

# 姿控脉冲发动机点火逻辑研究\*

展建超<sup>1</sup>,任永强<sup>1</sup>,张 力<sup>1</sup>,朱 珠<sup>2</sup>

(1 徐州空军学院,江苏徐州 221000;2 73909 部队,江苏徐州 221000)

**摘要:**姿控脉冲发动机数量有限,为最大发挥脉冲的效用,减小喷流对弹体稳定性的影响,选择合适的点火时刻和点火逻辑是控制系统研究的关键。文中以 PAC-3 的弹体布局为例,分析讨论姿控脉冲发动机的工作特性和点火条件,基于侧向直接力与力矩的矢量叠加,利用 Matlab 仿真技术综合出弹体脉冲发动机的点火逻辑。仿真在纵向平面进行,给出了脉冲发动机点火个数、产生的直接力和力矩,以及导弹与目标的运动轨迹图,其结果有力地说明了直接力的效用和点火逻辑的正确性。

**关键词:**复合控制;脉冲发动机;直接力;点火逻辑

**中图分类号:**V439.7 **文献标志码:**A

## The Research on Fire Logic of Attitude Control Pulse Engine

ZHAN Jianchao<sup>1</sup>,REN Yongqiang<sup>1</sup>,ZHANG Li<sup>1</sup>,ZHU Zhu<sup>2</sup>

(1 Xuzhou Air Force College, Jiangsu Xuzhou 221000, China; 2 No. 73909 Unit, Jiangsu Xuzhou 221000, China)

**Abstract:** The number of attitude control pulse engine is small. For making full use of pulse, reducing the effect of jet on projectile, appropriate ignition time and ignition logic is the key for control system research. Take the PAC-3 missile layout as an example, the attitude control pulse engine's operational factor and fire condition were analyzed, based on superposition of the lateral force and torque, the pulse engine's fire logic was synthesized using Matlab simulation. The simulation was carried on the vertical plane, the number of the pulse engine which producing direct force and the torque, as well as the trajectory diagram of missile and target were given. The result proved the direct force effectiveness and fire logic accuracy.

**Keywords:** compound control; pulse engine; lateral thrust; fire logic

## 0 引言

直接侧向力/气动力复合控制技术是目前一种先进的导弹控制技术,它可迅速改变导弹的飞行姿态,实现导弹的大机动特性,避免高空气动效率低与末端需用过载大之间的矛盾,从而能更有效的命中目标<sup>[1-2]</sup>。其关键技术是燃气动力控制技术,导弹通过燃气动力控制改变飞行姿态进行机动,控制的执行机构为脉冲姿控发动机组。它是由若干个微型脉冲发动机组成,如美国的 PAC-3 导弹侧向力系统由 180 个姿控发动机组成<sup>[3]</sup>。由于脉冲发动机是一次性工作的脉冲发动机,且数量有限,不可能在导弹整个飞行过程中起作用,只能够在舵面气动力不足时用以提高弹体的快速性,所以何时启控,如何启控是姿控发动机控制系统设计的关键。

文中以 PAC-3 为例,设导弹慢速 $\omega$ 旋转,脉冲发动机产生的力与力矩和舵面产生的力与力矩进行矢量相

加,通过稳定控制系统设计确定产生所需过载需开启的发动机个数;通过制导系统确定目标与导弹上脉冲发动机基准方向的夹角;通过对比需用过载是否达到某一门限来确定启用姿控发动机的时机。对点火逻辑进行研究和分析,并进行计算机仿真,仿真结果验证了点火逻辑的合理性和侧向直接力的有效性。

## 1 姿控脉冲发动机的配置及力和力矩<sup>[4-5]</sup>

直接侧向力喷流系统由多圈微型固体脉冲发动机组成,点火时产生推力,推力大小不可改变,点过火后便不能再使用,对脉冲发动机的操作只能是开启或关闭。以 PAC-3 弹体布局为例,180 个脉冲发动机被布置在质心前面,如图 1 所示。脉冲发动机采用相邻环交错排列的方式,并非围绕导弹一圈的每个角度位置都有姿控发动机,而是每隔固定的角度才有脉冲发动机。

令离质心最近的第一圈发动机到导弹质心的距

\* 收稿日期:2010-06-02

作者简介:展建超(1981-),男,陕西户县人,讲师,硕士,研究方向:航弹管理、导弹制导与控制。

离为  $L_{T1}$ , 相邻圈的间距为  $\lambda$ , 第  $j$  圈(行,  $j = 1, 2, \dots, 10$ ) 发动机至质心的距离为  $L_{Tj}$ , 分为 36 列, 每一列有 5 个脉冲发动机, 即  $i = 1, 2, \dots, 36$ 。则:

$$L_{Tj} = L_{T1} + (j - 1)\lambda \quad (j = 1, 2, \dots, 10)$$

当脉冲发动机工作时, 令脉冲作用力到质心的距离为  $L_T$ , 若工作的发动机位于第  $j$  圈, 则  $L_T = L_{Tj}$ 。

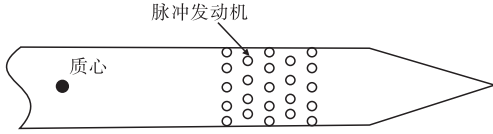


图 1 导弹头部外形示意图

考虑脉冲发动机喷流因子效应影响, 单个脉冲发动机推力  $T$  为  $T = K_f N$ , 式中,  $N$  为脉冲发动机净推力,  $K_f$  为脉冲发动机的推力因子, 它是高度、马赫数、攻角以及喷流个数的函数。

脉冲发动机推力  $T$  沿弹体坐标系  $Oy_1$  轴和  $Oz_1$  轴两个方向分解为:  $T_{y_1}$  和  $T_{z_1}$ , 从  $Oy_1$  轴正方向到脉冲火箭推力方向所转过的角度为  $\xi_{ij}$ , 则:

$$T_{y_1} = T \cos \xi_{ij}, T_{z_1} = T \sin \xi_{ij}$$

单个脉冲发动机工作时, 在弹体坐标系内的力矩分量为:

$$M_y(T) = K_m T_{y_1} L_T = K_m T L_T \cos \xi_{ij}$$

$$M_z(T) = K_m T_{z_1} L_T = K_m T L_T \sin \xi_{ij}$$

式中,  $K_m$  为脉冲发动机喷流力矩放大因子, 它是高度、马赫数、攻角以及喷流个数的函数。

## 2 姿控脉冲发动机工作特性分析

以 PAC-3 导弹的姿控发动机为例, 它们是脉冲固体发动机, 工作机理不同于普通的空气舵。其基本的工作特点可以归结为以下几个方面:

1) 工作效率高。姿控发动机短时间之内可以产生很大力矩, 对于导弹姿态控制作用效果非常明显, 可以实现快速跟踪。

2) 工作时间非连续。工作时间有限, 在很短时间内工作完成后停止, 但是一旦开始点火工作, 就不可终止, 必须完成其固定工作时间。

3) 控制力矩大小非连续。单个发动机工作时产生的推力大小和冲量是恒定的, 都是事先设计的大小, 而不能得到连续输出。

4) 工作不可重复性。每一个姿控发动机都只能点火工作一次, 之后其失去工作能力, 同一方向的控制力矩只能由相近的其他发动机来代替产生。

由于姿控发动机的数量有限, 因此要尽可能的发挥脉冲的效用又不至于浪费能量, 要尽可能的减小喷流对弹体稳定性的影响, 选择合适的点火时刻和点火

逻辑就尤为重要。下面就具体分析脉冲发动机点火的条件和点火逻辑过程。

## 3 脉冲发动机点火条件

由于导弹在初始段和中制导段, 导弹相对速度较大, 飞行环境也处在相对高压区, 气动力可以基本满足制导控制回路的要求, 侧向直接力的效用不是很明显, 因此文中主要对导弹的末制导段进行讨论。在末制导段弹目相对距离进入一定范围内, 可用过载满足不了过载需求, 此时启用脉冲发动机可以有效改善导弹的脱靶量。对于启用脉冲发动机的条件有以下几个方面:

1)  $n_R < n_p$  时, 启用脉冲发动机, 允许直接侧向力系统工作。 $n_R$  为需用过载,  $n_p$  为可用过载。

2)  $R \leq R_d$  时, 允许直接侧向力系统工作。 $R$  表示导弹与目标相对距离,  $R_d$  表示允许直接侧向力系统工作时导弹与目标的相对距离。

3) 相邻两次点火间隔时间应大于规定的值  $\Delta t_w$ , 即  $t - i > \Delta t_w$ , 其中  $i$  是最近一次脉冲发动机点火的时间。

4) 根据过载指令误差大小确定直接侧向力的开启条件及开启的个数, 当  $\sqrt{E_y^2 + E_z^2} \geq n_w$  开启<sup>[6]</sup>。这里  $E_y$  是纵向过载误差,  $E_z$  是侧向过载误差,  $n_w$  是一个阈值(直接侧向力的目的就是加快响应时间, 并不是一定要提供大的可用过载), 超过此阈值, 开启直接侧向力, 否则不开启。根据误差大小及喷流力产生的过载大小确定启动个数。

5) 如图 2 所示为导弹与目标相对角偏差示意图,  $F_i$  为第  $i$  列脉冲发动机产生的脉冲推力。当满足  $F_i$  方向与偏差矢量之间的夹角应小于规定的角度  $\delta_w$ , 即  $\delta = |\lambda_i - \pi - \eta| < \delta_w$ , 开启所有满

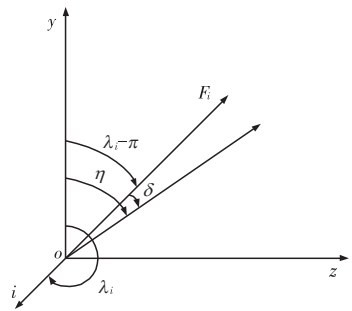


图 2 导弹和目标相对角偏差示意图  
足条件的脉冲发动机序列, 这里的  $\eta$  是  $\arctan(E_z/E_y)$  在弹体坐标系下  $yoz$  平面的投影<sup>[7]</sup>。

## 4 脉冲发动机点火逻辑

具有侧向脉冲发动机的导弹制导控制回路可用图 3 表示。

假设  $t$  时刻, 导弹(以纵向平面为例) 需用过载为

$n_R$ 、可用过载为  $n_p$ ，制导指令为  $n_c$ ，实际过载为  $n$ ，气动力对应的力和力矩为  $F$  和  $M$ ，脉冲发动机点火产生的力和力矩为  $F_T$  和  $M_T$ 。脉冲发动机的力和力矩输出可用图 4 表示。

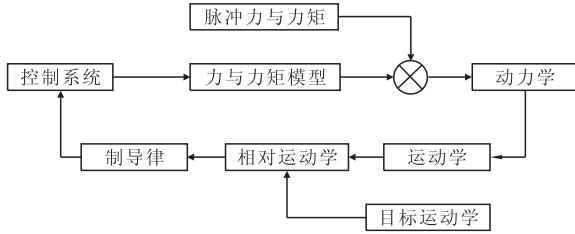


图 3 导弹制导控制回路框图

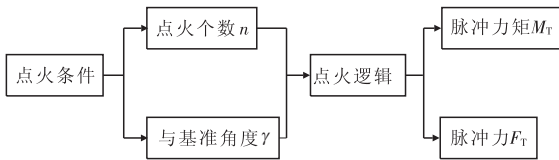


图 4 脉冲发动机输出力与力矩

根据上一节讨论,点火条件逻辑框图可用图 5 表示,输出的点火个数  $n$  与基准的夹角  $\gamma$  为点火逻辑的输入条件。

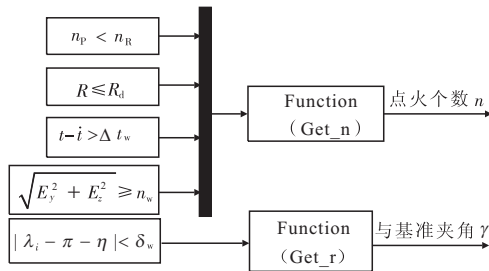


图 5 脉冲发动机点火条件

脉冲发动机的状态(指脉冲发动机是否已被启用)用矩阵  $Fire(5 \times 36)$  来表示,  $Fire_{ij} = 0$  表示第  $j$  行、第  $i$  列位置上的脉冲发动机已使用过,  $Fire_{ij} = 1$  表示第  $j$  行、第  $i$  列位置上的脉冲发动机未使用过。假设弹体转速为  $\omega$ , 则根据输入  $n$  和  $\gamma$  点火逻辑框图可用图 6 表示。逻辑过程可表述为, 首先由“点火条件”部分输出的  $n$ 、 $\gamma$  和其它已知参量作为点火逻辑的输入, 在某一时刻  $t$ , 目标与弹上基准方向夹角  $\gamma$  可表示为  $\omega t + \gamma$ , 这个角度经过  $Function(Get\_i)$  函数模块, 可确定出启动第  $i$  列脉冲发动机最为合适, 然后  $i$  分别输入给脉冲发动机的状态矩阵  $Fire$  和力与力矩计算模块, 用以检验第  $i$  列的状态和计算脉冲发动机产生的直接力和力矩。对于第  $i$  列上的发动机序列, 到底启动哪几个, 则以检验得出的第  $i$  列的状态、启动个数  $n$ 、单个脉冲发动机产生的力  $T$ 、力干扰因子  $K_i$  和力矩干扰因子  $K_m$  作为输入, 经过  $Function(Get\_j)$  函数模块, 可解算出启动第  $i$  列上的哪几个脉冲发动机, 即确定出  $j$  值, 将  $j$  分别传递给脉冲发动机状态矩阵

$Fire$ , 用以检验和记录第  $i$  列上的第  $j$  个的状态。将  $i$ 、 $j$  传递给力与力矩计算模块, 从而计算出脉冲发动机产生的直接力和力矩, 完成一个点火逻辑的循环, 根据点火条件间隔一定时间  $\Delta t_w$ , 再进行下一次脉冲发动机的点火。

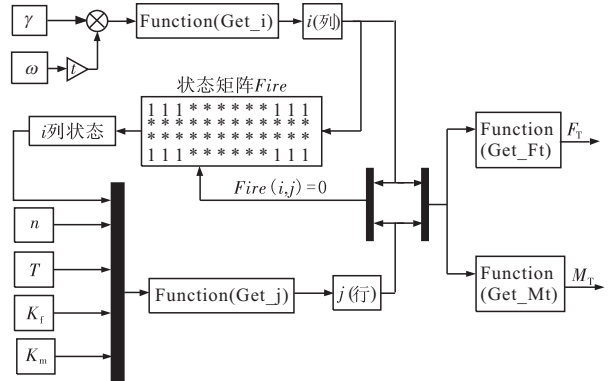


图 6 脉冲发动机点火逻辑

### 5 仿真结果与分析

针对纵向平面进行仿真分析。仿真条件是在导弹末端被动段下进行的, 距离目标初始距离  $X$  轴向约 1000m、 $Y$  轴向距离约 7000m 的情况下追击目标, 目标初速  $V_t = 750\text{m/s}$ , 初始过载为零, 在 15s 至 25s 以 5g 的过载做机动, 现在以侧向直接力前馈与气动力复合制导方案为例, 分别对在  $D_r < 5000\text{m}$  时启动直接力和不加直接力进行仿真, 结果如图 7~图 11 所示。

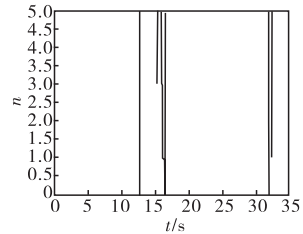


图 7 脉冲发动机启动个数

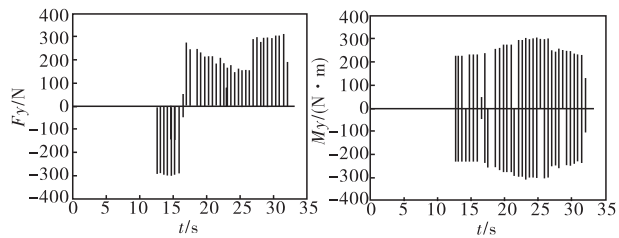


图 8 脉冲发动机产生的力 图 9 脉冲发动机产生的力矩

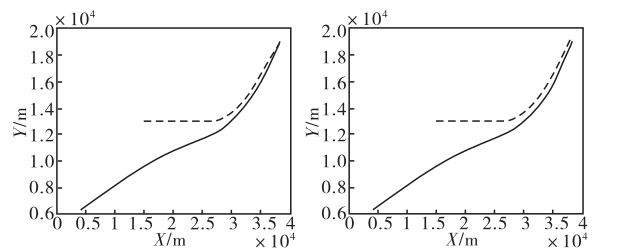


图 10 有直接力的导弹与目标纵向平面轨迹 图 11 无直接力的导弹与目标纵向平面轨迹

图 7 为有侧向直接力作用下喷流的个数, 图

8 和图 9 分别为喷流产生的力和力矩。图 10 和图 11 分别为有直接力和无直接力的导弹与目标纵向平面运动轨迹,图中虚线代表目标运动轨迹、实线代表导弹运动轨迹,结果显示在没有直接力的情况下脱靶量为 352.4m,而在有直接力作用的情况下脱靶量为 0.495m。显然,有直接力的作用,明显减小了弹目的相对距离,基本上可认为是直接命中目标。仿真结果表明,脉冲发动机启动条件选择合适,点火逻辑正确,输出的力和力矩与气动力和力矩共同作用,显著的改善了导弹的脱靶量。

## 6 结论

具有侧向脉冲发动机的导弹利用脉冲发动机产生的喷流力和力矩与气动力和力矩复合作用于导弹的末端攻击,可以有效的改善脱靶量,而侧向喷流系统的关键部分点火逻辑直接影响着直接力的效用,正确的选择点火时机及点火逻辑显得尤为重要。文中以 PAC-3 的弹体布局为例,阐述了侧向脉冲发动机的点火时机如何选择及点火逻辑的工作过程,仿真结果有力地说明了直接力的效用和点火逻辑的正确性。对于点火逻辑内部算法文中没有具体的优化,因此下

一步可对点火优化算法进行深入研究。

### 参考文献:

- [1] Nelson Steve, Marquart Tim, Diamond Mike. Low-cost, networked attitude control thrusters system (ACTS), AIAA 2003-4962[R]. 2003.
- [2] Jitparaphai T, Burchett B, Costello M. A comparison of different guidance schemes for a direct fire rocket with a pulse jet control mechanism, AIAA-2001-4326[R]. 2001.
- [3] O'Reilly P, Walters E. Patriot PAC-3 missile program: An affordable integration approach, ADA319957 [R]. 1996.
- [4] Herman R, Bulter J. Subsystems for the extended range interceptor (ERINT-1) missile, AIAA92-2750 [R]. 1992.
- [5] 杨锐,徐敏,陈士椿. 动能拦截弹姿控发动机组合点火算法研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(1): 15-18.
- [6] Thanat Jitpraphai, Mark Costello. Dispersion reduction of a direct fire rocket using lateral pulse jets, AIAA-2001-0104[R]. 2001.
- [7] 赵捍东,郭锡福,王芳,等. 侧推矢量在提高火箭弹射击精度的技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(2): 72-74.
- [8] 王全,王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681-685.
- [9] 刘辉,邢玉明,额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1174-1178.
- [10] 邓远灏,钟梓鹏,宋文艳. 收敛-扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 28(1): 29-32.
- [11] 吴雄,吴敏,张健,等. 飞行参数对射流矢量喷管内流场影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 234-239.
- [12] 吴雄. 固体发动机燃气二次喷射理论与试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2007.
- [13] 刘大有. 两相流体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.
- [14] 李宜敏,张中钦,赵元修. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.

(上接第 136 页)

- [2] Jeffrey DFlamm. Experimental study of a nozzle using fluidic counterflow for thrust vectoring, AIAA 1998-3255 [R]. 1998.
- [3] Jeffrey D Flamm, Karen A Deere. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept, AIAA 2006-3701[R]. 2006.
- [4] Kenrick A Waithe, Karen A Deere. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring, AIAA 2003-3802[R]. 2003.
- [5] 乔渭阳,蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273-278.
- [6] 秦亚欣,于军力,高歌. 激波诱导圆形矢量喷管数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2008-2012.
- [7] 谭慧俊,陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1678-1684.