

文章编号 1004-924X(2012)07-1595-08

增益调度自动驾驶仪结构特点与变轨迹飞行控制

张跃, 储海荣*

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要: 构建了增益调度三回路自动驾驶仪系统来实现导弹实时变轨迹飞行, 并对其结构原理、反馈量获取、控制性能及变轨飞行能力进行了研究。应用状态反馈原理和极点配置法建立了导弹纵向通道飞行控制数学模型; 分析了弹体速度、动压和舵效率等状态参量对经典三回路自动驾驶仪控制指令的影响; 根据增益调度理论, 在自动驾驶仪中引入速度比、动压比及舵效率比等参数修正系统非线性, 提出实际飞行过程中反馈量的获取方法。最后, 分析了速率、复合稳定回路及过载回路的鲁棒稳定性。飞行试验表明: 对大气密度、温度等数据的获取精度分别优于 1.7% 与 3.0%; 半物理实验表明: 变轨弹道速度变化达到 20.6% 时, 截止频率、加速度稳定增益和相角裕度分别由 41.78 rad/s、0.87、78.19° 变为 41.71 rad/s、0.88 和 72.5°, 相角裕度仍高于基准弹道最小值 71.46°; 动压变化 77.6% 时, 自动驾驶仪仍保持了较好控制特性。实验结果表明, 构建的增益调度三回路自动驾驶仪系统基本满足导弹实时变轨飞行的要求。

关键词: 自动驾驶仪; 增益调度; 变轨飞行; 导航控制一体化

中图分类号: TJ765.2; V448.12 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20122007.1595

Structural characteristics of gain scheduling autopilot for transfer trajectory control

ZHANG Yue, CHU Hai-rong*

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

* Corresponding author, E-mail: chuhr@ciomp.ac.cn

Abstract: A gain scheduling three-loop autopilot was set up to realize the real-time change flight trajectory of a missile, and its structure characteristics, feedback parameter acquiring, control performance and the transfer flight ability were researched. With the principle of state feedback and the pole assignment, a missile longitudinal flight control mathematical model was established, then the influence of the missile velocity, dynamic pressure and the elevator efficiency on the control instruction were analyzed in a typical three-loop autopilot. Combining with gain scheduling theory, the variables of velocity ratio, dynamic pressure ratio and elevator efficiency ratio were induced to correct the system nonlinearity, and the method to get feedback parameters was derived. In the end, three-loop robust stability was also analyzed. The comparison of the calculation results and the flight test data shows that the measuring accuracy of atmospheric density and atmospheric temperature is better than 1.7% and 3.0%, respectively, and the semi-physical simulation experiments prove that when the velocity

收稿日期: 2012-01-26; 修订日期: 2012-02-02.

基金项目: 中国科学院三期创新工程资助项目

changes to 20.6% in the variable trajectory, the cut-off frequency, overload steady-state gain and the phase margin are changed from 41.78 rad/s, 0.87, 78.19° to 41.71 rad/s, 0.88 and 72.5°, respectively. Moreover, the phase margin is also larger 71.46° than the minimum of basic trajectory, and the autopilot still keeps a good control characteristic when the dynamic pressure changes 77.6%. These results prove that the gain scheduling three-loop autopilot meets the requirement of missiles for real-time transfer trajectory flight control.

Key words: autopilot; gain scheduling; transfer trajectory flight; integrated guidance and control

1 引言

随着网络化信息化平台在作战系统中的应用,按照任务规划可实时改变导弹飞行轨迹的要求也将成为必然趋势;同时由于反导拦截技术的发展,也要求飞行单元有变轨变速的突防能力^[1],因此,与飞行控制性能紧密相关的自动驾驶仪能否适应大空域变轨飞行已成为要解决的重点问题。

增益调度为自适应控制方案的一种,其概念是研制飞机飞行控制系统时提出的^[2-3]。主要问题是寻求到与过程动力学特性有密切关联的辅助变量,要求其可测量,并用它们来改变调节器参数。通过调度变量的应用,降低参数变化对过程控制的影响。增益调度控制的另一显著特点是可补偿被控系统的非线性特性,增益调度设计时引入非线性变换,使变换后系统与运行条件无关。由于没有参数估计问题,它能很快变更调节器参数以响应过程变化,这也是飞行控制系统所需要的。

自动驾驶仪是寻的导弹系统的重要组成部分,主要任务是保证飞行的稳定性,并快速执行制导指令操纵导弹准确沿着基准弹道飞行^[4]。俯仰通道中采用一个陀螺和加速度计的自动驾驶仪的结构原理与设计方法已经得到深入研究和广泛应用^[5-6]。能够适应动力学特性较大变化的自适应自动驾驶仪是在传统自动驾驶仪基础上添加自适应回路,即在主回路中给舵注入小幅度正弦抖动,通过识别信号幅值变化,对回路增益进行调整,以保证主回路在抖动频率处的增益为 1。不过这里要求设计人员必须确认系统对输入信号相位变化及噪声不敏感,以保证抖动处理的进行^[7]。很显然,抖动频率要远离制导信号频带,但过高也会造成对伺服舵机角速度饱和附加影响。

近年来,捷联惯导技术的发展,使导航和控制一体化设计成为可能,发射平台数字化也可现场输入初始气象条件。自动驾驶仪可获得弹体运动和环境变化信息,为增益调度控制的实际应用奠定了基础。本文首先建立弹体状态方程,利用极点配置方法,求解状态反馈系数,分析影响稳定飞行的因素;根据舵指令关系将经典自动驾驶仪控制结构参数与状态反馈比例系数结合,增加可调度变量,引入线性控制量消除非线性影响,改进经典自动驾驶仪结构和控制特性;为确定其具有稳定和精确输出能力,重点研究了大空域变轨飞行自动驾驶仪,以实现导弹的实时变轨飞行。

2 状态方程及状态反馈控制

应用状态空间法描述弹体运动,以状态反馈原理和极点配置设计自动驾驶仪,要求所选择的的状态变量能够被测量,并可经计算处理后用于反馈。在自动驾驶仪设计中,通常要求伺服机构带宽比自动驾驶仪带宽高 3~4 倍,陀螺和加速度计带宽更高^[3-8],其动态特性在参数设计时可以先略去。对于空气动力轴对称弹体,忽略 x 轴向力方程及重力影响,并能滚转稳定控制,弹体的数学模型可用单通道线性化方程描述:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + a_{\omega}\dot{\vartheta} + a_{\alpha}\alpha + a_{\delta}\delta_{z_1} = 0 \\ \dot{\theta} + b_{\alpha}\alpha - b_{\delta}\delta_{z_1} = 0 \\ \vartheta - \alpha - \theta = 0 \\ \theta = \frac{\int a_y}{v} \end{cases}, \quad (1)$$

式中: ϑ 为俯仰角、 θ 为弹道倾角、 α 为攻角、 a_y 为法向加速度。 a_{ω} 、 a_{α} 、 a_{δ} 、 b_{α} 、 b_{δ} 为弹体动力系数,线性化忽略增量积小量后, v 为常数^[9]。

取系统的状态变量为:

$$\mathbf{X} = \left[\vartheta \quad \dot{\vartheta} \quad \int \frac{a_y}{V} \right]^T, \quad (2)$$

则:

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \ddot{\vartheta} \\ \frac{a_y}{v} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} \vartheta \\ \dot{\vartheta} \\ \int \frac{a_y}{v} \end{bmatrix} + \mathbf{B}u, \quad (3)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -a_\alpha & -a_\omega & a_\alpha \\ b_\alpha & 0 & -b_\alpha \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -a_\delta \\ -b_\delta \end{bmatrix}, u = \delta_{z_1}.$$

系统开环特征多项式为:

$$\det(s\mathbf{I} - \mathbf{A}) = s^3 + (a_\omega + b_\alpha)s^2 + (a_\omega b_\alpha + a_\alpha)s + s^3 + \beta_2 s^2 + \beta_1 s + \beta_0, \quad (4)$$

式中: $\beta_2 = a_\omega + b_\alpha, \beta_1 = a_\omega b_\alpha + a_\alpha, \beta_0 = 0$ 。

设系统(3)完全可控,则可将系统闭环极点配置到任意期望位置。设期望的闭环极点的特征多

项式如下:

$$\begin{aligned} & \left(s + \frac{1}{\tau} \right) (s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2) = \\ & s^3 + \left(2\xi\omega_n + \frac{1}{\tau} \right) s^2 + \left(\omega_n^2 + \frac{2\xi\omega_n}{\tau} \right) s + \frac{\omega_n^2}{\tau} = \\ & s^3 + \alpha_2 s^2 + \alpha_1 s + \alpha_0, \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\alpha_2 = 2\xi\omega_n + \frac{1}{\tau}, \alpha_1 = \omega_n^2 + \frac{2\xi\omega_n}{\tau}, \alpha_0 = \frac{\omega_n^2}{\tau}$ 。

对于式(3)描述的俯仰通道数学模型,其状态反馈控制为:

$$u = \mathbf{K}^T \mathbf{X}, \quad (6)$$

式中, $\mathbf{K} = [k_1 \quad k_2 \quad k_3]^T$, 对于三阶系统反馈系数由下式计算^[10]:

$$\mathbf{T}_c = [\mathbf{B} \mid \mathbf{A}\mathbf{B} \mid \mathbf{A}^2\mathbf{B}] \begin{bmatrix} \beta_1 & \beta_2 & 1 \\ \beta_2 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

则:

$$\mathbf{K}^T = [\beta_0 - \alpha_0 \quad \beta_1 - \alpha_1 \quad \beta_2 - \alpha_2] \mathbf{T}_c^{-1}, \quad (8)$$

解式(8)后有:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{[\alpha_0 b_\delta (b - a_\omega a_\delta) + (-\alpha_1 + a_\alpha + a_\omega b_\alpha) a_\delta b + (-\alpha_2 + a_\omega + b_\alpha) b^2]}{b(bb_\delta + a_\delta b_\delta a_\omega + a_\delta^2)} \\ \frac{[\alpha_0 a_\delta b_\delta + (\alpha_1 - a_\alpha) b_\delta b + (-\alpha_2 + a_\omega)(a_\omega b_\delta + a_\delta) b + a_\delta b_\alpha b]}{b(bb_\delta + a_\delta b_\delta a_\omega + a_\delta^2)} \\ \frac{[\alpha_0 a_\delta^2 + (\alpha_1 - a_\alpha - a_\omega b_\alpha) a_\delta b + (\alpha_2 - (a_\omega + b_\alpha)) b^2]}{b(bb_\delta + a_\delta b_\delta a_\omega + a_\delta^2)} \end{bmatrix},$$

式中: $b = a_\alpha b_\delta - a_\delta b_\alpha$ 。用状态空间模型描述的飞行控制系统结构框图如图 1 所示。

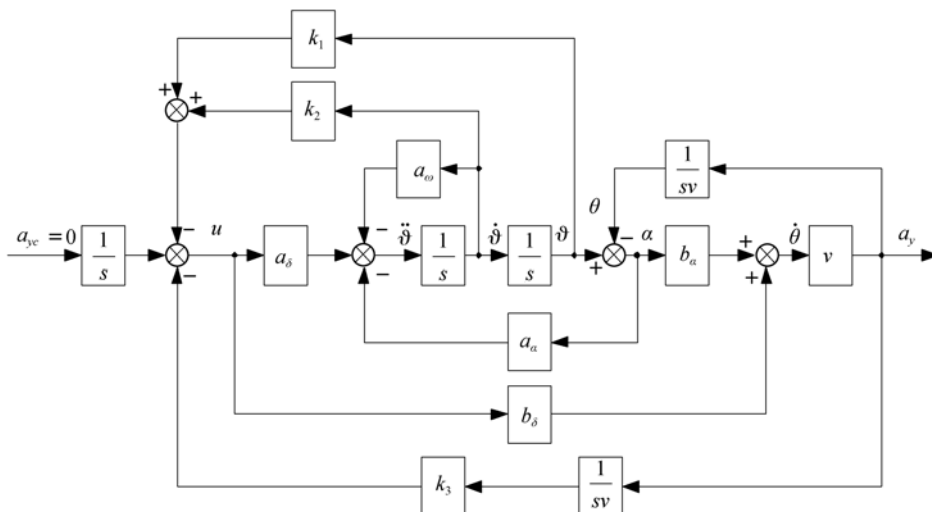


图 1 飞行控制系统框图

Fig. 1 Frame of flight control system

2 增益调度自动驾驶仪控制原理

通常与全状态反馈飞行控制系统对应的传统三回路自动驾驶仪结构^[11]如图 2 所示。

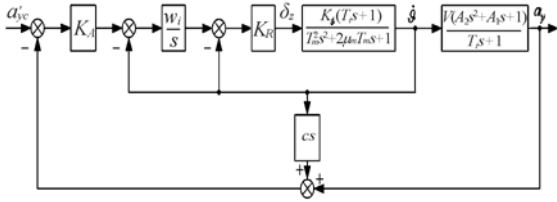


图 2 经典自动驾驶仪结构框图
Fig. 2 Block diagram typical autopilot

图中, $K_{\dot{\delta}}$ 、 T_i 、 T_m 、 μ_m 分别为俯仰角速度传递系数、气动力延迟时间常数、弹体时间常数和弹体阻尼系数,它们分别由弹体的动力系数组成,系数为加速度计安装位置至全弹重心距离。

加速度计实际测量值 $a_y + c\dot{\delta}$, 对于全状态反馈飞行控制系统若考虑其影响, 测量后积分反馈值为 $\int \frac{a_y}{v} + \frac{\dot{\delta}}{v}$, 全状态反馈实际值与状态变量式(2)关系为:

$$\mathbf{X}_T = \begin{bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \\ \int \frac{a_y}{v} + \frac{\dot{\delta}}{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & \frac{c}{v} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \\ \int \frac{a_y}{v} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_T \mathbf{X} \quad (9)$$

若保证状态反馈关系和极点配置不变, 应有:

$$\mathbf{u}_T = -\mathbf{K}_T^T \mathbf{X}^T = -\mathbf{K}_T^T \mathbf{C}_T \mathbf{X} = \mathbf{u} = -\mathbf{K}^T \mathbf{X}, \quad (10)$$

$$\mathbf{K}_T^T = \mathbf{K}^T \mathbf{C}_T^{-1}, \quad (11)$$

所以,

$$\mathbf{K}_T = [k_{1T} \quad k_{2T} \quad k_{3T}]^T = \left[k_1 \quad k_2 \quad -\frac{c}{v} k_3 \quad k_3 \right]^T.$$

应用新的反馈系数, 控制指令为:

$$\mathbf{u} = -k_{1T} \delta - k_{2T} \dot{\delta} - k_{3T} \left[\int \frac{a_y}{v} + \frac{\dot{\delta}}{v} \right] = -k_{1T} \delta - \left[k_{2T} + k_{3T} \frac{c}{v} \right] \dot{\delta} - k_{3T} \int \frac{a_y}{v}. \quad (12)$$

图 2 所示经典自动驾驶仪结构控制指令为:

$$\mathbf{u} = \delta_c = -W_I K_R \delta - K_R \dot{\delta} - K_A \frac{W_I}{s} K_R a_y - cs K_A \frac{W_I}{s} K_R \dot{\delta} =$$

$$-W_I K_R \delta - (K_R + cK_A W_I K_R) \dot{\delta} - K_A W_I K_R \int a_y, \quad (13)$$

对于同样的弹体动力学模型, 反馈控制指令一致,

$$\begin{cases} k_{1T} = W_I K_R \\ k_{2T} + K_{3T} \frac{c}{v} = K_R + cK_A W_I K_R, \\ \frac{k_{3T}}{v} = K_A W_I K_R \end{cases} \quad (14)$$

解出经典自驾仪结构控制参数:

$$\begin{cases} K_A = \frac{1}{v} \frac{k_{3T}}{k_{1T}} = \frac{1}{v} \frac{k_3}{k_1} \\ K_R = k_{2T} = k_2 - \frac{c}{v} k_3 \approx k_2 \\ W_I = \frac{k_{1T}}{k_{2T}} = \frac{k_1}{k_2 - \frac{c}{v} k_3} \approx \frac{k_1}{k_2} \end{cases} \quad (15)$$

古典控制中, K_A 决定系统时间常数, K_R 决定截止频率, W_I 决定系统阻尼。 K_A 由 k_3 与 k_1 之比和速度 v 构成, 主要敏感速度变化; K_R 主要由 k_2 构成, 其中 a_ω 、 b_δ 为小量, k_2 可以简化为:

$$K_R = k_2 = \frac{\alpha_0 a_\delta b_\delta + (\alpha_1 - a_a) b_\delta b + (\alpha_2 + b_a) a_\delta b}{a_\delta^2 b}. \quad (16)$$

分母中动力系数 a_{δ_z} 比分子中要高一阶多, $a_{\delta_z} = qSLC_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}} (\bar{X}_T - \bar{X}_G) / J_z$ 。反馈系数 K_R 或 k_2 随动压 q 和气动参数 $C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}$ 而变化; W_I 基本上为 k_1 和 k_2 之比, q 最高阶一致, 参数相对稳定。变轨飞行时, 速度 v 、动压 q 和舵效率 $C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}$ 发生变化, 若采用基准弹道设计 K_A 、 K_R 控制参数将影响导弹的系统稳定裕度, 极点在飞行中也会发生改变。

为了抑制速度 v 、动压 q 和舵效率 $C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}$ 变化时对自动驾驶仪的影响, 有理由根据增益调度控制的概念, 引入速度比 K_v 、动压比 K_q 和舵效率比 $K_{C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}}$, 并以此改进经典自动驾驶仪原理结构, 令

$$\begin{cases} K_v = \frac{v}{v_{std}} \\ K_q = \frac{q}{q_{std}} \\ K_{C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}} = \frac{C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}}{C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}_{std}} \end{cases} \quad (17)$$

实际速度 v 、动压 q 和舵效率 $C_{y\dot{\delta}}^{\delta_{y\dot{\delta}}}$ 由导航解算

所提供的参数经处理得到,而 v_{std} 、 q_{std} 和 $C_{y1}^{\delta_{std}}$ 为基准弹道中某一特征点常量值,令

$$\begin{cases} \frac{K_{R'}}{K_q K_{C_{y1}^{\delta}}} = K_R \\ \frac{K_{A'}}{K_v} = K_A \end{cases} \quad (18)$$

使 K_A 中所含的 v 被 v_{std} 置换, K_R 中的 q 、 C_{y1}^{δ} 分别被 q_{std} 、 $C_{y1}^{\delta_{std}}$ 置换,将随飞行状态变化的非线性 v 、 q 和 C_{y1}^{δ} 等过程替换为常值,使影响控制的非线性因素趋于线性状态,同时保证系统的极点配置不变,这正是增益调度控制的精髓所在,改进后的自动驾驶仪结构原理如图 3 所示。

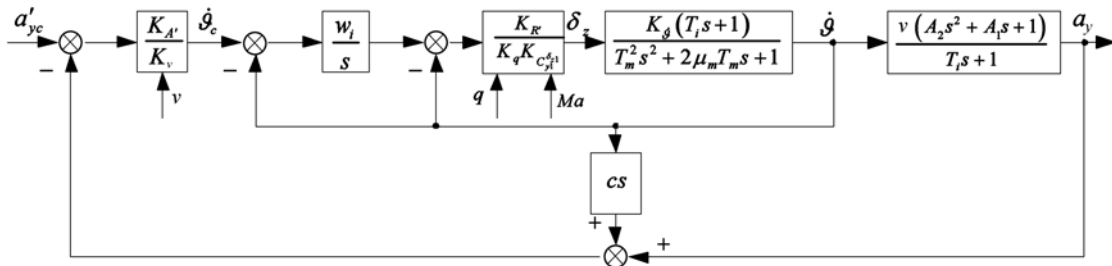


图 3 增益调度控制自动驾驶仪框图

Fig. 3 Block diagram of gain scheduling control autopilot

3 飞行环境变量获取方法

自动驾驶仪与捷联惯性导航系统(SINS)进行一体化设计后,由惯性测量单元(IMU)测量弹体角速度 ω_{x1} 、 ω_{y1} 、 ω_{z1} 和加速度 a_{x1} 、 a_{y1} 、 a_{z1} ,经四元数 q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 计算获得弹体姿态角 ϑ 、 φ 、 γ ,经解算的 $\dot{\vartheta}$ 、 $\dot{\varphi}$ 、 $\dot{\gamma}$ 、速度 v 及弹道高 y 用于自动驾驶仪反馈及环境变量获取。

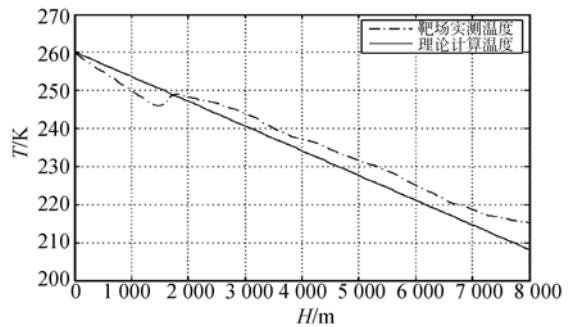
对于环境变量,地球大气对流层的大气物理参量随高度的变化规律为:

$$\begin{cases} \rho = \frac{P_0}{gRT_0} \\ T = T_0 - \lambda y \\ \rho = \rho_0 \left(1 + \frac{\lambda y}{T_0}\right)^{\frac{1}{\gamma} - 1} \end{cases} \quad (19)$$

式中: λ 是温度对高度的变化率, R 是气体常数,测得发射时初始压力 p_0 和温度 T_0 通过飞行高度 y 即可算出大气密度 ρ 与温度 T 。图 4 是飞行试验靶场实测数据与飞行中解算数据的对比曲线,大气密度与温度的获取精度分别优于 1.7%与 3.0%。

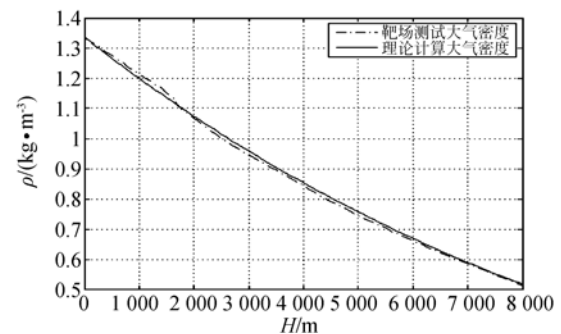
由密度 ρ 和速度 v 可得动压 q ,当地音速 a 和马赫数 Ma 由式(20)解得:

$$\begin{cases} a = \sqrt{\gamma RT} \\ Ma = \frac{v}{a} \end{cases} \quad (20)$$



(a) 大气温度对比图

(a) Comparison of atmosphere temperature



(b) 大气密度对比图

(b) Comparison of atmosphere density

图 4 飞行实测数据与理论解算数据对比

Fig. 4 Comparison of flight data with theoretical calculation data

式中: γ 是比热比,由 Ma 可插值得 C_{y1}^{δ} 。

4 增益调度自动驾驶仪控制性能

自动驾驶仪的绝对稳定性取决于由俯仰角速率和俯仰角组成的速率与复合稳定回路,其截止频率在飞行中增加时,将引起高频动态特性滞后,使稳定裕度变差。因此,在自动驾驶仪结构原理上,截止频率受气动参数变化的影响应得到有效限制。

由图 3,速率与复合稳定回路开环传递函数为:

$$GH(s) = \frac{K_0(T_0^2 s^2 + 2\mu_0 T_0 s + 1)}{s(T_m^2 s^2 + 2\mu_m T_m s + 1)} \quad (21)$$

式中:

$$\begin{cases} K_0 = \frac{K_{R'}}{K_q K_{C_{y\dot{\delta}}}} k_{\delta} W_1 \\ T_0^2 = \frac{1}{\omega_0^2} = \frac{T_i}{W_1} \\ 2\mu_0 T_0 = \frac{1 + W_1 T_i}{W_1} \end{cases} \quad (22)$$

开环截止频率为:

$$|HG(j\omega_r)| = \frac{K_0}{\omega_r} \sqrt{\frac{\left[1 - \left(\frac{\omega_r}{\omega_0}\right)^2\right]^2 + \left[2\mu_0 \frac{\omega_r}{\omega_0}\right]^2}{\left[2\mu_m \frac{\omega_r}{\omega_m}\right]^2 + \left[1 - \left(\frac{\omega_r}{\omega_m}\right)^2\right]^2}} = 1, \quad (23)$$

通常 ω_{cr} 大于 ω_0 、 ω_m ,同时, μ_0 、 μ_m 远小于 ω_0 和 ω_m ,简化式(23)后有:

$$\begin{aligned} \omega_{cr} &\approx K_0 \frac{\omega_m^2}{\omega_0^2} = \frac{K_{R'}}{K_q K_{C_{y\dot{\delta}}}} k_{\delta} W_1 \frac{T_i}{W_1} \omega_m^2 \approx \\ &\frac{K_{R'}}{K_q K_{C_{y\dot{\delta}}}} \left[-\frac{a_{\delta} b_a}{a_a} \right] \frac{1}{b_a} a_a = -\frac{K_{R'}}{K_q K_{C_{y\dot{\delta}}}} a_{\delta} = \\ &K_{R'} \frac{q_{std} SL C_{y\dot{\delta}}^{\delta} (\bar{X}_T - \bar{X}_G)}{J_z} \end{aligned} \quad (24)$$

采用增益调度方案后,随飞行状态变化的参数被完全替换,随时间变化的结构影响参数,可通过全过程时变参数 $K_{R'}$ 设计来解决。

由图 3 速率与复合稳定回路的稳态增益值是恒定的。

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{\dot{\delta}(s)}{\delta(s)} = 1, \quad (25)$$

带有加速度回路的自动驾驶仪的稳态闭环增益为:

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{a_y(s)}{a_{yc}(s)} = \frac{K_{A'} v}{K_V} = \frac{K_{A'} v_{std}}{1 + K_{A'} v_{std}} \approx 1. \quad (26)$$

应用增益调度方案后,飞行速度的变化不影

响闭环稳态增益,加速度的输入输出基本上是稳定的。增益调度控制保证了在不同的飞行状态下,系统都具有基本相同系统控制参数,因此,飞行控制系统具有对环境 and 自身参数变化不敏感的鲁棒特性。

5 变轨迹飞行半物理仿真实验

作为图 3 原理设计的验证,对设计的增益调度自动驾驶仪进行半物理仿真实验^[12],其仿真原理如图 5 所示,弹道仿真机计算三条不同的飞行轨迹,第一条是以抛射且 -25° 弹道倾角向下飞行的基准弹道,控制参数利用基准弹道进行设计;第

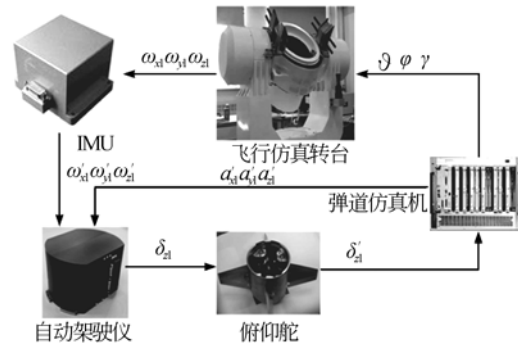


图 5 半物理仿真原理图

Fig. 5 Schematic layout of semi-physical simulation

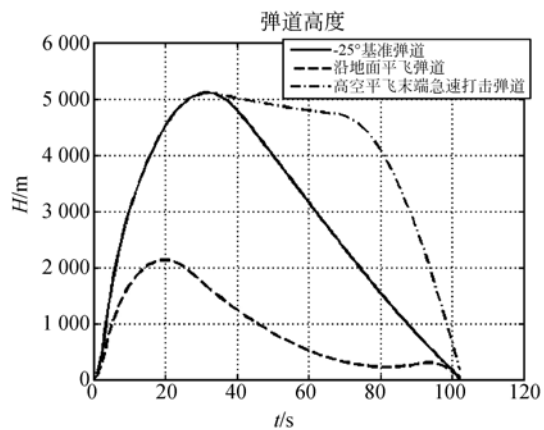


图 6 3 条弹道的弹道高度

Fig. 6 Ballistic ordinates of three trajectories

二条为高空平飞且末端急速向下攻击的弹道,第三条为发射后沿地平飞弹道,3 种飞行经历了速度和动压的变化,其弹道如图 6 所示,速度、动压如表 1 所示。弹道仿真机通过 CAN 总线接收俯仰舵的舵偏角反馈数据,发送弹体比力信息给自

自动驾驶仪,并将计算后的弹体姿态通过光纤反射内存发送给转台上位机;IMU 敏感转台转动,并将转动角速度通过串口发送给自动驾驶仪;自动驾驶仪系统根据 SINS 提供的状态参数及式(19)

与式(20)计算俯仰舵偏指令,通过 CAN 总线发送给俯仰舵;每个仿真周期依次循环,完成整个仿真任务。

表 1 3 条弹道速度与动压参数表

Tab.1 Velocities and dynamic pressures of three trajectories

时间 t/s	10	30	50	70	90
速度 $v_1/m \cdot s^{-1}$	323.11	229.05	270.61	276.83	263.18
动压 $q_1(kg/m \cdot s^{-2})$	47 411.8	19 109.2	30 024.7	37 304.3	39 189.2
速度 $v_2/m \cdot s^{-1}$	322.57	256.43	245.10	228.6	208.94
动压 $q_2(kg/m \cdot s^{-2})$	54 067.0	33 951.3	33 944.5	31 054.3	26 042.9
速度 $v_3/m \cdot s^{-1}$	323.11	229.05	246.42	251.91	292.27
动压 $q_3(kg/m \cdot s^{-2})$	47 411.8	19 109.2	22 609.5	24 133.5	40 094.4

不同弹道飞行期间增益调度自动驾驶仪的实际截止频率 ω_c 的曲线如图 7 所示。

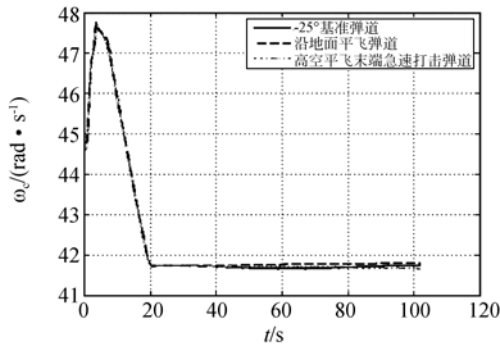


图 7 3 条弹道的截止频率

Fig. 7 Cut-off frequencies of three trajectories

自动驾驶仪的相角稳定裕度如图 8 所示。

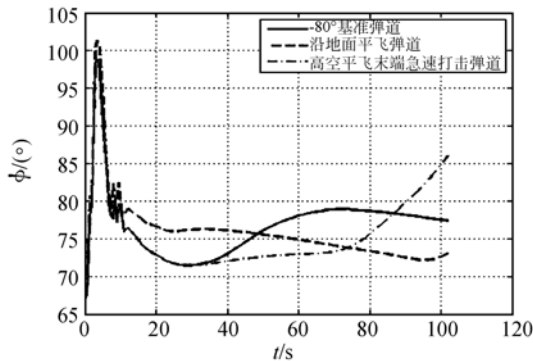


图 8 3 条弹道的相位裕度

Fig. 8 Phase margins of three trajectories

系统稳态加速度增益如图 9 所示。

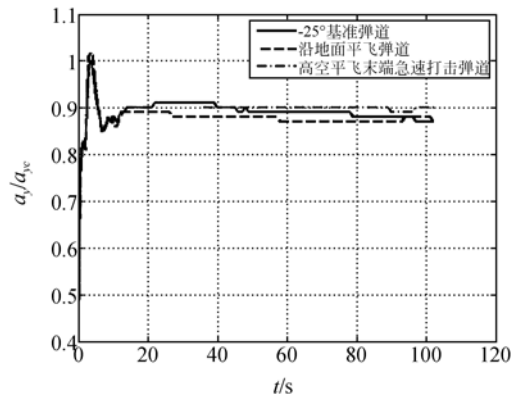


图 9 3 条弹道的过载稳态增益

Fig. 9 Overload steady-state gains of three trajectories

如诸图所示各弹道控制稳定,并按预定轨迹完成了飞行。

数据表明:沿地面平飞弹道与基准弹道相比,当飞行时间为 90 s 时,速度变化 20.6%,截止频率由 41.78 rad/s 变至 41.71 rad/s,加速度稳态增益由 0.87 变至 0.88,参数基本相同。相角裕度由 78.19°变至 72.50°,但仍高于基准弹道最低点相角裕度。当飞行时间为 30 s 时,动压变化 77.6%,截止频率 41.72 rad/s 没有变化,加速度稳态增益由 0.91 变至 0.88,相角裕度由 71.46°增加至 76.21°。高空平飞末端急速打击弹道在飞行末期速度较基准弹道变大 11.05%时,仍能实现较为精确的控制。变轨迹飞行稳定,加速度稳态增益保持恒定,增益调度自动驾驶仪对于飞行变化有着广泛的适应性。

6 结 论

本文根据导弹大空域变轨迹飞行的要求,提出了增益调度三回路自动驾驶仪设计方法,并介绍了其结构和工作原理。分析了经典三回路自动驾驶仪稳定裕度影响因素,深入研究了引入速度比、动压比和舵效率比后的增益调度自动驾驶仪控制算

法和飞行过程中反馈量获取方法。最后,分析了自动驾驶仪速率、复合稳定回路及过载回路的鲁棒稳定性。半物理仿真实验表明:变轨弹道速度变化 20.6%时,截止频率、过载稳态增益和相角裕度分别由 41.78 rad/s、0.87、78.19°变为 41.71 rad/s、0.88、72.5°;动压变化为 77.6%,自动驾驶仪仍具有较好的控制特性。增益调度三回路自动驾驶仪基本能够满足大空域变轨迹飞行的要求。

参考文献:

- [1] 关世义,张克,吐震飏,等. 反舰导弹突防原理与突防技术探讨[J]. 战术导弹技术,2010,16(4): 1-6.
GUAN SH Y, ZHANG K, TU ZH B. Discussions on penetration principles and technologies for anti-ship missile [J]. *Tactical Missile Technology*, 2010, 16(4): 1-6. (in Chinese)
- [2] KARL J A, BJORN W. *Adaptive Control* [M]. 2nd ed. N. Y.: Mineola, 2008.
- [3] 许江涛,崔乃刚,吕世良. 协调增益调度的重复使用助推器姿态控制设计[J]. 光学精密工程,2010,18(12):2590-2596.
XU J T, CUI N G, LV SH L. Design of coordinated gain scheduled attitude controller for reusable booster vehicle[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(12): 2590-2596. (in Chinese)
- [4] GARNELL P. *Guided Weapon Control Systems*. Royal Military College of Science [M]. Revised by QI Z K and XIA Q L. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2002.
- [5] CUNTIS P M, BRELET R. Missile longitude autopilots: comparison for multiple three loop topologies[C]. San Francisco: AIAA-2005 6380, *AIAA Guidance, Navigation and Control conference and Exhibit*, 2005.
- [6] CUNTIS P M, BRELET R. Missile longitude autopilots: connection between optional control and classical topology[C]. San Francisco: AIAA-2005 6381, *AIAA Guidance, Navigation and Control conference and Exhibit*, 2005.
- [7] GEORGE M S. *Missile Guidance and Control Systems* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [8] 张跃,程镇. 轴对称飞行器滚转稳定控制与舵机技术指标[J]. 光学精密工程,2010,18(1):100-107.
ZHANG Y, DUAN ZH. Roll stable control and rudder's technologic parameters of axisymmetric aircrafts[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(1): 100-107. (in Chinese)
- [9] 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,2008.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. *Missile Flight Aerodynamics* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008.
- [10] FADALI M. *Digital Control Engineering Analysis and Design* [M]. Academic Press, 2009.
- [11] ZARCHAN P. *Tactical and Strategic Missile Guidance* [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.
- [12] 阎胜利,高慧斌,贾宏光. 飞行器制导控制半实物系统采样步长的优化设计[J]. 光学精密工程,2010,18(5): 1145-1150.
YIN SH L, GAO H B, JIA H G. Optimal design of sampling steps in hardware-in-loop simulation for aircraft guidance and control[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(5): 1145-1150. (in Chinese)

作者简介:



张 跃 (1958—),男,河北承德人,研究员,硕士生导师,1982年于北京工业学院获得学士学位,2007年于北京理工大学获得硕士学位,主要从事飞行器总体技术,导航、制导与控制等方面的研究。E-mail:zhangyue@ciomp.ac.cn



储海荣 (1983—),男,江苏海安人,博士,助理研究员,2005年于吉林大学获得学士学位,2010年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事导航、制导与控制等方面的研究;E-mail:chuhr@ciomp.ac.cn