

探测器和角速度陀螺的噪声及刻度尺误差对捷联探测器积分比例导引系统的影响研究

王 磊, 夏群利, 祁载康

(北京理工大学机电工程学院, 北京 100081)

摘 要: 在任何光电测量设备中都存在噪声和刻度尺误差, 尤其对于采用捷联探测器积分比例导引制导方式的制导弹药系统, 噪声和刻度尺误差是影响系统性能的两个重要因素. 本文主要研究了探测器和角速度陀螺的噪声及刻度尺误差对捷联探测器积分比例导引系统性能的影响, 得到了许多有价值的结论, 这些结论在工程实用中具有重要的意义.

关键词: 白噪声; 刻度尺误差; 捷联探测器; 积分比例导引

中图分类号: TJ410 6 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2006) 09-1653-06

Effects of Detector and Rate Gyro Noise and Scale-Factor Errors on Systems Using Strap-Down Detector and Integral Form of Proportional Navigation Law

WANG Lei, XIA Qun-li, QI Zai-kang

(School of Mechanic-Electronics Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract Detector noise and scale-factor errors exist in all of photoelectric equipments especially in guided munitions which use strap-down detectors and integral form of proportional navigation law, the effects of noise and scale factor are part of the reasons form iss distance. The effects of noise and scale-factor errors on the system are studied in this paper and some valuable conclusions are obtained. These conclusions will have a great significance for engineering applications.

Key words white noise, scale-factor error, strap-down detector, Integral form of proportional navigation guidance law

1 引言

标准的比例导引关系式为:

$$\theta = N \dot{q}$$

其中 N 为比例导引系数, θ 为速度矢量旋转角速度, \dot{q} 为视线角速度, 对上式积分可得积分比例导引的关系式:

$$\theta = N (q - q_0) + \theta_0$$

其中 q 为弹目视线角, θ 为速度角, q_0 和 θ_0 为弹目视线角和速度角的初始值. 由于过去硬件水平低, 导弹质心速度信息无法直接测量得到, 因此在实际工程应用中, 过去积分比例导引是通过近似的方法实现的 (即略去攻角影响, $\vartheta \approx \theta$), 其主要实现方法有:

$$\vartheta = N (\vartheta + \phi - q_0) + \vartheta_0$$

其中, 视线角采用 $q = \vartheta + \phi$ 得到, 姿态角 ϑ 由姿态陀螺测出, 框架角 ϕ 由导引头框架角传感器测量得到 (这里

假设导引头稳定指向目标).

随着导引头硬件水平的发展, 导引头可以给出弹目线旋转角速度 \dot{q} . 因此, 视线角 q 可由视线角速度 \dot{q} 直接积分得到, 由此可得积分比例导引的第二种近似实现方法:

$$\vartheta = N (q - q_0) + \vartheta_0$$

这两种方法在飞航弹中都有过应用.

随着 MEMS 器件在弹上的应用, 导弹质心速度信息可以通过捷联惯导装置测量得到^[6]. 同时利用线性捷联激光探测器测角技术在国外也已经成熟, 比如美国的精确制导迫弹 (PGMM) XM 395 就采用的是非象限线性捷联激光探测器^[7]. 而美国的空地 70mm 先进精确杀伤武器系统 (AP-KWS) 采用了捷联激光探测器积分型比例导引^[6]. 在以上基础上, 本文提出一种新的积分比例导引在制导弹药上的实现方法, 即将线性捷联探测器固联在弹体上, 探测器光轴与弹轴重合, 用来测量导弹弹轴相对于弹目视线角

的偏差角 ε 捷联惯导系统可给出弹体姿态角 δ 和速度倾角 θ 此时弹目视线角 q 就可由 $q = \varepsilon + \delta$ 间接得到, 将 q 的表达式代入积分比例导引的关系式, 整理可得积分比例导引的另外一种工程实现方法:

$$\theta = N(\varepsilon + \delta - q_0) + \theta_0$$

此处的捷联探测器不同于战术导弹用的复杂导引头, 它实质只含光学系统、探测器及相应的信号处理电路, 由于没有复杂的导引头稳定系统, 因此其成本低廉. 这一方案可为低成本制导弹药所采用.

由于在任何光电测量设备中都存在噪声和刻度尺误差的影响, 因此研究探测器和角速度陀螺的噪声及刻度尺误差对捷联探测器积分比例导引系统性能的影响具有重要的工程实用意义. 为了便于研究, 一般都系统中存在的噪声简化为白噪声, 即将噪声的功率谱密度看作是均匀的. 而刻度尺误差是系统误差, 刻度尺误差的变化方式不同, 对系统造成的影响程度也不一样.

2 模型建立

图 1 为导弹攻击目标的瞬时位置关系, 图中 XOY 表示地面坐标系, δ 是导弹姿态角, θ 为速度倾角, α 为攻角, ε 是探测器误差角, q 是弹目视线角, 由图 1 的几何关系可得: $q = \varepsilon + \delta$.

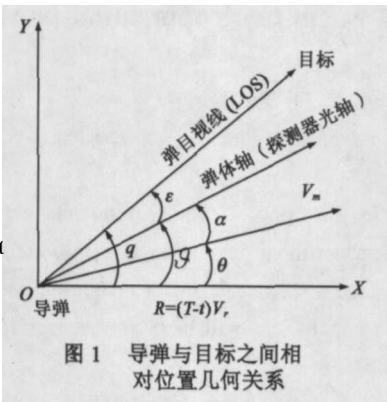


图 1 导弹与目标之间相对位置几何关系

由于探测器的光电测量装置的速度非常快, 其动力学滞后可以忽略, 因此, 在制导大回路中可以不考虑捷联探测器的动力学. 但由于探测器和角速度陀螺在测量角误差 ε 及弹体角速度 $\dot{\delta}$ 的过程中存在刻度尺误差和噪声, 故在误差角和姿态角输出点要考虑刻度尺误差, 而对探测器和角速度陀螺要考虑噪声影响. 将导弹初始的瞄准误差、外界干扰、目标机动等影响看作是使导弹偏离理想航线的小扰动, 就可以对制导回路动力学环节进行线性化. 根据图 1 所示的导弹与目标之间的相对位置几何关系, 设 T 表示末制导时间, t 是制导开始后的经历时间, $T - t$ 是剩余飞行时间, V_r 表示导弹与目标沿弹目线方向的相对速度, $R = (T - t)V_r$ 是导弹与目标的相对距离, 则有 $q \approx \arcsin(Y_t - Y_m) / R = (Y_t - Y_m) / (V_r(T - t))$, Y_m 、 Y_t 分别是导弹、目标在 Y 方向上的位置, 在同时考虑噪声和刻度尺误差的影响下建立的捷联探测器积分比例导引系统分析模型如图 2 所示. 框图中虚线框部分为速度矢量驾驶员, 速度倾角 θ 的测量由低成本捷联惯导系统完成, 速度矢量驾驶员的输入指令是速度倾角指令 θ_c , 该指令由积分比例导引 $\theta_c = N(\varepsilon^* + \delta^* - q_0) + \theta_0$ 计算得到. 驾驶员回路中 $\dot{\delta}$ 信号由角速度陀螺测得, 而速度倾角信号 θ 由惯导装置计算得到. 忽略舵的动力学, 则增益 K 是从 $\Delta\theta$ 到舵偏角 δ 的传递系数, N 为比例导引系数, k_g 为阻尼回路反馈增益, C_ε 和 C_δ 为误差角 ε 和姿态角 δ (角速度 $\dot{\delta}$) 的测量系数, 此系数变化导致产生刻度尺误差, 理想情况下 $C_\varepsilon = C_\delta = 1$. ε^* 和 δ^* 为探测器和角速率陀螺积分测得的误差角和姿态角, q^* 为弹目视线角 q 的测量值, $q^* = \varepsilon^* + \delta^*$. 探测器和角速度陀螺噪声的所加位置如图 2 所示. ε_0 是导弹姿态与速度矢量相对于目标视

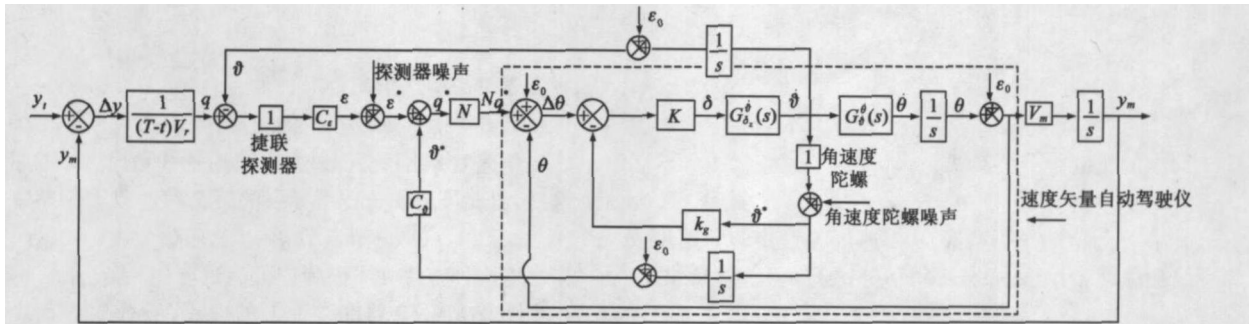


图 2 捷联探测器积分比例导引方案框图

线的初始偏差 (设定初始时刻导弹速度轴与弹轴同轴).

框图中 $G_\delta^0(s)$ 为弹体动力学传函, $G_\theta^0(s)$ 为姿态角速度 $\dot{\delta}$ 到速度角旋转速度 θ 的传函. 其中:

$$G_\delta^0(s) = \frac{K_\delta(T_i s + 1)}{T_m^2 s^2 + 2\xi_m T_m s + 1}, \quad G_\theta^0(s) = \frac{1}{T_i s + 1}$$

式中 T_m 为弹体时间常数, ξ_m 为弹体阻尼, T_i 为弹体攻角滞后时间常数, K_δ 为弹体开环增益.

3 仿真参数设定

某型弹参数为: $K_\delta = 0.648$, $T_i = 0.8s$, $T_m = 0.08s$, $\xi_m =$

0.1. 设定目标速度 $V_t = 0m/s$ 导弹速度 $V_m = 220m/s$ 则弹目相对速度 $V_r = V_m = 220m/s$ 设定初始时刻 $t = 0$ 时 $Y_t = 0$, $Y_m = 0$ 则有 $q_0 = 0$, $\varepsilon_0 = \delta_0 = \theta_0 = 15^\circ$, 由于速度矢量驾驶员的输入指令是 $\theta_c = N(\varepsilon^* + \delta^*) + \theta_0$, 包含 θ_0 项, 因此在驾驶员的输入指令位置处应加上初始偏差 $\theta_0 = \varepsilon_0$. 通过设计确定速度矢量驾驶员参数值为: $K = 3.2$, $K_g = 0.18$ 其闭环传递函数为:

$$G(s) = \frac{324}{(s + 44.5)(s^2 + 4.66s + 7.28)}$$

闭环极点如表 1 所示:

表 1 速度矢量驾驶仪回路闭环极点

环节	极点 S_i	无阻尼 自振频率 ω_n (rad/s)	时间 常数 (s) $T = 1/\omega_b$	阻尼比 ξ	过渡过程 时间 (s) $(4\sqrt{2}\omega_n)$
一阶环节	-44.5		$T_1 = 0.022$	1	0.088
二阶环节	$-2.33 \pm 1.36i$	2.7	$T_2 = 0.37$	0.87	1.7

由于捷联探测器的动力学可以忽略, 因此系统制导精度主要由速度矢量驾驶仪的振荡根决定, 图 3 给出了不同比例导引系数下, 标准化脱靶量随标准化末导时间的关系曲线。其中标准化脱靶量 $\bar{Y}_{m\text{iss}} = Y_{m\text{iss}} / (V_m \varepsilon T_2)$, 标准化末导时间 T/T_2 , 其中 $T_2 = 0.37\text{s}$ 为速度矢量驾驶仪的主振荡根对应的时间常数。

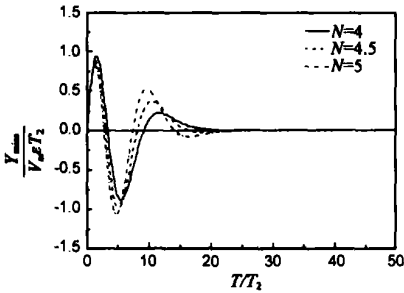


图 3 标准化脱靶量随标准化末导时间变化曲线

由图中可以看出, 为保证制导精度, 标准化末导时间 (T/T_2) 至少应为 25 可得 $T = 25T_2 = 25 \times 0.37 = 9.25\text{s}$ 由此可取最小末导时间 $T = 10\text{s}$ 比例导引系数 $N = 4$

下面分别研究刻度尺误差和噪声对系统脱靶量的影响

4 刻度尺误差影响研究

刻度尺误差是系统误差, 它是影响系统性能的一个重要因素。探测器与角速度陀螺测量系数 C_ε 、 C_δ 为探测器测得的 ε 和弹体姿态角 δ (也即 δ) 的测量系数, 其变化将导致刻度尺误差。实际系统中 C_ε 、 C_δ 的变化主要有两种, 即同步变化和相对变化。同步变化表示 C_ε 、 C_δ 同值同向变化, 而相对变化表示假定某一个系数为理想值, 另一个系数发生变化。不论 C_ε 、 C_δ 发生哪种变化, 都会引起 ε 、 δ 的测量值 $\hat{\varepsilon}$ 、 $\hat{\delta}$ 发生变化。由 $\theta = Nq^* = N(\hat{\delta} + \hat{\varepsilon})$ 可知, $\hat{\varepsilon}$ 、 $\hat{\delta}$ 的变化会导致积分比例导引律发生变化, 从而使系统脱靶量有变化。下面就 C_ε 、 C_δ 两个系数同步和相对变化对系统脱靶量的影响进行分别研究。

4.1 测量系数 C_ε 、 C_δ 同步变化

C_ε 、 C_δ 同步变化 $\pm 5\%$, 即在 0.95 到 1.05 系统的脱靶量的变化情况如图 4 所示。

若测量 δ^* 和 ε^* 的系数 C_ε 、 C_δ 变化是同步的, 则相当于成倍增大 (或减小) 了 $q^* = \delta^* + \varepsilon^*$, 而对 Nq^* 来说, 相当于增大 (或减小) 了

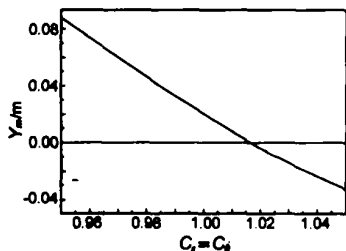


图 4 脱靶量随 C_ε 、 C_δ 同步变化曲线

比例导引系数 N 的值。即刻度尺系数 C_ε 、 C_δ 变化 $\pm 5\%$, 则相当于比例导引系数 N 变化 $\pm 5\%$ 。对比图 4 5 可看出, 两者的脱靶量是相同的。

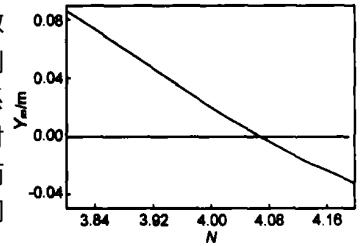


图 5 脱靶量随比例系数 N 变化曲线

4.2 测量系数 C_ε 、 C_δ 相对变化

C_ε 、 C_δ 的相对变化是假设某一个测量系数为 1 另一个测量系数发生变化的情况。因此通过研究 C_ε 、 C_δ 相对变化对系统脱靶量的影响大小, 可以反映两个测量系数对系统的影响程度。

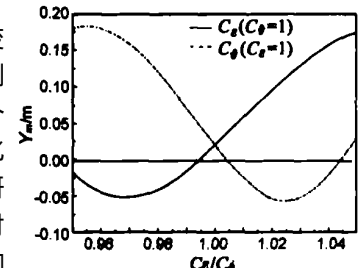


图 6 脱靶量随 C_ε 、 C_δ 相对变化曲线

图 6 给出了系统脱靶量随 C_ε ($C_\delta = 1.0$) 和 C_δ ($C_\varepsilon = 1.0$) 变化的对比曲线, 图中可看出, C_ε 和 C_δ 的变化对系统脱靶量的影响基本相同。

结论: 对比图 4 和图 6 可以看出, 在刻度尺误差的变化范围为 $\pm 5\%$ 时, 同步变化引起的脱靶量范围为 $(-0.04 \sim 0.09\text{m})$, 而相对变化引起的脱靶量范围为 $(-0.05 \sim 0.17\text{m})$, 因此刻度尺相对变化引起得系统脱靶量要比同步变化要大。

5 噪声的影响研究

为了研究方便, 通常将系统中的噪声等效为白噪声, 即将其功率谱视为常数, 与频率无关。白噪声单边功率谱密度表示单位带宽 (1 rad/s) 内分布的平均功率。设定仿真参数值如下: 探测器噪声的单边功率谱密度 $\phi_a(\omega) = K_a^2 = 10^7 \text{rad}^2 / (\text{rad/s})$, 仿真时所用得探测器噪声模块的双边功率谱密度为 $s(\omega) = K_a^2 \times 2p/2 = K_a^2 p = 3.14 \times 10^{-7} \text{rad}^2 / \text{Hz}$ 角速度陀螺噪声的单边功率谱密度为 $\phi_g(\omega) = K_g^2 = 10^7 (\text{rad/s})^2 / (\text{rad/s})$, 角速度陀螺噪声仿真模块的双边功率谱密度为 $s(\omega) = 3.14 \times 10^{-7} (\text{rad/s})^2 / \text{Hz}$ 速度矢量驾驶仪的高频根的频率 $\omega_{n\text{max}} = 44.5 \text{rad/s}$ 噪声的生成步长由高频根的频率决定。由: $t = 4p^2 / 100\omega_{n\text{max}}$ 可得: $t_c = 0.00886\text{s}$ 设定测量系数为理想值: $C_\varepsilon = C_\delta = 1$

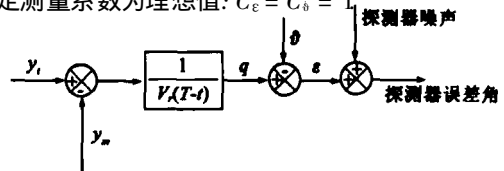


图 7 进入系统的探测器噪声

5.3.2 标准化脱靶量与比例导引系数 N 和标准化末导时间 $\omega_n T$ 之间的关系

仿真中, 比例系数 N 取从 3 到 6 间隔为 0.1 的 31 个点, 仿真过程共计算 $31 \times 600 = 18600$ 次. 标准化末导时间 $\omega_n T$ 取从 0 到 40 间隔为 0.1 的 401 个点, 仿真共计算 $401 \times 600 = 240600$ 次.

(1) 探测器噪声

(2) 角速度陀螺噪声

结论: 由图 14 和 16 看出, 对捷联探测器积分比例导引系统而言, 在探测器噪声和角速度陀螺噪声的输入条件下, 在标准化末导时间 $\omega_n T$ 较小时, 标准化脱靶量 \bar{M}_n 随 $\omega_n T$ 增大而增大, 在一般正常使用的标准化末导时间 $\omega_n T$ 时, 标准化脱靶量基本为常值. 由图 15 和 17 看出, 捷联探测器积分比例导引系统的标准化脱靶量 \bar{M}_n 与比例导引系数 N (在通常选取的 N 值范围内) 近似成正比变化.

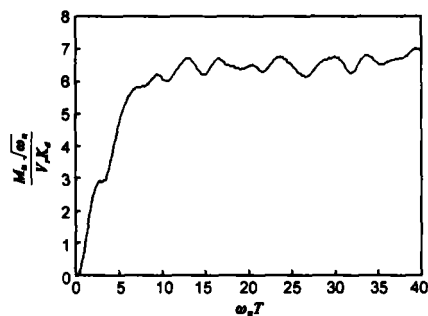


图 14 \bar{M}_n 与标准化末导时间 $\omega_n T$ 关系曲线

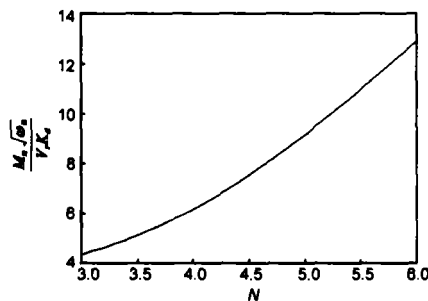


图 15 \bar{M}_n 与比例系数 N 的关系曲线

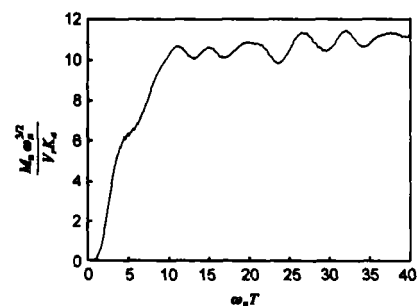


图 16 \bar{M}_n 与标准化末导时间 $\omega_n T$ 关系曲线

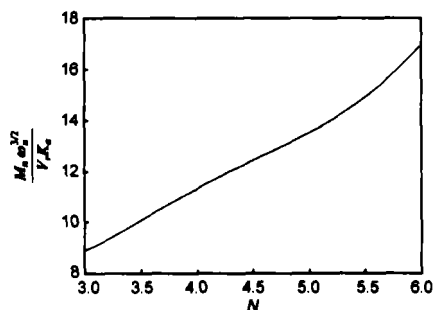


图 17 \bar{M}_n 与比例系数 N 的关系曲线

6 结束语

在捷联探测器积分比例导引系统中, 探测器和角速度陀螺的噪声和刻度尺误差是影响系统精度的两个重要因素. 通过仿真研究得到如下结论:

(1) 对捷联探测器和角速度陀螺的刻度尺误差而言, 刻度尺误差的相对变化要比同步变化对系统脱靶量的影响要大.

(2) 在探测器和角速度陀螺噪声输入下, 得到如下结论:

(a) 在探测器噪声输入下, 脱靶量与弹目相对运动速度 V_r 和噪声功率谱平方根 K_n 成正比, 而与系统响应速度的平方根 $\sqrt{\omega_n}$ 成反比.

(b) 在角速度陀螺噪声输入下, 脱靶量与弹目相对运动速度 V_r 和噪声功率谱平方根 K_n 成正比, 而与系统响应速度 ω_n^3 的平方根 $\sqrt{\omega_n^3}$ 成反比.

(c) 在通常选取的比例导引系数 N 范围内, 标准化脱靶量与比例导引系数 N 近似成正比变化.

(d) 在标准化末导时间较小时, 标准化脱靶量随标准化末导时间增大而增大, 在一般正常使用的标准化末导时间时, 标准化脱靶量基本为常值.

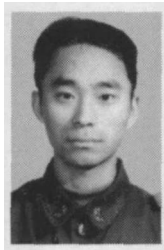
参考文献:

- [1] 祁载康, 曹翟, 张天桥, 等. 制导弹药技术 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002
Qi Zai kang Cao Zhai Zhang Tianqiao et al Guided Munition Technique [M]. Beijing Beijing Institute of Technology Press 2002 (in Chinese)
- [2] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000
Qian Xingfang Lin Ruixiong Zhao Yanan, et al Missile Flight Dynamics [M]. Beijing Beijing Institute of Technology Press 2002 (in Chinese)
- [3] P Garnell et al Guided Weapon Control Systems [M]. Oxford England Pergamon Press 1980

- [4] 魏先利. 自动驾驶仪结构对飞航导弹中末制导的影响研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2004
Wei Xianli Effect of Autopilot Configuration on Cruise Missile Mid-course Guidance and Terminal Guidance Performance [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2004 (in Chinese)
- [5] 朱华, 黄辉宁, 李永庆, 梅文博, 等. 随机信号分析[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1990
Zhu Hua, Huang Huining, Li Yongqing, Mei Wenbo, et al. Random Signals Analysis[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1995. (in Chinese)
- [6] David Tipotsch. Advanced Precision Kill Weapon System (APKWS) demonstration[A]. AIAA Defense and Civil Space Programs Conference and Exhibit[C]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998: 70-80
- [7] Greg Bische. Precision Guided Mortar Munition (PGMM) XM 395[A]. International Infantry & Small Arms Sympo-

sym[C]. Parsippany, N.J. USA: TACOM-ARDEC, 1999: 19-35

作者简介:



王 磊 男, 1977年生于安徽省五河县, 现为北京理工大学机电工程学院博士研究生, 研究方向为飞行器总体设计、飞行器制导与控制系统设计。
Email: wlfly@126.com

夏群利 男, 1971年生于辽宁省抚顺市, 博士, 北京理工大学机电工程学院副教授, 硕士生导师, 主要研究方向为飞行器总体设计、飞行器制导与控制系统设计。Email: 1010@bit.edu.cn

祁载康 男, 1936年生于山西灵石, 博士生导师, 北京理工大学机电工程学院教授, 主要研究方向为飞行器总体设计、飞行器制导与控制系统设计。