



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110095990 A

(43)申请公布日 2019.08.06

(21)申请号 201910496758.1

(22)申请日 2019.06.10

(71)申请人 西北工业大学

地址 710072 陕西省西安市友谊西路127号

(72)发明人 赵斌 朱传祥

(74)专利代理机构 上海航天局专利中心 31107

代理人 王海涛

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

G05D 17/02(2006.01)

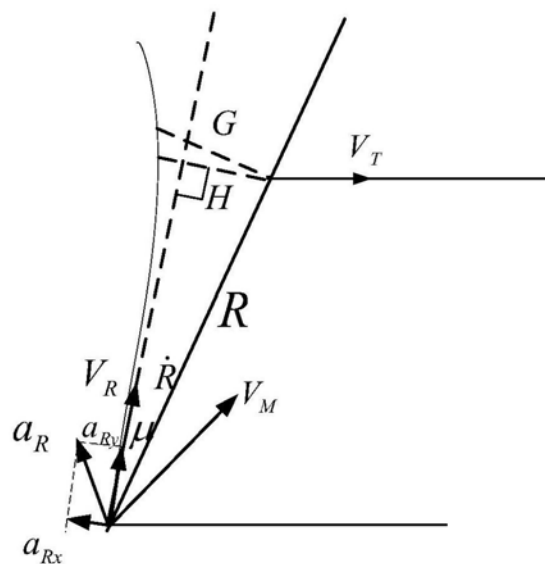
权利要求书3页 说明书6页 附图1页

(54)发明名称

一种飞行器末端直接力脉宽调制方法

(57)摘要

本发明的一种飞行器末端直接力脉宽调制方法,包括以下步骤:分析现有飞行器轨控式直接力控制方式特点,提出直接力脉宽调制控制方法,即直接发动机喷口采用十字分布,直接推力大小不可调节,通过打开对面阀门达到控制直接力持续时间的目的;所述控制方法的直接力控制策略,包括针对所述控制方法特点提出推力等效原则,并推导直接发动机开机时间;所述控制方法根据推力等效原则,需要计算剩余飞行时间、预估脱靶量,设计了基于扩张状态观测器对目标的机动估计;所述控制方法根据推力等效原则存在的位移纠偏极限问题,设计了基于零脱靶量的变结构导引律。



1. 一种飞行器末端直接力脉宽调制方法,其特征在于,直接力发动机的喷口位于导弹质心所在的平面,且采用十字型分布,所述平面垂直于导弹的中心轴,直接力发动机提供的直接力大小固定,通过控制直接力发动机工作时间控制直接力末端冲量,其步骤包括:

步骤一、设计冲量控制产生的纠偏位移等于预估脱靶量的等效原则,确定直接发动机开启策略,计算直接力持续时间;

步骤二、根据所述的等效原则,利用弹目相对运动方程,基于扩张状态观测器估计目标运动信息,计算预估脱靶量值;

步骤三、根据所述的等效原则,设计基于零脱靶量的变结构制导律。

2. 依据权利要求1所述的一种飞行器末端直接力脉宽调制方法,其特征在于,所述步骤一包括:

步骤1.1、满足开机条件时,以纵向平面内为例,预估脱靶量为:

$$NZEM = ZEM + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2 = \dot{q} \frac{R_t^2}{V_{Rt}} + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2,$$

其中,ZEM表示目标不做机动的零效脱靶量、 T_{go} 表示剩余飞行时间、 R_t 表示t时刻开机时的弹目相对距离、 V_{Rt} 表示t时刻开机时弹目相对速度、 a_{Ry} 表示纵向平面内弹目相对加速度垂直于相对速度的分量; T_{go} 为开机时刻剩余飞行时间,由式

$$T_{go} = \frac{R \cos \mu}{V_R} = \frac{R(|\dot{R}|/V_R)}{V_R} = \frac{R|\dot{R}|}{V_R^2} = \frac{R|\dot{R}|}{\dot{R}^2 + (R\dot{q})^2}$$

确定,其中 V_R 为导弹目标相对速度、 μ 为导弹目标相对速度与视线方向的夹角;

步骤1.2、直接力位移纠偏量 ΔS 等于预估脱靶量, $\Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2$, n_t 为直接

力产生的过载大小,直接力发动机持续时间 Δt 按以下方法获得:

(1) 当 $NZEM \geq \frac{1}{2} n_t g T_{go}^2$ 时, $\Delta t = T_{go}$;

(2) 当 $NZEM < \frac{1}{2} n_t g T_{go}^2$ 时, Δt 由下式确定: $\Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2 = NZEM$, 直

接力开机时间达到 Δt 后,通过打开对面喷口达到关闭直接力效果。

3. 依据权利要求2所述的一种飞行器末端直接力脉宽调制方法,其特征在于,所述步骤二包括:

步骤2.1、建立原始方程,为简化处理,只考虑纵向平面内弹目相对运动方程:

$$\ddot{q} = -\frac{2\dot{R}}{q}\dot{q} + \frac{1}{R}[V_t\dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m\dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$$

式中, \dot{q} 为视线角速度、 \ddot{q} 为视线角加速度、 q 为视线角、 R 为弹目相对距离、 \dot{R} 为弹目径向相对速度、 V_t 为目标速度、 $\dot{\theta}_t$ 为目标速度倾角速度、 $\dot{\theta}_m$ 为导弹速度倾角速度、 θ_t 为目标速度倾角、 θ_m 为导弹速度倾角;

步骤2.2、令 $x_1 = \dot{q}$, $x_2 = \frac{1}{R}[V_t \dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m \dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$ 且假设 $\dot{x}_2 = \xi$, 建立状

$$\text{态方程: } \begin{cases} \dot{x}_1 = -\frac{2\dot{R}}{q} x_1 + x_2 \\ \dot{x}_2 = \xi \\ y = x_1 \end{cases};$$

步骤2.3、根据ESO方法,建立扩张状态观测器: $\begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 e + -\frac{2\dot{R}}{q} z_1 \\ \dot{z}_2 = -\beta_2 \text{fal}(e, 0.5, 0.01) \end{cases}$, 通过观测值 z_2

得到目标切向加速度 $V_m \dot{\theta}_m$;

步骤2.4、建立弹目相对运动方程

$\ddot{R} = R\dot{q}^2 + [V_t \dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m \dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$, 设计扩张状态观测器, 得到目标法向加速度 \ddot{R} ;

步骤2.5、根据目标法向加速度与目标切向加速度, 获得纵向平面内的目标加速度于弹目连线法线分量估计值 \hat{a}_{yt} ;

步骤2.6、同理可以得到横向平面内的目标加速度于弹目连线法线上分量估计值 \hat{a}_{zt} 。

4. 依据权利要求3所述的一种飞行器末端直接力脉宽调制方法, 其特征在于, 所述步骤三包括:

步骤3.1、在纵向平面设计含有变结构项的过载指令

$$n_{yc} = \frac{N_v}{g \cos(\theta_m - q)} \left| \dot{R} \dot{q} - n_{x1} \varepsilon_{bm} + \cos \theta_m + \frac{\hat{a}_{yt}}{g \cos(\theta_m - q)} + \frac{1}{g \cos(\theta_m - q)} \left[\frac{N_v}{2} (\hat{a}_{yt} - a_{ym}) + \varepsilon \text{sgn}(s) \right] \right|$$

其中, N_v 为导航比、 n_{x1} 为弹上测得的纵向过载、 ε_{bm} 为导引头光轴转角、 a_{ym} 为导弹加速度于弹目连线法线上的分量、 ε 为变结构项中比例系数、 s 变结构导引律的切换面、 g 为重力加速度;

步骤3.2、在横向平面设计含有变结构项的过载指令

$$n_{zc} = -\frac{N_h g \cos \theta_m}{\cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \left| \dot{R} \dot{q}_\beta + n_{x1} \beta_{bm} \cos \theta_m - \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \hat{a}_{zt} + \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \left[\frac{N_h}{2} (\hat{a}_{zt} - a_{zm}) + \varepsilon \text{sgn}(s) \right] \right|$$

其中, N_h 为导航比、 ψ_{vm} 弹道偏角、 q_β 为横向平面内视线角、 a_{zm} 表示横向平面内导弹加速

度于弹目连线法线上的分量。

一种飞行器末端直接力脉宽调制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞行器末端直接力脉宽调制方法,尤其涉及一种直接推力大小恒定、推力时间可调节的直接力冲量控制技术。

背景技术

[0002] 目前已有的轨控式直接力/气动力复合控制技术主要集中于两种推力方式:一种以欧洲Aster-15、Aster-30为代表,直接推力发动机通过燃气开关阀进行调制,直接推力大小连续可调;第二种以是俄罗斯S-400防御系统中的9M96E、9M96E2为代表,在导弹的质心位置沿周向遍布一定数量喷口,通过在控制特定方向上开关一定数量喷口来调节直接推力的方向和大小,这种调节方式的合成推力大小及方向均存在一定的最低分辨率,不能实现连续可调节,为方便描述,将其定义为直接推力离散可调的控制方式。

[0003] 直接推力离散可调的控制方式,为了提高推力调节的分辨率,须沿弹体周向排布一定数量的喷口,而同一时间只能打开指定数量喷口提供需用超载。由于多个喷口在合成推力时在垂直于需要推力的方向上存在力抵消,因此受弹体能携带燃料限制,能提供的最大推力不高。直接推力连续可调的控制方法能够实时提供需用超载,其最大挑战是快响应、高可靠性的高温燃气调节阀。虽然降低燃气温度可简化阀门结构,提高可靠性和工艺性,但同时也降低了发动机的能量质量特性。因此这两种主要的传统意义上的轨控式直接推力方式,都存在各自的优缺点,并且这些优缺点可以互相弥补。

发明内容

[0004] 本发明在综合分析已有的两种轨控推力方式基础上,提供一种飞行器末端直接力脉宽调制方法。

[0005] 本发明提供的飞行器末端直接力脉宽调制方法中,直接力发动机的喷口位于导弹质心所在的平面,且采用十字型分布,所述平面垂直于导弹的中心轴,直接力发动机提供的直接力大小固定,通过控制直接力发动机工作时间控制直接力末端冲量,其步骤包括:

[0006] 步骤一、设计冲量控制产生的纠偏位移等于预估脱靶量的等效原则,确定直接发动机开启策略,计算直接力持续时间;

[0007] 步骤二、根据所述的等效原则,利用弹目相对运动方程,基于扩张状态观测器估计目标运动信息,计算预估脱靶量值;

[0008] 步骤三、根据所述的等效原则,设计基于零脱靶量的变结构制导律。

[0009] 进一步,所述步骤一包括:

[0010] 步骤1.1、满足开机条件时,以纵向平面内为例,预估脱靶量为:

$$[0011] \quad NZEM = ZEM + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2 = \dot{q} \frac{R_t^2}{V_{Rt}} + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2 ,$$

[0012] 其中,ZEM表示目标不做机动的零效脱靶量、 T_{go} 表示剩余飞行时间、 R_t 表示t时刻开

机时的弹目相对距离、 V_{Rt} 表示t时刻开机时弹目相对速度， a_{Ry} 表示纵向平面内弹目相对加速度垂直于相对速度的分量； T_{go} 为开机时刻剩余飞行时间，由式

$$T_{go} = \frac{R \cos \mu}{V_R} = \frac{R(|\dot{R}|/V_R)}{V_R} = \frac{R|\dot{R}|}{V_R^2} = \frac{R|\dot{R}|}{\dot{R}^2 + (R\dot{q})^2}$$

确定，其中 V_R 为导弹目标相对速度、 μ 为导弹目标相对速度与视线方向的夹角；

[0013] 步骤1.2、直接力位移纠偏量 ΔS 等于预估脱靶量， $\Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2$ ， n_t

为直接力产生的过载大小，直接力发动机持续时间 Δt 按以下方法获得：

[0014] (1) 当 $NZEM \geq \frac{1}{2} n_t g T_{go}^2$ 时， $\Delta t = T_{go}$ ；

[0015] (2) 当 $NZEM < \frac{1}{2} n_t g T_{go}^2$ 时， Δt 由下式确定：

$$\Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2 = NZEM$$

[0016] 直接力开机时间达到 Δt 后，通过打开对面喷口达到关闭直接力效果。

[0017] 进一步，所述步骤二包括：

[0018] 步骤2.1、建立原始方程，为简化处理，只考虑纵向平面内弹目相对运动方程

$$[0019] \quad \ddot{q} = -\frac{2\dot{R}}{q} \dot{q} + \frac{1}{R} [V_t \dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m \dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$$

[0020] 式中， \dot{q} 为视线角速度、 \ddot{q} 为视线角加速度、 q 为视线角、 R 为弹目相对距离、 \dot{R} 为弹目径向相对速度、 V_t 为目标速度、 $\dot{\theta}_t$ 为目标速度倾角速度、 $\dot{\theta}_m$ 为导弹速度倾角速度、 θ_t 为目标速度倾角、 θ_m 为导弹速度倾角；

[0021] 步骤2.2、令 $x_1 = \dot{q}$ ， $x_2 = \frac{1}{R} [V_t \dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m \dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$ ，且假设 $\dot{x}_2 = \xi$ ，建

$$\text{立状态方程: } \begin{cases} \dot{x}_1 = -\frac{2\dot{R}}{q} x_1 + x_2 \\ \dot{x}_2 = \xi \\ y = x_1 \end{cases}$$

[0022] 步骤2.3、根据ESO方法，建立扩张状态观测器：
$$\begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 e + -\frac{2\dot{R}}{q} z_1 \\ \dot{z}_2 = -\beta_2 fal(e, 0.5, 0.01) \end{cases}$$
，通过观测

值 z_2 得到目标切向加速度 $V_m \dot{\theta}_m$ ；

[0023] 步骤2.4、建立弹目相对运动方程

[0024] $\ddot{R} = R\dot{q}^2 + [V_t\dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m\dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$,设计扩张状态观测器,得到目标法向加速度 \ddot{R} ;

[0025] 步骤2.5、根据目标法向加速度与目标切向加速度,获得纵向平面内的目标加速度于视线法线上分量估计值 \hat{a}_{yt} ;

[0026] 步骤2.6、同理可以得到横向平面内的目标加速度于视线法线上分量估计值 \hat{a}_{zt} 。

[0027] 进一步,所述步骤三包括:

[0028] 步骤3.1、在纵向平面设计含有变结构项的过载指令

$$[0029] \quad n_{yc} = \frac{N_v}{g \cos(\theta_m - q)} \left| \dot{R} \dot{q} - n_{x1} \varepsilon_{bm} + \cos \theta_m + \frac{\hat{a}_{yt}}{g \cos(\theta_m - q)} + \frac{1}{g \cos(\theta_m - q)} \left[\frac{N_v}{2} (\hat{a}_{yt} - a_{ym}) + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \right] \right.$$

[0030] 其中, N_v 为导航比、 n_{x1} 为弹上测得的纵向过载、 ε_{bm} 为导引头光轴转角、 a_{ym} 为导弹加速度于视线法线上分量、 ε 为变结构项中比例系数、 s 变结构导引律的切换面、 g 为重力加速度;

[0031] 步骤3.2、在横向平面设计含有变结构项的过载指令

$$[0032] \quad n_{zc} = -\frac{N_h g \cos \theta_m}{\cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \left| \dot{R} \dot{q}_\beta + n_{x1} \beta_{bm} \cos \theta_m - \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \hat{a}_{zt} + \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \left[\frac{N_h}{2} (\hat{a}_{zt} - a_{zm}) + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \right] \right.$$

[0033] 其中, N_h 为导航比、 ψ_{vm} 弹道偏角、 q_β 为横向平面内视线角。

[0034] 本发明的优点包括:

[0035] 导弹轨控直接力发动机按十字分布,直接推力大小不可调节,开关阀控制直接力开启时间,采用冲量调节的控制方式。这种推力方式,发动机物理结构简单工程易实现,产生的推力稳定,由于不存在推力合成过程,因此能产生的最大推力大。

[0036] 上述飞行器末端直接力脉宽调制方法,其中,轨控发动机采用十字型布置直接喷管,可以在8个方向提供直接力,制导末端直接力开启后,推力大小恒定不可调节,通过打开对面阀门达到关闭效果,控制推力持续时间,一个方向只可开关一次,利用冲量调节方式,达到末端修正脱靶量的目的。用位移等效的原则,通过估计剩余飞行时间、目标机动大小,来预估脱靶量,再由修正距离等于预估脱靶量,计算直接力发动机持续时间;所述控制方法由于位移纠偏存在极限距离,故设计基于零脱靶量的变结构导引律,保证导弹在直接力发动机开机时刻,预估脱靶量在位移纠偏极限范围内。

附图说明

[0037] 本发明的飞行器末端直接力脉宽调制方法由以下的实施例及附图给出。

[0038] 图1是本发明实施例中轨控发动及模型图。

[0039] 图2是本发明实施例中弹目相对运动关系图,以纵向平面内为例。

具体实施方式

[0040] 以下将结合图1~图2对本发明的导弹直接力冲量控制方法作进一步的详细描述。为方便描述,以下均以纵向平面内为例。

[0041] 本发明实施例的飞行器末端直接力脉宽调制方法包括以下步骤:

[0042] 步骤1,弹上计算机根据雷达导引头给出的弹目相对信息,包括视线角速度 \dot{q} ,弹目相对距离 R ,弹目径向相对速度 \dot{R} ,以及根据捷联解算得到的导弹运动状态信息,利用弹目相对运动方程估计目标运动信息:

$$[0043] \quad \ddot{q} = -\frac{2\dot{R}}{q}\dot{q} + \frac{1}{R}[V_t\dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m\dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$$

[0044] 式中 V_t 为目标速度、 $\dot{\theta}_t$ 为目标速度倾角速度、 $\dot{\theta}_m$ 为导弹速度倾角速度、 θ_t 为目标速度倾角、 θ_m 为导弹速度倾角;目标切向加速度信息未知,是需要估计的。

[0045] 因此可令 $x_1 = \dot{q}$, $x_2 = \frac{1}{R}[V_t\dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m\dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$,且假设 $\dot{x}_2 = \xi$,则可建立状态方程:

$$[0046] \quad \begin{cases} \dot{x}_1 = -\frac{2\dot{R}}{q}x_1 + x_2 \\ \dot{x}_2 = \xi \\ y = x_1 \end{cases}$$

[0047] 根据ESO方法,建立扩张状态观测器:

$$[0048] \quad \begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 e + -\frac{2\dot{R}}{q}z_1 \\ \dot{z}_2 = -\beta_2 \text{fal}(e, 0.5, 0.01) \end{cases}$$

[0049] 通过观测值 z_2 则可以得到目标切向加速度信息。

[0050] 同理通过对弹目相对运动方程:

$$[0051] \quad \ddot{R} = R\dot{q}^2 + [V_t\dot{\theta}_t \cos(\theta_t - q) - V_m\dot{\theta}_m \cos(\theta_m - q)]$$

[0052] 设计扩张状态观测器,可以得到目标法向加速度信息,综合可得纵向平面内目标加速度信息。利用ESO的方法可获得横向与纵向平面内目标加速度估计值。

[0053] 步骤2,以纵向平面为例,设计含变结构项的过载指令

$$[0054] \quad n_{yc} = K_1 \left| \dot{R} \right| \dot{q} + y + \delta_y$$

[0055] 令 $y = -\frac{1}{g}\dot{V}_m \tan(\theta_m - q) + \cos\theta_m + \frac{1}{g \cos(\theta_m - q)}\hat{a}_{yt}$,取状态变量 $x = \dot{q}$,干扰量为

$f = a_t - \hat{a}_t$,表示状态观测器估计值误差,控制量 $u = g \cos(\theta_m - q) \cdot \delta_y$,故弹目相对运动方程可化为:

$$[0056] \quad \dot{x} = \frac{(2-N_v)|\dot{R}|}{R}x - \frac{1}{R}u + \frac{1}{R}f_q$$

[0057] 需要取预估脱靶量作为滑模切换面:

$$[0058] \quad s = \hat{d} = \frac{R^2}{|\dot{R}|}\dot{q} + \frac{R^2}{2|\dot{R}|}[a_{yt} - a_{ym}]$$

[0059] 设计趋近律为:

$$[0060] \quad \dot{S} = -\frac{k|\dot{R}|}{R}s - \varepsilon \operatorname{sgn}(s)$$

[0061] 根据变结构导引律到达条件要求 $s\dot{s} < -\delta$, 其中 δ 为任意小的正数, 可得

$$[0062] \quad n_{yc} = \frac{N_v}{g \cos(\theta_m - q)} |\dot{R}| \dot{q} - n_{x1} \varepsilon_{bm} + \cos \theta_m + \frac{\hat{a}_{yt}}{g \cos(\theta_m - q)} + \frac{1}{g \cos(\theta_m - q)} \left[\frac{N_v}{2} (\hat{a}_{yt} - a_{ym}) + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \right]$$

[0063] N_v 为导航比、 n_{x1} 为弹上测得的纵向过载、 ε_{bm} 为导引头光轴转角、 a_{ym} 为导弹加速度于视线法线上分量、 ε 为变结构项中比例系数、 s 变结构导引律的切换面、 g 为重力加速度。

[0064] 同理可得横向平面内过载指令为

$$[0065] \quad n_{zc} = -\frac{N_h g \cos \theta_m}{\cos(\psi_{vm} - q_\beta)} |\dot{R}| \dot{q}_\beta + n_{x1} \beta_{bm} \cos \theta_m - \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \hat{a}_{zt} + \frac{\cos \theta_m}{g \cos(\psi_{vm} - q_\beta)} \left[\frac{N_h}{2} (\hat{a}_{zt} - a_{zm}) + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \right]$$

[0066] N_h 为导航比、 ψ_{vm} 弹道偏角、 q_β 为横向平面内视线角。

[0067] 步骤3, 按照步骤2的过载指令设计的末制导律是基于零脱靶量的变结构导引律, 目的是确保直接力开启时刻预估脱靶量小于位移纠偏极限。在末制导段时刻判断 \dot{q} 的发散情况, 当满足开机条件时, 计算此时预估脱靶量:

$$[0068] \quad NZEM = ZEM + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2 = \dot{q} \frac{R_t^2}{V_{Rt}} + \frac{1}{2} a_{Ry} T_{go}^2$$

[0069] 其中, ZEM 表示目标不做机动的零效脱靶量、 T_{go} 表示剩余飞行时间、 R_t 表示 t 时刻开机时的弹目相对距离、 V_{Rt} 表示 t 时刻开机时弹目相对速度; a_{Ry} 表示弹目相对加速度, 利用 IMU 解算值与状态观测估计值得到; T_{go} 为开机时刻剩余飞行时间, 由式:

$$[0070] \quad T_{go} = \frac{R \cos \mu}{V_R} = \frac{R(|\dot{R}|/V_R)}{V_R} = \frac{R|\dot{R}|}{V_R^2} = \frac{R|\dot{R}|}{\dot{R}^2 + (R\dot{q})^2}$$

[0071] 步骤4, 在得到预估脱靶量 ZEM 条件下, 由直接力位移纠偏:

$$[0072] \quad \Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2$$

[0073] n_t 为直接力产生的过载大小, 则直接力发动机持续时间 Δt 按以下方法获得:

[0074] (1) 当 $NZEM \geq \frac{1}{2}n_t g T_{go}^2 \geq \frac{1}{2}n_t g T_{go}^2$ 时, $\Delta t = T_{go}$;

[0075] (2) 当 $NZEM \geq \frac{1}{2}n_t g T_{go}^2 < \frac{1}{2}n_t g T_{go}^2$ 时, Δt 由下式确定:

$$[0076] \quad \Delta S = n_t g T_{go} \Delta t - \frac{1}{2} n_t g \Delta t^2 = NZEM$$

[0077] 直接力开机时间达到 Δt 后, 通过打开对面喷口达到关闭直接力效果。从上式可看出要得到预估脱靶量需要估计目标机动信息; 同时直接力位移纠偏量有最大距离, 因此需要设计符合的导引律。这种飞行器末端直接力脉宽调制方法, 其发动机与开关阀的物理结构均简单易于实现, 并且发动机工作和提供的推力稳定, 最大推力大, 极具现实及理论研究意义。本发明设计的推力等效原则、基于零脱靶量的变结构导引律对其他类型导弹都具有借鉴意义。

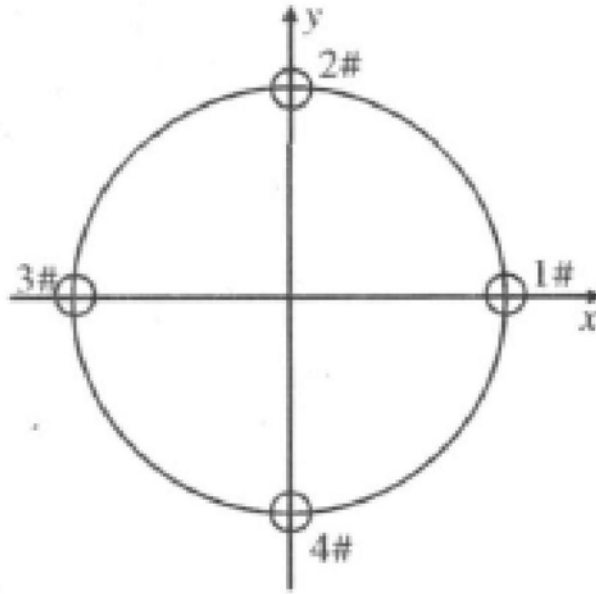


图1

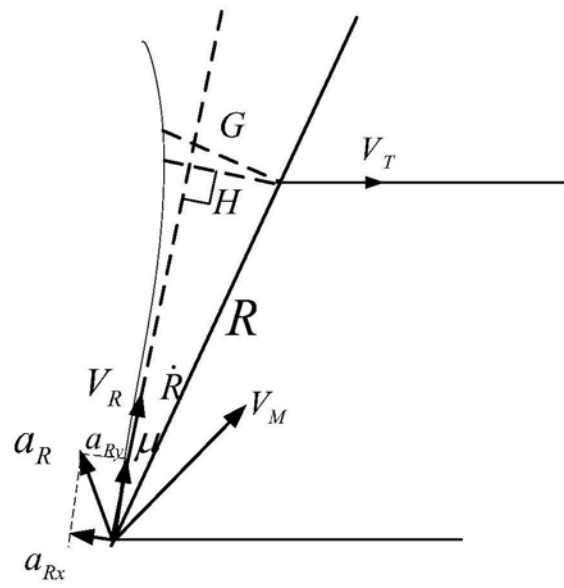


图2