

文章编号 : 1001 - 2486(2004)02 - 0009 - 04

弹道导弹滚动飞行稳定仿真*

袁天保¹, 刘新建¹, 申慧君¹, 秦子增¹, 谷立祥², 付维贤²

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国运载火箭总体设计部, 北京 100076)

摘要 弹道导弹在助推段需要滚动突防, 减少强激光照射的驻留时间, 可以有效地对抗激光反导, 但姿态稳定的实现则有很大的不同。利用经典控制理论和多变量频域理论设计了导弹的自动驾驶仪, 仿真结果表明, 对静不稳定导弹的一级助推段可以实现低滚速下的稳定飞行。

关键词 弹道导弹; 助推段; 滚动; 突防

中图分类号 : V448.12 **文献标识码** : A

Stability Simulation of the Spinning Ballistic Missile

YUAN Tian-bao¹, LIU Xin-jian¹, SHEN Hui-jun¹, QIN Zi-zeng¹, GU Li-xiang², FU Wei-xian²

(1. College of Aerospace and Material Technology, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Institute of Chinese Launch Vehicle, Beijing 100076, China)

Abstract : To survive the laser's attack, ballistic missiles can spin to reduce the dwell time of the beam at a particular point on the missile. The realization of stability is different from before. We design the missile's autopilot by the method of classical control theory and MFD technology. The simulation result shows that the unsteady aerodynamic ballistic missile can fly stably at the low spinning rate during the first boosting phase.

Key words : ballistic missile; boost phase; spinning; penetration

对弹道导弹实施助推段拦截是美国导弹防御计划的一个重要部分, 对助推段拦截的应用研究已经发展到了一个新的阶段。助推段防御部分主要是引入助推段拦截系统, 用于在敌国导弹刚刚发射的助推段将其击毁。ABL 是美国助推段拦截计划的初步方案, 下一步将研究天基(空间)激光器的防御系统(SBL)。针对这种利用激光进行助推段拦截的防御系统, 有必要开展相应的工作, 以提高导弹在助推段的突防能力。国内已有专家指出应开展以下几个方面的研究工作^[2]: 改变尾焰光谱技术研究, 速燃助推器的研究; 主动段自旋技术研究; 高反射涂层研究; 杀伤机理与加固技术研究; 贮箱生存能力研究。其中的主动段自旋是一种经济可行的方案, 而且可以和其他方案结合使用。

目前国内外的自旋导弹主要是小型的反坦克导弹和攻击低空目标的地空导弹、空空导弹, 在飞行中以一定的转速绕弹体纵轴旋转。这些导弹由于体积小, 一般只用一对空气舵控制纵向和侧向运动, 实现单通道控制。大型导弹的自旋与小型自旋导弹在动力学模型上有一定的相似性, 但是在控制机构和控制方法上有很大的不同。

1 自旋弹道导弹的数学模型

当导弹具有绕纵轴的滚转角速度时, 飞行过程中将产生陀螺效应和马格努斯效应, 致使纵向运动和侧向运动产生交连, 同时又由于控制系统中执行机构随弹体旋转, 控制指令在传递过程中存在滞后和畸变, 这也导致俯仰和偏航控制之间的相互耦合。严格地讲, 弹体姿态运动的三个通道之间, 即俯仰、偏航和滚转通道相互之间都存在耦合, 但是滚动飞行时如果不作大的侧向机动, 俯仰和偏航通道尽管对滚转通道有影响, 则为弱耦合, 研究中可以忽略, 而滚转通道对俯仰和偏航通道的影响主要表现在滚转角速度上, 滚转通道可以单独设计, 使滚转角基本稳定在一个额定的滚速, 因此可以认为滚转通道和俯仰、偏

* 收稿日期 2003 - 08 - 27

作者简介: 袁天保(1977—), 男, 博士生。

航两个通道是解耦的。研究自旋导弹的姿态运动特性,主要针对俯仰和偏航两个通道。研究这种自旋导弹的运动时,一般在准弹体坐标系下建立其姿态运动方程,小扰动线性化过程首先假定:导弹质量分布相对于纵轴是轴对称的,即转动惯量 $J_y = J_z$ 轴对称气动分布,扰动中的滚转角速度与未扰动的一样。经过小扰动线性化处理得到扰动运动方程组^[1]:

$$\begin{cases} \frac{d^2\Delta\varphi}{dt^2} + b_1 \frac{d\Delta\varphi}{dt} + b_2\Delta\alpha + b_4\Delta\beta - b_5 \frac{d\Delta\psi}{dt} = -b_3\Delta\delta_\varphi - b''_3 \frac{d^2\Delta\delta_\varphi}{dt^2} \\ \frac{d^2\Delta\psi}{dt^2} + b_1 \frac{d\Delta\psi}{dt} + b_2\Delta\beta + b_4\Delta\alpha + b_5 \frac{d\Delta\varphi}{dt} = -b_3\Delta\delta_\psi - b''_3 \frac{d^2\Delta\delta_\psi}{dt^2} \\ \frac{d\Delta\theta}{dt} - c_1\Delta\alpha - c_2\Delta\theta = c_3\Delta\delta_\varphi + c''_3 \frac{d^2\Delta\delta_\varphi}{dt^2} \\ \frac{d\Delta\sigma}{dt} - c_1\Delta\beta - c_2\Delta\sigma = c_3\Delta\delta_\psi + c''_3 \frac{d^2\Delta\delta_\psi}{dt^2} \\ \Delta\varphi - \Delta\theta - \Delta\alpha = 0 \\ \Delta\psi - \Delta\sigma - \Delta\beta = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中,各个动力系数定义为: $b_1 = \frac{m_{Z}^2 q S L^2}{J_Z V}$, $b_2 = \frac{m_{Z}^2 q S L}{J_Z}$, $b_3 = \frac{p_b}{J_Z} (x_R - x_T) + \frac{m_R \dot{W}_x l_R}{J_Z}$, p_b 为单台有效推力, $x_R - x_T$ 为推力力臂,轴向视加速度 $\dot{W}_x = \frac{p - X}{m}$, $b_4 = \frac{-m_{Z}^2 q S L}{J_Z}$, $b_5 = \frac{J_x}{J_Z} \omega_x$, $c_1 = \frac{p_b + c_y^2 q S}{mV}$, $c_2 = \frac{g \sin\theta}{V}$, $c_3 = \frac{p_b}{mV}$, $c''_3 = \frac{m_R l_R}{mV}$, m_R 为发动机质量, l_R 为发动机重心距摆轴的长度, $b''_3 = \frac{1}{J_Z} [m_R l_R (x_R - x_T) + J_R]$, J_R 为发动机绕摆轴的转动惯量。

b_4 代表马格努斯力矩系数, b_5 代表陀螺力矩系数,这两个动力系数表征了俯仰和偏航通道之间的交连; b_3 、 c''_3 和 b''_3 均为考虑摆动发动机惯性的动力系数,一般情况下摆动惯性对弹体绕质心运动的传递特性影响不大,但是在级间分离段具有显著的影响,甚至使姿态运动不稳定,本文不注重研究级间分离段的特性,因此为简化分析,不考虑摆动发动机的惯性,则这三个动力系数为:

$b_3 = \frac{p_b}{J_Z} (x_R - x_T)$, $c''_3 = 0$, $b''_3 = 0$ 动力系数 b_2 代表静态空气动力矩,它的符号取决于导弹质心和压心的相对位置,如果导弹弹体是静稳定的,则 $b_2 > 0$,如果弹体是静不稳定的,则 $b_2 < 0$ 。 $\Delta\delta_\varphi$ 和 $\Delta\delta_\psi$ 分别代表俯仰和偏航通道的等效舵偏角,假设弹体具有绕纵轴自旋角速度,则通过准弹体坐标系和弹体坐标系的变换,可以得到等效舵偏角和实际舵偏角的关系,通过对某导弹的伺服机构的仿真表明,在滚速大于 $1r/s$ 时,伺服机构的跟踪误差约为 20% 以上,因此为了较好地实现导弹的姿态控制,导弹的自旋速度不能太高,一般限制在 $1r/s$ 以下,即实现低滚速的自旋。

2 弹体的传递函数模型

由于滚速较低的情况下,马格努斯效应很小,可以忽略不计,即 b_4 为零,只考虑俯仰、偏航通道之间的惯性耦合。对抗动运动方程进行拉普拉斯变换:

$$\begin{cases} s^2\Delta\varphi + b_1 s\Delta\varphi + b_2\Delta\alpha - b_5 s\Delta\psi = -b_3\Delta\delta_\varphi + \bar{M}_{bZ} \\ s^2\Delta\psi + b_1 s\Delta\psi + b_2\Delta\beta + b_5 s\Delta\varphi = -b_3\Delta\delta_\psi + \bar{M}_{bY} \\ s\Delta\theta - c_2\Delta\theta - c_1\Delta\alpha = c_3\Delta\delta_\varphi + \bar{F}_{bY} \\ s\Delta\sigma - c_2\Delta\sigma - c_1\Delta\beta = c_3\Delta\delta_\psi + \bar{F}_{bZ} \\ \Delta\varphi - \Delta\theta - \Delta\alpha = 0 \\ \Delta\psi - \Delta\sigma - \Delta\beta = 0 \end{cases} \quad (2)$$

其中, \bar{M}_{bZ} 、 \bar{M}_{bY} 、 \bar{F}_{bY} 和 \bar{F}_{bZ} 分别为俯仰和偏航通道的外部干扰力矩和力。对上面的模型进行推导就可以得到耦合形式的俯仰和偏航通道对控制力矩的传递函数。

$$\begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\psi \end{bmatrix} = G \begin{bmatrix} \Delta\delta_\varphi \\ \Delta\delta_\psi \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中, G 为传递函数矩阵, 其非对角线元素不为零, 表征了俯仰和偏航通道间的交连特性。根据多变量频域控制理论^[3, 6, 7], 只要通过引入预补偿器 K_p , 使得 $\hat{K}_p \cdot \hat{G}$ 是对角占优的, 而不需要将传递函数进行严格的对角化, 就可以对补偿后的两个通道进行单独设计, 而不必考虑相互的耦合作用。通过对某导弹的动力参数进行模拟, 在低速时传递函数矩阵 G 本身就是对角占优的, 因此初步设计时可以将陀螺力矩视为干扰小量, 先忽略俯仰与偏航通道间耦合, 用频率法和根轨迹法独立设计各个通道的自动驾驶仪, 然后再引入陀螺干扰进行补偿, 这种方法与经典的频域法相同^[4, 5]。这样主通道和陀螺干扰的传递函数可分别得出。 $\Delta\varphi$ 对 $\Delta\delta_\varphi$ 的传递函数为:

$$\frac{\Delta\varphi}{\Delta\delta_\varphi} = \frac{-b_3s - b_3c_1 + b_3c_2 + b_2c_3}{s^3 + (b_1 + c_1 - c_2)s^2 + (b_2 + b_1(c_1 - c_2))s - b_2c_2} \quad (4)$$

由于弹体是轴对称的, 因此 $\Delta\psi$ 对 $\Delta\delta_\psi$ 的传递函数与上述传递函数相同。陀螺干扰 $\Delta\varphi$ 和 $\Delta\psi$ 之间的传递函数为:

$$\frac{\Delta\varphi}{\Delta\psi} = \frac{b_5(s + c_1 - c_2)}{s^3 + (b_1 + c_1 - c_2)s^2 + (b_2 + b_1(c_1 - c_2))s - b_2c_2} \quad (5)$$

对陀螺干扰造成的误差可以采用前馈环节进行补偿。

3 自动驾驶仪设计

弹体环节的特征多项式为:

$$D(s) = s^3 + (b_1 + c_1 - c_2)s^2 + (b_2 + b_1(c_1 - c_2))s - b_2c_2 \quad (6)$$

通过对其进行定性分析可以知道, 无论导弹的气动特性是静稳定还是静不稳定的, 弹体的运动都是不稳定的, 静不稳定情况要发散得快一些。因此必须对导弹加以控制, 设计闭环的导弹自动驾驶仪。由上面的传递函数分析, 可以设计考虑到耦合的俯仰与偏航通道的自动驾驶仪, 控制机构为摆动发动机, 采用角度和角速度双反馈, 校正机构为传统的 PID 校正。

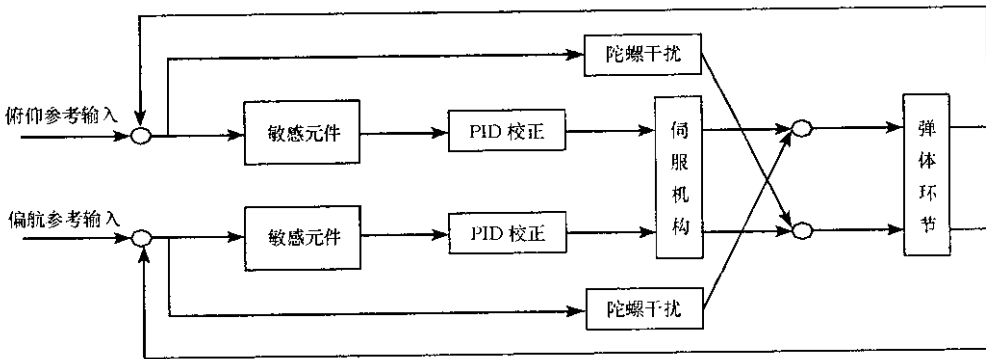


图 1 俯仰 - 偏航自动驾驶仪

Fig. 1 Pitch-Yaw autopilot

滚动通道的作用主要是给导弹提供一个额定的滚速, 并且稳定导弹的滚动速度, 采用角速度反馈就可以满足要求。

4 设计与仿真算例

以美国民兵 III 导弹为例, 设额定滚速为 $0.5r/s$, 俯仰通道跟踪程序俯仰角, 偏航通道跟踪零输入信号, 俯仰和偏航通道的 PID 校正器为 $\frac{0.1s^2 + 1.5s + 10}{0.01s^2 + 3s + 1}$, 仿真一级助推段的滚动飞行控制, 结果如图 2。

图 2(a)~(f) 分别为俯仰角误差, 俯仰舵偏角, 偏航角误差, 偏航舵偏角, 等效攻角, 等效侧滑角随时间的变化, 舵偏角限制在一定幅度以内。由于导弹的自旋, 发动机的摆动信号近似为三角函数曲线。可以看出, 额定滚速为 $0.5r/s$ 时, 俯仰角在 $7.3s$ 时误差最大, 为 0.4958° ; 偏航角在 $9.6s$ 时误差最大, 为

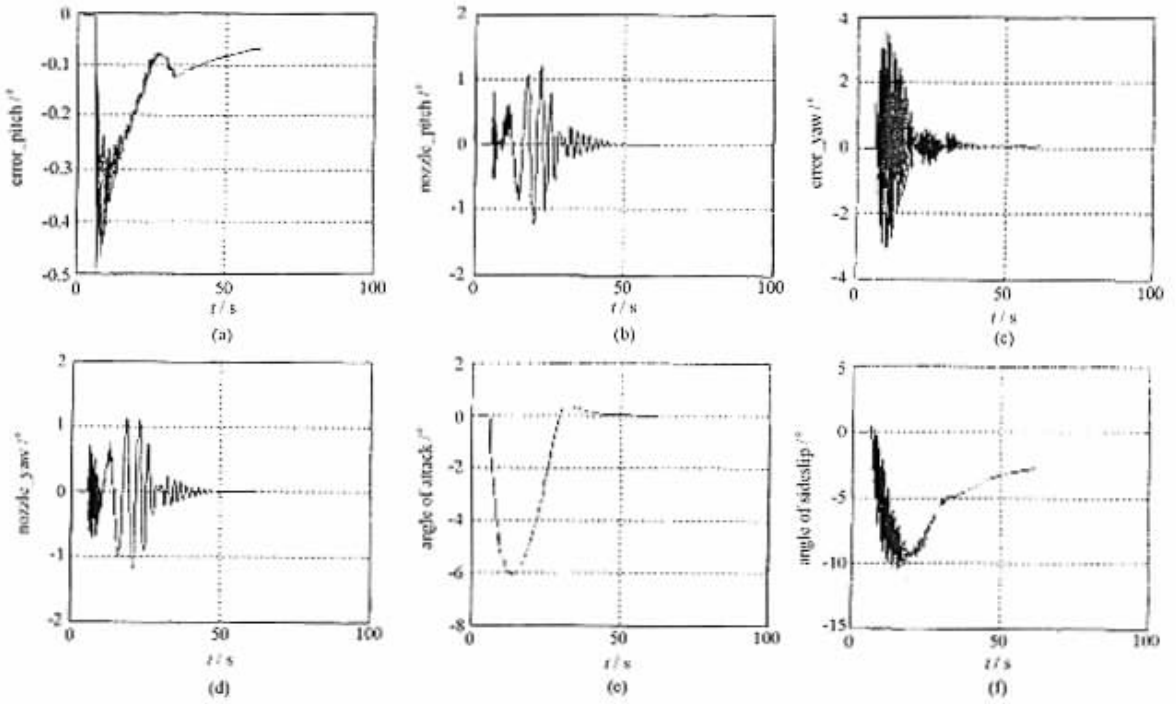


图2 一级助推段跟踪曲线
Fig.2 Result of first stage boost phase

0.0036°;滚动速度在36s时达到额定值,等效攻角在14.2s时最大,为6.08°,等效侧滑角在14.6s时最大,为0.0104°。仿真结果表明在一级助推段导弹很好地实现了滚动飞行的稳定控制。

5 结束语

未来的空基或天基激光武器将对弹道导弹在助推段的生存产生很大的威胁,必须研究相应的突防措施,令导弹助推段自旋、减少激光照射点的驻留时间是一种新的突防方法。对旋转弹道导弹进行的分析和仿真,初步论证了旋转弹道导弹稳定飞行控制的可行性,表明对气动静不稳定导弹,通过设计合适的自动驾驶仪,可以实现低滚速下的稳定飞行。

参考文献:

- [1] 张最良,等. 弹道导弹的制导与控制[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1981.
- [2] 李清源. 美国定向能激光武器的发展及其对弹道导弹的威胁[J]. 导弹与航天运载技术,2000(2).
- [3] 白方舟,庞国仲. 多变量频域理论与设计技术[M]. 北京:国防工业出版社,1988.
- [4] Kovach M J, Stevens T R, Arrow A. A Bank-to-Turn Autopilot Design for an Advanced Air-to-air Interceptor[R]. [J]AIAA 87-2579,1987.
- [5] Arrow A. Status and Concerns for Bank-to-turn Control of Tactical Missiles[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1985, 8(2).
- [6] Rosenbrock H H. Design of Multivariable Control System Using the Inverse Nyquist Array[J]. Proc. IEEE, 1969:116.
- [7] Arrow A, Williams D. Comparison of Classical and Modern Autopilot Design and Analysis Techniques for a Tactical Air-to-air Bank-to-Turn Missile[J]. Proceedings of 1987 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1987.

