

文章编号:1674-8190(2014)02-187-06

用于气动导数辨识的试飞数据处理方法研究

刘超^{1,2}, 刘庆¹, 田福礼¹

(1. 中国飞行试验研究院 中航工业飞行仿真航空科技重点实验室, 西安 710089)

(2. 上海飞机设计研究院 民用飞机模拟飞行国家重点实验室, 上海 201203)

摘要: 飞行试验的测量环境十分复杂, 未经处理的试飞数据直接用于飞机的气动导数辨识会降低辨识精度, 甚至导致辨识的迭代过程发散或收敛到错误值。提出一套从野值剔除、数据平滑、时延修正到相容性检验的试飞数据处理方法, 并将其应用到真实试飞数据的气动导数辨识中, 通过对比分析数据处理前后的辨识过程和辨识结果, 验证了本文提出的数据处理方法在改善辨识过程收敛特性和提高辨识精度上的有效性。

关键词: 试飞数据处理; 时间延迟修正; 相容性检验; 输出误差法; 气动导数辨识

中图分类号: V212

文献标识码: A

Research on Flight Test Data Processing Method Applied to the Identification of Aerodynamic Derivatives

Liu Chao^{1,2}, Liu Qing¹, Tian Fuli¹

(1. AVIC Aviation Science and Technology Key Laboratory of Flight Simulation, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

(2. National Key Laboratory of Civil Aircraft Flight Simulation, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201203, China)

Abstract: In flight test, the measuring environment is very complicated. If the flight test data is unprocessed and directly used for the identification of aerodynamic derivatives, it will reduce the accuracy of the identification and even can result in iteration divergence or convergence to the error value. A set of method is put forward, which contains identification and correction of data outliers, smoothing, filtering, time delay correcting, and compatibility checking, the method is applied to the real flight test data of the aerodynamic derivative identification, through the comparative analysis of identification process and the identification results before and after treatment, to verify the processing method of the flight test data. The method presented is effective at improving the convergence characteristic of the identification process and the accuracy of the identification results.

Key words: flight test data processing; time delay correcting; compatibility checking; output error; identification of aerodynamic derivatives

0 引言

气动导数辨识是利用试飞数据进行飞机气动模型校验的基础^[1], 对数据质量要求较高, 而飞行

试验的测量环境十分复杂, 测量的试飞数据主要存在跳点、测量噪声、数据间时域不统一、测试传感器基准位置漂移等问题^[2]。未经处理的试飞数据直接用于气动导数辨识会降低辨识精度, 甚至导致辨识的迭代过程发散或收敛到错误值, 所以气动导数辨识前的试飞数据处理显得非常必要和关键。

现有的数据处理方法^[3-4], 由于针对的专业不同, 往往未涉及数据相容性检查、时间延迟修正等方面, 难以满足以飞机仿真模型试飞校验为目的的气

收稿日期: 2013-11-27; 修回日期: 2014-02-16

基金项目: 航空科学基金(20128030004)

通信作者: 刘超, cfte_lc@163.com

动导数辨识的需要。针对试飞数据存在的上述问题,本文提出一套从野值识别、剔除和补正,数据的平滑滤波,时间延迟修正,到数据相容性检验和数据重构的试飞数据处理方法,用于提高试飞数据质量,以满足气动导数辨识的要求。

1 用于气动导数辨识的试飞数据处理方法

1.1 野值识别、剔除和补正

野值是飞行试验过程中因外界异常干扰、测量仪器或数据传输不稳定引起的信号偶然跳动,导致测量数据中出现一些不合理的跳点。

采用简单高效且非常实用的低阶多项式滑动拟合方法来识别和剔除野值^[1]。为避免后面的野值逆传而误将前面的正常值判断为野值,采用7点二阶算法的前推差分算式进行野值的识别,计算公式如式(1)所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{y}_1 = (32y_1 + 15y_2 + 3y_3 - 4y_4 - 6y_5 - \\ \quad 3y_6 + 5y_7)/42 \\ \hat{y}_2 = (5y_1 + 4y_2 + 3y_3 + 2y_4 + y_5 - \\ \quad 5y_7)/14 \\ \hat{y}_3 = (y_1 + 3y_2 + 4y_3 + 4y_4 + 3y_5 + \\ \quad y_6 - 2y_7)/14 \\ \hat{y}_4 = (-y_1 + 3y_2 + 6y_3 + 7y_4 + 6y_5 + \\ \quad 3y_6 - 2y_7)/21 \\ \hat{y}_5 = (-2y_1 + y_2 + 3y_3 + 4y_4 + 4y_5 + \\ \quad 3y_6 + y_7)/14 \\ \hat{y}_6 = (-y_1 + y_2 + 2y_4 + 3y_5 + \\ \quad 4y_6 + 5y_7)/14 \\ \hat{y}_i = (5y_{i-6} - 3y_{i-5} - 6y_{i-4} - 4y_{i-3} + \\ \quad 3y_{i-2} + 15y_{i-1} + 32y_i)/42 \\ \quad (i=7,8,\dots,N) \end{array} \right. \quad (1)$$

式中: y_i 为原始数据; \hat{y}_i 为插值后数据。

首先进行检验,如果前6个点不是野值,采用式(1)按时间顺序逐点计算 \hat{y}_i 及新息 $v_i = y_i - \hat{y}_i$ 。对于野值,其 v_i 值远大于正常值,可采用式(2)作为准则来判别野值。

$$|y_k - \hat{y}_k| > 2.2\sqrt{\sum_{i=k-6}^k (y_i - \hat{y}_i)^2/6} \equiv E \quad (2)$$

飞行试验中可能出现连续跳点,而通常情况下连续跳点的值会比较接近,此时可采用式(3)判断连续跳点。

$$|y_{k+i} - y_k| < E \quad (i=1,2,\dots,m) \quad (3)$$

为保证数据的完整性,当识别和剔除野值点后,需对剔除后的野值点进行补正。采用将野值点 $y_k, y_{k+1}, \dots, y_{k+m}$ 前、后三个正常值带入拉格朗日插值公式计算野值点的补正值,如式(4)所示。

$$y_k = \sum_{j=k-3}^{k+m+3} \prod_{i=k-3}^{k+m+3} \frac{t_i - t_i}{t_j - t_i} y_i \quad (4)$$

式中: $l=k, k+1, \dots, k+m; i, j \neq k, k+1, \dots, k+m; i \neq j$ 。

野值的识别、剔除和补正方法在试飞数据上应用的实例如图1所示。

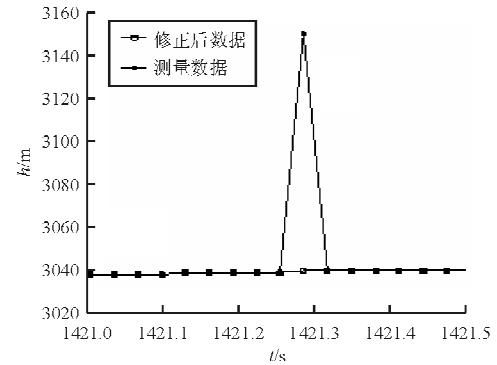


图1 野值的识别、剔除和补正

Fig. 1 Wild value recognition, rejection and correction

1.2 数据的平滑滤波

受机身振动、电磁干扰等因素的影响,试飞数据通常含有大量的测量噪声,噪声信号使计算残差增大,从而导致气动导数辨识过程难以收敛,因此必须滤除试飞数据中的测量噪声。本文采用多项式中心平滑方法对试验数据的测量噪声进行滤波^[5-6]。该方法是用 N 阶多项式通过最小二乘法拟合以待平滑点为中心的奇数个数据点,然后利用拟合所得的多项式求出中心点的平滑值。综合考虑计算量和滤波效果,采用7点二阶中心插值平滑算法进行多项式中心平滑是有效的。7点二阶中心插值平滑公式的具体形式如下:

$$\hat{y}_i = [-2(y_{i-3} + y_{i+3}) + 3(y_{i-2} + y_{i+2}) + \\ 6(y_{i-1} + y_{i+1}) + 7y_i]/21 \quad (5) \\ (i=4,5,\dots,N-3)$$

式中: N 为采样点总数, y_i 为平滑前数据, \hat{y}_i 为平

滑后数据。

数据平滑滤波的结果如图 2 所示。

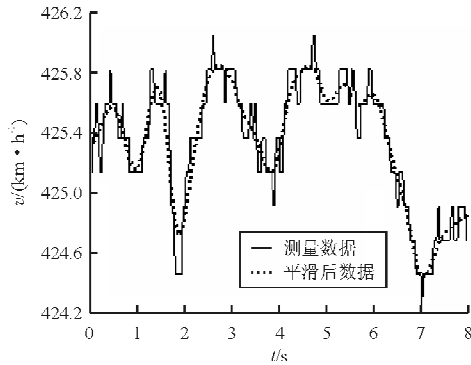


图 2 数据的平滑滤波

Fig. 2 Data smoothing filter

气动导数辨识时,期望得到比较充分的激励响应。试飞中通常采用 3211、倍脉冲等动作充分激励飞机的短周期、荷兰滚等模态,上述模态的频率通常不超过 1 Hz。平滑滤波可提高数据的平顺性,但同时也会对激励响应产生一定的影响。本文通过检查数据在平滑前后的功率谱密度,分析数据平滑方法对气动导数可辨识性的影响。法向过载平滑前后的功率谱密度对比如图 3 所示,数据的平滑对关心频率范围内的功率谱密度影响很小。大量的气动导数辨识实践也证明了本文提出的数据平滑方法对气动导数可辨识性影响非常小。

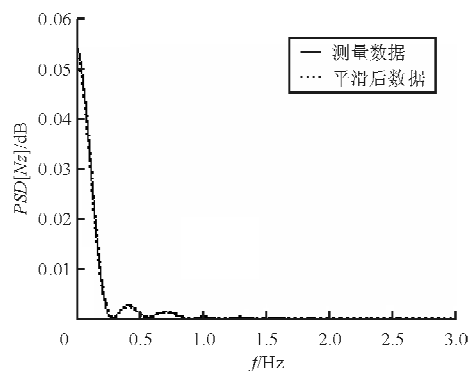


图 3 数据平滑前后的功率谱密度对比

Fig. 3 Comparison of power spectral density between before and after data smoothing

1.3 时间延迟修正

在实际飞行试验中,一方面数据来源于不同的测量系统,部分来自加装的传感器,部分则直接从飞机的总线抽引;另一方面测量仪器本身具有动态

特性。上述原因都会引起各测量数据间的时间延迟问题。有时数据间微小的时间延迟都会产生大的计算残差,容易导致气动导数辨识过程发散,因此必须对数据间的时间延迟进行修正^[7]。

本文所采用的方法是:利用同一来源的数据,如飞机的俯仰(q)、滚转(p)和偏航角速率(r),根据飞机姿态与角速率间的微积分关系^[8],计算飞机的俯仰(θ)、滚转(ϕ)和偏航姿态角(ψ)。

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

计算结果与测量数据间的时间延迟(Δt)如图 4 所示,即测量的角速率与姿态角间的时间延迟,通过将姿态角数据沿时间轴平移 Δt ,从而实现测量数据间的时间延迟修正。

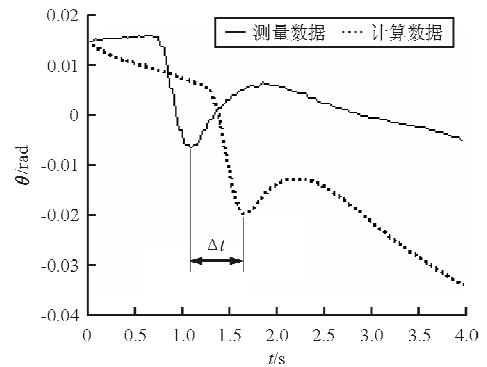


图 4 时间延迟修

Fig. 4 Time delay correction

1.4 相容性检验

用于飞机气动导数辨识的主要测量参数包括迎角(α)、侧滑角(β)、真空速(V ,沿体轴分量 u 、 v 、 w)、线加速度(n_x 、 n_y 、 n_z)、角速率(q 、 p 、 r),以及飞机的姿态角(θ 、 ϕ 、 ψ)。如果所有的测量数据都是无偏准确的,就能满足飞机的动力学方程组,但实际上所有的测量数据都不可避免的包含系统误差和随机误差,使得各测量参数间不相容,无法满足飞机的动力学方程组,也是飞机气动导数辨识面临的最严重的问题。

相容性检验^[1,5,9]是指利用飞机的动力学方程组(式(6)~式(8)),检查各测量参数间的相容性,并构建测量参数的误差模型(式(9)~式(12)),通过最小二乘法或极大似然法辨识得到测量参数的

稳态偏差(b)、比例因子偏差(λ)和白噪声(n),然后利用辨识结果对测量数据进行重构,最后才能用于飞机的气动导数辨识。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - g \begin{bmatrix} \sin\theta + n_x \\ \cos\theta\sin\phi + n_y \\ \cos\theta\cos\phi + n_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{cases} V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \\ \beta = \arctan\left(\frac{v}{u}\right) \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} n_{xe} = n_x + b_{n_x} + n_{n_x} \\ n_{ye} = n_y + b_{n_y} + \eta_{n_y} \\ n_{ze} = n_z + b_{n_z} + \eta_{n_z} \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} p_e = p + b_p + \eta_p \\ q_e = q + b_q + \eta_q \\ r_e = r + b_r + \eta_r \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} V_e = (1 + \lambda_v) \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} + b_v + \eta_v \\ \alpha_e = (1 + \lambda_\alpha) \arctan\left(\frac{w}{u}\right) + b_\alpha + \eta_\alpha \\ \beta_e = (1 + \lambda_\beta) \arctan\left(\frac{v}{u}\right) + b_\beta + \eta_\beta \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \phi_e = (1 + \lambda_\phi) \phi + b_\phi + \eta_\phi \\ \theta_e = (1 + \lambda_\theta) \theta + b_\theta + \eta_\theta \\ \psi_e = (1 + \lambda_\psi) \psi + b_\psi + \eta_\psi \end{cases} \quad (12)$$

式中:带下标 e 的为实测值,没有下标 e 的为真实值。

对于包含过程噪声的非线性状态方程组,进行状态估计和参数辨识非常困难,简化做法是忽略过程噪声,本文用于相容性检验的飞机运动方程组为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & r_e - b_r & -(q_e - b_q) \\ -(r_e - b_r) & 0 & p_e - b_p \\ q_e - b_q & -(p_e - b_p) & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - g \begin{bmatrix} \sin\theta + n_{xe} - b_{n_x}/g \\ \cos\theta\sin\phi + n_{ye} - b_{n_y}/g \\ \cos\theta\cos\phi + n_{ze} - b_{n_z}/g \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_e - b_p \\ q_e - b_q \\ r_e - b_r \end{bmatrix} \quad (14)$$

构建测量参数误差模型和简化相容性检验方程,即利用成熟的参数辨识方法^[1,5,10,11](最小二乘法或输出误差法)对试飞数据进行相容性检验,辨识稳态偏差(b)和比例因子偏差(λ),并对数据进行重构。

试飞数据的相容性检验结果如图 5 所示,数据间的相容性很差。重构后的数据如图 6 所示,数据的稳态偏差和比例因子偏差被消除,数据相容,能够满足飞机的动力学方程组。

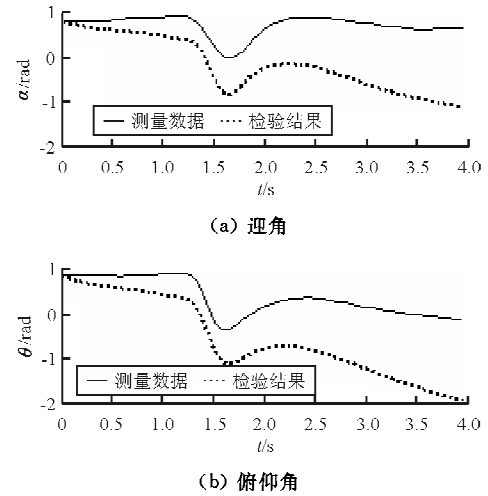
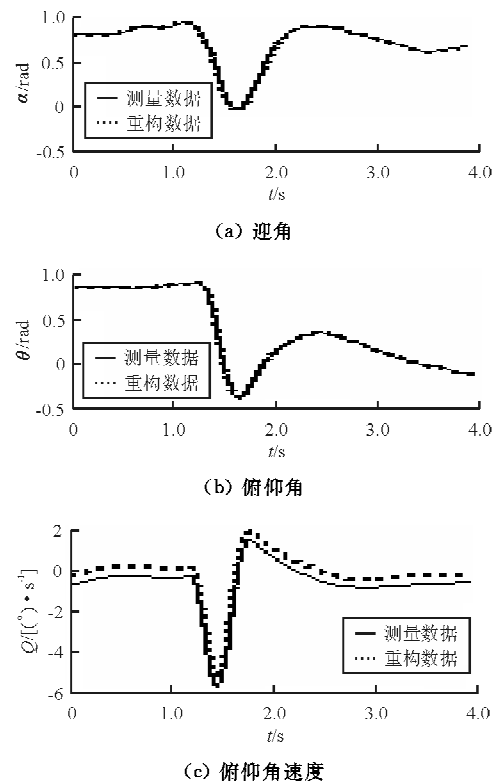
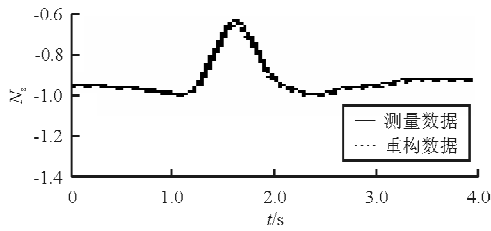


图 5 相容性检验

Fig. 5 Compatibility checking





(d) 法向过载

图 6 数据重构

Fig. 6 Data reconstruction

2 试飞数据处理方法在气动导数辨识中的应用

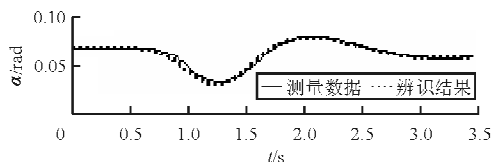
将上述试飞数据处理方法应用到基于真实试飞数据的气动导数辨识中(使用的辨识方法为输出误差法),以此验证该方法的有效性。

对测量的试飞数据进行时间延迟修正后,再进行气动导数辨识的结果,如表 1 和图 7 所示。

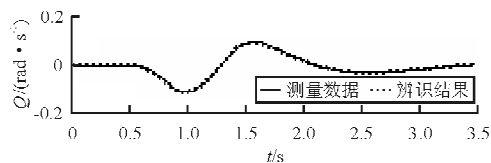
表 1 数据处理前的气动导数辨识结果

Table 1 Aerodynamic derivative identification results before data processing

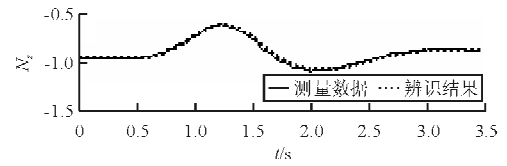
气动导数	辨识结果	辨识误差/%
C_{za}	$-6.047e+000$	11.2
$C_{z\dot{\delta}_e}$	$1.624e-001$	73.4
C_{z0}	$-5.350e-001$	0.8
$C_{m\alpha}$	$5.312e-002$	85.2
$C_{m\dot{\alpha}}$	$2.397e+000$	55.1
$C_{m\delta_e}$	$-8.826e-001$	1.9
C_{m0}	$-1.652e-003$	22.4



(a) 迎角



(b) 俯仰角速度



(c) 法向过载

图 7 数据处理前的气动导数辨识曲线

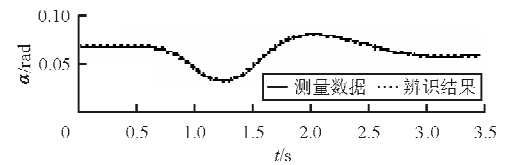
Fig. 7 Aerodynamic derivative identification curves before data processing

利用本文方法处理后的试飞数据进行气动导数辨识的结果,如表 2 和图 8 所示。

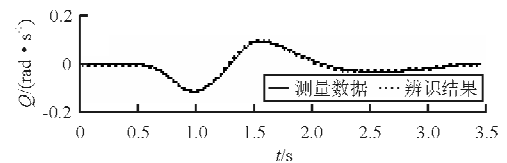
表 2 数据处理后的气动导数辨识结果

Table 2 Aerodynamic derivative identification results after data processing

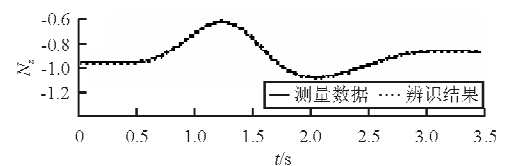
气动导数	辨识结果	辨识误差/%
C_{za}	$-5.637e+000$	2.0
$C_{z\dot{\delta}_e}$	$1.816e-001$	5.2
C_{z0}	$-4.859e-001$	0.1
$C_{m\alpha}$	$1.875e-001$	7.7
$C_{m\dot{\alpha}}$	$-1.509e+000$	7.4
$C_{m\delta_e}$	$-6.826e-001$	1.1
C_{m0}	$-9.717e-004$	8.3



(a) 迎角



(b) 俯仰角速度



(c) 法向过载

图 8 数据处理后的气动导数辨识曲线

Fig. 8 Aerodynamic derivative identification curves after data processing

数据处理前后的气动导数辨识结果验证了本文提出的用于飞机气动导数辨识的试飞数据处理方法能够使辨识的迭代过程更易于收敛,并显著提高了辨识的精度。

3 结 论

(1) 本文分析了试飞数据中影响辨识过程和辨识精度的主要原因,针对性地提出了一套包括野值的识别、剔除和补正,数据的平滑、滤波,参数间的时间延迟修正,数据的相容性检验和重构在内的试飞数据处理方法,并将该方法应用到基于真实试飞数据的气动导数辨识中。

(2) 本文提出的用于气动导数辨识的试飞数据处理方法通过平滑数据、修正数据间的时间延迟和提高数据相容性,有效地控制了辨识过程的计算残差,使辨识的迭代过程更易于收敛,减少了辨识误差,提高了辨识精度。

参考文献

- [1] Kenneth Hui, Mengistu Wolde, Anthony Brown, et al. Flight dynamics model development for turboprop transport aircraft icing effects based on flight data[J]. AIAA-2005-1086, 2005.
- [2] 蔡金狮. 动力学系统辨识与建模[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991: 66-233.
Cai Jinshi. Dynamic system identification and modeling [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1991: 66-233. (in Chinese)
- [3] 于君彩. 飞行数据处理与气动参数辨识[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Yu Juncai. The flight data processing and aerodynamic parameter identification[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [4] 孙勇军. 颤振试飞数据处理的多维 Laplace 小波方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
Sun Yongjun. Research on multidimensional Laplace wavelet method of flutter flight test data processing[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [5] Vladislav Klein, Eugene A Morelli. Aircraft system identification: theory and practice[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 333-382.
- [6] 王正文, 蔡金狮. 飞行器气动力参数辨识的一种实用滤波误差方法[J]. 空气动力学学报, 1997, 15(2): 139-144.
Wang Zhengwen, Cai Jinshi. A practical filter error method for aerodynamic parameters identification of vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(2): 139-144. (in Chinese)
- [7] 张勇, 陈增江. 测量参数时间延迟对气动导数辨识结果的影响[J]. 飞行力学, 1993, 11(3): 67-77.
Zhang Yong, Chen Zengjiang. The effects of time delay in measured parameters on aerodynamics derivative identification[J]. Flight Dynamics, 1993, 11(3): 67-77. (in Chinese)
- [8] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 175-205.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 175-205. (in Chinese)
- [9] 史忠科. 飞行数据相容性检验的极大似然方法[J]. 航空学报, 1990, 11(8): 63-68.
Shi Zhongke. Maximum likelihood method for flight test data compatibility check[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(8): 63-68. (in Chinese)
- [10] Eugene A Morelli. Identification of low order equivalent system models from flight test data[R]. NASA/TM-2000-210117, 2000.
- [11] Eugene A Morelli. Practical input optimization for aircraft parameter estimation experiments[R]. NASA CR-191462, 1993.

作者简介:

刘超(1982-),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行力学、飞行仿真和飞行控制。

刘庆(1987-),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行力学、飞行仿真和飞行控制。

田福礼(1962-),男,研究员,博导。主要研究方向:飞行力学与飞行控制。

(编辑:赵毓梅)