

# 大展弦比滑翔弹 STT 驾驶仪设计\*

杨黔龙, 周凤岐

(西北工业大学精确制导与控制研究所, 西安 710072)

**摘要:**针对大展弦比滑翔弹大侧滑飞行容易造成滚转控制饱和的问题,提出了一种降低侧滑角的 STT 驾驶仪设计方案。该驾驶仪与传统 STT 驾驶仪结构形式相同,包括俯仰、偏航、倾斜 3 个通道,通过在倾斜回路中引入侧向加速度反馈,以实现倾斜角对侧向加速度的跟随,达到减小侧滑角的效果。六自由度非线性数学仿真结果表明,改进的驾驶仪有效降低了滑翔弹 STT 转弯过程的侧滑角,可以应用于此类面对称导弹的飞行控制。

**关键词:**滑翔弹;大展弦比;侧滑转弯;侧向加速度

**中图分类号:**V241.48 **文献标志码:**A

## The Design and Simulation of STT Autopilot for a Gliding Missile with High Aspect Ratio Wings

YANG Qianlong, ZHOU Fengqi

(Institute of Precision Guidance and Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The improved STT autopilot was established to decrease the sideslip angle so that the problem of roll control saturation was settled down for a gliding missile with high aspect ratio wings during big sideslip angle flight. The designed STT autopilot, other than longitudinal, yaw, and roll channels with structure similar to the traditional STT autopilot, can realize the tracking of the roll angle to the lateral acceleration to decrease the sideslip angle by the introduction of the lateral acceleration feedback in the roll loop. The six-DOF nonlinear simulation was performed and the results indicated that the improved autopilot effectively decreases the sideslip angle of the gliding missile during STT flight and can be used in flight control for the similar plane-symmetrical missile.

**Keywords:** gliding missile; high aspect ratio; STT; lateral acceleration

## 0 引言

大展弦比滑翔弹气动布局为典型的飞机型面对称结构,大侧滑飞行时由于左右弹翼气流不对称而产生的滚转力矩很大,如果再叠加上低成本弹翼因加工、装配误差而形成的干扰力矩,容易造成滚转通道饱和,通常希望飞行过程侧滑角尽可能小。所以,大展弦比面对称布局弹体大多都在中制导段采用 BTT 控制,以提高机动并减小侧滑。然而,BTT 控制的特点决定了 BTT 导弹是一个强耦合的非线性时变系统,为其控制系统设计增大了难度<sup>[1-4]</sup>;另外,由于 BTT 存在控制时延,在接近目标的弹道末段,还需切换到 STT 模式以提高命中精度<sup>[5]</sup>。借鉴 BTT 控制思想<sup>[6]</sup>,文中在传统 STT 驾驶仪倾斜回路中引入了侧向加速度反馈,把某大展弦比滑翔弹飞行过程中的侧滑角降

低到一个较小的水平,最后通过六自由度非线性仿真实验,证明了设计方案的可行性。

## 1 驾驶仪设计

大展弦比滑翔弹 STT 驾驶仪包括俯仰、偏航、倾斜 3 个通道。俯仰/偏航由阻尼回路、伪攻角回路和加速度控制回路组成,实现法向加速度控制;倾斜通道由滚转角速率阻尼回路和滚转角控制回路组成,实现弹体的滚转角稳定。引入侧向加速度反馈的 STT 驾驶仪原理如图 1 所示。

### 1.1 俯仰通道

利用小扰动法对弹体运动方程线性化,忽略舵机、速率陀螺以及加速度表的动态特性,简化的弹体短周期纵向扰动运动传递函数表示为<sup>[6-8]</sup>:

\* 收稿日期:2011-11-09

基金项目:国防预研项目资助

作者简介:杨黔龙(1976-),男,贵州黄平人,副研究员,博士研究生,研究方向:飞行器设计,导航、制导与控制。

$$W_{\delta_z}^{\dot{\theta}}(s) = \frac{K_d(T_1s + 1)}{T_d^2s^2 + 2T_d\xi_d s + 1} \quad (1)$$

$$W_{\delta_z}^{a_y}(s) = \frac{K_d \frac{V}{57.3}}{T_d^2s^2 + 2T_d\xi_d s + 1} \quad (2)$$

纵向加速度回路闭环传递函数为：

$$W_{a_{ye0}}^{a_y}(s) = \{K_d V(T_1s + 1)s/57.3\} / \{T_d^2s^3 + (2T_d\xi_d + k_{y1}k_d T_1 + k_{y3}k_d T_1 V/57.3)s^2 + (k_{y1}k_d + k_{y2}k_d T_1 + k_{y3}k_d V/57.3 + 1)s + k_{y2}k_d\} \quad (3)$$

特征多项式为：

$$\det(s) = T_d^2s^3 + (2T_d\xi_d + k_{y1}k_d T_1 + k_{y3}k_d T_1 V/57.3)s^2 + (k_{y1}k_d + k_{y2}k_d T_1 + k_{y3}k_d V/57.3 + 1)s + k_{y2}k_d \quad (4)$$

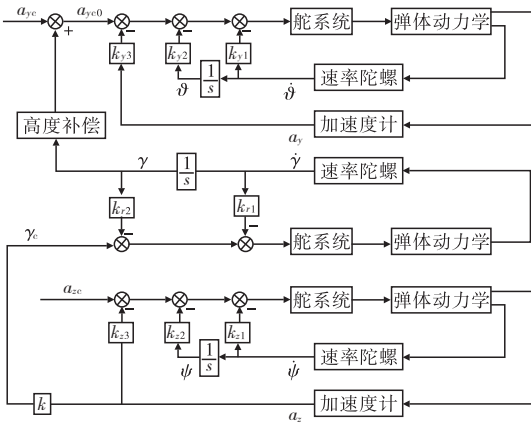


图 1 驾驶员原理图

控制器参数采用极点配置法确定。假设期望的闭环极点为  $s_1, s_2, s_3$ ，对应的特征多项式为：

$$\det(s) = (s - s_1)(s - s_2)(s - s_3) \quad (5)$$

联解方程(4)和(5)，可以得到控制器参数  $k_{y1}$ 、 $k_{y2}$  和  $k_{y3}$ 。

### 1.2 偏航通道

偏航通道由阻尼回路、伪攻角回路和加速度控制回路组成，其结构和工作原理与俯仰通道相同，此处不再赘述。

### 1.3 倾斜通道

倾斜控制通道内回路采用角速率反馈提高倾斜通道阻尼，外回路采用倾斜角反馈以实现滚动角的精确控制，简化的弹体倾斜运动传递函数如下：

$$W_{\delta_x}^{\gamma}(s) = \frac{K_{dx}}{s(T_{dx}s + 1)} \quad (6)$$

$$W_{\delta_x}^{\dot{\gamma}}(s) = \frac{K_{dx}}{T_{dx}s + 1} \quad (7)$$

倾斜角回路闭环传递函数为：

$$W_{\gamma_c}^{\gamma}(s) = \frac{K_{dx}}{T_{dx}s^2 + (k_{r1}K_{dx} + 1)s + k_{r2}K_{dx}} \quad (8)$$

特征多项式为：

$$\det(s) = T_{dx}s^2 + (k_{r1}K_{dx} + 1)s + k_{r2}K_{dx} \quad (9)$$

假设期望的闭环极点为  $s_1, s_2$ ，对应的特征多项式为：

$$\det(s) = (s - s_1)(s - s_2) \quad (10)$$

联解方程(9)和(10)，可以得到控制器参数  $k_{r1}$  和  $k_{r2}$ 。

### 1.4 侧向加速度反馈

传统 STT 导弹倾斜通道需要保持倾斜角  $\gamma = 0$ ，并通过侧滑产生的侧向力  $F_z$  来实现侧向转弯，即：

$$F_z = ma_z \approx C_z^\beta \beta \quad (11)$$

因此：

$$a_z = \frac{F_z}{m} \approx \frac{C_z^\beta \beta}{m} \quad (12)$$

其中： $a_z$  为弹体质心侧向加速度； $C_z^\beta$  为侧向力系数； $\beta$  为侧滑角。

面对称弹体侧向力系数  $C_z^\beta$  往往相对较小，侧滑转弯时需要较大的侧滑角  $\beta$  才能产生足够的侧向力  $F_z$ 。然而，这种弹体结构滚转力矩系数  $M_x^\beta$  通常较大，大侧滑飞行时滚转干扰力矩很大，如果再叠加上低成本弹翼因加工装配误差而形成的副翼效果，容易造成滚转控制的困难，这就导致了实现侧滑机动与倾斜稳定之间的矛盾。

为解决以上问题，参考 BTT 控制模式，文中在倾斜通道中引入以下侧向加速度反馈：

$$\gamma_c = ka_z \quad (13)$$

其中  $k$  为侧向加速度反馈系数。引入侧向加速度反馈后，水平转弯时弹体向心力  $Z$  为：

$$Z = C_z^\beta \beta \cos \frac{\gamma}{57.3} + L \sin \frac{\gamma}{57.3} \quad (14)$$

为了避免各通道之间产生严重耦合，确保三通道独立设计的合理性，倾斜角被严格限制于较小的范围内(文中限制在  $15^\circ$  以内)，上式可简化为：

$$Z \approx C_z^\beta \beta + L \frac{\gamma}{57.3} \quad (15)$$

$$\beta \approx \frac{57.3Z - L\gamma}{57.3L} \quad (16)$$

假设某转弯过程向心力  $Z$  与弹体升力  $L$  为确定值，当侧向加速度反馈系数  $k$  增大时，倾斜角  $\gamma$  随着指令  $\gamma_c$  增大，所需的侧滑角就会相应变小。引入侧向加速度反馈的飞控系统，相当于在传统的 STT 控制系统

上增加了 BTT 的控制效果,实现了两种控制模式的有机组合。

如果侧向加速度反馈系数  $k = 0$ , 则  $\gamma_c = 0$ , 控制系统为典型的传统 STT 模式:

$$Z = C_z^\beta \beta \quad (17)$$

如果  $\beta = 0$  时, 即向心力完全由弹体升力  $L$  在机动平面上的投影提供, 控制系统相当于 BTT 模式:

$$Z = L \sin \frac{\gamma}{57.3} \quad (18)$$

引入侧向加速度反馈后, 控制系统根据弹体侧向加速度的大小自动调整弹体倾斜角度, 此时, 必须对俯仰通道进行高度补偿, 避免飞行过程中出现掉高现象。高度补偿比较简单, 此处不再详述。

## 2 六自由度非线性仿真实验与分析

为了验证该驾驶仪设计方案的正确性, 考察在倾斜通道引入侧向加速度反馈以后的控制效果, 文中对某大展弦比滑翔弹进行了六自由度非线性仿真, 仿真过程考虑了实际飞行过程舵机动态特性、限幅等因素的影响。

针对某特定弹道的仿真结果如图 2 所示, 倾斜回路在不引入侧向过载反馈时, 飞行过程中最大侧滑角超过了  $4^\circ$ , 随着反馈系数  $k$  的增大, 侧滑角逐渐减小。当  $k$  增加到 2 时, 侧滑角已经小于  $3^\circ$ , 基本达到了 BTT 控制的效果。反馈系数过大时, 由于各通道之间的耦合效应进一步增强, 引起了严重振荡甚至发散。反馈系数  $k$  可根据飞行要求经多次仿真实验后确定。

由仿真结果看出, STT 驾驶仪倾斜回路引入侧向加速度反馈后, 可以有效降低大展弦比滑翔弹飞行过程的侧滑角。

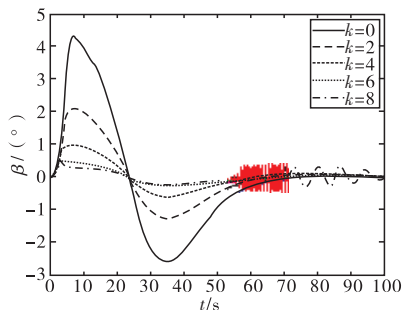


图 2 侧向过载反馈与侧滑角的关系

## 3 结束语

在某大展弦比滑翔增程弹 STT 驾驶仪倾斜通道引入了侧向加速度反馈, 解决了 STT 控制方式中侧滑角过大的问题, 最后通过六自由度非线性仿真实验验证了设计方案的可行性。该项工作为某远程滑翔增程弹的设计提供了技术支持, 也可为类似的其它飞行器设计工作提供参考。

### 参考文献:

- [1] 于秀萍. 基于动态逆系统的神经网络理论的 BTT 导弹控制系统研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2004.
- [2] 郑建华, 杨涤. 鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [3] 张友安, 胡云安. 导弹控制和制导的非线性设计方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [4] 董翔宇, 任利, 刘云飞, 等. BTT 导弹变结构自适应控制仿真研究 [J]. 计算机仿真, 2009, 26(11): 65 - 68.
- [5] 庞瑞, 史忠科. 导弹混合 BTT / STT 变结构控制器设计与仿真 [J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 23 - 26.
- [6] 吕飞. 基于 BTT 控制的远程制导炸弹稳定回路设计 [J]. 航空兵器, 2007, 12(6): 13 - 23.
- [7] 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.
- [8] 杨军. 导弹控制原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

(上接第 42 页)

刚柔耦合联合仿真模型, 变换不同的路面等级和车速, 得到车体、发射装置和导弹的动态响应情况, 这为武器系统设计提供了有价值的参考。结论如下:

1) 不同工况下的发射动力学数据对比表明, 带有修正因子的模糊控制器设计合理有效, 将模糊自适应控制策略运用到主动悬架上后, 各项扰动数据大为减少, 满足行进中发射技术指标。

2) 不同路面和不同车速的仿真结果表明, 低车速和好路面更有利于导弹行进中发射。因此, 发射应在 D 级以上路面和 25km/h 以下车速情况下进行。

### 参考文献:

- [1] 赵波, 范子杰. 防空导弹行进间发射技术初探 [J]. 现代防御技术, 2005, 33(6): 22 - 26.
- [2] 王其东, 方锡邦, 卢建伟, 等. 汽车钢板弹簧多体动力学建模及动特性仿真研究 [J]. 合肥工业大学学报: 自然科学版, 1999, 22(6): 35 - 39.
- [3] 徐延海. 随机路面谱的计算机模拟 [J]. 农业机械学报, 2007, 38(1): 33 - 36.
- [4] 毛保全, 张金忠, 杨志良, 等. 车载武器发射动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [5] 李士勇. 模糊控制与智能控制理论与应用 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990.