

## 耗尽关机制导方法研究\*

陈克俊

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

**摘要** 本文研究了固体弹道导弹耗尽关机制导方法,提出了一种适用于无推力终止系统工作的固体弹道导弹,在要求能量随机耗尽条件下的混合制导模型,并进行仿真分析,论证了方案的可行性。

**关键词** 固体弹道导弹,耗尽关机,制导

**分类号** TJ765.3

## An Approach to Depleted Shutdown Guidance

Chen Kejun

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha, 410073)

**Abstract** In this paper, an approach to depleted shutdown guidance for solid ballistic missile is described. The complex guidance mathematical model applying to solid ballistic missile without thrust ending system is given under the condition that the fuel is depleted randomly. And then, it's correctness is proved by simulation.

**Key words** solid ballistic missile, depleted shutdown, guidance

弹道式导弹的制导控制,是保证其准确命中目标的重要条件,它能确保导弹命中目标的精度在允许的范围内。对于有推力终止系统工作的系统来说,不论其推进剂是液体的,还是固体的,其制导控制技术已日臻完善。然而对于固体导弹来说,要终止推力则需在导弹上加上一个比较复杂的推力终止系统,这一方面影响系统工作的可靠性,同时也影响了导弹的射程。显然取消推力终止系统是提高固体导弹的最大射程的重要技术途径之一。

本文以固体弹道式导弹的末级为背景,运用显式制导的基本原理,提出了将导弹的

\* 1996年1月15日收稿

末级飞行分为两大部分,即能量耗散段和闭路导引控制段。从理论上探讨了一种适用于取消推力终止系统后,在燃料随机耗尽的条件下,对系统进行能量耗散管理和闭路导引控制的耗尽关机制导方法。

## 1 耗尽关机制导模型

### 1.1 闭路制导模型

通常导弹在有推力终止系统工作的条件下,其闭路制导可依据增益速度

$$v_k = v_r - v \quad (1)$$

按矢量积控制

$$\alpha_T^0 \times v_k = 0 \quad (2)$$

当  $v_k=0$  时给出发动机关机指令,推力终止。这里的  $\alpha_T^0$  即为发动机推力方向,  $v$  为导弹的实际飞行速度,  $v_r$  为需要速度,所谓需要速度是指导弹在当前位置矢量  $r$ , 应该以什么样的速度  $v_r$  关机,才能完成制导任务。

显然对于取消推力终止系统的固体导弹,其情况具有特殊性。首先是在上述模型下,当  $v_k=0$  时,能量往往并非完全耗尽,推力并不能准确终止。那么对此应如何继续进行导引控制? 其次是若仍按上述模型进行导引控制,其需要速度应如何确定,从而保证在剩余能量随机耗尽的情况下,导弹命中目标时的精度。

为了解决上述问题,本文在有推力终止系统工作的闭路制导模型的基础上,提出了一种适用于无推力终止系统工作的闭路制导模型。该模型主要是对于  $v_k=0$  后的需要速度的确定提出了一种修正方法。

若假定某时刻导弹的位置  $r$  和目标位置  $r_T$ , 则需要速度可表示为

$$v_r = v_r(r, r_T, \Theta_r) \quad (3)$$

式中  $\Theta_r$  为所要求的速度倾角。

对于有推力终止系统的弹道导弹来说,需要速度的确定,已有成熟的方法,这方面的文献也较多,本文不加讨论。然而对于无推力终止系统的固体导弹而言,闭路制导的核心问题在于解决当  $v_k=0$  后,如何确定需要速度  $v_r$ , 本文提出了对需要速度倾角进行修正,给出了一种确定  $\Theta_r$  的技术途径,即速度倾角  $\Theta_r$  的确定模型为

$$\Theta_r = \begin{cases} \Theta_c & \text{当 } v_k \neq 0 \text{ 时} \\ \Theta_L + \Delta\Theta_L & \text{当 } v_k = 0 \text{ 时} \end{cases} \quad (4)$$

式中 
$$\Theta_L = \arccos \frac{|r \times v|}{rv} \text{ (或 } \Theta_L = \arcsin \frac{r \cdot v}{rv} \text{)} \quad (5)$$

为当前的速度倾角,  $\Theta_c$  为某给定值。

$\Delta\Theta_L$  定义为当前速度倾角修正量,它可根据下述模型进行迭代确定。即由

$$\begin{cases} \dot{v} = v_r \left( \frac{2\dot{p}}{p} - \frac{\dot{r}}{r} + \Theta \operatorname{tg} \Theta \right) \\ \alpha = \arccos \left( \frac{\dot{v}_L + g \sin \Theta}{w} \right) \\ \Theta_{L+1} = \frac{1}{v_r} (w \sin \alpha - g \cos \Theta) + \beta \end{cases} \quad (6)$$

迭代确定  $\Theta$

从而得到速度倾角修正量

$$\Delta\Theta_i = \Theta\Delta t \quad (7)$$

式中  $w$  为推力加速度,  $g$  为地球引力加速度,  $\Delta t$  为计算步长或采样步长。  $\alpha$  为飞行攻角,  $\beta$  为飞行路径角变化率,  $p$  为飞行轨道半通径变化率,  $\dot{r}$  为飞行位置地心距变化率, 它们可用差分法求得。

## 1.2 能量耗散模型

上述闭路制导模型, 主要解决了能量耗尽的随机性问题。 即当满足  $v_g=0$  后, 在不知道燃料何时耗尽的条件下, 按上述模型继续进行导引控制, 能较好地保证导弹命中目标的精度要求。

然而对于用同一型号的导弹来完成不同的飞行任务的情况, 尤其是对于用远程导弹来完成中近程的飞行任务的情况, 如果仍用上述模型, 将所有的剩余能量完全放在  $v_g=0$  后去继续进行耗尽, 那么由此会造成推力终止点的速度倾角  $\Theta_k$  较大, 难以满足导弹再入飞行的要求。 为了解决这一问题, 需要进一步建立闭路制导前的能量耗散模型。

由飞行力学原理可知, 主动段终止点飞行状态与射程间的关系为

$$v_k^2 = \frac{\frac{\mu}{r_k} \tan \frac{\beta_c}{2} \sin \sigma}{\cos \sigma + \cos(2\Theta - \sigma)} \quad (8)$$

和飞行动力学模型

$$\dot{v} = a_T \cos \alpha - g \sin \Theta \quad (9)$$

式中  $\beta_c$  为被动段程角,  $\sigma$  由下式确定

$$\sigma = \arctan \frac{r_T \sin \beta_c}{r_k - r_T \cos \beta_c} \quad (10)$$

分析研究上述模型易知, 在进行闭路制导前, 通过改变弹体姿态角或攻角  $\alpha$  可进行部分剩余能量的耗散。 当忽略重力  $g \sin \Theta$  的影响时, 由(9)式可得速度增量为:

$$\Delta v = \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} a_T \cos \alpha dt \quad (11)$$

若假定推力加速度  $a_T = \text{常值}$ , 则耗散的能量即为

$$\Delta v_w = a_T \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} (1 - \cos \alpha) dt \quad (12)$$

式(12)表明  $|\alpha|$  愈大, (当  $\Theta$  的变化较小时, 亦即姿态角  $|\varphi|$  愈大), 则耗散的能量愈多, 亦即  $|\alpha|$  愈大, 则  $\Delta v_w$  愈大, 而  $\Delta v$  则愈小。

据此, 本文提出了如下耗能模型, 即在进行闭路制导前, 通过改变姿态角  $\varphi$ , 按程序飞行导引控制, 以实现部分剩余能量的耗散。

另一方面, 由关系式(8)分析易知, 将  $\Theta_k$  取大于  $\sigma/2$ , 或小于  $\sigma/2$  时, 均恒有  $v_k > v_{kmin}$ , 考虑到本文所分析讨论问题的特点, 显然取  $\Theta_k$  小于  $\sigma/2$  为宜。 综合上所述, 可选取  $\alpha < 0$  的方案, 亦即姿态角在负方向变化, 其模型可表示为:

$$\varphi(t) = \begin{cases} \varphi_0 - \dot{\varphi} t & 0 \leq t \leq t_1 \\ \varphi_0 - \Delta\varphi & t_1 < t \leq t_2 \\ \varphi_0 - \Delta\varphi + \dot{\varphi}(t - t_2) & t_2 < t \leq t_3 \end{cases} \quad (13)$$

式中  $\varphi_0$  为初始姿态角,  $\dot{\varphi}$  为姿态角速度,  $\Delta\varphi$  为姿态角的最大调整增量  $t_1, t_2, t_3$  为时间参数, 它们可以预先根据飞行任务要求在发射前较方便地确定。

### 1.3 耗尽关机显式制导混合模型

综上所述研究的闭路制导模型和能量耗散导引模型, 即可得到无推力终止系统工作的固体弹道式导弹在要求能量随机耗尽条件下的混合制导模型, 如图 1 所示。

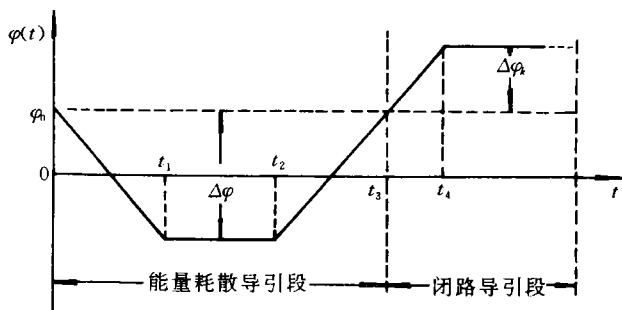


图 1 耗尽关机显式制导混合模型示意图

该模型应用中的几条基本原则为

(1) 当  $t \leq t_3$  时, 按程序导引飞行, 其中  $\varphi(t)$  的变化规律, 按能量耗散模型确定。

(2) 当  $t > t_3$  时, 进入闭路导引飞行, 其中  $t_4$  依据闭路制导模型确定, 即当满足  $v_g = 0$  或  $\Delta L = 0$  的时刻为  $t_4$ 。

(3) 当  $t_3 \leq t < t_4$  时,  $\Theta_k$  的变化可按最佳速度倾角或给定值确定, 这样需要的姿态角  $\varphi_0 + \Delta\varphi_k$  可按  $\dot{\varphi}\Delta t$  变化去实现。

## 2 仿真结果分析

本文以某远程弹道式导弹为例进行了仿真分析。假设用以攻击射程为半程或最小射程的目标, 并改变对命中目标影响较大的干扰参数秒耗量误差  $\Delta G = \pm 10\%G$ , 其数字仿真结果如表 1 所示。仿真结果表明: 按该混合制导模型进行导引控制, 在能量随机耗尽的条件下, 其射程偏差  $\Delta L$  均能控制在  $10\text{ m}$  左右的范围, 而且推力终止点的速度倾角偏差  $\Delta\Theta_k$  和姿态角偏差  $\Delta\varphi_k$  均比较小。显然这满足导弹再入飞行的条件。

## 3 结束语

本文提出的混合制导模型初步解决了剩余能量的随机耗尽条件下的导弹的制导控制问题, 初步解决了同一型号的导弹用来完成不同的飞行任务的剩余能量的耗管理问题, 从而为解决远程导弹用来完成中、近程飞行任务的制导控制的问题提供了一种思想方法。

由于本文主要是从方法上对耗尽关机显式制导问题进行探讨和研究, 所以为研究问题方便起见, 对条件和问题均作了一定的假设和简化, 尽管如此, 本文所讨论方法, 对解决上述问题仍具有一定的参考价值和应用意义。

表 1 仿真结果

目 标	$\Delta\bar{G}/\bar{G}(\%)$	$\Delta L(\text{m})$	$\Delta\bar{\theta}_k(\text{deg})$	$\Delta\bar{\phi}_k(\text{deg})$
最 小 射 程	10	-8	-0.600	1.137
	-10	-9	0.960	-0.179
半 程 射 程	10	-6	-0.030	0.196
	-10	-7	-0.138	-0.413

### 参 考 文 献

- 1 Patha J T, Megehee R K. Guidance Energy Management & Control of a fixed-impulse solid-rocket vehicle during orbit transfer, AIAA paper 76-1920
- 2 Macpherson D. Self-contained Explicit guidance Equation for Ballistic Missiles, AD-403872
- 3 李连仲. 远程弹道导弹闭路制导方法研究. 系统工程与电子技术, 1980, 4
- 4 刘捷. 弹道式导弹末级取消推力终止系统后射程的控制. 固体导弹技术, 1987, 2
- 5 程国采. 弹道导弹制导方法与最优控制. 长沙: 国防科技大学出版社, 1987, 9
- 6 贾沛然等. 远程火箭弹道学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993, 12

(责任编辑 张静)