

耗尽关机闭路制导导引方法研究*

廖洪昌¹, 陈奇昌², 王明海¹

(1 第二炮兵工程学院, 西安 710025; 2 第二炮兵装备研究院, 北京 100085)

〔摘要〕文中研究了固体弹道导弹耗尽关机闭路制导导引方法, 推导建立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闭路制导导引模型, 并进行仿真计算分析, 论证了方案的正确性和可行性。

〔关键词〕固体弹道导弹; 耗尽关机; 能量管理; 导引方法

〔中图分类号〕TJ765 〔文献标志码〕A

An Approach to Depleted Shutdown Close-loop Guidance Navigation Method

LIAO Hong-chang¹, CHEN Qi-chang², WANG Ming-hai¹

(1 The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China;

2 The Armament Academy of Second Artillery, Beijing 100085, China)

Abstract: In this paper, an approach to depleted shutdown close-loop guidance navigation method for solid ballistic missile is researched. The model of close-loop guidance navigation applying to solid ballistic missile without thrust ending system is presented and set up under the condition that the fuel is depleted randomly. And then, it's correctness and feasibility proved by simulation.

Key words: solid ballistic missile; depleted shutdown; energy manage; navigation method

1 引言

从近几年弹道导弹的发展可以看到, 由于固体发动机导弹比液体发动机导弹有着发射时间短、机动发射能力强等优越性, 新型号弹道导弹已经全部使用固体发动机。然而对于固体导弹来说, 要终止推力则需要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最大射程的重要技术途径之一^[1]。

由众多文献的论述中可知, 使导弹能量耗尽时关机是取消推力终止系统的有效途径。文中推导建立了一种适用于在取消推力终止系统后, 燃料随机耗尽的条件下, 对系统进行能量管理的闭路导引模型, 并进行仿真计算, 分析所建导引模型的缺点, 提出改进方法: 在闭路导引段之前加入能量耗散段, 先通过调整导弹姿态角消耗部

分多余能量。在能量耗散段模型建立中, 分析了文献[1]提出的能量耗散模型的缺点, 并提出了改进方法, 建立了相应模型。在此基础上, 对文中所建立的实现耗尽关机的闭路制导导引模型进行仿真计算, 论证了该模型的正确性和可行性。

2 闭路导引模型的推导与建模

通常导弹在有推力终止系统工作的条件下, 其闭路制导可依据待增速度:

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_R - \mathbf{V}_a$$

按照矢量积控制^[1]:

$$\alpha_T^0 \times \mathbf{V}_g = 0$$

当 $\mathbf{V}_g = 0$ 时发出关机指令, 推力终止。其中, α_T^0 为发动机推力方向单位矢量, \mathbf{V}_a 为导弹在发射惯性坐标系下实际飞行速度, \mathbf{V}_R 为需要速度。

* 收稿日期: 2006-07-13; 修回日期: 2006-10-08
作者简介: 廖洪昌, 男, 硕士研究生, 研究方向: 飞行器设计。

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:在上述模型下,当 $V_g = 0$ 时,能量往往并非完全耗尽,推力并不能准确终止。为了解决这一问题,文中在有推力终止系统工作的闭路制导的基础上,提出了一种适用于无推力终止系统工作的闭路导引模型。

对于有推力终止系统的弹道导弹而言,需要速度的确定已有成熟的方法,这方面文献较多,文中不再讨论;对于无推力终止系统的固体导弹而言,闭路制导的核心在于解决当 $V_g = 0$ 后,如何确定需要速度 V_R ,并使 V_R 满足“关机时能量耗尽”这一条件。

2.1 能量管理相关量的计算

计算需要速度 V_R ,并使 V_R 满足“关机时能量耗尽”这一条件的关键是精确计算导弹飞出大气层后,从开始调姿能量管理到导弹关机这一段的发动机消耗的总冲量,以便根据总冲量计算导弹发动机的剩余冲量,再依据剩余冲量的多少来调整导弹的飞程序角。

由于发动机消耗的总冲量与很多因素有关,直接求取比较困难,考虑到在标准弹道计算时,导弹是要满足发动机燃料耗尽的条件,在导弹总冲量作用下得到的视速度 \bar{W}_{ag} 可以通过标准弹道求取,用 \bar{W}_{ag} 可以表示发动机总冲量。

在导弹飞行的某个时刻,发动机从开始调姿能量管理到该时刻的发动机消耗的冲量可以用该时刻的视速度来表示,在该调姿能量管理段某时刻 t ,发动机的剩余冲量 ΔW_k 为: $\Delta W_k = \bar{W}_{ag} - W_{ag}$, W_{ag} 为导弹某时刻视速度模量。

为了叙述方便,在下文中将 ΔW_k 称为剩余能量。

在该调姿能量管理段某时刻 t ,发动机的剩余工作时间 Δt_k 按下式计算:

$$\Delta t_k = \bar{T}_k - t$$

其中, \bar{T}_k 为标准弹道能量耗尽时的关机时间。事实上,导弹在调姿能量管理后,并不一定在 \bar{T}_k 关机,因此 Δt_k 存在一定误差。

与待增速度对应的视速度称为待增视速度,由视速度与速度直接的关系可知,其计算公式可近似为: $W_g = V_g - g_a \Delta t_k$, g_a 为导弹当前点地球引力加速度。

2.2 闭路导引模型的建立

根据闭路制导原理可知,在关机点速度倾角

θ_k 给定时可以迭代计算出需要速度,而 θ_k 角可以根据需要进行选取,那么,计算选取适当的 θ_k ,便可以使导弹按照所选取的 θ_k 计算出需要速度关机时能量耗尽。

(1) 速度倾角 θ_k 的计算

通过标准弹道计算可以得到关机点的速度倾角 θ_0 ,但按照 θ_0 迭代计算出来的关机点需要速度 V_g 关机,并不能确保导弹在关机时能量耗尽,因为在实际飞行中导弹受到各种干扰因素影响,能量消耗与标准弹道计算的结果不同,致使关机点的速度倾角不同,为此,在进行迭代计算需要速度过程中,先取 θ_k 的初值等于 θ_0 ,然后在制导计算过程中修正 θ_k 。

如图 1 所示,曲线 MN 是需要速度随速度倾角 θ_k 变化得速度矢端点曲线,即零射程偏差线,假设导弹某时刻运动到了 O 点, V_a 为该时刻速度,其矢端点为 O 。以 ΔW_k 为半径, O 为圆心画圆(对于非最大射程来说,该圆必与 MN 有交点或切点),与 MN 相交于 C 、 D 两点,若以需要速度 V_R' 关机,即可达到能量耗尽。

根据前面的论述,先取 $\theta_k = \theta_0$ 作为初值进行制导计算,假设 V_R 为按照 θ_0 所迭代计算出的需要速度,那么 V_R 与 V_R' 之间的速度倾角存在 $\Delta\theta$ 的偏差,如图 2 所示。

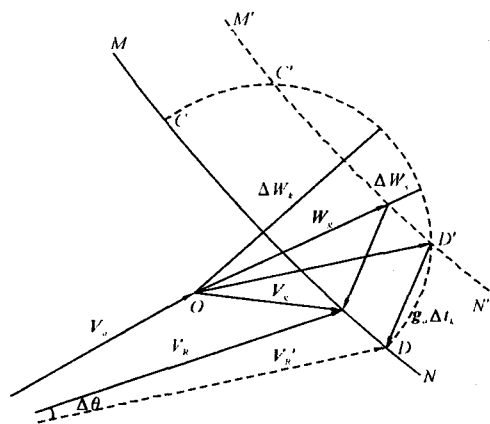


图 1 速度倾角计算原理图

根据前面的论述,发动机作用到某时刻的冲量可以用视速度来表示,如果按照需要速度 V_R 关机,那么从导弹当前点 O 到发动机关机,发动机在这段时间内产生的冲量可以用 O 点到关机点的待增视速度 W_g 的模量 W_g 来表示。若按照 V_R' 进行关机,那么从 O 点到关机点的待增视速度应该恰好为剩余能量 ΔW_k 。由于 V_R 与 V_R' 之

间存在偏差,按迭代求出的需要速度 V_R 关机还有部分剩余能量,所以 $\Delta W_k \neq W_g$,假设剩余能量为 ΔW_s ,显然 ΔW_s 可由下式进行计算:

$$\Delta W_s = \Delta W_k - |W_g|$$

由图 1 可知, $\Delta\theta$ 是关于 ΔW_s 的函数,由于 $\Delta\theta$ 是小量,可以近似认为 MN 为直线,认为 ΔW_s 是 V_R 矢端点到 D 在 MN 上的长度,如图 1 所示。那么 $\Delta\theta$ 可以写成 $\Delta\theta = \Delta W_s / |V_R|$,这样计算模型较为简单,但计算精度稍差。若要更精确地计算,考虑到曲线拟合理论任何曲线都可以表示为幂函数的线性组合,将 $\Delta\theta$ 拟合合成 ΔW_s 的幂函数进行计算。经过计算,忽略高阶项后,速度倾角 θ_M 的正切值可以表示为: $\tan\theta_M = \tan\theta_0 + A_w\Delta W_s + B_w\Delta W_s^2$, A_w 、 B_w 为拟合系数。

(2) 俯仰、偏航程序角的计算

导引控制按导弹纵轴与待增视速度方向一致的原则实施,由此进行推导可得导弹的姿态方向就是待增视速度的方向,因此俯仰、偏航程序角计算公式为:

$$\varphi = \arctan(W_{gy}/W_{gx})$$

$$\psi = \arcsin(W_{gz}/|W_g|)$$

其中, W_{gx} 和 W_{gy} 为 W_g 在发射惯性坐标系下 x 、 y 轴分量的模。

需要注意的是,为了避免导弹转动角速度过大,对程序角变化率需要限制其最大和最小值。

2.3 仿真及分析

根据上文所建闭路导引模型进行仿真计算,分别对射程为 7500km 和 3000km 弹道计算了制导方法误差,这里考虑了起飞质量偏差、发动机秒流量偏差、比推力偏差和发动机推力线偏斜,其结果如表 1 所示, ΔL 为导弹落点的纵向偏差, ΔH 为导弹落点的横向偏差。

表 1 闭路导引仿真计算结果

射程 L (km)	ΔL (m)	ΔH (m)
7500	108.6	87.7
3000	98.5	97.0

从仿真结果来看,上文建立的导引模型,制导精度较好。但是在仿真过程中发现,导弹在闭路导引的过程中,导弹的俯仰姿态角变化比较激烈,尤其是射程为 3000km 时,俯仰姿态角变化率长时间等于导弹最大转动角速度,显然这使导弹飞行可靠性降低。

分析其原因是在较小射程时,导弹所携带的能量比较多,导弹需要较大幅度的调姿才能使能量耗尽,另外导弹需要较长时间飞行才能达到所要求的需要速度,同时造成关机点速度倾角较大,不利于导弹再入飞行。

3 导引模型的改进

上文建立的闭路导引很好地解决了能量耗尽的随机性问题,但是从仿真结果可以发现,如果仅采用上述模型,导弹不能较好地完成不同飞行任务,尤其是完成中近程的飞行任务。为了解决这一问题,文中在该闭路导引之前加入一个能量耗散段,以实现部分多余能量的耗散。

3.1 能量耗散段模型的建立

由飞行力学模型可得:

$$\dot{V} = a_P \cos\alpha - g \sin\theta$$

其中: a_P 为发动机推力所产生的加速度, g 为地球引力加速度, α 为导弹攻角, θ 为当前点速度倾角。

那么在 Δt 的时间内导弹速度增量为:

$$\Delta V = \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} (a_T \cos\alpha - g \sin\theta) dt$$

由上式可以看出,在导弹推力一定的情况下, α 和 θ 的大小决定了导弹能量消耗的多少,而由飞行力学模型可知,导弹的俯仰姿态角可以近似表示为:

$$\varphi = \alpha + \theta$$

由此可知,改变导弹的姿态角 φ 可以实现部分多余能量的耗散。但是,改变导弹的姿态角 φ 会引起导弹的弹道特性改变,因此导弹姿态角的改变需要按照一定规则。文献[1]提出了一种实现能量耗散的俯仰程序角改变模型:

$$\varphi_{\alpha}(t) = \begin{cases} \varphi_{\alpha 0} - \dot{\varphi}_{\alpha} t & t_0 \leq t \leq t_1 \\ \varphi_{\alpha 0} - \Delta\varphi_{\alpha} & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \varphi_{\alpha 0} - \Delta\varphi_{\alpha} + \dot{\varphi}_{\alpha}(t - t_2) & t_2 \leq t \leq t_3 \end{cases}$$

式中: $\varphi_{\alpha 0}$ 为初始俯仰程序角, $\dot{\varphi}_{\alpha}$ 为俯仰程序角速度, $\Delta\varphi_{\alpha}$ 为姿态角的最大调整增量, t_0 , t_1 , t_2 , t_3 为时间参数,具体的模型建立过程文献[1]中已详细论述,文中在此不再讨论。 $\varphi_{\alpha}(t)$ 随时间变化情况如图 2 所示。

假设图 2 中从 t_0 时刻到 t_1 时刻所需消耗能量为 ΔW_1 ,从 t_1 时刻到 t_2 时刻为 ΔW_2 ,从 t_2 时刻到 t_3 时刻为 ΔW_3 。由于 $\varphi_{\alpha}(t)$ 的改变是为了实现

部分能量的耗散,

因此 $\varphi_{cx}(t)$ 的最大

调整增量应当取决

于在该调姿能量耗

散段所需要消耗的

能量,即 $\Delta\varphi_{cx}$ 可以

表示为该段所需消耗能量的函数:

$$\Delta\varphi_{cx} = f(\Delta W_1, \Delta W_2, \Delta W_3)$$

为验证上述改进导引模型的可行性,文中进行了仿真计算,计算结果如表 2 所示。

表 2 闭路导引仿真计算结果

射程 $L(\text{km})$	$\Delta L(\text{m})$	$\Delta H(\text{m})$
7500	101.3	88.2
3000	82.2	64.8

从表 2 可以看出,上述所建导引模型制导精度较好,满足制导要求;同时在仿真过程中发现,在射程为 7500km 时, $\varphi_{cx}(t)$ 的变化幅度非常合理,但是当射程为 3000km 时, $\Delta\varphi_{cx}$ 较大, $\varphi_{cx}(t)$ 的变化率超过了导弹允许的最大转弯角速度。因此,该模型还不能完全达到导弹各种射程和射向的要求,需要进行改进。

3.2 能量耗散模型的改进

上文提供的能量耗散模型不能满足较小射程的要求,是由于较小射程时所需要耗散的能量较多,导致导弹姿态需要作较大的改变,使 $\Delta\varphi_{cx}$ 很大。

基于上述模型进行适当改进,改进模型如下:

$$\varphi_{cx}(t) = \begin{cases} \varphi_{cx0} + \dot{\varphi}_{cx}t & t_0 \leq t \leq t_1 \\ \varphi_{cx0} + \Delta\varphi_{cx} & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \varphi_{cx0} + \Delta\varphi_{cx} - \dot{\varphi}_{cx}(t - t_2) & t_2 \leq t \leq t_3 \\ \varphi_{cx0} - \Delta\varphi_{cx} & t_3 \leq t \leq t_4 \\ \varphi_{cx0} - \Delta\varphi_{cx} + \dot{\varphi}_{cx}(t - t_4) & t_4 \leq t \leq t_5 \end{cases}$$

$\varphi_{cx}(t)$ 随时间变化情况如图 3 所示。

假设图 3 中从 t_0 时刻到 t_1 时刻所需消耗能量为 ΔW_1 ,从 t_1 时刻到 t_2 时刻为 ΔW_2 ,

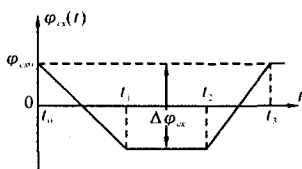


图 2 $\varphi_{cx}(t)$ 改变模型示意图

从 t_2 时刻到 t_3 时刻为 ΔW_3 , t_3 时刻到 t_4 时刻所需消耗能量为 ΔW_4 , t_4 时刻到 t_5 时刻所需消耗能量为 ΔW_5 ,那么根据前文的论述建立 $\Delta\varphi_{cx}$ 的计算模型:

$$\Delta\varphi_{cx} = f(\Delta W_1, \Delta W_2, \Delta W_3, \Delta W_4, \Delta W_5)$$

4 仿真计算与结果分析

根据第 3 节建立的改进导引模型进行仿真计算,分别对射程为 7500km 和 3000km 弹道计算了制导方法误差,这里考虑了起飞质量偏差、发动机秒流量偏差、比推力偏差和发动机推力线偏斜,其结果如表 3 所示, ΔL 为导弹落点的纵向偏差, ΔH 为导弹落点的横向偏差。

表 3 仿真计算结果

射程 $L(\text{km})$	$\Delta L(\text{m})$	$\Delta H(\text{m})$
7500	103.2	83.3
3000	68.9	36.6

从表 3 可以看出,上述所建改进导引模型制导精度较好,满足制导要求;同时在仿真过程中发现,导弹俯仰姿态角的变化幅度非常合理。

5 结束语

文中所建立的耗尽关机闭路导引模型,有效解决了剩余能量随机耗尽条件下的导弹制导导引问题,解决了使用导弹完成不同射程和射向的各种飞行任务的耗尽能量管理问题,为远程弹道导弹完成远、中、近程飞行任务的制导控制提供了一个有效的导引模型。

[参 考 文 献]

- [1] 陈克俊. 耗尽关机制导方法研究[J]. 国防科技大学学报, 1996, 18(3): 35-38.
- [2] 张毅, 等. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
- [3] 张金槐, 等. 远程火箭精度分析与评估[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1994.

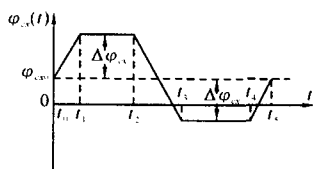


图 3 改变模型改进示意图