

doi: 10.7690/bgzdh.2020.12.020

质心位置偏移对导弹稳定回路的影响分析

陈 阳

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘要: 为解决导弹装配误差引起导弹质心位置偏移的问题, 对弹体闭环稳定回路产生影响进行分析。根据弹体动力学方程, 建立弹体响应特性的开环传递函数描述模型, 利用角速率反馈结构和三回路过载反馈结构设计弹体稳定回路, 并通过具体实例分析了 2 种闭环控制结构的鲁棒性。仿真结果表明: 三回路过载反馈结构具有更强的鲁棒性, 在导弹质心位置偏移 5% 的情况下动态特性变化很小。

关键词: 导弹静稳定度; 导弹稳定回路; 鲁棒性; 装配精度

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A

Analysis of the Influence of Center-of-mass Position Deviation on the Missile Stability Loop

Chen Yang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics & Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to solve the problem of deflection of missile's center of mass, which is caused by missile assembly error, the influence of missile body closed-loop stability loop is analyzed. According to the dynamics equation of the projectile body, the open loop transfer function description model of the projectile body is established, and the stability loop of the projectile body is designed by using the angular rate feedback structure and the three-loop overload feedback structure independently. The robustness of the two closed-loop control structures is analyzed for a specific design example. The simulation results show that the three-loop overload feedback structure is more robust and the dynamic characteristics change little when the position of the missile's center is shifted by 5%.

Keywords: static stability of missile; missile stabilization loop; robustness; assembly accuracy

0 引言

在导弹及制导火箭弹等精确制导武器的总装过程中, 质心位置的调整是至关重要的工艺过程之一。导弹质心位置与气动力作用点之间的距离相当于导弹气动力控制弹体转动的力臂, 若导弹在生产总装过程中质心位置偏离理论设计值, 弹体运动特性将会发生改变; 因此, 需要优化导弹稳定回路的控制系统设计, 增加其鲁棒性, 使弹体运动特性对质心位置尽可能不敏感。

除导弹外的其他航天器, 特别是对机动能力要求较高的现代战机, 也将静稳定度作为一项重要设计内容。文献[1]对超音速飞机放宽静稳定性问题进行研究, 并给出了采用放宽静稳定性获得高机动性的原理。采用主动控制技术, 民用飞机也同样可以进行放宽静稳定度设计, 使放宽静稳定性的飞机达到放宽前飞机的稳定性^[2-3], 但这种增稳是通过人为构造反馈回路实现的, 需要对主动控制技术的实现途径和放宽程度进行详细分析。对于导弹来说, 分

析质心位置对弹体动态特性影响可以从开环和闭环 2 个角度考虑。从开环角度分析是指导弹气动对弹体响应特性的影响^[4]。文献[5]对降低静稳定度后的无控火箭弹弹道失稳原因进行了分析。文献[6-7]给出了对于特定型号的导弹确定静稳定度的经验方法。文献[8-9]分别从不同角度研究了导弹静稳定度对机弹安全分离的影响。从闭环角度分析是指考虑弹体、舵机和控制算法形成的弹体闭环稳定回路与静稳定度的关系。文献[10]在已知弹体过载反馈回路的基础上给出了确定弹体最大可适应静稳定度的方法, 可在总体方案设计阶段对弹体稳定回路性能进行评估。文献[11]以静不稳定弹体为研究对象, 给出稳定回路设计的简便方法, 得到较好的设计结果。文献[12]对导弹稳定回路的鲁棒性进行深入研究, 提出了一种具有鲁棒性的导弹稳定回路设计方法。

笔者从导弹总装过程中对质心位置要求出发, 分析了当前常用控制方式下弹体稳定回路鲁棒性。

收稿日期: 2020-07-26; 修回日期: 2020-08-12

作者简介: 陈 阳(1988—), 男, 黑龙江人, 博士, 助理研究员, 从事飞行器制导与控制研究。E-mail: chen yang4688@163.com。

仿真结果表明：采用三回路过载结构设计弹体稳定回路时，其鲁棒性更好，对于采用三回路过载结构设计的弹体，导弹质心位置偏移可以适当放宽要求。

1 传递函数描述的弹体模型

图 1 为正常式布局导弹。仅考虑俯仰通道导弹纵向气动力的作用点为压心 C_P ，导弹重心为 C_G ， α 、 γ 和 ϑ 分别为攻角、速度指向角和姿态角， v_M 为速度方向，舵片在导弹尾部绕铰链轴运动，产生气动力和气动矩改变导弹运动状态。静稳定度定义为 $m_z^\alpha = -c_y^\alpha (\bar{x}_{CP} - \bar{x}_{CG})$ ， c_y^α 为导弹升力线斜率， $\bar{x}_{CP} - \bar{x}_{CG}$ 为压心和质心相对位置，当质心在压心之前 $\bar{x}_{CP} - \bar{x}_{CG} > 0$ ，称导弹为静稳定。

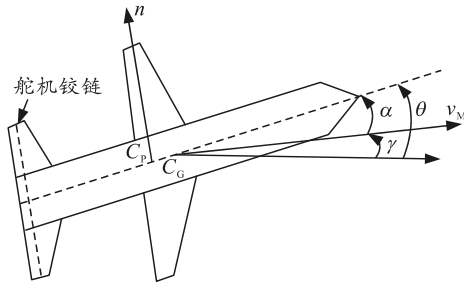


图 1 正常式布局导弹

根据导弹动力学方程，整理得到弹体俯仰通道数学模型：

$$\begin{aligned} \dot{q} &= -a_\omega q - a_\alpha \alpha - a\delta, \\ \dot{\gamma} &= b_\alpha \alpha + b_\delta \delta, \\ \alpha &= \vartheta - \gamma, \\ n &= \dot{\gamma} v_M \end{aligned} \quad (1)$$

其中： q 为俯仰角速度； δ 为舵偏角； n 为弹体侧向过载； a_ω 、 a_α 、 a_δ 、 b_α 和 b_δ 为弹体动力系数。对上式进行拉普拉斯变换，整理得到舵偏角到过载的传递函数 $n(s)/\delta(s)$ ：

$$\frac{n(s)}{\delta(s)} = -v_M \frac{-b_\delta s^2 - a_\omega b_\delta s + (a_\delta b_\alpha - a_\alpha b_\delta)}{s^2 + (a_\omega + b_\alpha)s + (a_\alpha + a_\omega b_\delta)} = \frac{k_a (A_2 s^2 + A_1 s + 1)}{T_m^2 s^2 + 2\mu_m T_m s + 1} \quad (2)$$

其中：稳态增益 $k_a = -v_M (a_\delta b_\alpha - a_\alpha b_\delta) / (a_\alpha + a_\omega b_\delta)$ ， $A_1 = -a_\omega b_\delta / (a_\delta b_\alpha - a_\alpha b_\delta)$ ， $A_2 = -b_\delta / (a_\delta b_\alpha - a_\alpha b_\delta)$ ；弹体时间常数 $T_m = 1 / \sqrt{a_\alpha + a_\omega b_\delta}$ ；弹体阻尼比 $\mu_m = (a_\omega + b_\alpha) / 2\sqrt{a_\alpha + a_\omega b_\delta}$ ；弹体自然频率 $\omega_m = 1 / T_m = \sqrt{a_\alpha + a_\omega b_\delta}$ 。

同理可得舵偏角到俯仰角速度的传递函数：

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{a_\delta s + (a_\delta b_\alpha - a_\alpha b_\delta)}{T_m^2 s^2 + 2\mu_m T_m s + 1} = \frac{k_\beta (T_a s + 1)}{T_m^2 s^2 + 2\mu_m T_m s + 1} \quad (3)$$

获得弹体传递函数后，就可以利用各种控制算法完成稳定回路设计。

2 稳定回路设计

2.1 角速率单环结构

第二代和部分第三代反坦克导弹常采用角速率单环设计稳定回路，利用陀螺测量得到的弹体角速率实现闭环来提高开环状态下较低的弹体阻尼比。控制回路如图 2 所示。

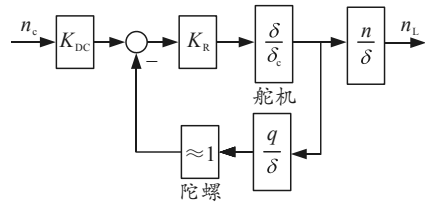


图 2 角速率单回路控制回路

图中：控制参数为 K_{DC} 和 K_R ； n_c 为过载指令； n_L 为弹体过载输出。忽略舵机和角速率陀螺动态特性的情况下，角速率反馈闭环为 2 阶环节，给定阻尼比可直接利用解代数方程的方法来确定 K_R 。根据式 (3)，可算得角速率单回路闭环特征方程为：

$$s^2 + (2\mu_m \omega_m + K_R k_a T_a \omega_m^2) s + K_R k_a (\omega_m^2 + 1) = 0 \quad (4)$$

而阻尼比为 μ ，自然频率为 ω 的 2 阶环节标准形式：

$$s^2 + 2\mu\omega s + \omega^2 = 0 \quad (5)$$

对比式 (4) 和式 (5) 对应项系数，可以通过给定阻尼比 μ 的方式用代数方程解算参数 K_R 。可以看出，参数 K_R 和阻尼比 μ 是一一对应的关系。为使弹体机动的过度过程平稳，一般指定阻尼比 μ 在 0.7 附近。

2.2 三回路过载结构

三回路过载结构在角速率单环结构的基础上增加了角速率积分反馈和过载反馈。控制回路如图 3 所示。

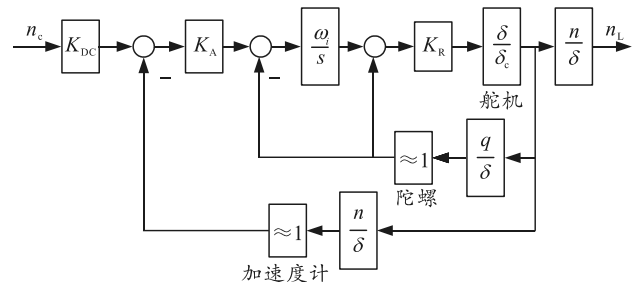


图 3 三回路过载稳定回路控制回路

控制参数为 K_{DC} 、 K_A 、 ω_i 和 K_R ，可利用极点配置的方法来设计控制参数，指定闭环系统主导极点在复平面的位置，进而保证闭环系统性能，跟踪过载指令。极点配置的设计方法既可以采用现代控制理论中的标准方法，又可以根据控制方框图整理闭环传递函数的表达式，将其与标准形式的传递函数对比，利用解代数方程的方法求解控制参数^[13]。

3 质心位置偏移对稳定回路影响分析

选定某弹道特征点进行设计验证，动力系数如下：

$$\alpha_a = -432.83, \alpha_\delta = -183.73, \alpha_\omega = 1.1013, b_a = -1.06, b_\delta = -0.39, \omega_m = 20.8 \text{ rad/s}, \mu_m = 0.0574.$$

选用舵机 -3 dB 带宽 22 Hz，要求弹体过载跟踪阶跃指令的上升时间小于 0.3 s。分别利用第 2 节给出的 2 种控制器结构进行设计。设计过程中可以发现：当质心位置和气动参数确定的情况下，角速率单环结构为了保证阻尼比在 0.7 附近，无法任意调节闭环带宽；而三回路过载结构控制参数较多，可以通过配置主导极点的位置调节闭环带宽，同时调整闭环阻尼比来改善弹体机动时的过渡过程，将主导极点对应时间常数设置为 0.2 s，其余一对极点设置为阻尼比为 0.7，自然频率为 40 rad/s，得到系统时域频域主要性能指标如表 1 所示。

表 1 2 种结构控制回路指标对比

控制参数及指标	角速率单回路	过载三回路
K_R	-0.030	-0.043 6
K_A	—	0.05
ω_i	—	10.31
主导极点阻尼比	0.7	0.7
带宽/Hz	3.5	1.29
标称条件上升时间/s	0.097	0.28

当弹体自然频率较高时，采用角速率单回路结构设计的稳定回路，需要将带宽设计很高才能够保证主导极点阻尼比，若降低带宽，会导致主导极点阻尼比变小，弹体机动的过度过程变差。而过载三回路结构设计的稳定回路不存在此问题。

为了验证鲁棒性，将质心分别前移 5 cm 和后移 5 cm，更新气动参数和动力系数，而控制器参数不变，得到角速率单环结构和三回路过载结构在质心变化前后的 bode 图如图 4 和图 5 所示。由图 4 可知：相角裕度在标称模型下为 63.9°，0 dB 穿越频率为 54.2 rad/s；当质心前移后移后，相角裕度分别变为 7.92°和 81.1°，0 dB 穿越频率分别变为 141 和 27.9 rad/s；质心前移使得相角裕度难以保证相对稳定性。稳定回路采用三回路过载结构时，相角裕度和 0 dB

穿越频率在标称模型下为 63.3°和 54 rad/s，质心前移后相角裕度和 0 dB 穿越频率分别变为 38.3°和 92.7 rad/s。可见质心位置偏移后三回路过载结构鲁棒性更好。

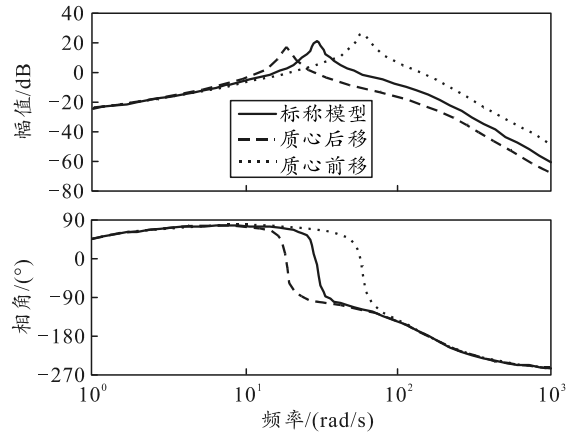


图 4 角速率单环结构 bode 图

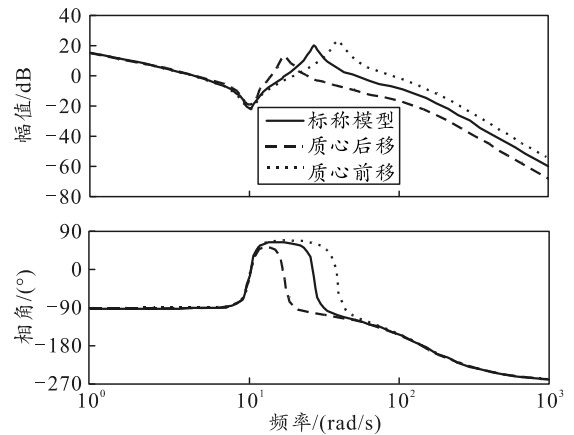


图 5 三回路过载结构 bode 图

系统阶跃响应曲线如图 6 和图 7 所示。可以看出：角速率单回路方案下，弹体跟踪阶跃信号上升时间较短，该设计对导弹静稳定度变化敏感，在实际飞行时，控制回路很可能失稳。而三回路过载结构下稳定回路的阶跃响应曲线变化很小。从鲁棒控制的观点可知，三回路过载结构的鲁棒性更好。通过放宽弹体结构排布和气动设计，最终达到低成本设计和简化装配过程的目的。

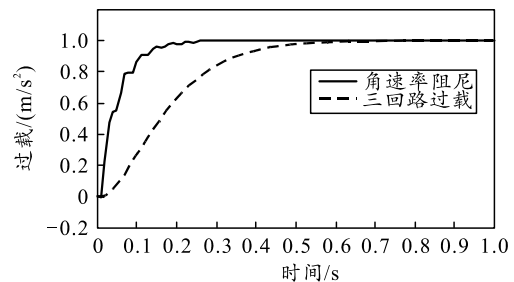


图 6 质心前移时阶跃响应