi} \cdot \psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} + k_{\int_2} \cdot \int_{t_1}^t \psi dt \quad (18)$$

$$\delta_z = k_{\vartheta} \cdot \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \cdot \dot{\vartheta} + k_H \cdot \Delta H + k_{\dot{H}} \cdot \Delta \dot{H} + k_{\int_3} \cdot \int_{t_3}^t \vartheta dt + k_{\int_4} \cdot \int_{t_4}^t \Delta H dt \quad (19)$$

式中: ΔH 为高度差信号; $\Delta \dot{H}$ 为高度差微分; t_i 为积分信号接入时间, $i = 1, 2, 3, 4$; k_{γ} 、 $k_{\dot{\gamma}}$ 、 k_{ψ} 、 $k_{\dot{\psi}}$ 、 k_{ϑ} 、 $k_{\dot{\vartheta}}$ 、 k_H 、 $k_{\dot{H}}$ 、 $k_{\int_1}$ 、 $k_{\int_2}$ 、 $k_{\int_3}$ 、 $k_{\int_4}$ 为具有非线性特性的控制参数^[7]。

从调节规律的方程还可以看出,某型飞行器 3 个通道的控制是互相独立的,正常飞行情况下,可以将 6 自由度动力学数学模型,简化为纵向和侧向 2 个 3 自由度的动力学模型^[8]。

1.2 辨识输入数据

1) 导弹的结构参数:导弹质量 m , 转动惯量 J_x 、 J_y 、 J_z , 导弹质心 X_T 、 Y_T , 参考面积 S , 平均气动弦长 b_A , 参考长度 l , 传感器的安装位置等;

2) 外弹道测量参数:导弹速度 V 、飞行高度 h 等;

3) 气象测量参数:密度 ρ (若密度无实测值可根据飞行高度计算)、风速 W 、风向角 ϕ_w 等;

4) 内弹道测量参数:舵偏角 δ_x 、 δ_y 、 δ_z , 导弹姿态角 φ 、 ϑ 、 γ , 导弹转动角速度 ω_x 、 ω_y 、 ω_z , 导弹轴向、法向、侧向过载 N_x 、 N_y 、 N_z , 发动机推力 R , 导弹攻角 α , 侧滑角 β 等。

2 迭代算法

采用牛顿-拉夫逊迭代公式^[9]

$$\theta_{k+1} = \theta_k + \Delta\theta_k \quad (20)$$

式中的 d 修正量 $\Delta\theta_k$ 可由下列线性代数方程组计算^[10]:

$$\sum_{i=1}^{33} \sum_{j=1}^N \left(\sum_{k=1}^{11} \frac{\partial v_j(i)}{\partial \theta_i} B_{jk}^{-1} \frac{\partial v_k(i)}{\partial \theta_m} \right) \Delta\theta_i = \sum_{i=1}^N \left(\sum_{j=1}^{11} \sum_{k=1}^{11} v_j(i) B_{jk}^{-1} \frac{\partial y_k(i)}{\partial \theta_m} \right), m = 1, 2, \dots, 33 \quad (21)$$

$$B_{jk} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \{ [y_j(i) - \hat{y}_j(i)] [y_k(i) - \hat{y}_k(i)] \} \quad (22)$$

$$v_j(i) = y_j(i) - \hat{y}_j(i) \quad (23)$$

式中: y_j 、 y_k 为测量值; $\hat{y}_j$ 、 $\hat{y}_k$ 为预测值。

具体迭代过程为根据某型飞行器理论计算结果, 给出待估气动参数的初值 θ_0 , 由状态方程、观测方程和灵敏度方程积分出某型飞行器的状态值 x 、观测值 y 和灵敏度阵 $\frac{\partial y}{\partial \theta}$; 然后, 解线性代数方程组求出 $\Delta\theta_0$, 再以 $\theta_1 = \theta_0 + \Delta\theta_0$ 代替原来的 θ_0 , 重复以上计算过程, 每迭代一次都需要计算似然准则函数 J_k 和 J_k/J_{k-1} ^[11]。当 $\left| 1 - \frac{J_k}{J_{k-1}} \right| \leq \epsilon$ 时, 则认为迭代收敛, 此时的待估参数 θ_k , 即为所求的气动参数, 一般情况下取 $\epsilon = 0.01$ ^[12]。

3 辨识精度分析

影响气动参数辨识精度的因素较多, 归纳起来有以下几个方面:

1) 观测量的测量误差。观测量的测量误差是影响辨识精度的重要因素^[13]。利用飞行试验数据进行参数辨识时, 观测量一般取导弹转动角速度 ω_x 、 ω_y 、 ω_z , 姿态角 φ 、 ϑ 、 γ , 导弹轴向、法向、侧向过载

N_x 、 N_y 、 N_z , 导弹攻角 α , 侧滑角 β 。分别由安装在弹体内部的角速率传感器、角位移传感器、过载传感器、攻角传感器及侧滑角传感器获得。通过遥测传感器获得时, 零位漂移、死区、安装误差不可避免, 但选择高精度的传感器可以使误差减小, 为满足气动参数辨识的需要, 遥测传感器应满足如下要求:

(1) 噪声强度系数不高于 1%;

(2) 角位移传感器的零位漂移速度应小于每分钟 0.1° , 角速率传感器的零位漂移小于峰值的 0.2%, 过载传感器零位漂移应小于峰值的 1.0%;

(3) 传感器的标定误差应小于 0.3%;

(4) 闭环飞行试验中, 角速率、角位移、过载传感器的死区分别应在 $0.03(^{\circ}/s, (^{\circ}), g)$ 的范围内;

(5) 角速率传感器安装角的偏移度要小于 0.1° , 过载传感器安装角的偏移度要小于 0.2° , 过载传感器质心位置及安装位置误差要小于 3.0 mm。

2) 几何和物理参数的误差。几何参数包括特征长度、面积, 物理参数包括惯性力矩、动压、质量, 这些量中任何一个量值存在的误差, 都会对气动参数估值产生相同的误差^[14]。

4 参数辨识应用

4.1 可辨识性分析

将 $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 、 $\dot{\omega}_z$ 与动力学方程中各力矩项相比较, 来判别参数的可辨识性(采用力矩系数的理论值来估算各力矩项), 以 $\dot{\omega}_z$ 为例^[15]:

$$\dot{\omega}_z + \frac{J_y - J_x}{J_z} \omega_x \omega_y = \frac{qSb_A}{J_z} (m_{z0} + m_z^a \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z + m_z^{\frac{b_A}{V}} \omega_z + m_z^{\frac{b_A}{V}} \dot{\alpha}) \quad (24)$$

若右端某一项远小于左端, 则该项是不可辨识的; 若左端接近于零, 则该项也是不可辨识的, 其余类同。

数据取自该型飞行器 6 自由度 85~86 s 的内、外弹道数据, 数据包括: 光测数据 t 、 V 、 h 、 θ 、 ϕ_c , 遥测采样数据 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 、 N_x 、 N_y 、 N_z 、 δ_x 、 δ_y 、 δ_z 、 α 、 β , 弹体结构参数 l 、 b_A 、 S 、 m 、 J_x 、 J_y 、 J_z , 气象数据 ρ 、 W 、 ϕ_w 等。

为了分析这段数据的可辨识性, 将动力学方程的各项分别逐项计算, 结果见表 1—表 3。可以看出 $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 、 $\dot{\omega}_z$ 与各项的数量级相当, 这表明纵、侧向气动系数均可进行辨识, 可以采用 6 自由度参数辨识的基本方程组进行辨识, 表中数据还表明阻尼参数的数量级较小, 会有较大的辨识误差^[16]。

表 1 辨识数据 $\dot{\omega}_x$ 表Tab. 1 $\dot{\omega}_x$ table of identification data

t	$\dot{\omega}_x$	ω_{yz}	M_{x0}	$M_x^{\beta_x}$	M_x^{β}	$M_x^{\beta_y}$	$M_x^{\omega_x}$	$M_x^{\omega_y}$
85.0	5.062 2	-0.000 031 20	6.376 8	-1.445 7	0.960 3	0.383 1	-1.146 8	-0.156 8
85.5	-2.125 6	-0.000 185 60	6.405 6	-9.319 6	0.186 1	1.649 2	-1.201 5	-0.132 4
86.0	1.403 4	-0.000 001 92	6.398 2	-7.672 3	2.654 7	2.816 7	-2.952 4	-0.019 3

表 2 辨识数据 $\dot{\omega}_y$ 表Tab. 2 $\dot{\omega}_y$ table of identification data

t	$\dot{\omega}_y$	ω_{zx}	M_{y0}	M_y^{β}	$M_y^{\beta_y}$	$M_y^{\omega_y}$
85.0	-0.125 2	-0.003 6	0.269 5	-0.602 3	0.168 9	-0.259 8
85.5	-0.172 8	-0.002 5	0.327 8	-0.389 5	0.702 6	-0.048 6
86.0	0.046 7	-0.015 4	0.305 9	-0.893 7	0.784 7	-0.126 2

表 3 辨识数据 $\dot{\omega}_z$ 表Tab. 3 $\dot{\omega}_z$ table of identification data

t	$\dot{\omega}_z$	ω_{xy}	M_{z0}	M_z^a	$M_z^{\beta_z}$	$M_z^{\omega_z}$
85.0	-0.036 5	-0.032 5	0.238 3	-2.229 3	1.266 9	0.135 9
85.5	-0.503 6	0.125 6	0.769 3	-2.458 6	1.592 6	-0.023 4
86.0	0.252 1	-0.129 8	0.759 6	-2.211 5	1.735 6	-0.016 6

4.2 辨识结果

采用极大似然法,对仿真数据采取参数辨识的基本方法进行辨识^[17]。

状态变量为

$$\mathbf{x} = (V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \psi, \vartheta, \gamma)^T \quad (25)$$

观测量为

$$\mathbf{y} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z, N_x, N_y, N_z, \psi, \vartheta, \gamma, \alpha, \beta)^T \quad (26)$$

待估参数为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\theta} = & (m_{z0}, m_x^a, m_x^{\beta}, m_x^{\beta_x}, m_x^{\beta_y}, m_x^{\omega_x}, m_x^{\omega_y}, m_{y0}, m_y^{\beta}, m_y^{\beta_y}, \\ & m_y^{\omega_y}, m_y^{\omega_x}, m_{z0}, m_z^a, m_z^{\beta_z}, m_z^{\omega_z}, m_z^a, C_{x0}, C_{x1}, C_y^a, C_y^{\beta_z}, C_{z0}, \\ & C_z^{\beta_y}, C_z^{\beta}, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}, \omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}, \psi_0, \vartheta_0, \gamma_0)^T \end{aligned} \quad (27)$$

共辨识出 21 个气动系数,辨识结果见表 4~表 7。

表 4 辨识结果(1~5)

Tab. 4 Identification results(1~5)

气动系数	m_{x0}	m_x^a	m_x^{β}	$m_x^{\beta_x}$	$m_x^{\beta_y}$
理论值	0.000 065	-0.028 3	-0.026 9	-0.082 96	-0.021 64
10~50 点	0.000 525 8	-0.035 81	-0.042 67	-0.081 93	-0.018 13
5~65 点	0.012 669	-0.024 67	-0.042 01	-0.082 56	-0.018 96
20~70 点	0.011 291	-0.028 02	-0.035 83	-0.083 61	-0.018 58

表 5 辨识结果(6~10)

Tab. 5 Identification results(6~10)

气动系数	$m_x^{\omega_x}$	$m_x^{\omega_y}$	m_{y0}	m_y^{β}	$m_y^{\beta_y}$
理论值	-0.090	-0.033	0.002	-0.228	-0.224
10~50 点	-0.039 4	-0.060 6	-0.000 1	-0.215 4	-0.217 5
5~65 点	-0.086 4	-0.233 1	-0.000 1	-0.214 6	-0.212 7
20~70 点	-0.083 7	-0.325 5	0.000 5	-0.194 0	-0.179 7

表 6 辨识结果(11~16)

Tab. 6 Identification results(11~16)

气动系数	$C_z^{\beta_y}$	$m_y^{\omega_y}$	m_{z0}	m_z^a	$m_z^{\beta_z}$	$m_z^{\omega_z}$
理论值	-0.166 8	-1.437 5	0.006 5	-0.357 6	-0.392 8	-1.892 8
10~50 点	-0.162 5	-1.417 2	0.006 0	-0.346 8	-0.385 8	-1.878 6
5~65 点	-0.153 3	-1.388 7	0.006 5	-0.356 9	-0.368 9	-1.905 5
20~70 点	-0.175 6	-1.413 8	0.005 9	-0.302 9	-0.382 3	-1.858 9

表 7 辨识结果(17~21)

Tab. 7 Identification results(17~21)

气动系数	C_{x0}	C_{x1}	C_{y^a}	$C_{y^{\beta}}$	C_z^{β}
理论值	0.016 5	-0.293 7	2.186 9	0.261 5	-0.647 8
10~50点	0.010 2	-0.212 4	2.044 6	0.251 5	-0.602 2
5~65点	0.010 4	-0.296 7	1.956 2	0.273 8	-0.613 8
20~70点	0.010 0	-0.285 6	2.126 7	0.241 6	-0.632 6

辨识得到的气动参数为计算飞行器弹道导弹飞行力学所需要的升力、阻力、侧向力,俯仰、滚转、偏航力矩系数及其对迎角、侧滑角、舵偏角的偏导。辨识得到这些气动参数之后,便可以对导弹的弹道进行仿真分析^[18]。

5 辨识模型的弹道仿真

通过对该型飞行器控制系统和动力系统进行

辨识,得出了部分模型辨识参数,下面验证这些实辨参数模型。

根据理论模型编写弹道仿真程序,可有效地计算该型号飞行器的控制弹道,并经过多次实弹飞行试验验证。验证结果表明,该理论模型精度较高,满足要求。

将实辨模型代入该型飞行器弹道仿真程序,替换原来的理论模型,进行弹道仿真计算。从仿真结果看,弹道变化平稳,与试验数据吻合较好,误差符合规定的范围,通过本方法得到的气动力参数精度已满足工程实际需要,实际辨识模型参数具有可信性^[19]。Y方向仿真弹道如图1所示,该弹道反映了某型飞行器初始正常爬高,按照预定程序下滑、稳定平飞、91 s开始规避爬升、跃过目标舰后下滑入水自毁。

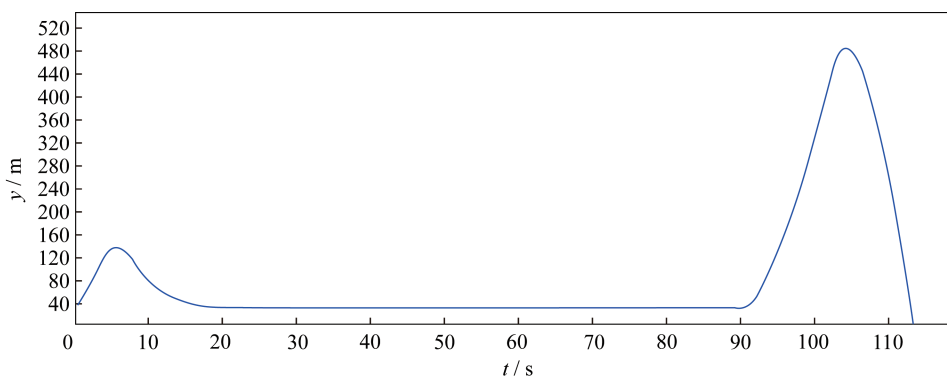


图 1 Y方向仿真弹道

Fig. 1 Simulation ballistics in the Y-direction

等效飞行高度曲线如图2所示,该曲线反映了某型飞行器高度通道输出变化规律,从0~90 s高度通道正常输出高度表测量高度,90 s以后输出固定

高度电平,从而完成安控规避。X方向仿真弹道曲线如图3所示,该曲线反映了该型号飞行器纵向位移平稳。

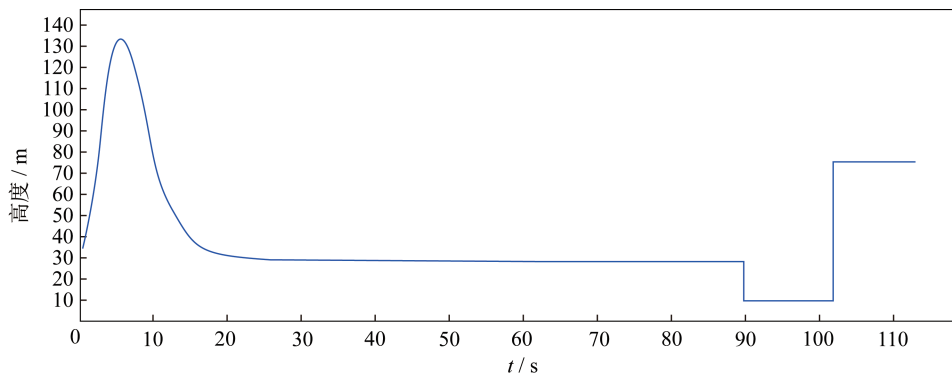


图 2 等效飞行高度仿真

Fig. 2 Equivalent flight altitude simulation

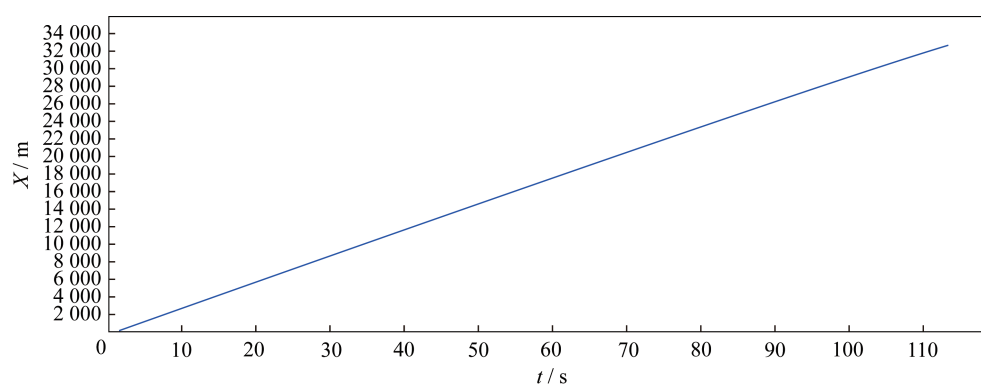


图3 X方向仿真弹道

Fig. 3 Simulation ballistics in the X-direction

1~4 舵机仿真曲线分别如图 4~图 7 所示, 4 条仿真曲线反映了某型飞行器舵机系统的变化规律,

这 4 个舵机系统动作对称性好, 响应速度快, 满足该型飞行器控制要求^[20]。

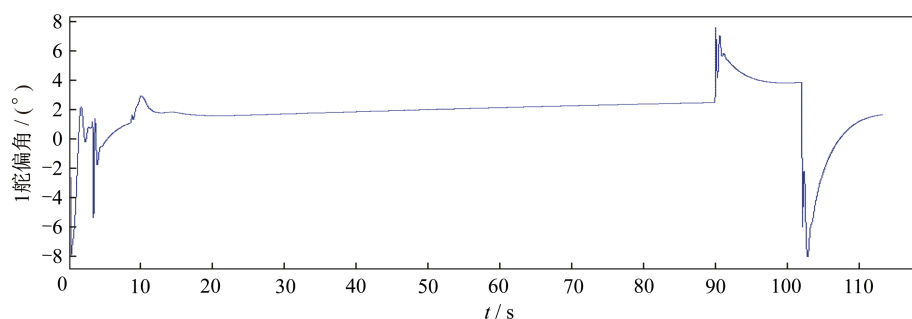


图4 1舵机仿真曲线

Fig. 4 Simulation curve of Servo 1

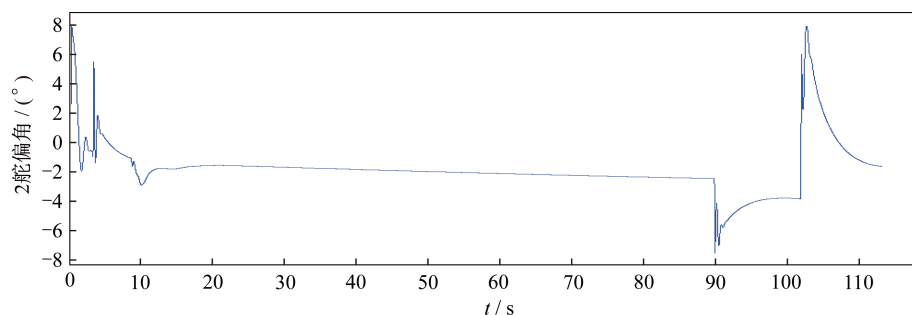


图5 2舵机仿真曲线

Fig. 5 Simulation curve of Servo 2

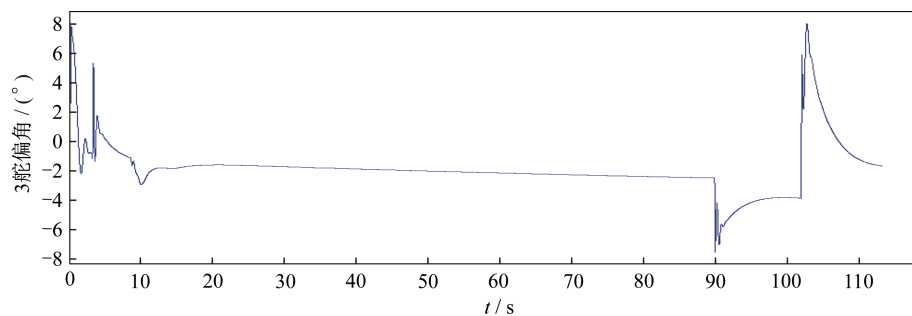


图6 3舵机仿真曲线

Fig. 6 Simulation curve of Servo 3

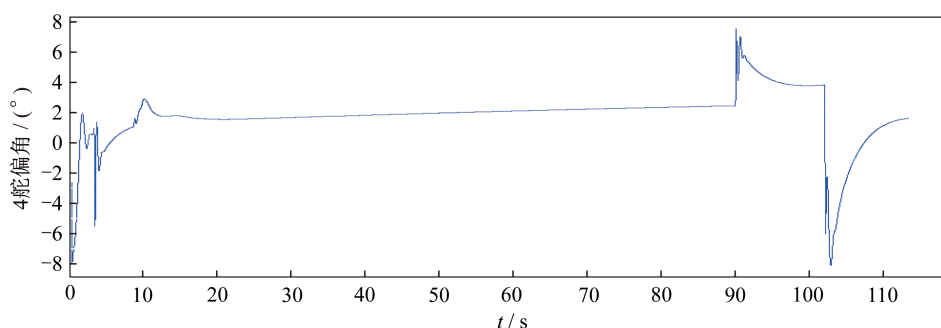


图 7 4舵机仿真曲线

Fig. 7 Simulation curve of Servo 4

6 结束语

本文介绍了一种飞行器气动模型参数辨识方法,利用该方法进行了飞行器的典型气动参数辨识,并将辨识得到的气动数据代入弹道仿真程序中进行验证。验证结果表明,该气动参数得到的弹道与实际情况吻合程度高,辨识精度较好。同时作为一种工程方法,该气动参数辨识方法使用较为方便,计算耗时较少,适合于多种工程场景,在工程领域有广泛的应用前景。

参考文献

- [1] 秦硕,朱凡.飞行器气动参数辨识[J].自动化技术与应用,2004(1):33-35.
- [2] 苏振宇.飞行器气动参数辨识技术的发展与应用[J].科技创新,2018(29):64-65.
- [3] 南宫自军,戴新进,王亮,等.航天飞行器飞行模态辨识技术应用及展望[J].强度与环境,2017,44(1):20-26.
- [4] 蔡季冰.系统辨识[M].北京:北京理工大学出版社,1989:6-22.
- [5] 刘广,吕建新.基于虚拟样机技术的某型导弹来复线发射动力学仿真[J].战术导弹技术,2005(5):61-65.
- [6] 蔡金狮.飞行器系统辨识[M].北京:宇航出版社,1995:134-139.
- [7] 熊光楞.控制系统的数字仿真[M].北京:清华大学出版社,1980:1-6.
- [8] 张易知,肖啸,张喜斌,等.虚拟仪器的设计与实现[M].西安:西安电子科技大学出版社,2002.
- [9] 蔡金狮.飞行器气动参数辨识的理论与实践[J].飞行

力学,1986(1):1-15.

- [10] 李乃宏,吴瑶华,王学孝.飞行数据用于气动参数辨识时几个影响因素的研究[J].战术导弹技术,1991(2):2-8.
- [11] 丘淦兴.利用飞行试验数据校验导弹气动参数[J].航天控制,1997(2):1-5.
- [12] 张旭,崔平远,杨涤,等.有控飞行器气动参数辨识研究[J].飞行力学,1998(4):78-83.
- [13] 万宗国.XX空空导弹飞行试验数据气动参数辨识[C]//中国空气动力学学会物理气体动力学专业委员会第十一届学术交流会会议论文集.乌鲁木齐:中国空气动力学学会,2003:164-170.
- [14] 汪清,钱炜祺,何开锋.导弹气动参数辨识与优化输入设计[J].宇航学报,2008(3):789-793.
- [15] 骆连珍,徐明友,韩珺礼,等.随机风场作用下弹道仿真的实施过程[J].南京理工大学学报,1998(6):509-512.
- [16] 李洪儒,高文辉,冯振声.弹道导弹的六自由度面向对象仿真研究[J].四川兵工学报,1999(3):23-26.
- [17] 胡海,刘鼎臣.飞航导弹弹道仿真的检验[C]//2001年中国系统仿真学会学术年会论文集.大连:中国系统仿真学会,2001:711-715.
- [18] 汤善同,黄玲雅.攻防对抗防空导弹飞行力学建模和计算机仿真研究[J].中国科学(E辑:技术科学),2009,39(3):579-582.
- [19] 刘志国,张金生,王仕成,等.基于Simulink的激光制导炸弹弹道仿真实现[J].弹箭与制导学报,2005(增刊8):528-531.
- [20] 雷刚,鲜勇.弹道导弹飞行弹道的三维仿真[J].计算机仿真,2005(8):32-34.