

# 超声速巡航导弹气动力与推力参数一体化在线辨识

江振宇\*, 唐晓斌, 刘双, 杨承业

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

**摘要:**为准确预示超声速巡航导弹飞行中的气动力和推力特性,提升飞行性能及任务适应性,提出了一种气动力与推力参数一体化在线辨识方法。建立了以固体火箭冲压发动机为动力的超声速巡航导弹在纵平面的运动模型,建立了巡航段气动力系数和推力系数多项式模型,采用无迹卡尔曼滤波算法,开展了气动力与推力参数一体化在线辨识仿真验证,基于飞行试验对辨识性能进行了比较验证。研究表明,对超声速巡航导弹进行气动力与推力参数一体化辨识是必要的和有效的,提出的方法可应用于飞行过程中参数在线辨识。

**关键词:**超声速巡航导弹;一体化在线辨识;气动力;推力

**中图分类号:** TJ7 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2024)04-074-12



## Integrated online identification of aerodynamic and thrust parameters in supersonic cruise missile

JIANG Zhenyu\*, TANG Xiaobin, LIU Shuang, YANG Chengye

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** To accurately predict the aerodynamic and thrust characteristics of supersonic cruise missile during flight, improve the flight performance and mission adaptability, an integrated online identification method for aerodynamic and thrust parameters was proposed. Motion model of supersonic cruise missile powered by a solid rocket ramjet engine in the longitudinal plane was established, and a polynomial model of aerodynamic and thrust coefficients in the cruise phase was established. The unscented Kalman filter algorithm was used to conduct online identification and simulation verification of aerodynamic and thrust parameters. The identification performance was compared and verified based on flight test data. Researches show that the integrated identification of aerodynamic and thrust parameters for supersonic cruise missile is necessary and effective, and the proposed method can be applied to online parameter identification during flight.

**Keywords:** supersonic cruise missile; integrated online identification; aerodynamic; thrust

超声速巡航导弹具有飞行速度快、突防能力强等特点,备受各国关注。对于采用固体火箭冲压发动机为动力的超声速巡航导弹,其飞行包络宽、飞行环境复杂,导弹气动力特性及发动机性能与飞行状态紧密耦合<sup>[1]</sup>。巡航导弹所受气动力及推力决定了巡航速度、高度及机动性等飞行性能,同时飞行马赫数、高度及攻角等状态又影响导弹所受气动力及推力<sup>[2]</sup>。因此建立准确的气动力及推力性能模型对于保障导弹飞行性能及改进设计都十分必要。在气动力特性建模方面,常采用数值计算结合风洞试验验证的方法,由于导弹

内外流动呈现一体化,建立高精度气动力模型难度较大、成本较高。在发动机性能建模方面,因内部流动复杂且性能与飞行状态耦合,基于一定简化和假设条件建立的推力理论模型不可避免地存在不确定性。而地面试验难以真实模拟所有飞行条件,经特定工况试验数据修正进行天地换算预示的性能仍会存在一定偏差。飞行试验遥测数据显示,在等速巡航段出现马赫数持续增加现象,可能就是由于气动力和推力性能模型均存在一定偏差。

为准确预示超声速巡航导弹飞行中的气动力

收稿日期:2023-06-14

基金项目:国家自然科学基金联合基金资助项目(U21B2028);国家部委基金资助项目([2020]643号)

\*第一作者:江振宇(1978—),男,湖北红安人,教授,博士,硕士生导师,E-mail:jiangzhenyu00@yeah.net

引用格式:江振宇,唐晓斌,刘双,等. 超声速巡航导弹气动力与推力参数一体化在线辨识[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(4): 74-85.

**Citation:** JIANG Z Y, TANG X B, LIU S, et al. Integrated online identification of aerodynamic and thrust parameters in supersonic cruise missile[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(4): 74-85.

和推力特性,可采用系统辨识技术,以理论建模和地面试验数据为先验,基于飞行状态实时测量信息,对气动力和推力参数进行在线辨识,进而可实现推力实时调整以及飞行高度与速度精确控制等。系统辨识技术在飞行器领域应用广泛<sup>[3]</sup>,如美国国家航空航天局兰利研究中心<sup>[4]</sup>和德国宇航中心<sup>[5]</sup>多年来采用飞行试验数据结合风洞试验和数值计算,为各类飞行器进行气动力辨识,美国空军高性能计算中心提出利用通用导弹单次受迫运动快速进行宽速域范围气动力系数辨识<sup>[6]</sup>。系统辨识技术还应用于飞行状态监测、故障检测与诊断,利用在线辨识得到的参数进行自适应控制<sup>[7]</sup>、控制系统重构<sup>[8]</sup>或故障估计<sup>[9-10]</sup>等,以此提升控制性能或减小故障带来的损失。此外,对于飞行环境参数辨识,通过大气层内风速在线辨识可实现弹道实时修正<sup>[11]</sup>,对火星大气环境参数在线辨识有助于火星着陆器自主着陆<sup>[12]</sup>。

超声速巡航导弹在飞行中沿弹体方向同时受到气动力及推力作用,弹载传感器测量的飞行状态是上述受力共同作用的结果。单独对气动力或推力参数进行辨识将带来模型误差,须进行一体化建模和辨识。针对超声速巡航导弹,建立气动力参数模型和推力多项式模型,提出一种气动力与推力参数一体化在线辨识方法,并进行仿真验证及飞行试验数据验证。

## 1 气动力与推力参数一体化辨识建模

### 1.1 辨识问题

辨识是在输入和输出数据的基础上,按照一个准则从给定的模型类中,确定一个与所测系统等价的模型<sup>[13]</sup>。相对于理论建模方法是根据已知物理定律简化推导出系统常微分或偏微分方程模型,辨识建模方法则是通过假定系统模型结构,根据特定先验知识以及输入和输出测量数据,获得与真实系统偏差尽可能小的数学模型<sup>[14]</sup>。

文中所研究的在线辨识问题可认为属于灰箱辨识范畴和参数模型辨识类型,即根据理论分析认为待辨识的气动力与推力系数可用模型结构已知的参数化模型进行建模。首先针对超声速巡航导弹建立动力学模型,然后以理论建模和已有试验数据为先验,提出气动力和推力特性的参数模型结构,最后采用相应的参数辨识方法,进行参数模型一体化参数在线辨识。

### 1.2 超声速巡航导弹动力学建模

将超声速巡航导弹视为刚体,其在空间的运

动可由质心线运动和绕质心角运动等六个自由度的运动方程描述,只要输入信号可激发刚体运动的所有模态,就可辨识相应的气动力与发动机性能参数。为简化分析,可将运动模型解耦为纵平面内描述爬升、降高与近似水平的巡航运动模型和水平面内的侧向运动模型。

本文主要关注巡航段气动力和推力等性能参数辨识,暂不考虑气动力力矩系数辨识。因此,在发射坐标系建立导弹纵平面内运动模型如下:

$$\begin{cases} \dot{h} = V \sin(\varphi - \alpha) \\ \dot{\varphi} = \omega_z \\ \dot{V} = \frac{F \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\varphi - \alpha) \\ \dot{\alpha} = \omega_z - \frac{F \sin \alpha + L}{mV} - \left( \frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos(\varphi - \alpha) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $h$ 、 $\varphi$ 、 $V$ 、 $\alpha$ 、 $\omega_z$ 、 $r$ 分别为飞行高度、俯仰角、速度、攻角、俯仰角速率、地心矢径, $F$ 、 $D$ 、 $L$ 、 $m$ 分别为发动机推力、气动阻力、升力以及导弹质量, $g$ 为重力加速度。

### 1.3 气动力特性参数建模

气动力参数模型用来描述巡航导弹气动力特性参数与飞行状态及控制变量的函数关系,是气动力参数在线辨识的基础。气动力参数模型可采用多项式模型、样条函数模型、积分方程模型和微分方程模型等。其中多项式模型是线性模型的直接推广,形式简单、可控变量少,同时包括线性成分和非线性成分。因此选用关于攻角 $\alpha$ 、马赫数 $Ma$ 和俯仰舵偏角 $\delta_c$ 的多项式模型来描述气动力系数。

$$\begin{cases} C_L = C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_c} \delta_c \\ C_D = C_{D0} + C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{Ma} Ma \end{cases} \quad (2)$$

其中: $C_L$ 、 $C_D$ 分别为升力系数、阻力系数,升力 $L = qSC_L$ ,阻力 $D = qSC_D$ , $q$ 为动压, $S$ 为参考面积; $C_L^\alpha$ 、 $C_L^{\delta_c}$ 、 $C_{D0}$ 、 $C_D^{\alpha^2}$ 、 $C_D^{Ma}$ 分别为多项式模型各状态对应的待辨识系数。

### 1.4 发动机推力性能参数建模

要实时估计飞行中巡航导弹的推力,可采用经地面试验数据修正的理论模型预示<sup>[15]</sup>。对于结构确定且几何尺寸已知的固体火箭冲压发动机,通过飞控系统给出的飞行高度 $h$ 、马赫数 $Ma$ 、攻角 $\alpha$ 等飞行条件解算流量系数和总压恢复系数等进气道特性,通过实测燃气发生器和补燃室压强值解算推进剂质量流量,从而实时估算推力<sup>[16]</sup>。基于神经网络方法对离线数据进行训练建立推力估计器也可实现固体火箭冲压发动机推

力实时估计<sup>[17]</sup>。然而,飞行试验数据分析表明,其巡航段实际速度相对于设定速度偏大且持续增加,可能是由于实际气动阻力偏小或推力偏大,或两者均有偏差。

本文提出采用在线辨识方法来实时估计飞行中发动机的推力。通常根据影响因素分析和试验数据来拟合推力系数模型,文献[18]根据马赫数区间对推力系数进行分段拟合,马赫数小于4时,拟合为马赫数的多项式模型,马赫数大于等于4时,拟合为马赫数、攻角的指数型模型。通过理论建模分析可知,超声速巡航导弹推力分别与飞行高度、攻角近似呈线性和平方关系,与飞行马赫数关系较复杂。因此,建立与气动力系数类似的无量纲推力系数  $C_F$  多项式模型来描述推力特性,如式(3)所示。

$$C_F = C_{F0} + C_F^h h + C_F^{1/(Ma)^2} \frac{1}{(Ma)^2} + C_F^{Ma} Ma + C_F^{\alpha^2} \alpha^2 \quad (3)$$

式中,  $F = qSC_F$ ,  $C_{F0}$ 、 $C_F^h$ 、 $C_F^{1/(Ma)^2}$ 、 $C_F^{Ma}$ 、 $C_F^{\alpha^2}$  分别为推力系数多项式模型各状态对应的待辨识系数。

### 1.5 观测方程与待辨识参数

导弹飞行过程中弹载传感器可实际测量的参数包括加速度、角速率、马赫数、高度、位置、攻角、俯仰角等飞行状态参数以及燃气发生器压强、补燃室压强等发动机工作状态参数。结合辨识问题需求,选择观测量为:

$$\mathbf{Z} = (a_x, a_y, h, V)^T \quad (4)$$

观测方程为:

$$\begin{cases} a_x = \frac{L \sin \alpha - D \cos \alpha + F}{m} + \varepsilon_{a_x} \\ a_y = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{m} + \varepsilon_{a_y} \\ h = h + \varepsilon_h \\ V = V + \varepsilon_V \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $a_x$ 、 $a_y$  分别为弹载传感器测量的轴向加速度、法向加速度,  $\varepsilon_{a_y}$ 、 $\varepsilon_{a_x}$ 、 $\varepsilon_h$ 、 $\varepsilon_V$  为相应的观测噪声。

文中主要辨识阻力系数、升力系数和推力系数模型中的参数,将式(2)和式(3)中共10个待辨识参数扩展到状态向量:

$$\mathbf{X} = [h, V, \varphi, \alpha, C_L^\alpha, C_L^{\delta_c}, C_{D0}, C_D^{\alpha^2}, C_D^{Ma}, C_{F0}, C_F^h, C_F^{1/(Ma)^2}, C_F^{Ma}, C_F^{\alpha^2}]^T \quad (6)$$

### 1.6 基于无迹卡尔曼滤波的参数在线辨识方法

参数在线辨识需要基于弹上观测信息,对气动力系数和发动机推力系数模型参数进行实时估

计。传统的极大似然准则与牛顿-拉夫逊迭代相结合的辨识方法能获得较高的辨识精度,且能够同时辨识出数十个模型参数,但耗时较长,难以满足在线辨识的实效性要求。卡尔曼滤波算法能够根据系统的输入输出对系统状态和模型参数进行最优估计,易于在计算机上实现,在状态估计和参数辨识等领域得到了广泛的应用。扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)辨识方法将非线性模型进行一阶近似,得到线性近似模型,进而对系统状态进行递推估计,在求解非线性状态实时估计问题中体现出良好的性能。而无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)算法是适用于非线性系统的卡尔曼滤波算法,无须对非线性函数进行线性化,使用无迹变换来处理均值和协方差的非线性传递问题,通过对非线性函数的概率密度分布进行近似,用一系列确定样本来逼近状态后验概率密度。相对EKF算法,UKF算法无须计算系统的雅可比矩阵,且精度更高。

针对非线性系统状态估计问题,采用如下UKF方法<sup>[19]</sup>提高非线性问题滤波效果。其计算流程为:

1) 初始化系统的状态  $\mathbf{X}_0$  和方差  $\mathbf{P}_0$ , 采样点及其相应权值的计算为:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{0,k-1} = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \\ \mathbf{X}_{i,k-1} = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_{k-1}}, i=1,2,\dots,n \\ \mathbf{X}_{i,k-1} = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_{k-1}}, i=n+1,\dots,2n \\ w_0^{(m)} = \lambda/(n+\lambda) \\ w_0^{(c)} = \lambda/(n+\lambda) + (1-\xi^2 + \eta) \\ w_i^{(m)} = w_i^{(c)} = 1/[2(n+\lambda)], i=1,2,\dots,2n \end{cases} \quad (7)$$

其中: $n$  为状态向量  $\mathbf{X}$  的维度;下标“ $k-1$ ”表示  $k-1$  时刻;共有  $2n+1$  个采样点,下标“ $i$ ”表示第  $i$  个采样点,下标“0”表示第0个采样点; $w$  为权值,上标“(m)”表示其为均值权值,上标“(c)”表示其为方差权值; $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$  为状态值后验估计; $\lambda = \xi^2(n+\kappa) - n$  为比例因子, $\xi$  为采样的分布状态,取值范围为  $0 \leq \xi \leq 1$ ,通常  $\kappa=0$ ;若  $\mathbf{x}$  服从高斯分布,则  $\eta=2$ 。

2) 时间更新。

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{i,k|k-1} = f(\mathbf{X}_{i,k-1}, \delta_e) \\ \hat{\mathbf{x}}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(m)} \mathbf{X}_{i,k|k-1} \\ \mathbf{P}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} (\mathbf{X}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k^-)(\mathbf{X}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k^-)^T + \mathbf{Q}_k \end{cases} \quad (8)$$

其中,  $f(\cdot)$  表示非线性过程,  $\mathbf{Q}_k \in \mathbf{R}^{n \times n}$  表示过程噪声在  $k$  时刻的方差, 上标“-”表示经过观测测量修正的预测值, 下标“ $k|k-1$ ”表示通过  $k-1$  时刻预测  $k$  时刻的值。

3) 测量更新。

$$\begin{cases} \mathbf{Z}_{i,k|k-1} = \mathbf{H}\mathbf{X}_{i,k|k-1} \\ \hat{\mathbf{Z}}_k = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(m)} \mathbf{Z}_{i,k|k-1} \\ \mathbf{P}_{z_k, z_k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} (\mathbf{Z}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k) (\mathbf{Z}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k)^T + \mathbf{R} \\ \mathbf{P}_{x_k, z_k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} (\mathbf{X}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k^-) (\mathbf{Z}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k)^T \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{x_k, z_k} \mathbf{P}_{z_k, z_k}^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_k) \\ \mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{z_k, z_k} \mathbf{K}_k^T \end{cases} \quad (9)$$

式中,  $\hat{\mathbf{Z}}_k$  为  $k$  时刻观测值的预测值,  $\mathbf{Z}_k$  为  $k$  时刻观测值,  $\mathbf{H}$  为观测矩阵,  $\mathbf{R} \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$  为观测噪声方差,  $\mathbf{K}_k$  为卡尔曼增益。

## 2 气动力和推力参数一体化在线辨识验证

本节针对中低空巡航的超声速巡航导弹开展气动力和推力参数一体化辨识, 该导弹助推器工作 5 s 后巡航级冲压发动机启动, 导弹爬升至约 800 m 高度开始巡航飞行, 至 35 s 开始降高机动飞行。首先, 基于飞行试验前的方案弹道, 对气动力及推力系数进行离线辨识, 考察一体化辨识性能。其次, 为改善辨识精度, 设计了采用姿态角程序机动的仿真激励弹道, 考核在线辨识效果。最后, 针对飞行试验进行一体化在线辨识, 基于辨识参数解算阻力及推力并与理论预示值比较, 验证提出方法的可行性。

### 2.1 基于飞行方案弹道的气动力与推力参数一体化离线辨识

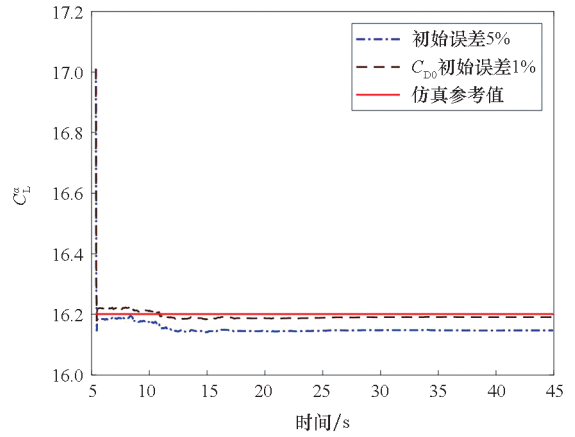
根据飞行试验前设计的方案弹道, 以仿真数据加上设定噪声模拟测量数据, 其中测量噪声设置如表 1 所示, 从数据中整理出式(4)所示的观测数据矢量  $\mathbf{Z}$ 。

表 1 测量噪声设置

Tab. 1 Measure noise setting

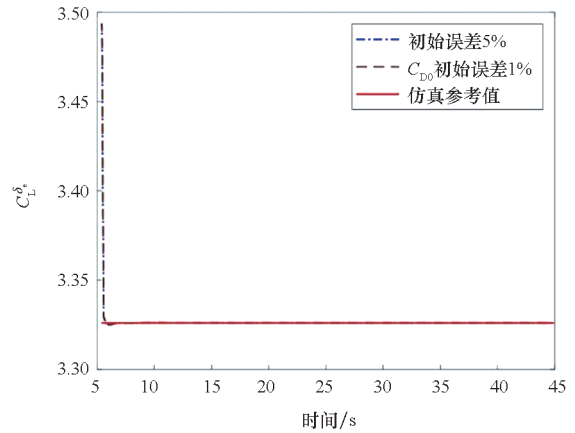
测量量	标准差 $\sigma$	测量量	标准差 $\sigma$
$a_x / (\text{m/s}^2)$	$5 \times 10^{-4}$	$a_y / (\text{m/s}^2)$	$5 \times 10^{-4}$
$h/\text{m}$	1	$V/(\text{m/s})$	0.2

根据飞行试验测量数据及理论值分别初始化式(7)中的状态  $\mathbf{X}_0$  和方差  $\mathbf{P}_0$  中各参数, 通过式(8)~(9)启动迭代更新步骤, 直至观测数据全部利用完毕, 从而获得式(6)中状态向量的估计值, 其中包含气动力与推力参数一体化辨识结果, 如图 1 所示。



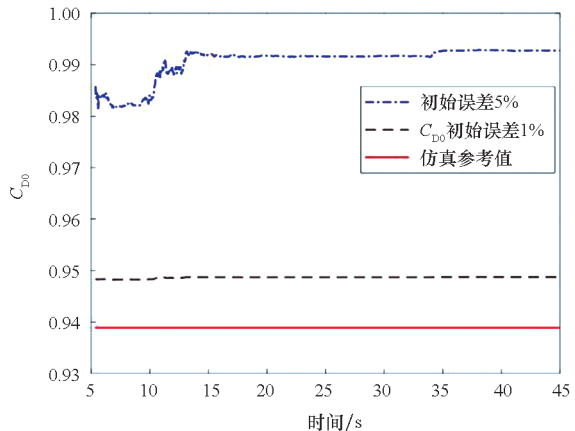
(a)  $C_L^\alpha$  辨识结果

(a) Identification results of  $C_L^\alpha$



(b)  $C_L^{\delta_e}$  辨识结果

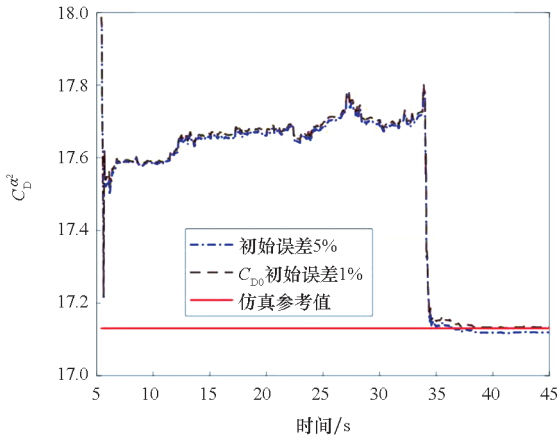
(b) Identification results of  $C_L^{\delta_e}$



(c)  $C_{D0}$  辨识结果

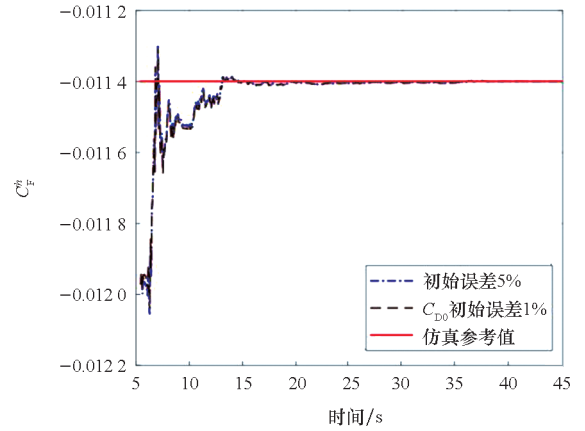
(c) Identification results of  $C_{D0}$





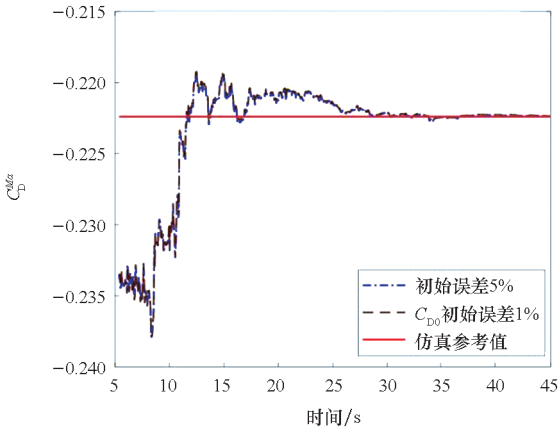
(d)  $C_D^{\alpha^2}$  辨识结果

(d) Identification results of  $C_D^{\alpha^2}$



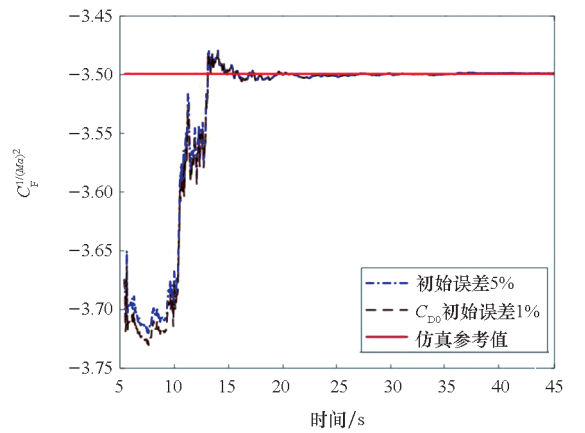
(g)  $C_F^h$  辨识结果

(g) Identification results of  $C_F^h$



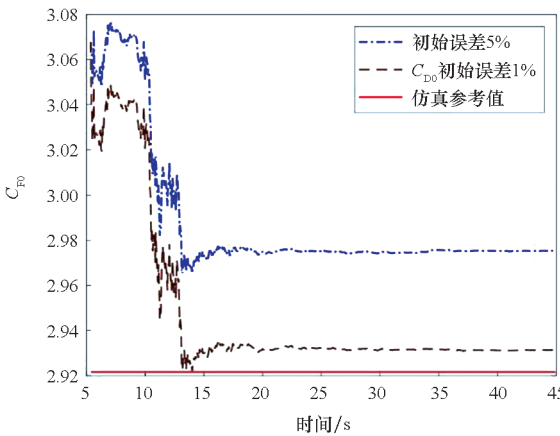
(e)  $C_D^{Ma}$  辨识结果

(e) Identification results of  $C_D^{Ma}$



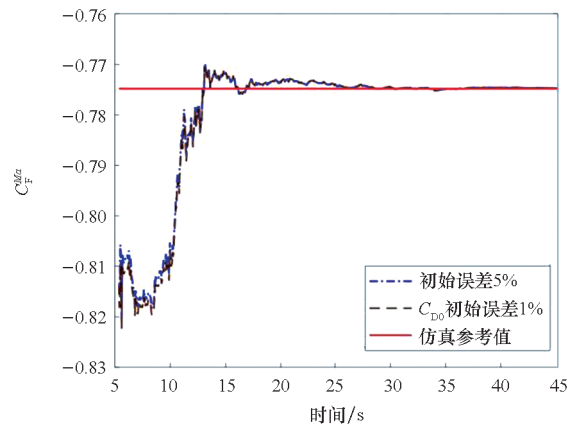
(h)  $C_F^{1/(Ma)^2}$  辨识结果

(h) Identification results of  $C_F^{1/(Ma)^2}$



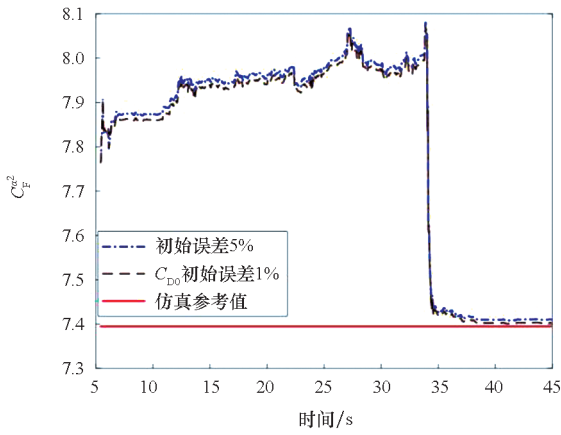
(f)  $C_{F0}$  辨识结果

(f) Identification results of  $C_{F0}$



(i)  $C_F^{Ma}$  辨识结果

(i) Identification results of  $C_F^{Ma}$



(j)  $C_F^{\alpha^2}$  辨识结果

(j) Identification results of  $C_F^{\alpha^2}$

图1 基于仿真弹道的参数一体化辨识结果

Fig. 1 Integrated parameter identification results based on simulation trajectory

待辨识参数初始误差均设置为5%,10个参数辨识结果如图1中蓝色虚线所示,各参数仿真参考值为红色实线所示。从辨识结果看,与仿真参考值相比,除 $C_{D0}$ 及 $C_{F0}$ 两项系数辨识值维持相对大一些的常值偏差,其他8个待辨识参数大部分能在5~10s时收敛至参考值附近。阻力系数和推力系数相关参数存在相互影响的关系,其中 $C_{D0}$ 和 $C_{F0}$ 之间的相互影响最显著,为考察 $C_{D0}$ 的初始误差对推力系数参数辨识精度的影响规律,设 $C_{D0}$ 初始误差降低为1%,通过辨识结果解算的推力系数如图1中棕色曲线所示。可见,如果能通过数值计算或试验提高阻力系数零次项 $C_{D0}$ 的预示精度,则其他参数尤其是推力系数辨识精度也将大幅提高,图2为由推力系数辨识值解算飞行中推力大小的曲线。

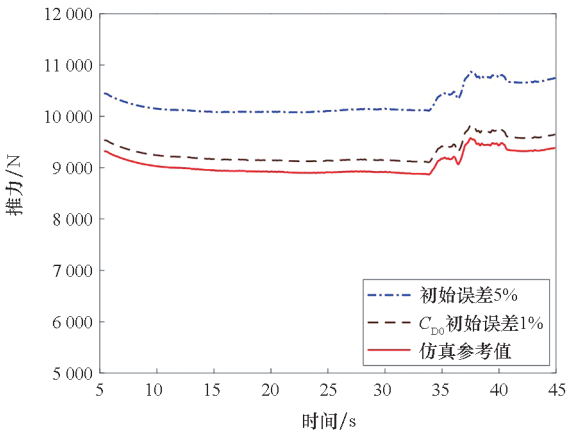
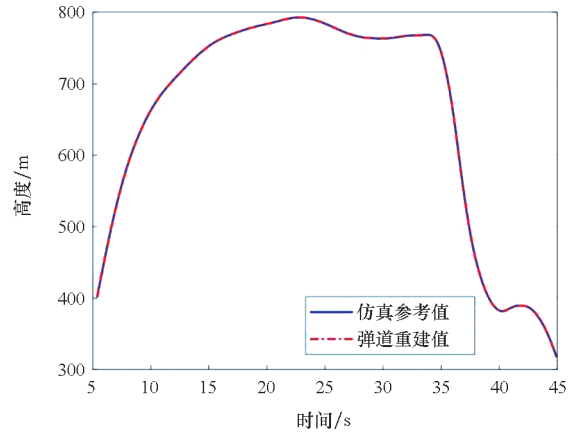


图2 基于仿真弹道的推力辨识结果

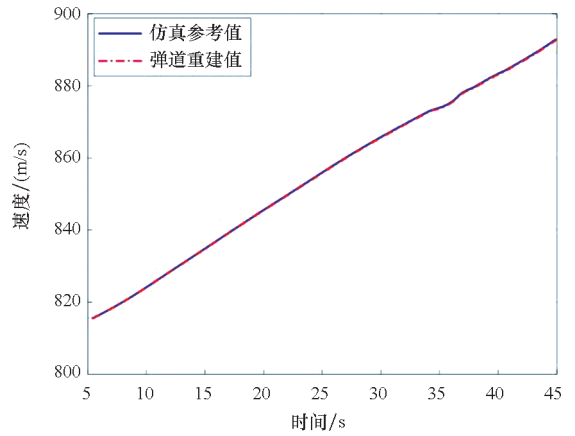
Fig. 2 Thrust identification results based on simulated trajectory

将各参数辨识收敛值代入气动力及推力模型,并解算弹道,高度-时间及速度-时间曲线与试验方案比较如图3所示。由图3可见,基于辨识结果解算的高度及速度与方案吻合度很高。



(a) 高度-时间曲线

(a) Height-time curve



(b) 速度-时间曲线

(b) Velocity-time curve

图3 基于辨识结果解算的高度及速度时间曲线

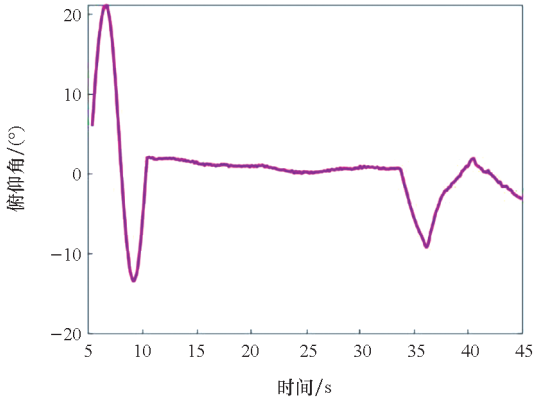
Fig. 3 The height and velocity time curve based on identification results

针对阻力系数及推力系数多项式模型中零次项 $C_{D0}$ 及 $C_{F0}$ 辨识度偏低问题,分析其原因,考虑到 $C_{D0}$ 和 $C_{F0}$ 在观测方程式(5)的第一个方程中的形式,在攻角较小的情况下两项的共线性比较强,而巡航段速度较平稳,平衡攻角及其变化量均较小,沿速度方向的运动模态激励不充分导致 $C_{D0}$ 和 $C_{F0}$ 的可辨识度不强。

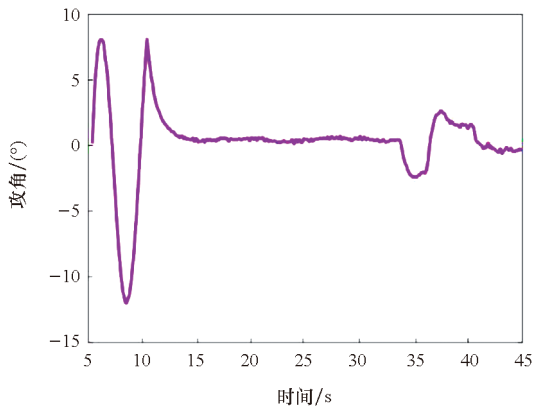
## 2.2 基于程序机动弹道的气动力与推力参数一体化在线辨识

针对沿速度方向的运动模态激励不充分问题,在导弹爬升段设计一定的姿态角激励程

序。考虑到飞行中攻角难以被精确测量,可针对俯仰角设计变化规律。偶极方波和正弦信号在工程上便于实现,为使姿态变化平滑连续,在爬升段前5 s内选择俯仰角按照给定正弦规律变化,如图 4(a)所示,图 4(b)为对应攻角变化规律。



(a) 俯仰角 - 时间曲线  
(a) Pitch angle-time curve

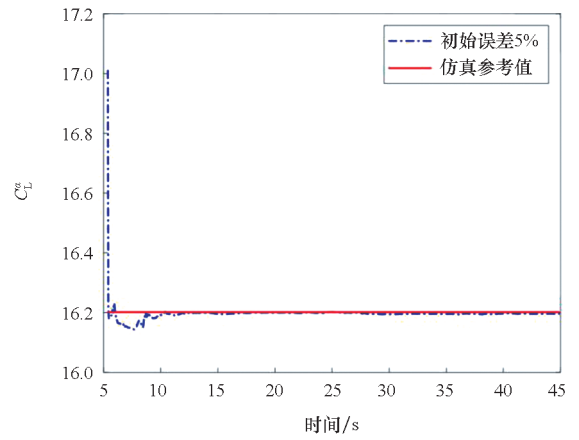


(b) 攻角 - 时间曲线  
(b) Attack angle-time curve

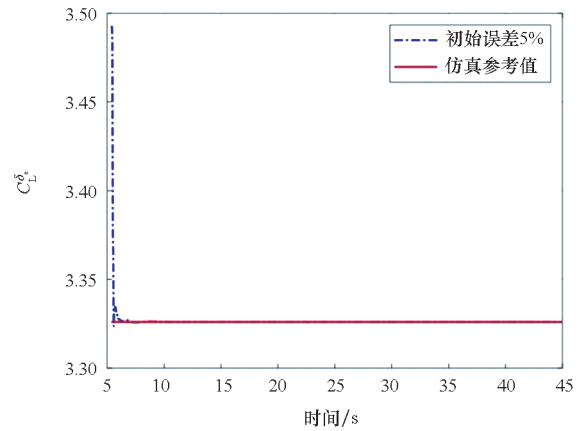
图 4 俯仰角及攻角机动变化规律

Fig. 4 Maneuver variation law of pitch angle and attack angle

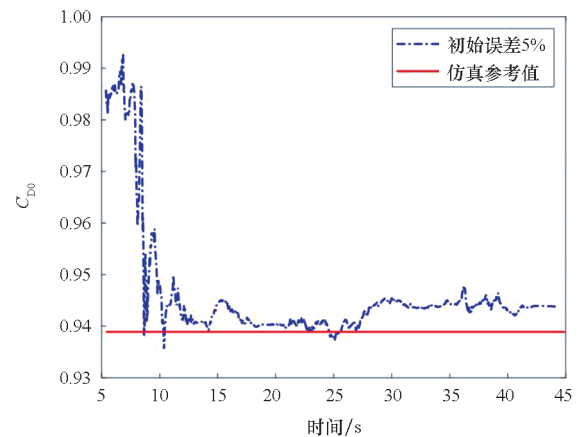
通过飞行中设置俯仰角按程序机动,在导弹运动模式得到充分激励的情况下, $C_{D0}$ 、 $C_{F0}$ 的辨识精度有明显改善,其余参数辨识的误差也有一定减小,且 5 s 内基本都收敛,结果如图 5 所示,此外,随着攻角最大值增大,精度提升越明显。基于程序机动弹道的推力辨识结果如图 6 所示。



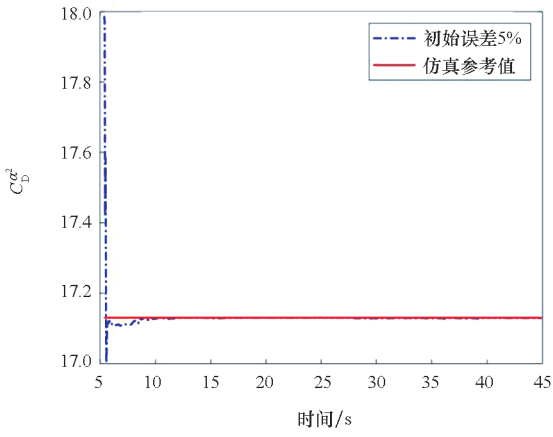
(a)  $C_L^\alpha$  辨识结果  
(a) Identification results of  $C_L^\alpha$



(b)  $C_L^{\delta_e}$  辨识结果  
(b) Identification results of  $C_L^{\delta_e}$

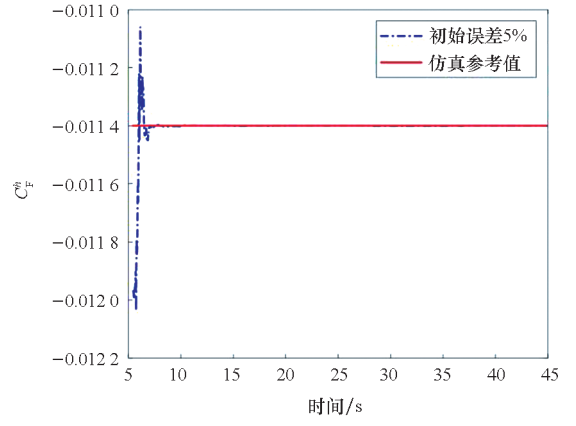


(c)  $C_{D0}$  辨识结果  
(c) Identification results of  $C_{D0}$



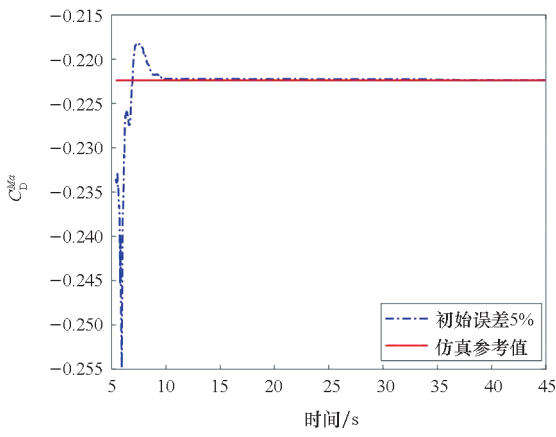
(d)  $C_D^{\alpha^2}$  辨识结果

(d) Identification results of  $C_D^{\alpha^2}$



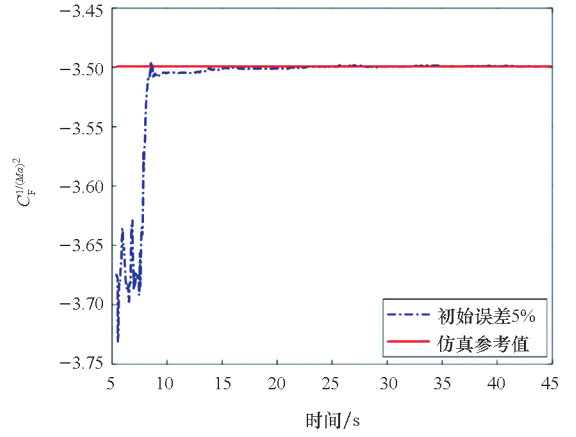
(g)  $C_F^h$  辨识结果

(g) Identification results of  $C_F^h$



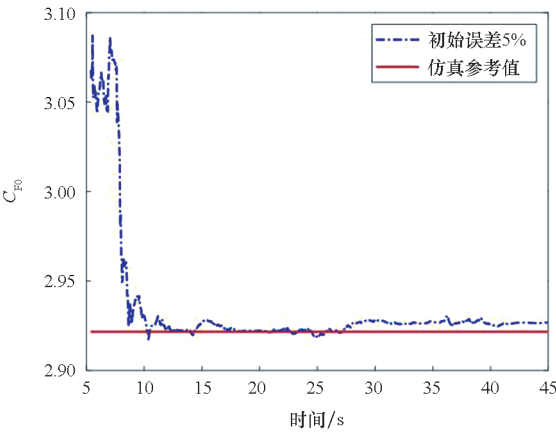
(e)  $C_D^{Ma}$  辨识结果

(e) Identification results of  $C_D^{Ma}$



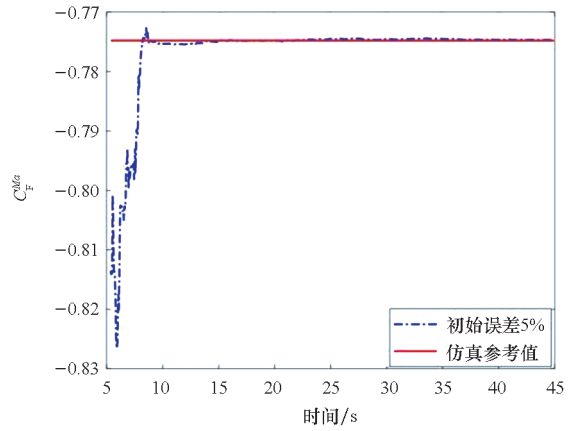
(h)  $C_F^{1/(Ma)^2}$  辨识结果

(h) Identification results of  $C_F^{1/(Ma)^2}$



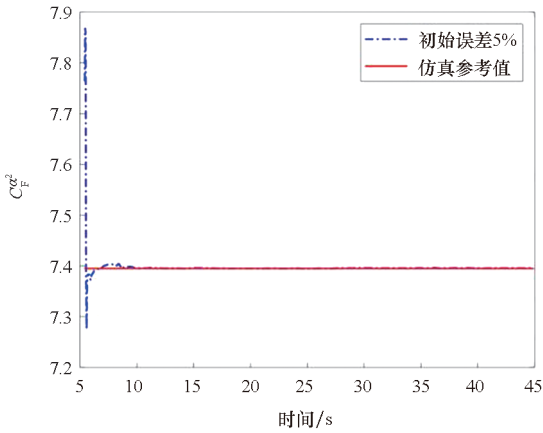
(f)  $C_{F0}$  辨识结果

(f) Identification results of  $C_{F0}$



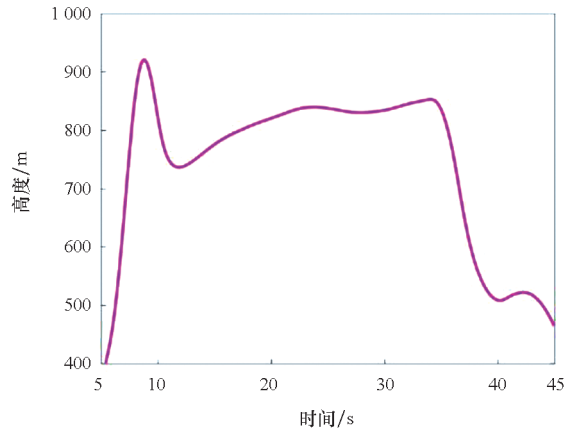
(i)  $C_F^{Ma}$  辨识结果

(i) Identification results of  $C_F^{Ma}$



(j)  $C_F^{\alpha^2}$  辨识结果

(j) Identification results of  $C_F^{\alpha^2}$



(a) 高度 - 时间曲线

(a) Height-time curve

图 5 基于程序机动弹道的参数一体化辨识结果  
Fig.5 Integrated parameter identification results based on program maneuvering trajectory

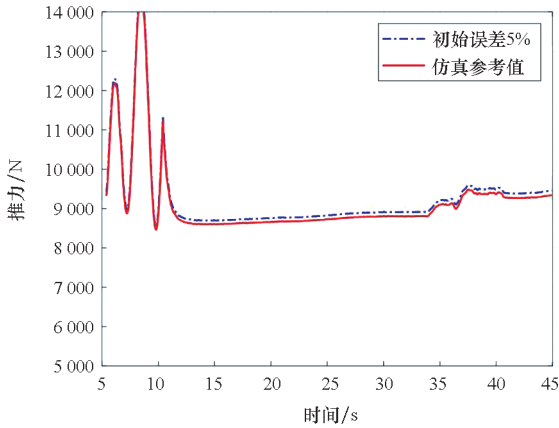
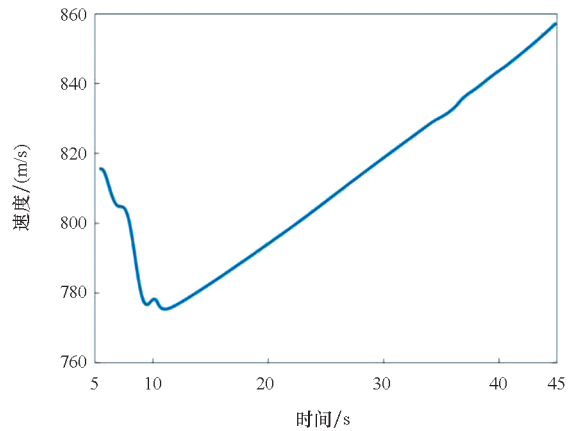


图 6 基于程序机动弹道的推力辨识结果

Fig.6 Thrust identification results based on program maneuver trajectory



(b) 速度 - 时间曲线

(b) Velocity-time curve

图 7 基于程序机动弹道解算的高度及速度时间曲线  
Fig.7 The height and velocity time curve based on program maneuvering trajectory

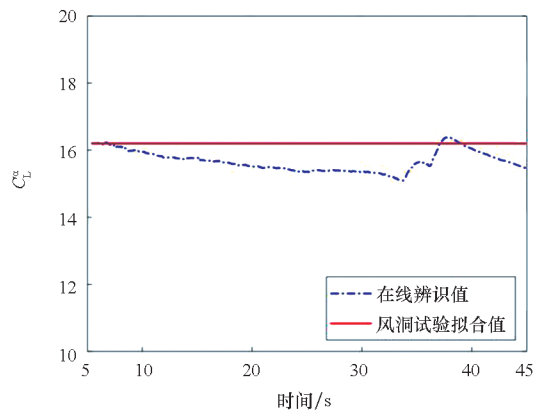
需要指出,巡航飞行中机动攻角过大会影响进气道和冲压发动机性能,需进行综合权衡约束攻角上限,确保进气道有足够的稳定裕度,且机动过程中,推力会跟随变化,爬升高度将增加,飞行速度也会有一定程度下降,基于程序机动弹道解算的高度及速度时间曲线如图 7 所示,应保证速度大于正常工作的最低马赫数。

### 2.3 气动力与推力参数一体化在线辨识试验验证

由 2.1 节和 2.2 节仿真结果可知,所提方法辨识效率、精度和收敛性都较好,本节试图将一体化在线辨识方法应用于飞行试验,使得导弹可实时估计实际的气动力和推力大小,从而服务于推力实时调节或弹道在线规划等任务。

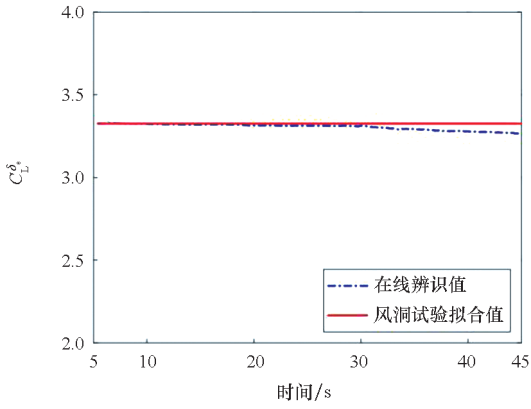
将飞行试验遥测数据中对应的状态测量值分

别代入式(1)~(4),并根据弹载传感器精度信息初始式(7),气动力与推力模型各参数在线辨识结果如图 8 所示。

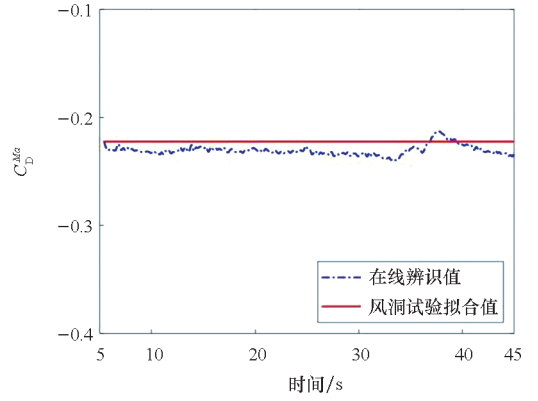


(a)  $C_L^{\alpha}$  辨识结果

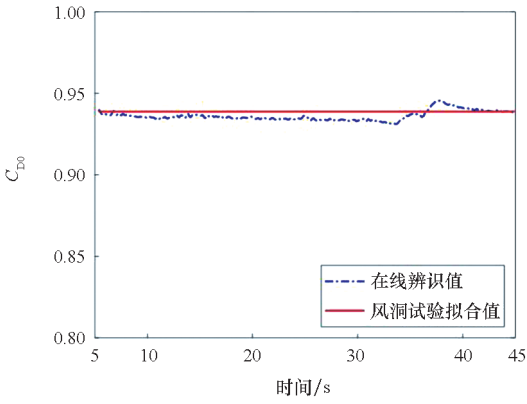
(a) Identification results of  $C_L^{\alpha}$



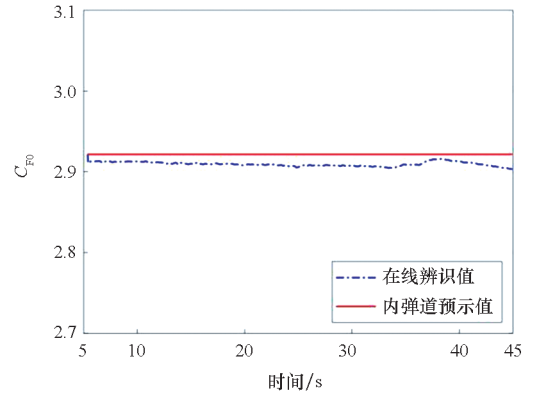
(b)  $C_L^{\delta_e}$  辨识结果  
(b) Identification results of  $C_L^{\delta_e}$



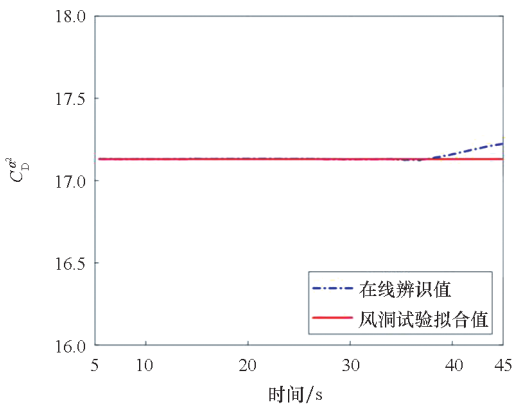
(e)  $C_D^{Ma}$  辨识结果  
(e) Identification results of  $C_D^{Ma}$



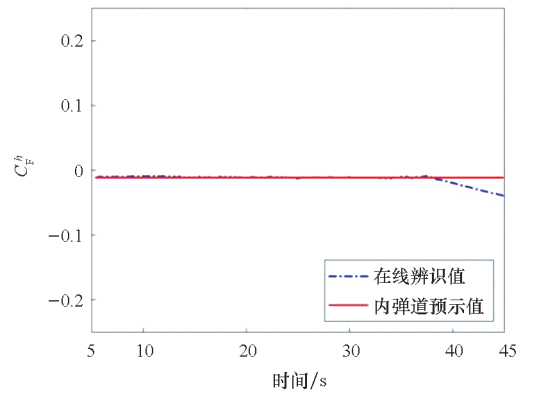
(c)  $C_{D0}$  辨识结果  
(c) Identification results of  $C_{D0}$



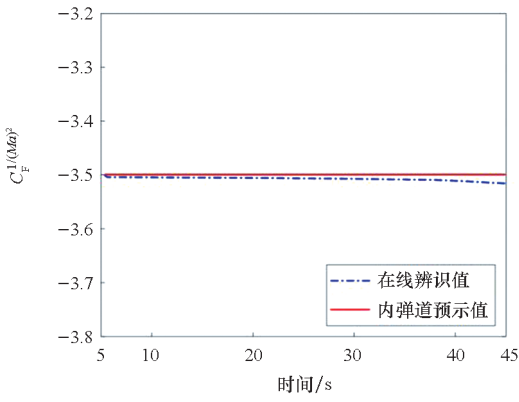
(f)  $C_{F0}$  辨识结果  
(f) Identification results of  $C_{F0}$



(d)  $C_D^{\alpha^2}$  辨识结果  
(d) Identification results of  $C_D^{\alpha^2}$

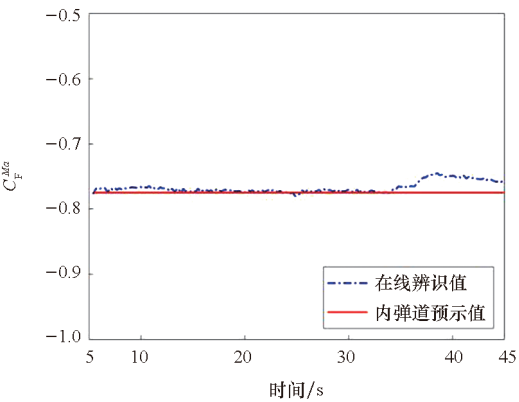


(g)  $C_F^h$  辨识结果  
(g) Identification results of  $C_F^h$



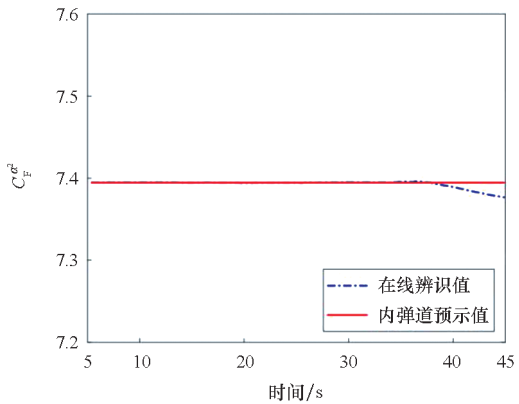
(h)  $C_F^{1/(Ma)^2}$  辨识结果

(h) Identification results of  $C_F^{1/(Ma)^2}$



(i)  $C_F^{Ma}$  辨识结果

(i) Identification results of  $C_F^{Ma}$



(j)  $C_F^{\alpha^2}$  辨识结果

(j) Identification results of  $C_F^{\alpha^2}$

图 8 基于飞行试验遥测数据的参数一体化辨识结果

Fig. 8 Integrated parameter identification results based on flight test telemetry data

为考核参数一体化辨识性能,将各参数辨识值代入式(2)和式(3),分别解算实时的气动力系数与推力系数,进而根据飞行速度和高度实时测量值,由  $D = qSC_D$  及  $F = qSC_F$  解算出导弹所受阻力和推力大小,结果分别如图 9 和图 10 所示。

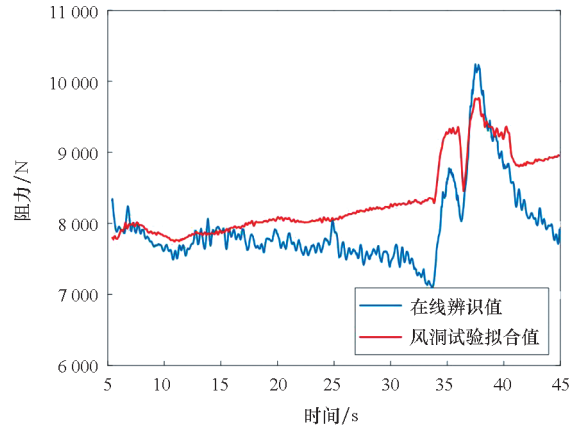


图 9 基于飞行试验数据辨识的阻力解算与理论预示值

Fig. 9 Resistance calculation and theoretical prediction values based on flight test data identification

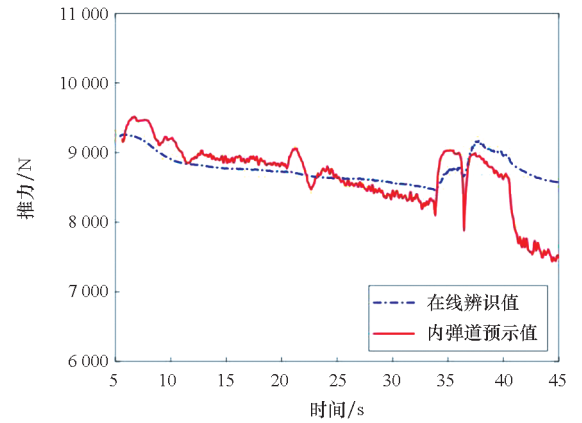


图 10 基于飞行试验数据辨识的推力解算与理论预示值

Fig. 10 Thrust calculation and theoretical prediction values based on flight test data identification

由图 9 ~ 10 可见,阻力及推力的理论预示与在线辨识值变化趋势均大致吻合,但在飞行后半程的大部分时间内辨识阻力相比预示值偏小,辨识推力相比预示值偏大。尤其是在 35 ~ 40 s 时间段,导弹进行了较大幅度升高机动,飞行状态变化较大,辨识值与预示值间的偏差有增大趋势。

综合来看,根据基于飞行试验遥测数据的一体化在线辨识结果,气动阻力及推力中辨识值与预示值均有小幅偏差。虽然真值未知,尚难断定在线辨识值与理论预示值哪一个更准确,但结合文中仿真算例结果,可认为辨识结果综合了预示值及实测值,初步可得出分析结论:在飞行试验后半程中,预示的阻力偏大、预示的推力偏小,实际推力大于实际阻力,从而导致巡航速度持续增加,该结论可为后续飞行试验方案制定及相关预示模型修正提供参考。



### 3 结论

针对超声速巡航导弹气动力与推力在线辨识需求,提出了一种气动力与推力多项式参数一体化在线辨识方法,总结如下:

1)建立了气动力和发动机推力性能参数非线性多项式模型,选取弹上可获取的加速度等观测量,基于无迹卡尔曼滤波算法对非线性气动力模型参数和推力模型参数进行一体化在线辨识,结果表明算法的收敛性和精度均较好,文中所提在线辨识方法可应用于飞行过程中气动力与推力实时估计。

2)针对飞行试验进行气动阻力与推力一体化在线辨识,辨识结果分析表明,阻力与推力理论预示模型可能存在一定偏差,从而导致飞行中巡航马赫数持续增加现象,可考虑对阻力与推力理论预示模型进行相应修正。

### 参考文献 (References)

- [1] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.  
BAO F T, HUANG X J, ZHANG Z P, et al. Integral solid propellant ramjet rocket motor[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2006. (in Chinese)
- [2] 王安. 固体冲压发动机控制系统设计与健康仿真[D]. 长沙: 国防科技大学, 2020.  
WANG A. Designing and health simulation for the control system of a solid ducted rocket[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020. (in Chinese)
- [3] JATEGAONKAR R V. Flight vehicle system identification: a time domain methodology[M]. Reston, VA.: AIAA, 2006.
- [4] MORELLI E A, GRAUER J A. Advances in aircraft system identification at NASA langley research center[J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(5): 1354-1370.
- [5] DEILER C, MÖNNICH W, SEHER-WEIß S, et al. Retrospective and recent examples of aircraft and rotorcraft system identification at DLR[J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(5): 1371-1397.
- [6] ALLEN J, GHOREYSHI M. Forced motions design for aerodynamic identification and modeling of a generic missile configuration[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 742-754.
- [7] 杨广慧, 杜立夫, 李辉, 等. 基于BP神经网络的飞行器参数辨识与自适应控制[J]. 航天控制, 2021, 39(5): 3-7.  
YANG G H, DU L F, LI H, et al. Parameter identification and adaptive control of aircraft based on BP neural network[J]. Aerospace Control, 2021, 39(5): 3-7. (in Chinese)
- [8] FAN W, XU B, ZHANG Y B, et al. Adaptive fault-tolerant control of a novel ducted-fan aerial robot against partial actuator failure[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 122: 107371.
- [9] 王俭臣, 齐晓慧. 基于气动参数辨识的飞控系统传感器故障估计[J]. 兵工学报, 2015, 36(1): 103-110.  
WANG J C, QI X H. Sensor fault estimation method for flight control systems based on aerodynamic parameter identification[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(1): 103-110. (in Chinese)
- [10] KELM B, MYSCHIK S. Model-based control reconfiguration of a multirotor UAV using online system identification by sparse regression (SINDYc)[C]//Proceedings of the AIAA Aviation 2023 Forum, 2023.
- [11] 孙友, 杨广慧. 大气层内飞行器风速在线辨识方法[J]. 航天控制, 2012, 30(6): 3-6.  
SUN Y, YANG G H. A method of on-line wind identification in the field of guided aircraft[J]. Aerospace Control, 2012, 30(6): 3-6. (in Chinese)
- [12] KARLGAARD C D, KUTTY P, SCHOENENBERGER M, et al. Mars science laboratory entry atmospheric data system trajectory and atmosphere reconstruction[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4): 1029-1047.
- [13] 萧德云. 系统辨识理论及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2014.  
XIAO D Y. Theory of system identification with applications[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014. (in Chinese)
- [14] ISERMANN R, MÜNCHHOF M. Identification of dynamic systems: an introduction with applications[M]. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2011.
- [15] 龚玉元, 杨涛, 张晓今, 等. 基于试验数据的固冲发动机喷管损失估算[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 176-179.  
GONG Y Y, YANG T, ZHANG X J, et al. Estimates of nozzle loss of solid ramjet based on test data[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(2): 176-179. (in Chinese)
- [16] 周宇宸. 燃气流量可调固冲发动机推力控制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.  
ZHOU Y C. Research on thrust control of variable flow solid ducted rocket[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [17] 王昭, 田小涛, 黄萌, 等. 基于PSO-BP神经网络的固冲发动机推力估计器设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1487-1494.  
WANG Z, TIAN X T, HUANG M, et al. Design of thrust estimator in the solid rocket ramjet based on PSO-BP neural network[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1487-1494. (in Chinese)
- [18] 周树静. 高超声速飞行器爬升段轨迹优化与跟踪[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.  
ZHOU S J. Ascent phase trajectory optimization and tracking for hypersonic vehicles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [19] JULIER S J, UHLMANN J K, DURRANT-WHYTE H F. A new approach for filtering nonlinear systems[C]//Proceedings of the American Control Conference, 1995.