基于在线气动参数修正的预测制导方法

梁子璇 任 章

(北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对高超声速滑翔飞行器,提出了一种基于在线气动参数修正的预测制导方法.研究了再入过程中受到的各种飞行约束,给出了多约束下控制量设计的基本方案.分析了传统预测制导法在落点预测过程中存在的气动参数偏差影响,引入综合升力系数与综合阻力系数,并对其进行在线参数估计以及参数修正,以提高制导方法的适应性.基于气动参数修正方法,完成了纵向与横侧向制导律设计.设定较大的轴向力、法向力系数组合偏差对该方法进行了验证,并考虑再入初始条件和再入气动参数的不确定性,进行了蒙特卡洛仿真.结果表明:预测制导法中引入气动参数的在线估计与修正环节,可保证其制导精度,尤其对再入过程的气动扰动具有较强的适应能力.

关 键 词: 高超声速飞行器; 再入制导; 预测制导; 参数估计; 在线修正

中图分类号: V 448.235

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)07-0853-05

Predictive reentry guidance with aerodynamic parameter online correction

Liang Zixuan Ren Zhang

(Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A new predictive reentry guidance algorithm based on aerodynamic parameter online correction for hypersonic gliding vehicles was presented. The constraints of reentry flight were studied, and a basic program for controller design was given. The aerodynamic parameters' errors in the process of traditional target prediction were analyzed. With the new composite parameters for lift and drag, the method for aerodynamic parameter online correction was established. Online estimation and online correction were used to improve the adaptivity of the predictive reentry guidance. The longitudinal guidance law and lateral guidance law were then designed, and proved to work well with large aerodynamic disturbance. To test the capacity of the guidance method, the Monte Carlo simulation was used. The results indicate that the predictive guidance method with parameter online correction has high guidance precision and good robustness for the aerodynamic disturbance.

Key words: hypersonic vehicles; reentry guidance; predictive guidance; parameter estimation; online correction

高超声速滑翔飞行器可以借助气动升力,在大气层内进行长距离无动力滑翔飞行,从而实现远程快速打击.但由于其飞行时间长,飞行环境复杂,对再入制导技术提出了很高的要求.

高超声速滑翔飞行器再入飞行制导方法一般分为标准轨道制导法和预测制导法两种[1-5].标准轨道法的思想在于实时跟踪离线设计的标准轨迹,导引律简单,但当初始条件误差变大时,制导精度降低.预测制导法则根据预测的落点偏差实时校正制导指令,制导精度相对较高.

预测制导法主要分为两个过程:落点预测、指令校正.目前的大部分研究主要集中于后者,即如

收稿日期: 2012-07-06; **网络出版时间**: 2012-12-06 17:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20121206.1733.005.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90916003)

作者简介: 梁子璇(1988-),男,河北鹿泉人,博士生,aliang@buaa.edu.cn.

何根据落点偏差求解制导指令. 而在落点预测中一般利用离线气动参数通过数值积分或近似解析算法预测落点. 由于再入段高度、速度等跨度大,所设计的气动参数与实际值会存在偏差. 在再入飞行中,若不对气动模型进行适当的修正,将会对制导精度有一定的影响.

关于气动参数辨识问题,文献[6-8]进行了研究,并达到比较好的效果. 尽管当前气动参数可以得到理想的辨识结果,但是落点预测过程中需要大气密度、轴向力和法向力系数等多个气动参数,且在飞行过程中都在变化,故不能直接将当前的辨识结果运用到落点预测过程中. 针对多个气动参数的辨识问题,本文引入了综合升、阻力系数的概念,并对其进行在线估计与在线修正,给出了一种落点预测过程中的气动参数修正方法.

1 再入制导问题

1.1 再入飞行器运动模型

考虑地球自转影响,建立再入滑翔飞行器的三自由度无量纲运动方程如下:

$$\left.\begin{aligned}
\dot r &= V\sin\gamma\\
\dot\theta &= \frac{V\cos\gamma\sin\psi}{r\cos\phi}\\
\dot\phi &= \frac{V\cos\gamma\cos\psi}{r}\\
\dot V &= -D-\frac{\sin\gamma}{r^2}+\omega^2 r\cos\phi(\sin\gamma\cos\phi-\\
&\quad \cos\gamma\sin\phi\cos\psi)\\
\dot\gamma &= \left[\left(V^2-\frac{1}{r}\right)\frac{\cos\gamma}{r}+L\cos\sigma+\right.\\
&\quad 2\omega V\cos\phi\sin\psi+\omega^2 r\cos\phi(\cos\gamma\cos\phi+\\
&\quad \left.\sin\gamma\sin\phi\cos\psi)\right]\frac{1}{V}\\
\dot\psi &= \left[\frac{V^2\cos\gamma\sin\psi\tan\phi}{r}+\frac{\omega^2 r}{\cos\gamma}\sin\phi\cos\phi\sin\psi-\right.\\
&\quad \left.2\omega V(\tan\gamma\cos\phi\cos\psi-\sin\phi)+\frac{L\sin\sigma}{\cos\gamma}\right]\frac{1}{V}
\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

其中,$\boldsymbol{X}=[r,\theta,\phi,V,\gamma,\psi]$ 为无量纲化的状态变量,分别对应地心距、经度、纬度、速度、航迹角和航向角;ω,σ 分别为无量纲化的地球自转角速度和飞行器倾侧角(相当于速度滚动角);L,D 分别为无量纲化的升力和阻力加速度,计算公式为

$$\left.\begin{aligned}
L &= \frac{R_0}{2m}\rho V^2(C_{\rm n}\cos\alpha-C_{\rm a}\sin\alpha)S\\
D &= \frac{R_0}{2m}\rho V^2(C_{\rm n}\sin\alpha+C_{\rm a}\cos\alpha)S
\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

其中,R_0 为地球半径;S 为飞行器参考面积;m 为飞行器质量;ρ 为大气密度;$C_{\rm a},C_{\rm n}$ 分别为轴向力系数与法向力系数(与高度 h、攻角 α、马赫数 Ma 等相关,可插值计算).

1.2 再入过程约束与控制量设计

滑翔飞行器再入过程中,受到的过程约束主要有热流约束 $Q_{\max}$、过载约束 $n_{\max}$、动压约束 $q_{\max}$,以及准平衡滑翔约束等,各约束表达式如下:

$$\left.\begin{aligned}
&Q=K\rho^{0.5}(\sqrt{gR_0}V)^{3.15}\leqslant Q_{\max}\\
&n=L\cos\alpha+D\sin\alpha\leqslant n_{\max}\\
&q=\rho(\sqrt{gR_0}V)^2/2\leqslant q_{\max}\\
&L\cos\sigma+(V^2/r-1/r^2)=0
\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

控制量的设计需要满足以上约束. 再入飞行过程中的控制量主要为攻角和倾侧角,而攻角通常采用速度的分段线性函数,因此,控制量设计的核心即为倾侧角设计. 利用准平衡滑翔条件可将再入过程中的各种约束转化为对倾侧角的限制. 求解出倾侧角边界如下:

$$\left.\begin{aligned}
\sigma_{Q_{\max}}(V) &= \arccos\left[\frac{2mK^2(1-V^2)V^{4.3}g^{3.15}R_0^{2.15}}{Q_{\max}^2SC_L}\right]\\
\sigma_{n_{\max}}(V) &= \arccos\left[\frac{(1-V^2)}{n_{\max}C_L}(C_L\cos\alpha+C_D\sin\alpha)\right]\\
\sigma_{q_{\max}}(V) &= \arccos\left[\frac{mg(1-V^2)}{q_{\max}SC_L}\right]
\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

其中,C_L,C_D 分别为升力、阻力系数.

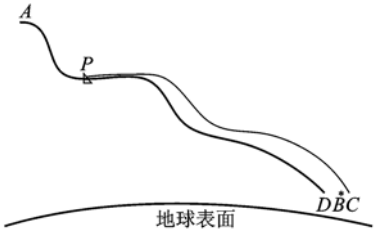
设 $\sigma_{\max}(V)=\min\{\sigma_{Q_{\max}}(V),\sigma_{n_{\max}}(V),\sigma_{q_{\max}}(V)\}$,则可用 $\pm\sigma_{\max}(V)$ 描述倾侧角的上下边界. 再入过程中,将倾侧角控制在其边界内即可保证相关约束,故制导律的设计任务就是在倾侧角上下边界内调整其大小和方向.

2 气动参数修正方法

2.1 落点预测问题

飞行器实际再入过程中,$\rho,m,C_{\rm a},C_{\rm n}$ 等存在与理论值的偏差,而落点预测中正需要这些参数. 下面参照图1说明参数偏差对落点预测的影响.

图1中,曲线 PD 为采用参考控制量时未来的实际飞行轨迹,曲线 PC 为根据参考控制量及理论气动参数预测的飞行轨迹. 由于气动参数真实值与理论值存在差异,可能造成未来的实际落点 D 与预测落点 C 分别在参考落点 B 的两侧,从而使制导指令做出相反的调整,最终影响制导精度. 为了消除这种气动参数偏差对制导精度的影响,需引入在线参数估计与参数修正.



A—再入初始点;B—再入终端参考点;P—飞行器位置.

图 1　落点预测示意图

2.2　在线参数估计

考虑到对 ρ,m,C_a,C_n 等参数分别进行估计和修正,会带来较大的组合误差. 而再入过程中的气动扰动或模型偏差,通常可以看作升力与阻力的偏差. 为此,引入综合升力系数与综合阻力系数:

$$\left.\begin{aligned} K_L &= \frac{R_0}{2m}\rho(C_n\cos\alpha - C_a\sin\alpha)S \\ K_D &= \frac{R_0}{2m}\rho(C_n\sin\alpha + C_a\cos\alpha)S \end{aligned}\right\} \tag{5}$$

从而,对各参数的修正可归结为对 K_L,K_D 的修正. 对于方程(1),只考虑其中升力与阻力的相关项,可得到以下方程:

$$\dot{\boldsymbol{Y}} = F(\boldsymbol{Y})\cdot\boldsymbol{K} + G(\boldsymbol{Y}) \tag{6}$$

其中　　$\boldsymbol{Y} = [V,\gamma,\psi]$

$$\boldsymbol{K} = [K_D, K_L\cos\sigma, K_L\sin\sigma]$$

$F(\boldsymbol{Y})$ 与 $G(\boldsymbol{Y})$ 为非线性函数. 方程中出现了状态量 $\boldsymbol{Y}$ 的导数,不能直接测量,为消除 $\dot{\boldsymbol{Y}}$ 可采用滤波器 $1/(s+\lambda_f)$ 对方程(6)滤波,整理得

$$\boldsymbol{Y} - \lambda_f\boldsymbol{Y}_f = F(\boldsymbol{Y}_f)\cdot\boldsymbol{K} + G(\boldsymbol{Y}_f) \tag{7}$$

其中,$\boldsymbol{Y}_f = \boldsymbol{Y}/(s+\lambda_f)$,$s$ 为拉普拉斯算子,λ_f 为常量(可根据信号采样频率选取). 这样,在式(7)中除 $\boldsymbol{K}$ 外均为可测量. 考虑到 $\boldsymbol{K}$ 为时变参数,而所需估计量为当前时刻的参数,故可以选用具有指数遗忘的最小二乘法进行估计.

设参数估计结果为

$$\hat{\boldsymbol{K}} = [\hat{K}_1,\hat{K}_2,\hat{K}_3]$$

则可以求出当前时刻综合升力、阻力系数的实际估值:

$$\left.\begin{aligned} \hat{K}_D &= \hat{K}_1 \\ \hat{K}_L &= \sqrt{\hat{K}_2^2 + \hat{K}_3^2} \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

2.3　在线参数修正

设修正时刻(即 2.2 节中的“当前时刻”)的高度、攻角、马赫数分别为 h^*,α^*,Ma^*. 从而,可以通过插值计算出修正时刻轴向力与法向力系数的参考值 C_a^* 和 C_n^*,进而利用式(5)可以得到综合升力系数、阻力系数的参考值 K_L^* 和 K_D^*. 这样,根据综合升、阻力系数的实际估值与参考值,即可得到修正时刻的模型偏差:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\tilde{K}_L &= \frac{\hat{K}_L - K_L^*}{K_L^*} \\ \Delta\tilde{K}_D &= \frac{\hat{K}_D - K_D^*}{K_D^*} \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

再入过程中,随着 h,α,Ma 的变化,模型偏差也会变化. 因此,为了将修正时刻的模型偏差运用到落点预测过程中,可将模型偏差视为一种扰动,并假定随 h,α,Ma 均服从高斯分布且相互独立. 可以得到落点预测过程中的模型偏差:

$$\left.\begin{aligned} \Delta K_L &= \Delta\tilde{K}_L f(\alpha)f(h)f(Ma) \\ \Delta K_D &= \Delta\tilde{K}_D f(\alpha)f(h)f(Ma) \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

其中,高斯函数为

$$f(x) = \exp\left[-\frac{(x - x^*)^2}{2\sigma_x^2}\right] \tag{11}$$

在落点预测过程,可计算出 K_L,K_D,并结合以下公式得到修正后的升力与阻力加速度:

$$\left.\begin{aligned} L &= V^2K_L(1 + \Delta K_L) \\ D &= V^2K_D(1 + \Delta K_D) \end{aligned}\right\} \tag{12}$$

3　预测制导方法

再入制导中,纵向平面采用落点预测-指令校正的方法进行制导律设计,横侧向平面的制导采用方向角误差走廊的方式来完成.

3.1　纵向制导律设计

纵向制导过程中,根据飞行器当前飞行的测量信息进行相关气动参数的估计,并利用参数修正方法完成落点预测,之后根据预测落点 $\boldsymbol{X}_f$ 与参考落点 $\boldsymbol{X}_f^*$ 的偏差求解制导指令. 其制导过程如图 2 所示.

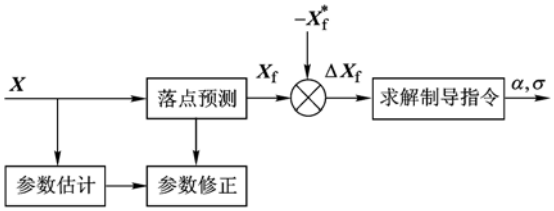


图 2　预测制导过程框图

设

$$\Delta\boldsymbol{X}_f = [\Delta r,\Delta\theta,\Delta\phi,\Delta V,\Delta\gamma,\Delta\psi]$$

只考虑纵向平面相关项,可以得到倾侧角校正量:

$$\Delta\sigma = k_1\Delta r + k_2\Delta\theta + k_3\Delta\phi + k_4\Delta V \tag{13}$$

其中,$k_i(i=1,2,3,4)$ 可以看作反馈系数. 这样,根

据参考倾侧角 σ_{ref} 以及倾侧角约束边界即可计算出倾侧角大小,公式如下:

$$\sigma=\begin{cases}\sigma_{\mathrm{ref}}+\Delta\sigma & \sigma_{\mathrm{ref}}+\Delta\sigma\leqslant\sigma_{\max}(V)\\ \sigma_{\max}(V) & \sigma_{\mathrm{ref}}+\Delta\sigma>\sigma_{\max}(V)\end{cases}\tag{14}$$

3.2 横侧向制导律设计

横侧向制导律的任务是给出倾侧角的符号,即设定倾侧角反转逻辑.

再入过程中,倾侧角的符号可以控制飞行横程,本文采用航向角跟踪视线角的方法设计方向角误差走廊来控制倾侧反转. 设 (θ,ϕ),$(\theta_{\mathrm{f}},\phi_{\mathrm{f}})$ 分别为当前位置和再入终端的经纬度坐标,则视线角 η 的计算公式为

$$\eta=\arctan\frac{\sin(\theta_{\mathrm{f}}-\theta)}{\cos\phi\tan\phi_{\mathrm{f}}-\sin\phi\cos(\theta_{\mathrm{f}}-\theta)}\tag{15}$$

方向角偏差定义为视线角与航向角的差,方向角偏差走廊一般设计为速度的分段线性函数. 横向制导的具体过程为:当方向角偏差位于偏差走廊内时,倾侧角符号保持不变, 当其超出偏差走廊边界时,控制倾侧角符号反转.

4 仿真分析

为验证所设计预测制导法的性能,在某高超声速滑翔飞行器模型上进行了仿真验证,仿真的条件如下.

初始条件:高度为 75 km,速度为 7 200 m/s,经纬度为(0°,0°),航迹角为 -0.5°,航向角为 50°;

终端条件:高度为 40 km,速度为 2 940 m/s,经纬度为(105.36°,39.46°);

过程约束:$Q_{\max}=2\,600\ \mathrm{kW/m^2}$,$n_{\max}=2.5g$,$q_{\max}=30\ \mathrm{kPa}$.

根据以上条件,在无扰动情况下进行仿真,得到高度-速度平面的飞行曲线如图 3 所示.

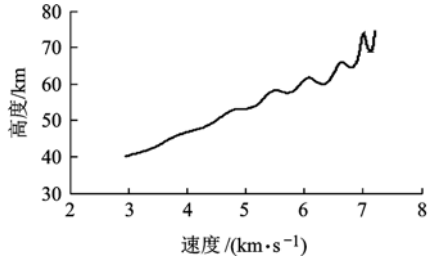


图 3 无干扰情况的高度-速度曲线

为对比传统无气动修正的预测制导法与基于在线气动修正的预测制导法,引入 4 种较大的轴向力、法向力系数的组合偏差进行仿真,结果如表 1 与表 2 所示.

表 1 基于在线气动修正的预测制导

偏差类型	高度/km	速度/(m·s⁻¹)	经度/(°)	纬度/(°)
C_{a}+30%,C_{n}+30%	1.30	-8.09	-0.09	0.01
C_{a}+30%,C_{n}-30%	1.69	-13.7	-0.06	-0.01
C_{a}-30%,C_{n}+30%	1.57	15.04	0.03	0.01
C_{a}-30%,C_{n}-30%	-1.71	39.64	0.01	0.01

表 2 无气动修正的预测制导

偏差类型	高度/km	速度/(m·s⁻¹)	经度/(°)	纬度/(°)
C_{a}+30%,C_{n}+30%	1.44	19.45	0.01	0.02
C_{a}+30%,C_{n}-30%	-2.24	-47.68	-0.49	-0.01
C_{a}-30%,C_{n}+30%	2.12	45.67	0.13	-0.02
C_{a}-30%,C_{n}-30%	-1.57	-16.51	-0.09	0.04

从以上两表的仿真结果可以看出,对于设定的 4 种组合偏差,当轴向力、法向力系数偏差同号时,两种制导方法的制导精度相当;当引入的轴向力、法向力系数偏差异号时,后一种方法的制导精度明显下降了,而在线气动修正的制导法仍保持较高的制导精度. 可见,基于在线气动参数修正的预测制导方法在恶劣的气动环境下,具有较强的自适应性.

此外,为验证所设计预测制导方法的鲁棒性,引入初始条件偏差,偏差值如表 3 所示.

引入再入气动参数摄动,摄动百分比如表 4 所示.

表 3 再入初始条件偏差

参数	高度/km	速度/(m·s⁻¹)	经度/(°)	纬度/(°)	航迹角/(°)	航向角/(°)
数值	±2	±100	±1	±1	±1	±1

表 4 再入气动参数摄动 %

参数	m	ρ	C_{a}	C_{n}
数值	5	20	20	20

表 3 与表 4 所列的高度、经度、纬度、航向角偏差服从均匀分布,所给值为最大值,其余量服从高斯分布,所给值为 3σ 值.

引入上述扰动后,进行 500 次蒙特卡洛仿真,结果如图 4 ~ 图 7 所示.

从图 4 ~ 图 7 可以看出,在引入较大干扰情况下,滑翔段终端均可以达到较高的制导精度,满足终端约束.

此外,对所有仿真弹道再入过程中的热流、过载以及动压进行统计,也均满足约束要求.

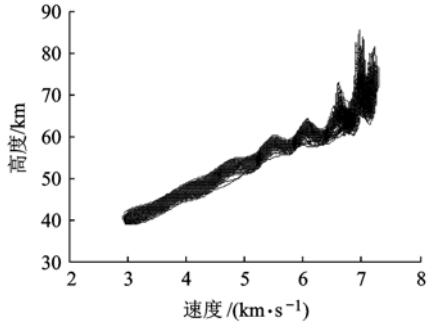


图 4　组合扰动下高度-速度曲线

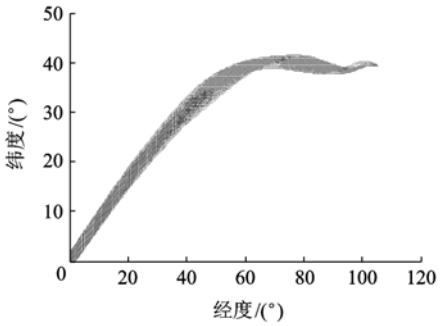


图 5　组合扰动下飞行器星下点轨迹

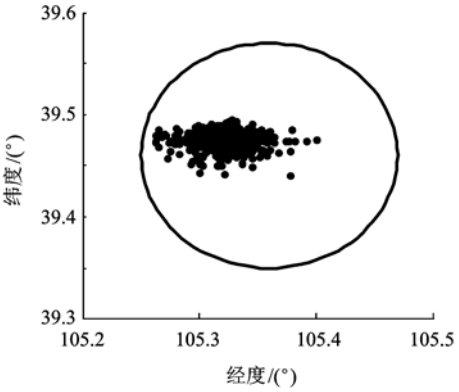


图 6　组合扰动下终端纬度-经度散布

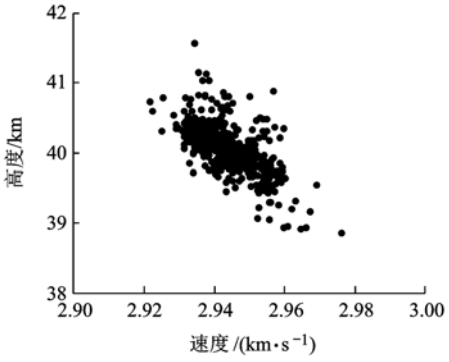


图 7　组合扰动下终端高度-速度散布

5　结　论

本文提出了一种针对高超声速滑翔飞行器的预测制导方法. 该方法利用气动参数的在线估计,在落点预测过程中引入了气动参数的修正环节,提高了制导方法的适应性. 通过设定较大的气动参数组合偏差进行仿真,结果显示出基于在线气动参数修正的预测制导法比传统方法的优越. 此外,对再入初始条件偏差及再入过程扰动进行蒙特卡洛仿真,验证了该方法的鲁棒性.

参考文献（References）

[1] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997:382-411
Zhao Hanyuan. Fight vehicle reentry dynamics and guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press,1997:382-411(in Chinese)

[2] Mease K D,Chen D T,Teufel P,et al. Reduced-order entry trajectory planning for acceleration guidance[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,2002,25(2):257-266

[3] 李惠峰,谢陵. 基于预测校正方法的 RLV 再入制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(11):1344-1348
Li Huifeng, Xie Ling. Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(11):1344-1348(in Chinese)

[4] Xue Songbai,Lu Ping. Constrained predictor-corrector entry guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2010,33(4):1273-1281

[5] Hu Jianxue, Chen Kejun, Zhao Hanyuan, et al. Hybrid entry guidance for reusable launch vehicles [J]. Journal of Astronautics,2007,28(1):213-217

[6] 余舜京,程燕青,钱炜祺. 跨声速气动参数在线辨识方法[J]. 宇航学报,2011,32(6):1211-1216
Yu Shunjing,Cheng Yanging,Qian Weiqi. Research on transonic aerodynamic parameter online identification[J]. Journal of Astronautics,2011,32(6):1211-1216(in Chinese)

[7] Kumar R,Ganguli R,Omkar S N,et al. Rotorcraft parameter identification from real time flight data[J]. Jounal of Aircraft,2008,45(1):333-341

[8] Morelli E A,Derry S D,Smith M S. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A (Hyper-X) from flight data[R]. AIAA 2005-5921,2005

（编　辑:刘登敏）