高超声速飞行器俯冲机动最优制导方法。

朱建文1,刘鲁华1,汤国建1,包为民2

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073; 2. 中国航天科技集团公司,北京 100048)

摘 要:为解决高超声速飞行器俯冲段精确制导与机动突防问题,研究了机动突防最优制导方法。针对 零化视线角速率降低突防性能的问题,在俯冲平面及转弯平面内分别设计了正弦形式的视线角参考运动,同 时为进一步实现俯冲精确制导,以落速最大为性能指标,利用最优控制对其进行跟踪,引入了伪控制量,以简 化最优制导问题的求解,最后分析了该方法的稳定性及制导性能。以 CAV - H 为例进行仿真分析,仿真结果 表明,该方法能够实现机动飞行,且能够高精度地满足终端落角及落点约束,可为高超声速飞行器俯冲段精 确制导及机动突防提供参考。

关键词:高超声速飞行器;俯冲段;最优制导;机动突防 中图分类号:V448.235 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2013)06-0025-06

Optimal guidance with maneuver for hypersonic vehicle in dive phase

ZHU Jianwen¹, LIU Luhua¹, TANG Guojian¹, BAO weimin²

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: To solve precise guidance and maneuver penetration problems for hypersonic vehicle in dive phase, the optimal guidance method with maneuver was proposed. Considering that the traditional guidance law based on zero-LOS angle rate can debase penetrative ability, it designed reference motion for the rate in diving-plane and turning-plane. Besides, in order to enhance penetrative ability farther and realize precise guidance, it took advantage of optimal control with the optimal index of maximum terminal velocity to track the LOS angle rate, and pseudo control variable was introduced to simplify the resolution of optimal control problem. Finally, it analyzed the guidance capability and stability of this method. The results of CAV-H vehicle test show that the algorithm can realize maneuvering flight, and can satisfy terminal impact point and falling angle constraints. Therefore, the method can offer reference for high precision guidance and maneuver penetration for hypersonic vehicle in dive phase.

Key words: hypersonic vehicle; dive phase; optimal guidance; maneuver penetration

高超声速飞行器是当代国内外航天领域争相 发展的重点^[1],在军事上具有更广泛的应用前 景。然而,当高超声速飞行器作为武器系统时,俯 冲段是整个飞行过程的最后一段,直接决定着该 武器系统的作战效能。俯冲段制导存在的难点主 要有两点:一是高精度制导问题,复杂的飞行环 境、很快的飞行器速度以及有限的控制能力使得 俯冲过程中精确命中的问题尤为突出;另一个是 机动突防问题,飞行高度的降低使得该飞行器受 防空系统的威胁非常严重,因此需要研究可同时 实现精确制导与机动突防的制导方法。

针对上述制导问题,国内外已有一定研究。 传统的基于平行接近原理的制导方法要求视线角 速率逐渐趋近于零,这就降低了导弹的突防能 力^[2-3];机动飞行有利于突防^[4],但容易对制导精 度造成影响;文献[5]研究了高超声速飞行器滑 翔段摆式机动弹道设计方法,但没有将制导考虑 在内;为同时实现精确制导与机动突防,可将制导 与机动串行叠加,串行叠加能够充分发挥飞行器 的突防性能,其关键在于二者衔接参数的选取以 及具体取值,衔接参数取值不当,容易对制导精度 造成较大的影响^[6];除此之外也可通过加权匹配 的方法将制导指令与机动指令合成为一体化控制 指令^[7-8]。另外,也可通过设计视线角速率参考 运动的方式,利用滑模控制等先进的控制方法来 实现跟踪以提高突防能力^[9]。 本文以大升阻比高超声速飞行器为研究对 象,充分借鉴反舰导弹与机动弹头制导律的研究 方法及思路,结合此类飞行器的飞行特征研究机 动突防最优制导方法,设计视线角速率参考运动 形式。考虑到突防性能与飞行速度密切相关,利 用最优控制以速度损耗最小为性能指标对其进行 跟踪,在实现机动飞行的同时满足终端多种约束, 最终对制导突防性能以及制导精度对高度的敏感 度进行仿真分析。

1 机动突防最优制导律

1.1 俯冲段相对运动方程

为了简化制导问题,将俯冲段运动分解到俯 冲平面及转弯平面内,分别在两平面内建立相对 运动方程^[2]:

$$\begin{cases} \ddot{\lambda}_{D} = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{d}}{d}\right)\dot{\lambda}_{D} - \frac{\dot{d}}{d}\dot{\gamma}_{D} \\ \ddot{\lambda}_{TT} = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{d}}{d}\right)\dot{\lambda}_{TT} + \frac{\dot{d}}{d}\dot{\gamma}_{T} \end{cases}$$
(1)

式中,v为速度矢量,d为相对距离, γ_D 为速度在 俯冲平面内的方位角, λ_D 为视线角; γ_T 为速度在 转弯平面内的方向角, λ_{TT} 为转弯平面内的视 线角。

1.2 机动突防最优制导律设计

在俯冲平面内,为了在满足落角约束的同时 实现视线角按照所设计的运动规律变化,可取状 态变量

$$\begin{cases} x_1 = \lambda_D + \gamma_{DF} - \lambda_{DN} \\ x_2 = \lambda_D - \lambda_{DN} \end{cases}$$
(2)

式中, γ_{DF} 为终端需要落角, λ_{DN} 为俯冲平面内视线 角参考运动规律。令 $\dot{v}/v \approx 0$,计 $T_g = -d/d$,则相 对运动方程可转化为

$$\begin{cases} \dot{x}_{1} = x_{2} \\ \dot{x}_{2} = \frac{2}{T_{g}} x_{2} + \frac{1}{T_{g}} \dot{\gamma}_{D} + \frac{2}{T_{g}} \dot{\lambda}_{DN} - \ddot{\lambda}_{DN} \end{cases}$$
(3)

将式(3)转化为状态空间方程的形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \frac{2}{T_g} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{T_g} \end{bmatrix} (\dot{\gamma}_D + 2\dot{\lambda}_{DN} - T_g \ddot{\lambda}_{DN})$$
(4)

为实现在精确攻击的前提下机动飞行,以高度为 自变量设计的俯冲平面参考运动为

$$\lambda_{DN} = C_{DN} \sin\left(k_D \frac{h}{h_0} \pi\right), \ k_D \in \mathbb{Z}$$
 (5)

式中,k_D为机动频率调节系数,C_{DN}为机动幅值调

节系数,h₀为初始飞行高度,h为实际飞行高度。 由于防空系统都有最低拦截高度的限制,同时为 了保证制导精度,需要对式(5)所给出的视线角 参考运动做出以下调整:

$$\lambda_{DN} = \begin{cases} C_{DN} \sin\left(k_D \frac{h_0 - h}{h_0 - h_{midd}} \pi\right) & h > h_{midd} \\ 0 & h < h_{midd} \end{cases}$$
(6)

式中, h_{midd}为机动飞行结束高度。式(6)给出的视 线角速率参考运动 λ_{DN}只与飞行高度相关, 而与 状态变量无关。针对式(4)给出的复杂系统模 型, 为简化制导问题的建模及求解, 可在文献[2] 给出的控制量的基础上引入伪控制量:

$$u_s = \dot{\gamma}_D + 2\dot{\lambda}_{DN} - T_g \ddot{\lambda}_{DN} \tag{7}$$

这里的伪控制量只是为简化制导问题的求解而引 入的中间变量^[11],同时由式(6)可知,当 $h < h_{midd}$ 时, $\lambda_{DN} = 0$,即 $u_s = \dot{\gamma}_D$ 。因此本文所研究的机动 制导律可解释为在高空时实际视线角速率以不断 趋近于理想视线角速率的同时导向目标,而在低 空时为确保制导精度,机动幅值转为零,机动制导 律转化为具有落角约束的制导律。

结合式(4)与(7),状态空间方程可进一步改 写为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \frac{2}{T_g} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{T_g} \end{bmatrix} u_s$$
(8)

基于为控制量所构造的新的状态方程(8),可根据最优控制研究俯冲制导律。由于突防性能与飞行速度密切相关,速度越快则突防性能越好^[9],因此可将落速最大,即能量损耗最小作为性能指标:

$$J = x(t_f) F x(t_f) + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} u_s^2 dt$$
 (9)

其中,F为半正定常值矩阵,并且 $F \rightarrow \infty$ 以保证俯 冲平面内制导的终端目标:

$$\begin{cases} \lim_{t \to t_f} x_1(t) = 0\\ \lim_{t \to t_f} x_2(t) = 0 \end{cases}$$
(10)

基于状态方程(8),根据极大值原理,线性系统二次型性能指标的最优控制律为^[2,11]:

$$\boldsymbol{u}_{s}^{*} = -\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} \qquad (11)$$

在此,**R** = 1,**P** 可由 Riccati 微分方程求解 得出

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{P}}^{-1} - \boldsymbol{A}\boldsymbol{P}^{-1} - \boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} = 0\\ \boldsymbol{P}^{-1}(t_{f}) = \boldsymbol{F}^{-1} = 0 \end{cases}$$
(12)

求解方程可得

$$\boldsymbol{P} = \begin{bmatrix} \frac{4}{T_g} & 2\\ 2 & 4T_g \end{bmatrix}$$
(13)

代入式(11) 可得

$$\boldsymbol{u}_{s}^{*} = -\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} = -4\boldsymbol{x}_{2} - \frac{2\boldsymbol{x}_{1}}{T_{g}}$$
$$= -4(\dot{\boldsymbol{\lambda}}_{D} - \dot{\boldsymbol{\lambda}}_{DN}) - \frac{2}{T_{g}}(\boldsymbol{\lambda}_{D} + \boldsymbol{\gamma}_{DF} - \boldsymbol{\lambda}_{DN})$$
(14)

进而得俯冲平面机动突防最优制导律:

$$\dot{\gamma}_{D} = -4(\dot{\lambda}_{D} - \dot{\lambda}_{DN}) - \frac{2}{T_{g}}(\lambda_{D} + \gamma_{DF} - \lambda_{DN}) - 2\dot{\lambda}_{DN} + T_{g}\ddot{\lambda}_{DN}$$
(15)

在转弯平面内,假设对飞行器进入方向没有 约束,则在转弯平面取状态变量为

$$x_3 = \dot{\lambda}_{TT} - \dot{\lambda}_{DT} \tag{16}$$

式中, *λ_m* 为转弯平面内视线角速率参考运动规 律。与俯冲平面同理, 以速度损失最小为性能指 标, 获得转弯平面最优突防制导律为

$$\dot{\gamma}_{T} = 3(\dot{\lambda}_{TT} - \dot{\lambda}_{DT})\cos\lambda_{D} + 2\dot{\lambda}_{DT} - T_{g}\ddot{\lambda}_{DT}$$
(17)

同样以高度为自变量设计参考运动形式为

$$\ddot{\lambda}_{DT} = C_{DT} \sin\left(k_T \frac{h}{h_0} \pi\right), \ k_T \in \mathbb{Z}$$
(18)

式中,*C*_{DT}为机动幅值调节系数,*k*_T为机动频率调节 系数。与俯冲平面同理,设计新的转弯平面运动为

$$\lambda_{DT} = \begin{cases} C_{DT} \sin\left(k_T \frac{h_0 - h}{h_0 - h_{midd}} \pi\right) & h > h_{midd} \\ 0 & h < h_{midd} \end{cases}$$
(19)

由式(15)与式(17)可知,机动突防最优制 导律是基于最优控制,令视线角速率跟踪所设计 的运动规律,并以落速最大为性能指标,且能够同 时实现精确制导与机动飞行的控制规律。其中, k_D 与 k_T 用于控制机动频率, C_{DN} 与 C_{DT} 可以控制机动 幅值。通过调整控制参数 k_D 、 k_T 、 C_{DN} 和 C_{DT} 便可实 现俯冲段的各种不同的机动。

1.3 稳定性及过程约束分析

对于制导控制问题,系统的稳定性是最为关键的问题。基于 Lyapunov 稳定性理论,在俯冲平面内选取 Lyapunov 函数:

$$V(x_1, x_2) = \frac{1}{T_g^2} x_1^2 + \frac{1}{2} x_2^2 > 0 \qquad (20)$$

对式(20) 求导,并将式(3) 及(15) 代入可得

$$V'(x_1, x_2) = \frac{2}{T_2^3} x_1 x_2 - \frac{2}{T_g} x_2^2 - \frac{2}{T_2^3} x_1 x_2$$

$$= -\frac{2}{T_g} x_2^2 < 0 \tag{21}$$

由式(20) 与(21) 可知,俯冲平面机动突防最优 制导律可使原制导系统达到稳定,即实现对设计 视线角的跟踪。

在转弯平面内,设计 Lyapunov 函数:

$$V(x_3) = \frac{1}{2}x_3^2 > 0$$
 (22)

$$V(x_3) = x_3 x'_3 = x_3 \left[\frac{2}{T_g} x_3 - \frac{1}{T_g} 3 x_3 \right] = -\frac{1}{T_g} x_3^2 < 0$$
(23)

由式(22)与式(23)可知,转弯平面机动最优制 导律也可使原制导系统达到稳定。

经过上述分析可知,文中研究的机动突防最 优制导律始终可使系统保持稳定,但飞行器实际 制导过程中需要考虑最大过载以及总攻角等过程 约束的限制。基于速度方向角转率,将其转化为需 用过载的形式:

$$\begin{cases} n_{y} = \dot{\gamma}_{D} v/g_{0} \\ n_{z} = \dot{\gamma}_{T} v/g_{0} \end{cases}$$
(24)

式中,n_y,n_z分别为法向控制过载与侧向控制过载,g₀为海平面处地球引力加速度。设n_{max}为最大可用过载,则实际控制变量需要满足的过载约束条件为

$$\begin{cases} n_{y} < n_{\max} \frac{n_{y}}{\sqrt{n_{y}^{2} + n_{z}^{2}}} \\ n_{z} < n_{\max} \frac{n_{z}}{\sqrt{n_{y}^{2} + n_{z}^{2}}} \end{cases}$$
(25)

另外在飞行过程中,飞行器不仅需要满足过 载约束,还需满足最大总攻角约束。而对于没有侧 滑的高超声速飞行器,这里的总攻角就是攻 角^[2,10]。基于制导需要过载 n_y,n_z,经过气动参数 反插值便可获得攻角:

 $Y = C_y(Ma, \alpha) \cdot q \cdot S = g_0 \cdot \sqrt{n_y^2 + n_z^2}$ (26) 式中, Y 为气动升力, $C_y(Ma, \alpha)$ 为升力系数, Ma为马赫数, $q = \frac{\rho v^2}{2}$ 为动压, S 为飞行器横截面积。 由于气动力随攻角的增大而增大^[10], 因此由最大 攻角所确定的过程约束为

$$\sqrt{n_y^2 + n_z^2} < \frac{C_y(Ma, \alpha_{\max})qS}{mg_0}$$
 (27)

机动过载与机动幅值成正比,因此机动幅值的 选取需要满足式(25)及(27)所给出的约束条件。 基于式(24)给出制导需要的过载,在满足约束的 条件下,倾侧角 v 可由式(28)获得)

$$v = \arctan(n_z/n_y)$$
 (28)

2 仿真分析

2.1 制导及突防性能仿真分析

运用文献[2] 中的三自由度运动模型,采用 CAV – H^[10] 总体及气动参数,取俯冲段起始经纬 度 $\lambda_0 = \phi_0 = 0^\circ$,高度 $h_0 = 40$ km,速度 $v_0 =$ 2000m/s,速度倾角 $\theta_0 = 0^\circ$,航迹偏航角 $\sigma_0 =$ – 45°;攻角 $\alpha \in [0^\circ, 20^\circ]$,最大攻角变化率 5° · s⁻¹,最大过载 $N \in [0, 30g]$,最大倾侧角变化 率 20° · s⁻¹,目标经纬度 $\lambda_f = \phi_f = 1^\circ$,落角约束 $\lambda_{DF} = -60^\circ, C_{DN} = C_{DT} = 0.01^\circ, k_D = k_T = 6, 机$ $动切换高度<math>h_{midd} = 10$ km。

图1~图2给出了控制量随射程的变化曲 线,由控制量曲线可知,在飞行过程中,高度的非 线性变化导致攻角与倾侧角均呈现非周期性变 化,而攻角基本处于饱和状态以增大升力同时增 大机动范围,另外,弹体进行翻转时攻角随之迅速 减小,以实现更加快速的翻转。



图 1 攻角随射程变化曲线





图 3 ~ 图 4 给出了俯冲段部分弹道参数曲 线,仿真结果表明,机动突防最优制导方法在实现 机动飞行的同时能够高精度地满足终端落点及落 角约束。在飞行过程中,控制量的非周期变化导 致速度倾角及弹道的非周期变化,使得机动突防 最优制导律具有较强的突防能力。另外由过载曲 线及三维弹道曲线可知,高空大气密度较小,导致 气动力不足以提供大的机动过载,大气密度随着 高度的降低而逐渐增大,因此出现了同样的机动 指令产生了逐渐增大的机动幅值和速度倾角变化 范围。







Fig. 4 Longitude-latitude-altitude

根据俯冲段制导存在的难点,机动突防最优 制导方法在追求制导精度的同时也需要注重突防 性能。突防性能与机动过载密切相关,在此以法 向总过载为依据来评价突防性能^[5]。基于上述 仿真条件设置,图 5 给出了机动最优制导与最优 制导的过载变化曲线。由图 5 可知,螺旋机动总 过载始终大于最优制导,说明机动突防最优制导 方法在满足制导精度的同时增强了突防性能。



图 5 法向总过载随射程变化曲线 Fig. 5 Total overloads versus range curve

精确命中目标是制导的根本目的,因此为了 进一步研究该方法的制导性能,可通过计算其攻 击不同位置目标时的命中偏差进行分析,表1和 图 6 给出了攻击不同位置目标时的命中精度及 弹道曲线。由仿真结果可知,机动突防最优制导 方法可实现在机动飞行的同时能够准确攻击不同 位置的目标。

表1 多目标制导命中精度

Tab. 1	Impact accuracy for multiple targets		
$\lambda_f(\circ)$	$\pmb{\phi}_{\! f}({}^{\circ})$	$ heta_{\!\scriptscriptstyle f}(^{\circ})$	$E_r(\mathbf{m})$
0.8	0.8	- 59. 998	1.601
0.8	1.0	- 60. 015	2.836
1.0	0.8	- 60. 027	2.816
1.0	1.0	- 60. 047	0. 561



图 6 多目标制导经度 - 纬度 - 高度曲线 Fig. 6 Longitude-latitude-altitude curves for multiple targets

1.3 节基于 Lyapunov 稳定性理论,分析了制导系统的稳定性及过程约束,但制导律中的关键参数还包括机动飞行结束高度 h_{midd}。在此采用数值方法分析 h_{midd} 对制导精度影响,如表 2 所示,在仿真参数设置中,其他设置不变。

表 2 不同切换高度的制导精度

Tab. 2 Guidance accuracy for different switching attitudes				
$h_{\scriptscriptstyle midd}({ m km})$	$v_f(\mathrm{m/s})$	$E_r(\mathbf{m})$	$ heta_{\!_f}(^\circ)$	
10	1010. 83	0. 561	- 60. 047	
8	962.65	2.873	- 59. 937	
6	945.49	1.278	- 59. 929	
4	894.92	1.140	- 59. 933	
2	844.75	44. 726	-61.141	
0	748.40	178.010	- 54. 386	

由仿真结果可知,当 h_{midd} >4km 时,制导精度 基本不受影响,只是机动造成的能量损耗降低了 终端速度;当 h_{midd} <2km 时,终端速度进一步减小 的同时制导精度由于过程约束的限制而大大降 低,但相对于传统的设计机动弹道的方式实现的 机动飞行,本文所研究的制导方法对结束高度的 敏感度是很低的,进一步说明了该方法的有效性。

2.2 Monte Carlo 仿真验证

为了验证制导方法在扰动条件下的鲁棒性, 需进行 Monte Carlo 弹道仿真。在此对每一时刻 的气动系数 C_D , C_L 及大气密度加入 $3\sigma = 15\%$ 的 高斯随机误差,其它仿真设置不变。1000 次 Monte Carlo 模拟打靶结果如图 7、图 8 及表 3 所 示。由打靶结果可知,制导终端 50% 圆概率偏差 (CEP)为2.186m,且落角偏差基本在 0.2°以内。 另外,由于在飞行末端为了满足落角约束,弹体已 实现翻转,同时攻角为正,导致升力在北向及东向 的分解相等且为负,最终致使其落角较期望落角 偏大,同时北向与东向偏差也均为负。



Fig. 7 Falling angle deviation distributions for simulated target shooting



Fig. 8 Hit point deviation distributions for simulated target shooting

表 3 终端参数统计特性

Tab. 3 Statistic characters of terminal parameters

统计特性(3δ)	均值	均方差
速度倾角(°)	- 59. 959	0.029
脱靶量(m)	2. 183	1.296

3 结束语

本文研究了可同时实现机动飞行与精确制导 的高超声速飞行器俯冲段机动突防最优制导方 法,设计了参考视线角参考运动形式;考虑到突防 性能与飞行速度密切相关,基于最优控制,以落速 最大为性能指标对其进行跟踪,实现了俯冲段机动飞行,证明了其 Lyapunov 稳定性,并分析了过来的更少。这方法按制地会形式

程约束对机动幅值的影响。该方法控制指令形式 简单、对切换高度的敏感度较低且有效地避免了 传统突防方法中机动与制导的叠加问题。

本文研究的高超声速飞行器俯冲机动制导方 法在分析稳定性及过程约束中只是阐述了机动幅 值需要满足的条件,没能给出确定具体取值的方 法。为确定机动幅值,拟加入终端速度约束,建立 终端速度与机动幅值的抽象关系,最终迭代获取 机动幅值。

参考文献(References)

- Chuang C H, Morimoto H. Optimal periodic cruise for a hypersonic vehicle with constraints [R]. AIAA - 96 - 3876, 1996: 1 - 11.
- [2] 赵汉元.飞行器再入动力学和制导[M].长沙:国防科技 大学出版社,1997:21-230.
 ZHAO Hanyuan. Dynamics and guidance of reentry vehicle [M]. Changsha: National University of Defense Technology
- [3] Akdag R, Altilar D T. A comparative study on practical evasive maneuvers against proportional navigation missiles [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005 – 6352.

Press, 1997: 21 - 230. (in Chinese)

- [4] 顾文锦,赵红超,王凤莲,等.导弹末端机动的一体化控制 模型[J].宇航学报,2004,25(6):677-680.
 GU Wenjin, ZHAO Hongchao, WANG Fenglian, et al. Integrative control model of missiles' terminal maneuver[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6):677-680. (in Chinese)
- [5] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 高超声速滑翔飞行器摆式机

动突防弹道设计[J]. 航空学报, 2011, 32 (12): 2174 - 2181.

XIE yu, LIU Luhua, TANG Guojian, et al. Weaving maneuver trajectory design for hypersonic glide vehicles [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 32(12): 2174 - 2181. (in Chinese)

- [6] 赵红超,顾文锦.反舰导弹末端机动与末制导段的一体化 设计[J].航空兵器,2006,(3):16-18.
 ZHAO Hongchao, GU Wenjin. Integrated Design of Terminal Maneuver and Terminal Guidance Phase for Anti-Ship Missile
 [J]. Aero Weaponry, 2006,(3):16-18. (in Chinese)
- [7] 秦建飞,张义广,李俊峰.导弹末端机动与导引一体化设计的新机动模型[J]. 宇航学报,2009,30(5):1866-1870.
 QIN Jianfei, ZHANG Yiguang, LI Junfeng. A new maneuver

with finite, ZHANG figuang, Li Junieng. A new maneuver model for integra ted design of missiles' terminal maneuver and guidance[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1866 – 1870. (in Chinese)

- [8] Kim Y H, Tahk M J. Guidance synthesis for evasive maneuver of anti-ship missiles [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2007 – 6783.
- [9] 周荻, 邹昕光, 孙德波. 导弹机动突防滑模制导律[J]. 宇 航学报, 2006, 27(2): 213-215.
 ZHOU Di , ZOU Xinguang, SUN Debo. A sliding-mode guidance law for homing-missiles breaking through defense with maneuver[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 213-215. (in Chinese)
- [10] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide [R]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.
- [11] 赵红超,王凤莲,顾文锦. 超音速反舰导弹的最优末制导 律研究[J]. 航空兵器,2005,(3):8-10.
 ZHAO Hongchao, WANG Fenglian, GU Wenjin. Research on optimal terminal guidance law for supersonic anti-ship missile[J]. Aero Weaponry,2005,(3):8-10. (in Chinese)