# 离散自抗扰变结构末制导律设计

崇 阳，张 科，吕梅柏，仝 希

（西北工业大学 航天学院，陕西 西安 710072）

**摘 要**：针对未来导弹拦截高速大机动目标高精度制导的需要，为使导弹制导系统具有良好的鲁棒性和精确性。提出了一种离散自抗扰变结构末制导律。首先利用自抗扰控制器中跟踪微分器具有的良好滤波特性，对被噪声污染的视线角速率信号进行滤波。其次通过扩张状态观测器实时估计目标加速度。最后采用了一种基于幂函数趋近律的离散变结构制导律，幂函数趋近律能够有效减弱变结构控制系统中切换函数抖动问题。因此这种离散自抗扰变结构末制导律能够有效克服量测噪声和目标加速度不确定对制导系统的影响。通过对机动目标进行仿真，结果表明该方法可以对输入噪声滤波且对目标加速度实时估计，具有较强的鲁棒性和抗干扰能力。

**关 键 词**：制导律，自抗扰，变结构
**中图分类号**：V438 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-2758(2013)02-0244-06

随着导弹攻防技术的日益发展，新型制导律一直备受关注。由于在实际拦截过程中，存在制导控制系统数学建模的简化和不确定，系统状态的测量值也不可避免地存在观测噪声，目标加速度难以确定等诸多限制条件，都对新型制导律提出了更高的要求，而且由于现代导弹制导、控制系统都采用数字离散化系统。因此本文提出一种离散自抗扰变结构制导律。

自抗扰控制(ADRC)是著名学者韩京清研究员提出的一种针对非线性不确定性系统的控制方法。其典型结构包括跟踪微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)和非线性状态误差反馈控制律(NLSEF)。扩张状态观测器(ESO)是自抗扰控制器中的核心部分，它不依赖于被控对象的精确数学模型，只通过系统的输入和输出由非线性状态观测器将系统内外扰动再扩充成新的一阶系统，进行实时估计并给予补偿[1-5]。同时由于制导系统量测输入不可避免地存在量测噪声。自抗扰控制器中的跟踪微分器(TD)可以从不连续或带有噪声的量测信号中合理提取滤波信号，这样可以通过跟踪微分器(TD)对带有噪声干扰的视线角速率进行滤波[1,3,6]。离散变结构控制系统中由于控制的不连续性导致状态轨迹在切换面两侧来回穿越[7]。由文献[8,9]提出的基于幂函数的离散滑模变结构控制系统从理论上证明了幂函数趋近律可使切换函数无抖振，无正负交替的快速趋于零。因此本文使用基于幂函数变结构制导律并结合自抗扰控制系统中的 TD 滤波器，ESO 可以有效对带有噪声的视线角速率信号滤波，估计并补偿了目标加速度干扰，消除了离散变结构控制律中存在的抖振问题。

## 1 导弹目标相对运动数学模型描述

在末制导研究中，通常在视线坐标系中研究导弹末制导律。视线坐标系如图 1 所示：视线倾角 $q_\varepsilon$ 定义为视线($ox_4$ 轴)与侧平面 $oxz$ 之间的夹角。视线偏角 $q_\beta$ 定义为视线在侧平面 $oxz$ 上的投影与 $ox$ 轴之间的夹角。($oxyz$)为牵连惯性坐标系。$r$ 为弹目距离。

同时假设导弹和目标的飞行状态以匀速质点飞行，不考虑导弹自动驾驶仪的动态特性。导弹不发生旋转。选取某一时间 $\Delta t$ 起始时刻的视线坐标系($ox_4y_4z_4$)作为末制导过程中目标-导弹相对运动的

收稿日期：2012-06-03 基金项目：航空科学基金(20110153003)资助
作者简介：崇 阳(1983—)，西北工业大学博士研究生，主要从事导弹及航天器制导与控制技术研究。

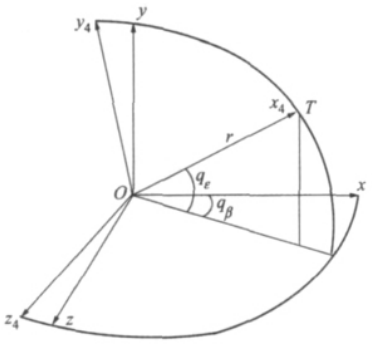



图 1　导弹与目标的运动关系图

参考系,在 $\Delta t$ 内此参考系仅随导弹平动。末制导过程中的相对运动可以解耦成纵向平面 $ox_4y_4$ 和侧向平面 $ox_4z_4$ 内的运动。

以纵向平面的运动为例,设在 $\Delta t$ 内视线倾角的增量为 $q_\varepsilon$ 则[10,11]

$$\sin q_\varepsilon(t) = \frac{y_4(t)}{R(t)} \tag{1}$$

式中 $R(t)$ 代表导弹与目标之间的相对距离; $y_4(t)$ 代表 $\Delta t$ 时间内 $oy_4$ 方向上的相对位移。若时间区间 $\Delta t$ 足够小,则 $q_\varepsilon(t)$ 为一很小量,因此

$$q_\varepsilon(t) = \frac{y_4(t)}{R(t)} \tag{2}$$

对时间 $t$ 进行两次微分,并将状态方程简化可得到

$$\ddot{q}_\varepsilon(t) = -2\frac{\dot{R}(t)}{R(t)}\dot{q}_\varepsilon(t) + \frac{-a_{my}(t) + a_{ty}(t)}{R(t)} \tag{3}$$

式中, $a_{my}(t)$ 和 $a_{ty}(t)$ 分别代表为导弹和目标机动加速度在 $oy_4$ 方向上的分量。$a_{my}(t)$ 为控制量 $u(t)$; $a_{ty}(t)$ 为干扰量 $w(t)$。将(3) 式变为

$$\ddot{q}_\varepsilon(t) = -2\frac{\dot{R}(t)}{R(t)}\dot{q}_\varepsilon(t) - \frac{u(t)}{R(t)} + \frac{w(t)}{R(t)} \tag{4}$$

将(4) 式离散化

$$\dot{q}_\varepsilon(k+1) = \left[1 - 2\frac{\dot{R}(k)T}{R(k)}\right]\dot{q}_\varepsilon(k) - \frac{Tu(k)}{R(k)} + \frac{Tw(k)}{R(k)} \tag{5}$$

## 2　离散自抗扰变结构末制导律设计

### 2.1　TD 滤波器设计

在导引头量测系统中通常会存在噪声干扰,如何从被噪声污染的信号中提取可用的视线角速率信号是一个十分重要的问题。因此采用自抗扰控制理论中提出的跟踪微分器(TD) 从不连续或带噪声干扰的视线角速率信号中提取合理去噪的角速率信号。

跟踪微分滤波器是这样一个非线性动态环节: 以视线倾角角速率 $\dot{q}_\varepsilon(t)$ 为例: 对它输入一个信号 $v(t)$, $v(t)$ 为视线倾角 $\dot{q}_\varepsilon(t)$, 它将给出 2 个输出 $x_1(t)$, $x_2(t)$, 其中 $x_1(t)$ 跟踪滤波输入信号 $\dot{q}_\varepsilon(t)$, 而 $x_2(t)$ 是 $\dot{q}_\varepsilon(t)$ 的微分 $\ddot{q}_\varepsilon(t)$[3,6]。制导系统只需要通过 TD 滤波器提取滤波后的视线角速率信号。

设二阶连续跟踪微分器

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -r\mathrm{sgn}\left(x_1 - v(t) + \dfrac{x_2 \mid x_2 \mid}{2r}\right) \\ y = x_1 \end{cases} \tag{6}$$

式中 $x_1(t)$ 将在限制 $\mid \ddot{x}_1 \mid \leqslant r$ 下最快地跟踪输入信号 $v(t)$, 参数 $r$ 反映了最大加速度能力。对二阶连续跟踪微分器做离散化处理,可以得到无颤振离散型跟踪微分器

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + hfhan(x_1, x_2, r, h_0) \\ y(k) = x_1(k) \end{cases} \tag{7}$$

$fhan(x_1, x_2, r, h_0)$ 为离散系统的最速控制综合函数,算法如下:

$h$ 为积分步长, $h_0$ 为滤波因子, $r$ 决定跟踪快慢的参数。

$$d = rh_0 \quad d_0 = dh_0 \quad y_0 = x_1 + h_0x_2$$

$$a_0 = \sqrt{d^2 + 8r \mid y_0 \mid}$$

$$a = \begin{cases} x_2 + \dfrac{y_0}{h_0} & \mid y_0 \mid \leqslant d_0 \\ x_2 + \dfrac{\mathrm{sgn}(y_0)(a_0 - d)}{2} & \mid y_0 \mid > d_0 \end{cases} \tag{8}$$

$$fhan() = \begin{cases} -r\dfrac{a}{d} & \mid \alpha \mid \leqslant d \\ -r\mathrm{sgn}(a) & \mid \alpha \mid > d \end{cases} \tag{9}$$

### 2.2　二阶扩张状态观测器(ESO) 设计

在导弹实际飞行过程中,制导控制系统对于目标的机动加速度一般是作为干扰存在的,并不能实时估计并补偿。而自抗扰控制器中的扩张状态观测器可以在线实时估计目标加速度,增强末制导律的鲁棒性[2,4,5,12]。以视线倾角角速率 $\dot{q}_\varepsilon(t)$ 为例,设从 TD 滤波器输出的滤波后视线倾角角速率 $\dot{q}_\varepsilon(k)$ 作为扩张状态观测器的输入,将(4) 看作如下系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f + bu + f_w \\ y = x_1 \end{cases} \tag{10}$$

式中，$x_1 = q_\varepsilon(t)$，已知分量为：$f = \dfrac{-2\dot{R}(t)\dot{q}_\varepsilon(t)}{R(t)}$，$b = -\dfrac{1}{R(t)}$ 未知扰动为：$f_w = -bw(t)$，

对(10) 建立扩张状态观测器

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} fal(e_1, \alpha_1, \delta_1) + f(z_1) + bu \\ \dot{z}_2 = -\beta_{02} fal(e_1, \alpha_2, \delta_2) \end{cases} \tag{11}$$

只要选择合适的 $\beta_{01}\beta_{02}$ 这个系统可以很好的估计公式(10) 的状态变量 $x_1 = z_1$ 及被扩张的系统外扰的实时估计值 $f_w = z_2$，则目标加速度估计为

$$w = -\frac{z_2}{b} \tag{12}$$

将二阶扩张状态观测器进行离散化得到二阶离散扩张观测器如下

$$e = z_1(k) - y(k) \tag{13}$$

$$z_1(k+1) = z_1(k) + h(z_2(k) - \beta_{01} fal(e, \alpha_1, \delta_1) + f(k) + bu(k)) \tag{14}$$

$$z_2(k+1) = z_2(k) - h\beta_{02} fal(e, \alpha_2, \delta_2) \tag{15}$$

$$fal(\varepsilon, \alpha, \delta) = \begin{cases} |\varepsilon|^\alpha \operatorname{sign}(\varepsilon) & |\varepsilon| > \delta \\ \dfrac{\varepsilon}{\delta^{(1-\alpha)}} & |\varepsilon| \leqslant \delta \end{cases} \tag{16}$$

$\beta_{01}$，$\beta_{02}$ 为输出误差校正增益。

### 2.3 基于幂函数的离散变结构制导律设计

根据末制导要求弹目视线角速率在制导过程中趋于零。以视线倾角角速率 $x(k) = \dot{q}_\varepsilon(k)$ 为例。设 $s(k) = x(k) = \dot{q}_\varepsilon(k)$。本文采用幂函数作为离散滑模趋近函数[8,9,11]

$$s(k+1) - s(k) = -\lambda T s(k) - \varepsilon T fal(s(k), \alpha, \delta) \tag{17}$$

$$s(k+1) = (1 - \lambda T) s(k) - \varepsilon T fal(s(k), \alpha, \delta) \tag{18}$$

将(18) 式带入(5) 式得

$$u(k) = (\lambda R(k) - 2\dot{R}(k)) \dot{q}_\varepsilon(k) + \varepsilon R(k) fal(s(k), \alpha, \delta) + w(k) \tag{19}$$

设 $\lambda = \dfrac{\mu |\dot{R}(k)|}{R(k)}$，$\varepsilon = \dfrac{\gamma}{R(k)}$，则滑模制导律导弹加速度指令输出为

$$u(k) = [\mu + 2] |\dot{R}(k)| x(k) + \gamma fal(s(k), \alpha, \delta) + w(k) \tag{20}$$

$\mu = \text{const} > 0$，$\gamma = \text{const} > 0$，制导律中的目标加速度扰动 $w(k)$ 已通过状态扩张观测器在(12) 式实时估计。

基于幂函数的离散变结构控制律的消抖性和稳定性证明已由文献[8,9] 所提出的基于幂函数的离散变结构控制律予以证明。

## 3 仿真分析

为了验证本文所提出的制导律算法在有量测噪声，并且目标加速度未知情况下的有效性。对本文所推导的制导律进行数字仿真验证。设导弹速度 $v_m = 1\,280$ m/s，目标速度 $v_t = 680$ m/s。目标初始坐标 $(x_t, y_t, z_t) = (50\,000, 10\,000, 50\,000)$ m，导弹初始坐标 $(x_m, y_m, z_m) = (0, 0, 0)$ m，过载指令饱和限幅为 $30g$。视线角速率的量测噪声在仿真中采用功率为 $5 \times 10^{-4}$ 的白噪声。导弹制导周期取 1 ms。同时将自抗扰变结构制导律与比例制导律相比较。比例制导律导弹加速度指令为：$a_{y,z}(t) = VK\dot{q}_{(\varepsilon,\beta)}(t)$，比例系数 $K = 5$。同时在比例制导律中加入一阶低通滤波器对视线角速率进行滤波。

以目标做加速度为 $5g\sin(0.5t)$ 水平 S 形机动运动为例，采用自抗扰变结构制导律导弹最终脱靶量为 0.526 m。比例制导律导弹最终脱靶量为 1.834 m。弹目相对运动，带噪声的视线角速率局部放大图，经过 TD 滤波器滤波后视线角速率局部放大图，导弹加速度对比，ESO 估计值由图 2 ~ 图 10 给出。

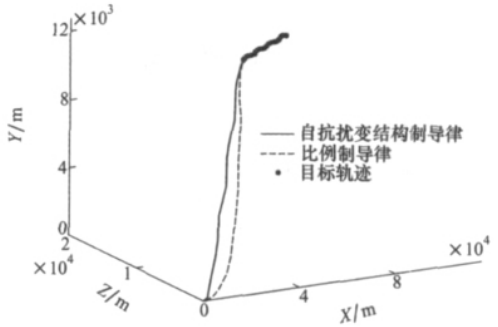



图2 目标做 S 形机动时弹目运动轨迹

由图 3 ~ 图 6 可以看出：通过自抗扰控制器中的 TD 滤波器可以将带有白噪声的视线角速率信号进行滤波，从而得到去噪后的视线角速率信号。

由图 9、图 10 可以看出通过自抗扰控制器中的扩张状态观测器可以根据视线角速率和导弹加速度估计出目标加速度，并且目标加速度估计值较为精确且收敛速度较快。

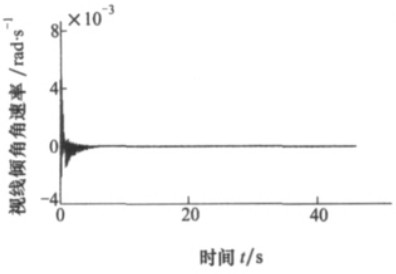



图 3　带白噪声的视线倾角角速率局部放大图

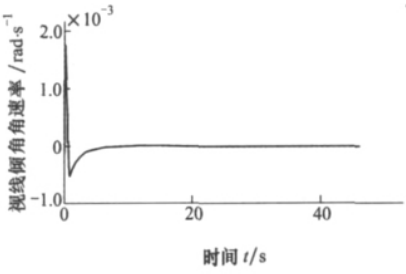



图 4　经 TD 滤波器滤波后的视线倾角角速率局部放大图

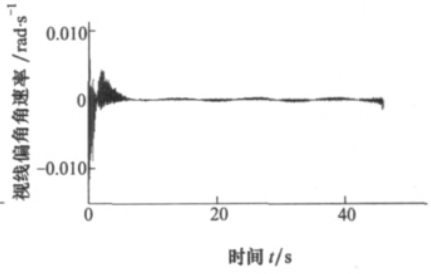



图 5　带白噪声的视线偏角角速率局部放大图

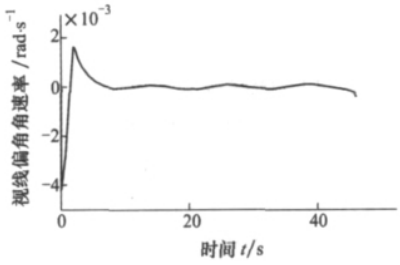



图 6　经 TD 滤波器滤波后的视线偏角角速率局部放大图

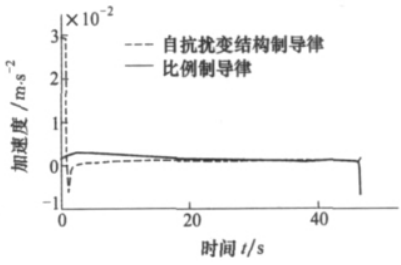



图 7　导弹纵向加速度

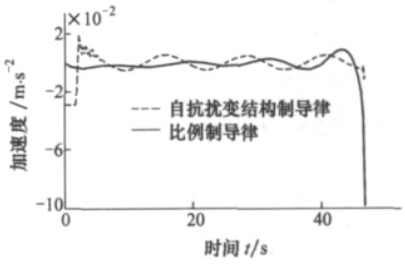



图 8　导弹侧向加速度

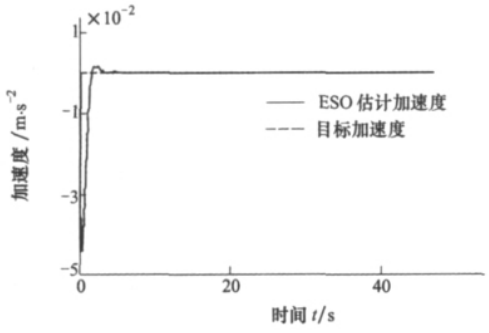



图 9　ESO 估计值与 $a_{ty}$ 对比图

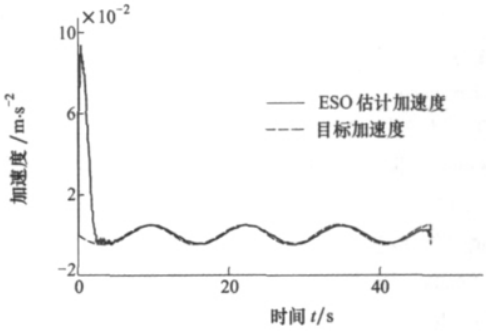



图 10　ESO 估计值与 $a_{tz}$ 对比图

## 4　结　论

本文通过建立弹目相对运动数学模型，通过 TD 滤波器对带有白噪声的视线角速率信号进行滤波，利用导弹加速度和视线角速率估计出目标加速度，并在离散变结构制导律中给予补偿，通过在离散变结构制导律中使用幂函数趋近律有效消弱控制系统在切换面的抖振问题。通过仿真分析，结果表明自抗扰变结构制导律对目标机动具有鲁棒性，脱靶量小，具有很好的工程应用价值。

## 参考文献:


[1] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用. 控制与决策,1998,13(1):19-23
Han J Q. Active Disturbance Rejection Controller and Its Applications. Control and Decision,1998,13(1):19-23 (in Chinese)

[2] Huang Y, Han J Q. Analysis and Design for the Second Order Nonlinear Continuous Extended State Observer. Chinese Science, 2000,45(21):1938-1944

[3] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术. 北京:国防工业出版社,2008:46-262
Han J Q. Active Disturbance Rejection Control Technique——the Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties. Beijing, National Defense Industry Press 2008: 46-262 (in Chinese)

[4] 姚 郁,王宇航. 基于扩张状态观测器的机动目标加速度估计. 系统工程与电子技术,2009,31(11):2682-2684
Yao Yu, Wang Yuhang. Acceleration Estimation of Maneuvering Targets Based on Extended State Observer. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(11): 2682-2684 (in Chinese)

[5] 王宇航. 基于 ADRC 的直接侧向力/气动力复合控制系统 [博士学位论文]. 哈尔滨,哈尔滨工业大学,2012
Wang Yuhang. Design of Lateral Thrust and Aerodynamics Blended Control System Based on Auto Disturbance Rejection Controller. Ph. D. Thesis, Harbin, Harbin Institute of Technology, 2012 (in Chinese)

[6] 宋金来,甘作新,韩京清. 自抗扰控制技术滤波特性的研究. 控制与决策,2003,18(1):110-112
Song J L, Gan Z X, Han J Q. Study of Active Disturbance Rejection Controller on Filtering. Control and Decision, 2003, 18(1): 110-112 (in Chinese)

[7] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真. 北京:清华大学出版社,2005,65-108
Liu Jinkun. MATLAB Simulation for Sliding Mode Control. Beijing: Tsing Hua University Press, 2005, 65-108 (in Chinese)

[8] 孙 彪,孙秀霞. 一种新的趋近律离散滑模控制方法及仿真. 系统仿真学报,2010,22(10):2422-2425
Sun Biao, Sun Xiuxia. New Algorithm of Reaching-Law Discrete-Time Sliding Mode Control and Simulation. Journal of System Simulation, 2010, 22(10): 2422-2425 (in Chinese)

[9] 孙 彪,孙秀霞,陈 琳,薛建平. 基于幂次函数的离散滑模控制算法. 控制与决策,2011,22(6):285-288
Sun Biao, Sun Xiuxia, Chen Lin, Xue Jianping. Algorithm of Discrete-Time Sliding Mode Control Based on Power-Function. Control and Decision, 2011, 22(6): 285-288 (in Chinese)

[10] 周 荻等. 寻的导弹新型导引规律. 北京:国防工业出版社,2002,2-14
Zhou Di, et al. New Guidance Laws for Homing Missile. Beijing, National Defense Industry Press, 2002, 2-14 (in Chinese)

[11] 孙 胜,周 荻. 离散滑模导引律设计. 航空学报,2008,29(6):1634-1639
Sun Sheng, Zhou Di. Design of Discrete Sliding-Mode Guidance Laws. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1634-1639 (in Chinese)

[12] 肖增博,雷虎民,宋 龙,徐剑芸. 基于自抗扰控制的导弹三维制导规律. 固体火箭技术,2011,34(5):548-551
Xiao Zengbo, Lei Humin, Song Long, Xu Jianyun. Three-Dimensional Guidance Law Based on Active Disturbance Rejection Control. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(5): 548-551 (in Chinese)

[13] Gao W B, Wang Y F, Homaifa A. Discrete-Time Variable Structure Control System. IEEE Trans on Industrial Electronics, 1995, 42(2): 117-122


# Proposing an Effective Discrete-Time ADRC (Active Disturbance Rejection Control) Variable Structure Terminal Guidance Law


Chong Yang, Zhang Ke, Lu Meibai, Tong Xi

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)



**Abstract:** In order to intercept high maneuvering target, we propose a discrete-time ADRC variable structure termi-

nal guidance Law, which we believe is effective. First, Tracking-Differentiator (TD) filter has good filtering property; the differential angle of sight with noise pollution can be filtered by using TD filter. Secondly, it can predict the target real acceleration from the extended state observer (ESO) in real time. Finally, we propose a reaching-law discrete-time variable structure terminal guidance law by using the power function. Power function algorithm can effectively eliminate high-frequency chattering in switch function of discrete-time sliding mode control system. We present the simulation of maneuvering target; the simulation results and their analysis show preliminarily that this law has strong robustness and high guidance precision.

**Key words:** acceleration, algorithms, computer simulation, design, functions, mathematical models, measurement errors, measurements, robustness(control systems), schematic diagrams, sliding mode control, target tracking, variable structure control; active disturbance rejection control (ADRC), extended state observer (ESO), terminal guidance law, tracking differentiator(TD)

# 罗时钧教授的科学生涯(其一)
## ——罗时钧是钱学森第一个博士研究生

本简讯摘自 2013 年 4 月 15 日《西北工大报》第 794 期头版; 头版的责任编辑是王凡华。原文的四位作者是高超、蔡晋生、李华星、张正科,原标题是“我国空气动力学家罗时钧的科学生涯”。原文有四个小标题,正好把原文分成四个部分,称为其一、其二、其三、其四,均为《西北工业大学学报》第 31 卷第 2 期简讯。其一不仅有第一小标题内容,而且还有“编者按”及有原文写在四个小标题前面的一小段话。其一摘录的是原文这一部分的全文。

编者按: 罗时钧(1923-),中国著名空气动力学家、航空教育家。4 月 1 日是他 90 岁寿辰,本报特刊出专题文章,向这位中国航空工业和航空教育方面的前辈致敬。

罗时钧(1923-),中国著名空气动力学家、航空教育家。编写中国第一部中文空气动力学教材。长期从事飞机部件空气动力学、跨音速空气动力学、大迎角空气动力学、计算流体力学的教学和研究工作。他编写空气动力学讲义十余种,发表学术论文百余篇,先后指导研究生几十名,为中国空气动力学学科的发展做出了杰出贡献。

他是钱学森的第一个博士研究生

罗时钧 1923 年 4 月 1 日出生于江西南昌。他的青少年时代,正值中国军阀混战、日寇侵略的艰难岁月,少年时便立下学习航空、科学救国的志向。1941 年他被保送进入中央大学航空工程系,1945 年获学士学位,由于品学兼优,被留校任教; 1947 年被公派入美国明尼苏达大学航空工程系留学,1948 年获航空工程硕士学位; 同年以优秀成绩获准入美国加州理工学院航空系攻读博士学位,主修空气动力学,辅修数学,师从钱学森教授,是钱学森的第一个博士研究生。

在钱学森的指导下,他开始研究“容克”飞机因尾翼抖振失事的空气动力机理。他深刻领悟钱学森教授研究理论流体力学的方法,顺利完成了博士学位论文,深得钱学森器重。1950 年获加州理工学院航空与数学博士学位。

时年 27 岁的他谢绝了美国的多方挽留,拒绝了台湾方面的邀请,于 1950 年 9 月毅然踏上返回祖国大陆的旅程。罗时钧等三人乘船返国途经日本横滨时,被美军扣留,并关入美军巢鸭监狱,渡过了 3 个月的铁窗生涯,在中国政府的出面干涉下于 1951 年初返回祖国。

胡沛泉

2013 年 4 月