

再入机动弹头滚动回路鲁棒姿态控制系统设计*

刘明俊 杨壮志 康家仁

(国防科技大学) (航天工业总公司)

摘要 根据经典控制理论,引入姿态角加速度反馈,采用零、极点相消,变增益补偿等设计方法,所设计的再入机动弹头滚动回路姿态控制系统具有良好的快速性、稳定性和很强的鲁棒性。

关键词 零极点相消,控制系统设计,鲁棒性

分类号 V249.122

Reentry Warhead Roll Channel Robust Control System Design

Liu Mingjun Yang Zhuangzhi

(National University of Defence Technology)

Kang Jiaren

(Beijing Institute of Control Instruments)

Abstract According to the classical control theory, this paper introduces attitude angle acceleration feedback. Using the methods of the zero and pole points cancellation, etc., we designed reentry warhead roll channel control system with fast response speed stability and strong robustness.

Key words zero and pole points cancellation, control system design, robustness

1 问题的提出

再入机动弹头滚动回路动力学传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_z(s)} = \frac{K_\gamma}{s(T_\gamma s + 1)} \quad (1)$$

再入机动弹头飞行速度和飞行高度在很大的范围内变化,因而其空气动力参数在飞行过

* 国防科技预研基金资助项目
1995年3月28日收稿

程中发生剧烈变化, 其中 $K_\gamma = 32530.6 \sim 7987$, 变化 4 倍, $T_\gamma = 514.334 \sim 5.7652$, 变化 90 倍。要求设计一个滚动回路姿态控制系统, 在参数剧烈变化的条件下, 保证控制系统在整个飞行过程中均有满意的动态特性: 调节时间 $t_s \leq 0.5$ (秒), 超调量 $\sigma\% \leq 20\%$ 。

2 控制系统控制结构分析

引入姿态角、姿态角速率和姿态角加速度反馈的滚动回路姿态角控制系统结构图如图 1 所示。其中 K_x^γ 、 $K_x^\dot{\gamma}$ 和 $K_x^{\ddot{\gamma}}\tau$ 分别为 K_x^γ 角度、角速率和角加速度反馈系数。

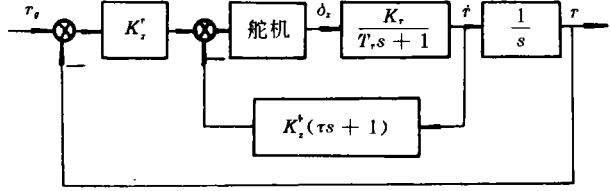


图 1 滚动回路姿态角控制系统结构图

2.1 引入姿态角和姿态角速率反馈

暂忽略舵机情况对系统影响, 在满足 $K_\gamma K_x^\gamma \gg 1$ 的条件下 (本系统 K_γ 相当大, 此条件满足), 姿态角控制系统的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_g(s)} = \frac{1}{T^2 s^2 + 2\zeta T s + 1} \quad (2)$$

其中

$$\omega_n = \frac{1}{T} = \sqrt{\frac{K_x^\gamma K_\gamma}{T_\gamma}}, \quad \zeta = \frac{K_x^{\dot{\gamma}}}{2\sqrt{K_x^\gamma}} \cdot \sqrt{\frac{K_\gamma}{T_\gamma}} \quad (3)$$

当 $\zeta < 0.9$ 时,

$$t_s = \frac{3.5}{\zeta \omega_n} = \frac{7T_\gamma}{K_x^\gamma K_\gamma} \quad (4)$$

弹头飞行过程中, $\sqrt{\frac{K_\gamma}{T_\gamma}}$ 变化约 7 倍之多, 因此, ω_n 、 ζ 变化 7 倍, t_s 变化 49 倍, 显然系统不可能满足性能要求。

2.2 引入姿态角加速度反馈

在满足 $K_\gamma K_x^\gamma \gg 1$ 的条件下, 内回路 (阻尼和加速度回路) 的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma'(s)}{v(s)} = \frac{1}{(\Delta + \tau)s + 1} (K_x^{\ddot{\gamma}})^{-1} \quad (5)$$

其中

$$\Delta = \frac{T_\gamma}{K_\gamma K_x^\gamma} \quad (6)$$

本系统 T_γ/K_γ 很小, 最大值为 0.03, 如果适当选取 $K_x^{\ddot{\gamma}}$ 和 τ 值, 使得

$$\Delta \ll \tau \quad (7)$$

则内回路闭环传递函数为

$$\frac{\gamma'(s)}{v(s)} \approx \frac{1}{\tau s + 1} (K_x^{\ddot{\gamma}})^{-1} \quad (8)$$

由式(8)可知, 此时内回路闭环传递函数基本上是由反馈环节 $K_x^{\ddot{\gamma}}(\tau s + 1)$ 的倒数决定, 在此条件下, K_γ 、 T_γ 虽然剧烈变化, 但对系统特性影响已相当大地被抑制。在此条件下, 外

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_g(s)} = \frac{1}{T^2 s^2 + 2\zeta T s + 1} \quad (9)$$

其中

$$T = \sqrt{\frac{\tau K_r^\gamma}{K_x^\gamma}}, \quad \zeta = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{K_r^\gamma}{\tau K_x^\gamma}} \quad (10)$$

当 $\zeta < 0.9$ 时,

$$t_s = \frac{3.5}{\zeta \omega_n} = 7\tau \quad (11)$$

一般情况, τ 和 Δ 的关系, 可采用下面的经验公式

$$\Delta_{\max} = (0.1 \sim 0.2)\tau \quad (12)$$

τ 值的选取与 K_r , T_r 有关, 也与 K_x^γ 值有关。根据设计经验 K_x^γ 不超过 0.1, 这里选为 0.1。由式(12) $\tau = 3 \sim 1.5$, 这里选为 $\tau = 2$ 。由式(11)可知, 此时闭环系统调节时间 $t_s = 14$ (秒), 显然不满足要求。

3 采用零、极点相消法实现串联校正

在外回路前向通道选串联校正装置

$$G_{c1}(s) = \frac{\tau s + 1}{as + 1} \quad (13)$$

$G_{c1}(s)$ 的零点 $(\tau s + 1)$, 消去不希望的极点 $\frac{1}{(\tau + \Delta)s + 1}$, 选取合适的参数 a 使系统满足所要求的性能。由于 $\tau = 2$, 且 $\Delta_{\max} \ll \tau$, 因此, 实现零、极点相消的偶极子条件始终满足, 外回路开环传递函数

$$\begin{aligned} G(s) &= \frac{K_r^\gamma(\tau s + 1)}{(as + 1)} \cdot \frac{1}{s[(\tau + \Delta)s + 1]} (K_x^\gamma)^{-1} \\ &\approx \frac{K_r^\gamma}{s(as + 1)} (K_x^\gamma)^{-1} = \frac{\omega_n^2}{s[(s/2\zeta\omega_n) + 1]} (2\zeta)^{-1} \end{aligned} \quad (13)$$

外回路闭环传递函数

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_g(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (14)$$

式(14)中 ζ 、 ω_n 参数的选取要考虑两个因素: 由于舵机惯性增大系统的延迟, 式(14)的主导极点对应的调节时间应小于系统要求的调节时间(0.5秒); 其次, 由后面的分析可知, 考虑到舵机传递函数和其它形式的串联校正装置后, 闭环系统会出现较大的零点, 系统的超调量过大。为此, 式(14)相应极点的选取应具有过阻尼状态。经反复计算, 取 $\zeta = 1.4$, $\omega_n = 50$ (1/秒), 则 $a = 0.00714$, $K_x^\gamma = 1.785$, $t_s = 0.143$ (秒)。

4 考虑舵机特性的系统设计

接入 3 阶舵机传递函数后, 出现三个需要解决的问题:

(1) 内回路出现高频不稳定。主要原因是内回路开环频率特性曲线出现负的幅值裕度。采用二级串联迟后校正网络, 使校正后的内回路在所选定的 6 个特征点的幅值裕度

均大于 10dB。迟后校正网络为

$$G_{c2}(s) = \frac{(0.05s + 1)^2}{(s + 1)^2} \quad (15)$$

$G_{c2}(s)$ 可置于内回路的前向通道或置于内回路的反馈通道。经分析比较发现, $G_{c2}(s)$ 置于内回路前向通道, 姿态角反馈回路(外回路)开环对数频率特性有更好的幅值裕度。

(2) 考虑舵机特性后, 外回路相位裕度明显不足。因此, 闭环系统出现衰减缓慢的高频振荡, 需采用串联超前校正。超前校正网络传递函数为

$$G_{c3}(s) = \frac{1 + 0.108s}{1 + 0.036s} \quad (16)$$

把迟后校正网络 $G_{c2}(s)$ 由内回路的前向通道移出至外回路的前向通道, 并置于外回路前向通道的最左端, 目的是把信号中的高频噪声充分衰减后再通过超前校正网络。

(3) 为使系统对剧烈参数的变化有更好的适应能力, 采用要增益补偿 K_c , K_c 被描述为高度的函数。

整个系统的结构如图 2 所示, 选择 6 个特征点进行仿真, 性能指标如表 1 所示, 对

表 1

特征点	0 秒	10 秒	18 秒	25 秒	34.5 秒	40 秒
t_s (秒)	0.5	0.3	0.4	0.3	0.3	0.3
$\sigma\%$	18%		11%			

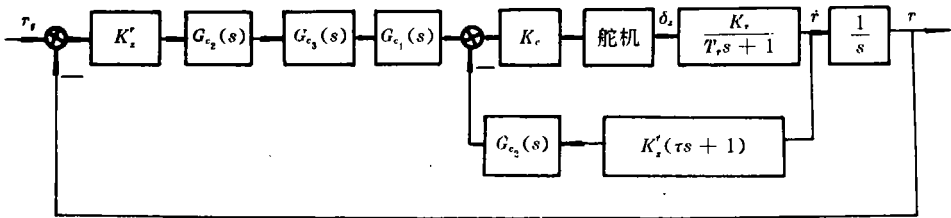


图 2: 滚动回路闭环系统结构图

6 个特征点的气动参数拉偏($\pm 30\%$)采用正交实验法进行了性能仿真, 幅值裕度最大变化量为 14%, 相位裕度最大变化为 21%, 上升时间最大变化为 29%, 调节时间最大变化为 24%。这表明系统对参数变化有很好的适应能力和很强的鲁棒性, 再入机动弹头进行六自由度运动仿真, 滚动回路姿态控制系统满足了弹头的机动要求。控制规律实现简单, 设计思想和设计步骤明确, 具有较好的工程参考价值。

参 考 文 献

- [美]本杰明 C·郭著; 张一中译. 自动控制系统. 水力电力出版社, 1983
- 张明廉. 飞行控制系统. 航空工业出版社, 1994
- 陈佳实主编. 导弹制导和控制系统的分析与设计. 宇航出版社, 1989

(责任编辑 朱宝龙)