

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.03.020

电传飞机低阶等效系统频域辨识新方法

崔益华¹ 韩意新² 陈永亮³

- (1. 中航通用飞机有限责任公司科技与质量安全部, 珠海, 519030;
2. 中国飞行试验研究院飞机所, 西安, 710089;
3. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:针对带有复杂电传飞控系统飞机的飞行品质评估难题,提出了采用 Chirp-Z 方法将时域信号变换至频域,并在此基础上利用频域方程误差法(Equation error method, EEM)和输出误差法(Output error method, OEM)相结合辨识电传飞机低阶等效系统(Low order equivalent system, LOES)参数的新方法,并以低阶等效系统辨识的标准算例(F-14 飞机经典算例)进行验算。结果表明本文所提出的低阶等效系统辨识新方法正确、辨识精度高,可以应用于工程实践。

关键词:低阶等效系统; Chirp-Z 变换; 参数辨识

中图分类号: V212.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2016)03-0432-06

New Frequency Domain Identification Method for FBW Aircraft Based on Low Order Equivalent System

Cui Yihua¹, Han Yixin², Chen Yongliang³

- (1. Department of Science-Technology and Quality & Safety, China Aviation Industry General Aircraft Co., Ltd., Zhuhai, 519030, China;
2. Institute of Aircraft Flight Test Technique, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an, 710089, China;
3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A new method is proposed to assess the flying quality for the aircraft equipped with complex fly-by-wire flight control system. First, the Chirp-Z method is used to convert the time domain signal into frequency domain, and then a method combined with the frequency domain equation error method (EEM) and the output error method (OEM) is used to identify the parameters of low order equivalent system. Finally, the method is applied to a standard example of F-14 aircraft. The results show that the method is correct and has a good identification accuracy in engineering practice.

Key words: low order equivalent system; Chirp-Z transform; parameter identification

飞机飞行品质对飞行安全至关重要,目前低阶等效系统方法是评估电传飞机飞行品质的重要手段^[1-4],但随着飞机进一步采用放宽稳定性设计和高增益飞控设计,飞机动响应阻尼比越来越大(纵

收稿日期:2015-03-17;修订日期:2015-06-23

通信作者:陈永亮,男,博士,讲师,E-mail:cheny179@nuaa.edu.cn。

引用格式:崔益华,韩意新,陈永亮. 电传飞机低阶等效系统频域辨识新方法[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(3):432-437. Cui Yihua, Han Yixin, Chen Yongliang. New frequency domain identification method for FBW aircraft based on low order equivalent system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016,48(3):432-437.

向模态达到 0.6~0.8,横航向超过 0.5)。传统的试验方法主要有两类:短时激励和长时激励。短时激励方法如脉冲/倍脉冲、阶跃/倍阶跃等方法,不容易充分激励飞机动态特性,而且飞机响应衰减非常快;而长时激励如“3-2-1-1”、扫频等方法虽能充分激励飞机动态特性,但是动作时间长,大气扰动激励等非飞行员输入激励累计误差大,加上测试引入的误差导致现有成熟辨识方法很难精确有效辨识低阶等效系统参数。辨识方法包括时域法和频域法两类,时域法发展相对成熟,试飞工程中一般采用最大似然辨识法,方法成熟可靠^[5-6],但对激励/响应数据相关性要求高(试飞数据质量要求高),对初值选取也有较高要求,特别是系统时间延迟直接参与辨识时,计算速度慢,不适合实时/准实时在线分析;频域法主要为基于最小二乘法的各类优化辨识方法^[7-15],辨识收敛速度快,在工程中广泛应用,但对初值选取要求高,而且噪声干扰对辨识结果影响很大,同一试验点、不同激励方法,可能得到的辨识结果差别很大,有时甚至连品质等级评价都不一致。为此,有研究人员对最小二乘法进行了一些改进^[16],也有学者采用子空间方法进行参数辨识^[17]。

本文提出了采用 Chirp-Z 法进行高精度时频变换,利用频域方程误差法(Equation error method, EEM)选取辨识参数初值,再利用输出误差法(Output error method, OEM)进行参数精确辨识的方法,无论何种试飞方法,只要能将飞行模态响应激励出来,均可精确辨识出系统参数,而且结果收敛性好(试验结果重复性好),有效地解决了新一代电传飞机飞行品质评估技术难题。此外,本文还探讨了针对现代飞机开展低阶等效系统评价的试验方法及数据要求,保证了该方法的工程实用性。

1 基本原理和方法

频域法是低阶等效系统参数辨识的最基本的方法,其应用最为广泛,同时也是国军标 GJB-2874、美军标 MIL-STD-1797A 所推荐的方法,这种方法反映了系统在主要频段内的基本特性。

1.1 高精度时频变换法(Chirp-Z 变换)

离散傅里叶变换可定义为^[4]

$$X_k = \sum_{i=0}^{N-1} X_i e^{-j2\pi f_k t_i} \quad k=0,1,2,\dots,M-1 \quad (1)$$

式中

$$f_k = \frac{k}{N\Delta t} = \frac{k}{T} \quad k=0,1,2,\dots,M-1 \quad (2)$$

$$M = \begin{cases} N/2 & N \text{ 为偶数} \\ (N+1)/2 & N \text{ 为奇数} \end{cases} \quad (3)$$

现定义

$$\theta = \omega_k \Delta t = 2\pi f_k \Delta t = \frac{2\pi k}{N} \quad k=0,1,2,\dots,M-1 \quad (4)$$

可将式(1)写为

$$X_k = \sum_{i=0}^{N-1} X_i e^{-j\theta} \quad k=0,1,2,\dots,M-1 \quad (5)$$

$$X(\theta) = X(2\pi f_k \Delta t) \approx \Delta t X_k \quad (6)$$

离散傅里叶变换的缺点是其频率间隔依赖于数据的长度 T ,对于较短数据,采用这种方法所得到的频率分辨率很低,这将导致在频域中重要细节的丢失,影响后续数据分析和建模的结果,在极端情况下,离散频率间隔过大将导致在频域中重要特征丢失。此外,在离散傅里叶变换中,频率点是从 0 至奈奎斯特频率 f_n 之间平均分布的(采样率一般为 32,频率分布 0~100 rad/s),但飞行品质主要关心其中的一小部分频带(0.1~10 rad/s),这意味着大多频率点在感兴趣频带之外,导致了可利用的数据点非常少,数据特征丢失,同样也降低了数据分析和建模的精度。而 Chirp-Z 变换方法可以在任意频带范围内进行频谱分析,从而改善了数据长度较短时导致的频率分辨率低的问题。

Chirp-Z 变换假定从频带 $[f_0, f_1]$ 中选取 M 个离散频率

$$f_k = f_0 + k\Delta f \quad \Delta f = \frac{(f_1 - f_0)}{M} \quad (7)$$

因此式(1)可以写为

$$X_k = \sum_{i=0}^{N-1} X_i e^{-j2\pi f_k t_i} = \sum_{i=0}^{N-1} X_i e^{-j2\pi f_0 t_i} e^{-j2\pi k \Delta f t_i} \quad (8)$$

定义

$$\phi_0 = 2\pi f_0 \Delta t \quad \Delta\phi = 2\pi \Delta f \Delta t$$

$$A = e^{j\phi_0} \quad Z = e^{j\Delta\phi}$$

$$X_k = \sum_{i=0}^{N-1} X_i A^{-i} Z^{-ki} = \sum_{i=0}^{N-1} X_i [AZ^k]^{-i} \quad (9)$$

式中: AZ^k 代表了 z 平面单位圆半径; ϕ_0 代表了从起始频率 f_0 处的相位; $\Delta\phi$ 代表了沿 z 平面单位圆上频率增量 Δf 所引起的相位增量,它对应于 k 的

增量,如图1所示。

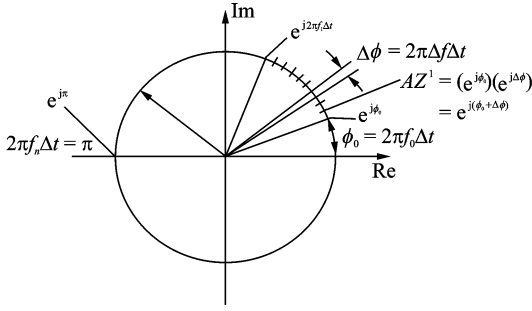


图1 Chirp-Z变换示意图

Fig. 1 Schematic diagram of Chirp-Z transform

由式(6,9),有

$$\theta = \phi_0 + k\Delta\phi = 2\pi\Delta t(f_0 + k\Delta f)f_0 = 0 \quad (10)$$

假设 $f_0 = 0, \phi_0 = 0, A = 1, \Delta f = \frac{1}{T} = \frac{1}{N\Delta t}$, 则

有 $\Delta\phi = \frac{2\pi}{N}, Z = e^{j2\pi/N}$ 。

由于 Chirp-Z 变换在所选频率范围内有非常好的频域分辨率,所以又称为可缩放傅里叶变换,可以将所有计算频率点控制在感兴趣的频带范围内。

1.2 低阶等效系统辨识方法

1.2.1 方程误差法(EEM)

EEM(图2)包括了过程误差,但假定所有输入和状态变量测量都没有误差。以俯仰角速度对纵向杆力(杆位移)传递函数为例,有

$$q_s = \frac{as + b}{s^2 + cs + d} e^{-\tau} F_{es} \quad (11)$$

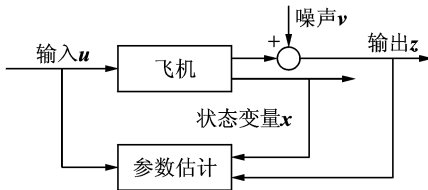


图2 方程误差估计法流程图

Fig. 2 Flow-process diagram of EEM

式(11)可改写为

$$q_s = \frac{e^{-\tau} F_{es} sa + e^{-\tau} F_{es} b - s q_s c - q_s d}{s^2} + \varepsilon = \mathbf{X}^T \boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (12)$$

式中

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} e^{-\tau} F_{es}/s & e^{-\tau} F_{es}/s^2 & -q_s/s & -q_s/s^2 \end{bmatrix}^T, \boldsymbol{\theta} = [a \ b \ c \ d]^T。$$

代价函数为

$$J = \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} = \frac{1}{2} (\mathbf{q}_s - \mathbf{X}^T \boldsymbol{\theta})^T \cdot (\mathbf{q}_s - \mathbf{X}^T \boldsymbol{\theta}) \quad (13)$$

代价函数对参数的梯度必须满足

$$\frac{\partial J}{\partial \boldsymbol{\theta}} = -\mathbf{q}_s^T \mathbf{X}^T + \boldsymbol{\theta}^T (\mathbf{X} \mathbf{X}^T) = 0 \quad (14)$$

从而有

$$\boldsymbol{\theta} = (\mathbf{X} \mathbf{X}^T)^{-1} \mathbf{X} \mathbf{q}_s \quad (15)$$

即可得到待辨识参数的值。方程误差法属于一步迭代,其辨识结果可作为输出误差法迭代的初值。

1.2.2 输出误差法(OEM)

OEM(图3)假定没有过程误差,其误差来源于观测的输出值。仍以俯仰角速度对纵向杆力(杆位移)传递函数为例,其输出误差法的代价函数为

$$J = \frac{1}{2} (\mathbf{q}_s - \tilde{\mathbf{q}}_s)^T (\mathbf{q}_s - \tilde{\mathbf{q}}_s) \quad (16)$$

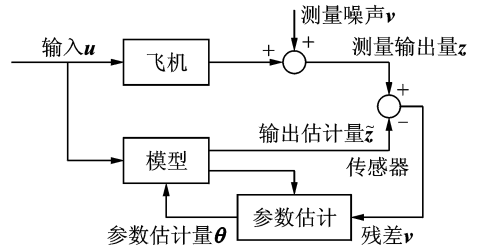


图3 输出误差估计法流程图

Fig. 3 Flow-process diagram of OEM

式中: $\tilde{\mathbf{q}}_s$ 为模型输出值, \mathbf{q}_s 为观测值。

输出误差法的迭代算法为

$$\boldsymbol{\theta}_{k+1} = \boldsymbol{\theta}_k - \mathbf{M}^{-1} \left. \frac{\partial J}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right|_k \quad (17)$$

式中: $\left. \frac{\partial J}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right|_k = - \left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right)^T (\mathbf{q}_s - \tilde{\mathbf{q}}_s)$, $\mathbf{M} = \left(\frac{\partial^2 J}{\partial \boldsymbol{\theta} \partial \boldsymbol{\theta}^T} \right) \Big|_k$ 。对矩阵 \mathbf{M} 可做如下近似处理

$$\mathbf{M} = \left(\frac{\partial^2 J}{\partial \boldsymbol{\theta} \partial \boldsymbol{\theta}^T} \right) \Big|_k \approx \left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right)^T \left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right) \quad (18)$$

从而可得到如下迭代算法

$$\Delta \boldsymbol{\theta} = \left(\left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right)^T \left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right) \right)^{-1} \left(\left(\frac{\partial \mathbf{q}_s}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right)^T (\mathbf{q}_s - \tilde{\mathbf{q}}_s) \right) \quad (19)$$

输出误差法的辨识精度高,结果一致性好,可作为辨识的最终结果。

2 算例

电传控制系统可有效增加飞机在全包线内的阻尼比,如某型飞机在某些状态下的纵向阻尼比高达 0.6~0.8,抑制了飞机固有模态的充分激发。

在传统的试飞输入方式下(如倍脉冲),不能在全频带范围内给飞机充分的激励,试飞数据所包含的信息比较有限,需要采用 3-2-1-1、扫频等激励方式才能获得频域辨识所需的充分的数据量。

以美国 F-14(Tomcat)双发飞机陆用舰载超声速战斗机为例,在海平面以马赫数 0.18 飞行时(飞机在该状态下的飞行品质等级为 1 级),增稳飞机高阶系统传递函数为

$$\frac{q(s)}{F_e(s)} = \frac{1.034(0.444)(0.5)(1.887)(13.986)}{[0.7, 1.05](0.531)(1.48)(14.9)(18.87)} \quad (20)$$

传递函数中(a)代表(s+a),[\xi, \omega]代表s^2+2\xi\omega s+\omega^2。

选用的 LOES 拟配模型为

$$\frac{q(s)}{F_e(s)} = \frac{b_1 s + b_0}{s^2 + a_1 s + a_0} e^{-\tau_e s}$$

拟配参数有: $b_1, b_0, a_0, a_1, \tau_e$ 。飞机等效短周期频率 $\omega_{ne.sp}$ 、阻尼比 $\xi_{e.sp}$ 和时间常数 $T_{\theta 2}$ 与拟配参数之间的关系如下

$$\begin{cases} \omega_{ne.sp} = \sqrt{a_0} \\ \xi_{e.sp} = a_1 / (2\sqrt{a_0}) \\ T_{\theta 2} = b_0 / b_1 \end{cases} \quad (21)$$

本文采用数值仿真的方法,模拟“3-2-1-1”和扫频激励输入,使用本文方法对仿真结果进行辨识,结果如图 4~8 和表 1 所示。

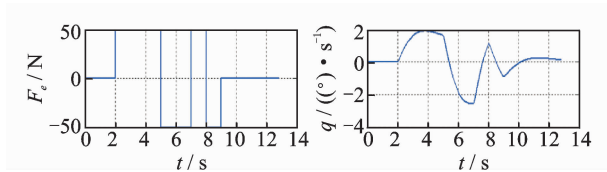


图 4 “3-2-1-1”输入输出响应曲线
Fig. 4 Response of 3-2-1-1 input

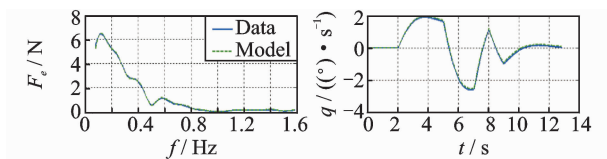


图 5 辨识结果(3-2-1-1 法)
Fig. 5 Identified results of 3-2-1-1 method

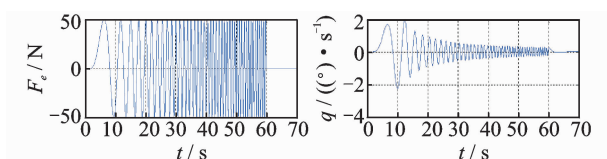


图 6 扫频输入输出响应曲线
Fig. 6 Response of sweep-frequency input

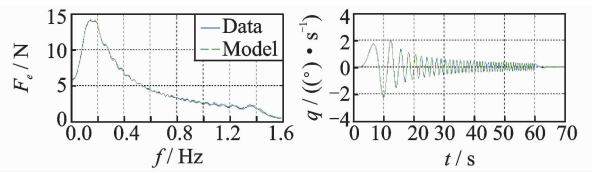


图 7 辨识结果(扫频法)
Fig. 7 Identified results of sweep-frequency method

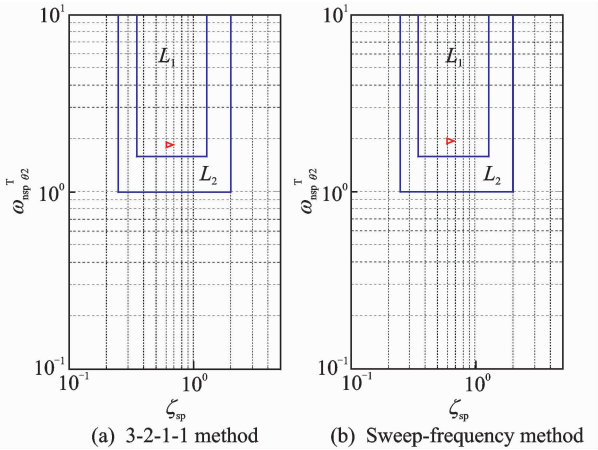


图 8 “3-2-1-1”法与扫频法品质结果
Fig. 8 Flying quality results of 3-2-1-1 and sweep-frequency input

表 1 算例结果对比

参数	阻尼比 $\xi_{e.sp}$	频率 $\omega_{ne.sp} /$ (rad · s ⁻¹)	时间延迟 $\tau_e /$ ms
3-2-1-1 法	0.641	1.034	62.7
扫频法	0.623	1.039	54.1

由图 8 和表 1 可以看出,对于不同的试验方法,本文所用方法计算结果是一致的,品质评价结果与试飞结论相同。

为了对比说明本文的方法优于传统方法,还是采用“3-2-1-1”法激励和扫频法激励的输入输出信号,考虑实际采集数据中会存在干扰,在输出信号中加入了不同幅值的白噪声,分别利用本文方法和某基于最小二乘的优化辨识方法进行辨识,结果见表 2。可以发现超过 5% 的噪声后,后者可靠性越来越差,尤其是时间延迟,而本文方法辨识出的结果可靠性好,从表 2 可以看出本文计算的阻尼比、频率、时延等参数结果稳定,甚至是加入了 30% 的噪声数据,辨识精度仍然很高。

工程实践表明,“3-2-1-1”、扫频等长时激励方法对试飞员驾驶技术较高,特别是扫频,对试飞员

表2 本文方法与传统方法计算结果对比

Tab.2 Result comparison of proposed method with traditional method

噪声幅值/ ($^{\circ}$) \cdot s $^{-1}$)	本文方法			传统方法		
	阻尼 比	频率/ (rad \cdot s $^{-1}$)	时延/ ms	阻尼 比	频率/ (rad \cdot s $^{-1}$)	时延/ ms
无噪声	0.641	1.034	62.7	0.641	1.127	60.8
5%噪声	0.643	1.033	60.4	0.701	0.998	59.4
10%噪声	0.644	1.032	58.1	0.779	1.084	90.8
15%噪声	0.646	1.031	55.8	0.812	0.967	99.4
20%噪声	0.647	1.030	53.5	0.677	1.119	15.8
25%噪声	0.649	1.029	51.2	0.584	1.055	59.4
30%噪声	0.651	1.028	48.9	0.441	1.041	110.2

的体力要求也很高,因此在飞机设计阶段可以在电传系统中增加信号发生器(系统),专供试飞使用,减轻试飞员负担,有效提高试飞数据质量。对于无法使用信号激励系统的飞机,除了扫频等方法外,还可以采用连续倍脉冲方法(3次以上)、连续倍阶跃或组合来激励,但纵向与横航向操纵一定需要解耦,尽可能不引入操纵以外的响应。

3 结束语

本文提出利用 Chirp-Z 变换和 EEM、OEM 相结合频域辨识方法正确,辨识精度高,收敛速度快,能有效解决现代电传飞机大阻尼比状态飞行品质评估难题,在实践中,系统阻尼比达到 0.95 时,仍然能有效辨识。此外,该方法可以实现实时/准实时在线参数辨识,适用于中国各类军、民机试飞工程实践。

参考文献:

[1] 张勇. 低阶等效系统方法的发展历史[J]. 飞行力学, 2011, 29(6):1-4.
Zhang Yong. Development history of low order equivalent systems for aircraft handling qualities analysis and design[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(6):1-4.

[2] 李成忠,肖业伦,方振平,等. 军用规范——有人驾驶飞机的飞行品质(MIL-F-8785C)的背景资料和使用指南[M]. 西安:飞行力学杂志社,1985.
Li Chengzhong, Xiao Yelun, Fang Zhenping, et al. Military standard—Background information and guidelines for piloted aircraft flying qualities (MIL-F-8785C)[M]. Xi'an: Editorial Department of Journal

of Flight Mechanics, 1985.

[3] Mort E A. Identification of low order equivalent system models from flight test data[R]. NASA/TM-2000-210117, 2000.

[4] Klein V, Morelli E A. Aircraft system identification: Theory and practice[M]. USA: AIAA, 2006.

[5] 刘金生,简政. 用最大似然法从飞行试验数据确定飞机纵向气动导数[J]. 飞行力学, 1984, 2(2):86-94.
Liu Jinsheng, Jian Zheng. Determination of longitudinal aerodynamic derivatives from flight test data by maximum likelihood method[J]. Flight Dynamics, 1984, 2(2):86-94.

[6] Ermin Platschke. Maximum likelihood method[M]. [S.l.]: Institute of Flight Dynamics, West Germany Aerospace Research Institute, 1982.

[7] 阙向东. 飞机飞行状态估计与飞行品质评估研究[D]. 西安:西北工业大学, 2004.
Que Xiangdong. Research on the flight state estimation and flying qualities evaluation of aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.

[8] 冀翔,夏洁. 基于短时傅里叶变换的飞控纵向频域等效拟配[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7):873-876.
Ji Xiang, Xia Jie. Longitudinal frequency-domain equivalent matching method for flight control system based on short time Fourier transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7):873-876.

[9] 陈桂孙,方振平. 俯仰轴飞行品质中等效系统准则的计算与模拟[J]. 飞行力学, 2003, 21(1):16-20.
Chen Guisun, Fang Zhenping. Calculation and simulation of equivalent systems criteria for flying qualities of pitch axis[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(1):16-20.

[10] 李大伟,徐浩军,胡新江,等. 基于等效系统拟配的人-机闭环系统稳定性研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(4):19-22.
Li Dawei, Xu Haojun, Hu Xinjiang, et al. Research on stability of aircraft-pilot closed loop system based on matching of equivalent system[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(4):19-22.

[11] 何凯,张平. 基于等效系统的飞机参数辨识与快速建模[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(8):1545-1548.
He Kai, Zhang Ping. Airplane aerodynamic parameters identification and fast modeling based on equivalent system[J]. Journal of System Simulation, 2011,

- 23(8):1545-1548.
- [12] 王水英,黄俊. 基于 MatLab 的俯仰轴等效系统拟配及飞行品质评价[J]. 飞机设计,2009,29(5):32-36.
Wang Shuiying, Huang Jun. Pitch axis equal system match and flying quality evaluation based on matlab [J]. Aircraft Design, 2009,29(5):32-36.
- [13] 裴彬彬,徐浩军,张峰,等. 一种改进的等效系统拟配方法[J]. 飞行力学,2013,31(3):221-224.
Pei Binbin, Xu Haojun, Zhang Feng, et al. An improved method of equivalent system matching [J]. Flight Dynamics, 2013,31(3):221-224.
- [14] 张腾,徐军,李林,等. 基于 FFT 含有饱和环节的非线性等效系统的方法研究[J]. 航空精密制造技术,2013,49(2):12-15.
Zhang Teng, Xu Jun, Li Lin, et al. Equivalent matching system for nonlinear control systems with saturated link based on FFT [J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2013,49(2):12-15.
- [15] 杨凌宇,柳嘉润,申功璋. 飞控一飞机低阶等效系统的在线辨识[J]. 飞行力学,2003,21(2):27-31.
Yang Lingyu, Liu Jiarun, Shen Gongzhang. Online identification of low-order equivalent system of flight control and aircraft system [J]. Flight Dynamics, 2003,21(2):27-31.
- [16] 张勇,杨慧中,丁锋. 有色噪声干扰下的一种系统辨识方法[J]. 南京航空航天大学学报,2006,38(增刊):167-171.
Zhang Yong, Yang Huizhong, Ding Feng. System identification method for colored noises [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006,38(Suppl):167-171.
- [17] 宋彦国,孙涛. 旋翼飞行器飞行动力学系统辨识建模算法研究[J]. 南京航空航天大学学报,2011,43(3):387-392.
Song Yanguo, Sun Tao. System identification modeling of rotorcraft flight mechanics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011,43(3):387-392.