

临近空间高超声速目标拦截弹弹道规划*

张大元¹, 雷虎民¹, 邵雷¹, 李炯¹, 肖增博²

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710051; 2. 中国人民解放军 93507 部队, 河北 石家庄 050200)

摘要:利用弹道规划设计了针对临近空间高超声速飞行器的拦截弹道。分析了临近空间高超声速目标拦截问题, 将其定性为临近空间的远程高超声速拦截, 并提出弹道规划需求; 设计了一种两级助推的拦截弹, 建立了考虑地球曲率和自转的拦截弹质点平面运动模型; 根据弹道规划需求设计弹道约束, 以末速最大、与终点距离误差最小和全程热量最小为指标建立拦截弹弹道规划问题; 采用粒子群算法求解弹道, 结果表明: 符合约束的规划弹道是高抛再入形式, 与比例导引弹道和准最佳弹道相比, 拦截弹大部分时间飞行在大气层外, 有效降低了气动热效应影响和对弹体材料的性能需求, 且为末制导段提供良好的初始工作环境。

关键词:临近空间; 高超声速飞行器; 粒子群算法; 弹道规划

中图分类号: TJ391 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2015)03-091-06

Interceptor trajectory programming for near space hypersonic target

ZHANG Dayuan¹, LEI Humin¹, SHAO Lei¹, LI Jiong¹, XIAO Zengbo²

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. The PLA Unit 93507, Shijiazhuang 050200, China)

Abstract: The trajectory of intercept hypersonic vehicle in Near Space was designed with trajectory programming method. The problem of intercepting the hypersonic vehicle in near space was analyzed and defined as long-range hypersonic intercept problem in near space, and the requirements for trajectory programming were proposed. A two-stage boost engine interceptor was designed, and the interceptor mass point model of plane motion was built in considering the earth curvature and rotation. And then, according to the requirements of trajectory programming, the trajectory restraint was designed. And the trajectory problem was established with such indexes, they were maximum terminal velocity, minimum distance error to the final point and minimum whole heat quantity. Particle swarm optimization algorithm was used to solve the problem. Results show that the programmed trajectory is a lofted trajectory which can fly out of atmosphere and reenter into it. When comparing with the proportion navigation trajectory and the near optimal trajectory, the missile will fly outside of atmospheric for most time, which can reduce the aerodynamic heat effects and cut down the requirements for the material, and provide a better initial operation environment for the terminal guidance phase.

Key words: near space; hypersonic vehicle; particle swarm optimization algorithm; trajectory programming

临近空间高超声速飞行器具有升力体外形, 可采用助推滑翔或跳跃滑翔的方式飞行, 其特殊的飞行空域和飞行方式对现有防空和导弹防御体系具有很强的突防能力^[1]。随着威胁加剧, 其防御问题必将和它本身一样成为未来空天战场的制高点。从公开文献看, 20世纪90年代美国就开始对大气层内高速拦截的关键技术进行研究, 并实施了大气层内拦截技术(Atmospheric Interceptor Technology, AIT)计划, 其成果被应用于反导系统, 这使得美国具有一定拦截临近空间高超声速飞行器的能力^[2-3]。国内大气层内高超声速拦截技术研究相对落后, 一些学者进行了有益的探索, 如国防科技

大学雍恩米分析了高超声速飞行器跳跃滑翔弹道对地基雷达的突防能力^[4]; 西北工业大学呼卫军等针对临近空间高超声速飞行器不同飞行阶段提出了相应的拦截策略^[5]。

弹道规划是用来优化飞行器飞行弹道, 提高飞行性能的技术, 许多学者研究它在拦截弹领域的应用。如Phillips等考虑中末制导交接班概率和杀伤概率, 用层次分析法优化设计了远程地空导弹中制导段最优弹道^[6]; 国防科技大学杨希祥利用伪谱法设计了空空导弹最优中制导律, 其本质也是利用弹道规划设计最优拦截弹道^[7]; 中国航天科工集团二院汤善同针对弹道导弹防御问题设计了规划弹道

* 收稿日期: 2014-09-24

基金项目: 航空科学基金资助项目(20120196003, 20130196004)

作者简介: 张大元(1987—), 男, 山东滕州人, 博士研究生, E-mail: dayuanys@163.com;

雷虎民(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: hmleinet@21cn.com

和跟踪制导律^[8]。但是,目前还没有针对临近空间高超声速飞行器的拦截弹弹道的研究。

1 问题提出

1.1 拦截问题分析

临近空间高超声速飞行器飞行轨迹一般是满足动压、热流密度和过载等约束的最大航程轨迹^[4],以通用航空飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)为例,其一条典型航迹如图 1 所示。

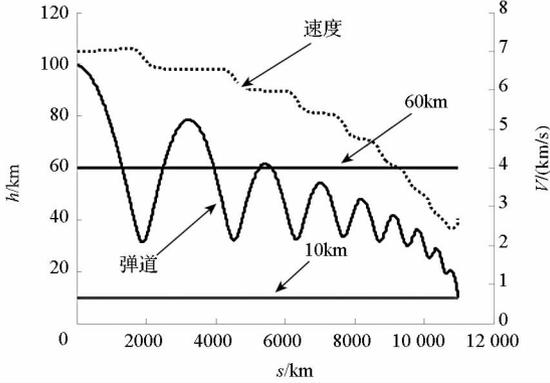


图 1 CAV 高度和速度变化曲线

Fig. 1 Changing curves of CAV altitude and velocity

由图 1 知,以 100 km 为大气层边界,CAV 大部分位于 20 ~ 60 km 高度,因为该范围内大气能提供所需的空气动力,且高超声速飞行时阻力较小,所以拦截 CAV 的弹目交汇点处于大气层内临近空间范围。CAV 再入速度可达 7 km/s,经过长时间减速,末端速度仍可达 2.5 km/s。在拦截弹道的末制导段,若拦截弹尾追目标,则其速度需大于目标速度。拦截弹迎击目标时最小速度可按图 2 所示方法估算。

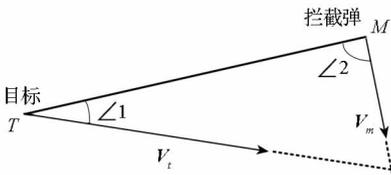


图 2 迎击需用最小速度

Fig. 2 Minimum velocity for head-on interception

图 2 为拦截弹迎击目标,则 $\angle 2 \leq 90^\circ$,弹目交会形成截击三角形的条件是

$$|\mathbf{V}_t| \sin(\angle 1) \cdot \Delta t = |\mathbf{V}_m| \sin(\angle 2) \cdot \Delta t.$$

其中, Δt 是拦截时间, \mathbf{V}_t 是目标速度矢量, \mathbf{V}_m 是拦截弹速度矢量。故拦截弹速度应满足

$$|\mathbf{V}_m| = \frac{|\mathbf{V}_t| \sin(\angle 1)}{\sin(\angle 2)} \geq |\mathbf{V}_t| \sin(\angle 1).$$

以目标速度 5 km/s 为例,设 $\angle 1 = 30^\circ$,则

$$|\mathbf{V}_m| \geq |\mathbf{V}_t| \sin(\angle 1) = 2.5 \text{ km/s}.$$

该速度忽略了损耗和命中点预测误差,所以,对临近空间高超声速目标的拦截是临近空间的高超声速拦截。由于目标速度极快,为给拦截系统预留足够的反应时间,应在较远处对目标实施拦截,因此该问题定性为:拦截点在临近空间的远程高超声速拦截。

1.2 弹道规划需求

对拦截点在临近空间的远程高超声速拦截问题,拦截弹将面临严峻挑战^[3],这些挑战主要有:

1) 导引头工作环境。在 60 km 处大气遮蔽可以忽略,为在较远距离上捕获目标,宜使用光学导引头;在 10 ~ 25 km 高度,大气遮蔽明显,为实现全天候探测需求,需采用 W 波段雷达导引头^[9]。大气层内的高速飞行给光学导引头带来强烈气动光学效应,如瞄准误差、模糊和跳动^[10]。高超声速飞行造成的高温引起气动热效应,如窗口热膨胀、自发射,严酷的热环境和烧蚀造成结构强度降低,弹体前部温度升高会造成孔径的介电性质发生变化,或机械变形,同时出现等离子体衰减,信号到达角变化,信号起伏、噪声温度上升。气动热对射频导引头同样有影响。因此,降低导引头的工作环境温度十分必要,通常的方法是采用额外的制冷系统,但这不仅增加拦截弹质量,且制冷剂进入气流会加重气动光学效应。另一种可行方法是对弹道进行规划,降低热流密度,保证导引头正常工作温度^[3]。

2) 弹体材料和结构强度。为使拦截弹达到较高速度,需要大推力加速,且为提高拦截弹高空机动能力,需要抛掉助推级,因此转接段、抛罩时对弹体强度要求较高。此外,拦截弹在大气层内高超声速飞行引起强烈气动加热,如果超过材料所能承受的最大热流密度,将导致弹体烧穿,拦截弹损毁。

3) 惯性测量装置。为获得拦截弹运动参数,需配置惯性测量系统,若其精度较低,拦截弹飞行时间不能过长,否则惯性器件测量误差会随时间显著增大,降低制导精度。

在反导拦截时,导引头在大气层外时才开始工作,因此不存在气动效应的影响,因此可考虑在反临近空间高超声速飞行器时将拦截弹送到大气层外,然后再入拦截,这样一方面可以减少拦截弹在大气层内的飞行时间,节省能量;另一方面可以降低导引头和弹体的气动加热,为导引头工作提供较好的初始工作条件。将过

载、热流密度和拦截弹飞行时间等作为约束项,建立拦截弹道规划问题,以获得满足条件的飞行弹道,通过弹道设计解决临近空间远程高超声速拦截遇到的问题。

2 拦截弹模型

2.1 拦截弹设计方案

根据前面的分析,初步设计了一种由两级助推器和拦截器组合构成的拦截弹方案。两级推力参数如表1所示。

表1 拦截弹部分参数
Tab.1 Interceptor missile parameters

参数名称	数值	参数名称	数值
一级推力	93kN	一级时间	20s
二级推力	3kN	二级时间	40s

采用两级助推可防止长时间大推力造成的严重气动加热,在推力矢量一定时,抛掉助推器可提高拦截弹机动能力。

2.2 拦截弹运动模型

研究弹道规划问题时,大多假设导弹使用气动控制,将攻角作控制变量^[11],高空拦截时,为节省能量,拦截弹往往要在大气层外飞行,此时攻角产生的气动力十分有限,若仍采用攻角作控制变量,可能无法满足控制需求。因此,本文假设拦截弹在高空具有一定的机动过载,气动力不足部分由直接力提供,以期规划出最优弹道。在拦截弹运动模型部分,对侧向力采用过载方式建立拦截弹质点运动模型。此外,考虑到拦截弹是瞄准预测命中点发射,理想轨迹位于平面内,因此,仅考虑拦截弹在弹道平面的运动。远程高超声速拦截问题还需考虑地球曲率和自转^[12]。拦截弹纵向平面质点运动模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} v = \frac{P \cos \alpha - C_x q S}{m} - g \sin \theta + \\ \omega^2 r \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \psi \sin \varphi) \\ v \dot{\theta} = g (n_y - \cos \theta) + \left(\frac{v^2 \cos \theta}{r} \right) + 2 \omega v \cos \psi \cos \varphi + \\ \omega^2 r \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \psi \sin \varphi) \\ \dot{r} = v \sin \theta \\ \dot{\lambda} = \frac{v \cos \theta \cos \psi}{r \cos \varphi} \\ \dot{\varphi} = \frac{v \cos \theta \sin \psi}{r} \end{cases} \quad (1)$$

式中: P 为推力; m 为质量; S 为参考面积; q 为动压; C_x 为阻力系数; α 为攻角; ω 为地球自转角速度; v 为拦截弹速度; θ 为当地速度倾角; ψ 为速度偏角,文中设为常值; φ 为纬度; λ 为经度; r 为地心斜距; n_y 为垂直速度矢量方向的过载,且

$$n_y = \frac{(P \sin \alpha + C_y q S)}{mg} + n_T \quad (2)$$

式中: n_T 为直接力提供的过载; C_y 为升力系数。 g 为重力加速度,计算方法为

$$g = g_0 \frac{R_0^2}{r^2} \quad (3)$$

式中, $g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$, $R_0 = 6371 \text{ km}$ 为地球平均半径。大气计算采用美国1976标准大气模型,高于91 km的大气参数插值计算。

3 拦截弹道规划

3.1 目标函数

拦截的首要问题是命中目标,飞向预测命中点则要求弹道终点与预测命中点距离误差最小,因此选择距离命中点误差最小为一个终端约束。根据拦截弹末端速度需求,希望拦截弹的末端速度越大越好,因此末端速度最大也作为一个终端优化指标。据1.2节对弹道规划需求的分析,导引头工作环境的挑战最大,选择总气动加热最小为过程优化指标。则总目标函数为

$$\min \{ J(u) \} = \min \{ c_1 \Delta(t_f) - c_2 v(t_f) + c_3 \int_0^{t_f} \dot{q}_\omega dt \} \quad (4)$$

其中: t_f 为飞行时间; $\Delta(t_f)$ 为拦截弹道终点距离预测命中点的距离; $v(t_f)$ 为终端速度; \dot{q}_ω 为热流密度; $c_i (i=1,2,3)$ 为权重系数。

拦截弹驻点温度环境最为恶劣,因此考虑驻点热流密度和温度,简化计算公式为^[13]

$$\dot{q}_\omega = 1.83 \times 10^{-8} r_n^{-0.5} \left(1 - \frac{c_p T_w}{v^2/2} \right) \times \rho^{0.5} v^3 \quad (5)$$

式中: ρ 为自由来流密度; r_n 为鼻头半径; c_p 为比热容。 T 为壁温,由辐射和对流平衡计算,如式(6)所示。

$$T = \left(\frac{\dot{q}_\omega}{\varepsilon \sigma} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (6)$$

式中, σ 为斯蒂芬玻尔兹曼常数, ε 为表面辐射系数。通过式(6)、式(7)迭代计算可确定驻点温度近似值。计算步骤为:

Step1: 给定任意小误差 $\delta > 0$, 令 $k = 0$, 假定当前平衡壁温为 $T_k(m)$, m 为当前时刻, 或使用前一时刻平衡壁温 $T_k(m) = T(m-1)$;

Step2: 利用 $T_k(m)$ 和式(6)计算热流密度

$\dot{q}_{\omega k}(m)$;

Step3: 利用 $\dot{q}_{\omega k}(m)$ 和式(7)计算平衡壁温 $T_{k+1}(m)$, 将 $T_{k+1}(m)$ 与 $T_k(m)$ 作比较, 若 $|T_{k+1}(m) - T_k(m)| < \delta$, 则记 $T(m) = T_{k+1}(m)$, 计算结束; 否则, 令 $k = k + 1, T_k(m) = T_{k+1}(m) + (T_{k+1}(m) - T_k(m))/2$, 返回 Step2。

3.2 控制变量

根据前述分析, 选择垂直于速度的过载 n_y 作控制变量, 以时间为分段参数, 将设计变量参数化, 引入向量 $N = (n_{y1}, n_{y2}, n_{y3}, \dots, n_{y(m+1)})$ 作为需用过载离散值, 由于飞行时间不固定, 将其作为一个优化变量, 则向量 N 变为 $N = (t_f, n_{y1}, n_{y2}, n_{y3}, \dots, n_{y(m+1)})$, 等分点之间的控制变量插值获得。根据实际情况, 拦截弹过载有限, 记为

$$|n_y| \leq |n_{y\max}| \quad (7)$$

3.3 弹道约束

根据 1.2 节对拦截弹弹道规划需求的分析, 弹道规划约束项主要有以下几个。

1) 攻角约束。为保证拦截弹稳定飞行, 对攻角进行限制:

$$|\alpha| \leq |\alpha_{\max}| \quad (8)$$

2) 动压约束。为保证拦截弹弹体结构稳定性, 需要对动压进行限制:

$$Q = 0.5\rho V^2 \leq Q_{\max} \quad (9)$$

3) 热流密度约束。为避免拦截弹的壳体被烧穿, 其峰值热流密度不应超过其极限值, 对峰值热流密度 $\dot{q}_{\omega p}$ 进行限制:

$$\dot{q}_{\omega p} \leq \dot{q}_{\omega\max} \quad (10)$$

4) 时间约束。为防止拦截飞行时间无限增加, 对时间进行限制:

$$t_f \leq t_{f\max} \quad (11)$$

本文采用罚函数法处理各种约束, 并将不同物理意义和数值范围的约束项化为同一量级, 将有约束规划问题转化为无约束规划问题, 具体方法如下。

$$\begin{cases} p_1 = \Delta(t_f) = \frac{\sqrt{[x(t_f) - x_f]^2 + [y(t_f) - y_f]^2}}{10^3} \\ p_2 = \begin{cases} 0 & Q < Q_{\max} \\ \frac{|Q - Q_{\max}|}{10^5} & Q \geq Q_{\max} \end{cases} \\ p_3 = \begin{cases} 0 & \dot{q}_{\omega} < \dot{q}_{\omega\max} \\ \frac{|\dot{q}_{\omega} - \dot{q}_{\omega\max}|}{10^3} & \dot{q}_{\omega} \geq \dot{q}_{\omega\max} \end{cases} \\ p_4 = \begin{cases} 0 & t_f < t_{f\max} \\ |t_f - t_{f\max}| & t_f \geq t_{f\max} \end{cases} \end{cases} \quad (12)$$

根据各约束项的重要性, 对其进行排序, 分别为热流密度、攻角、时间和动压, 体现在惩罚项的权重上, 表示为 $C_q > C_\alpha > C_t > C_Q$ 。

弹道计算的结束条件为

$$\lambda \geq \lambda_f \quad (13)$$

或用东北天直角坐标表示为

$$x \geq x_f \quad (14)$$

4 计算与分析

假设预测命中点位于 $\lambda_f = 3.59^\circ, \varphi_f = 0^\circ, r_f = R_0 + 60 \text{ km}$, 经坐标变换, 预测命中点在发射点东北天坐标系内正东 403.5 km 处, z 轴坐标为 47.3 km, 如图 3 所示。拦截弹初始高度为零, 其他参数为: $\lambda_0 = 0^\circ, \varphi_0 = 0^\circ, \theta_0 = 90^\circ$, 弹道偏角 ψ 始终为零。

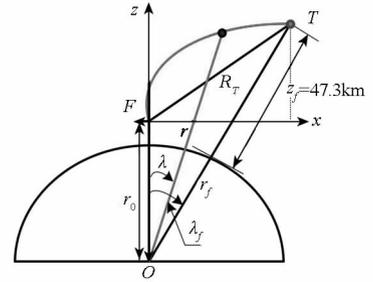


图 3 计算条件

Fig. 3 Conditions for calculating

4.1 计算结果

使用粒子群算法求解上述规划问题, 得规划弹道 (Programmed Trajectory, PT)。计算比例导引弹道 (Proportion Navigation Trajectory, PNT) 和准最佳弹道^[14] (Near Optimal Trajectory, NOT) 作为比较, 结果见图 4~8, 图中拦截弹坐标被转换到发射点东北天直角坐标系中。三种弹道的终端值见表 2。

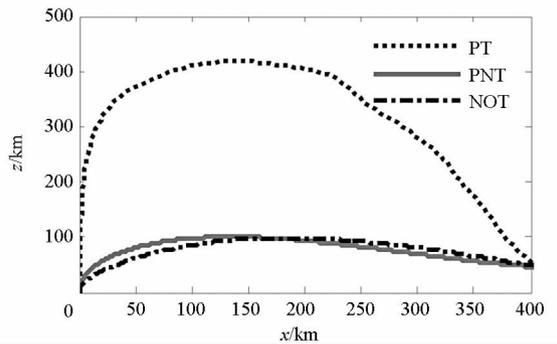


图 4 弹道曲线

Fig. 4 Curve of trajectories

由图 4 知, 与其他弹道相比, 规划弹道在初始

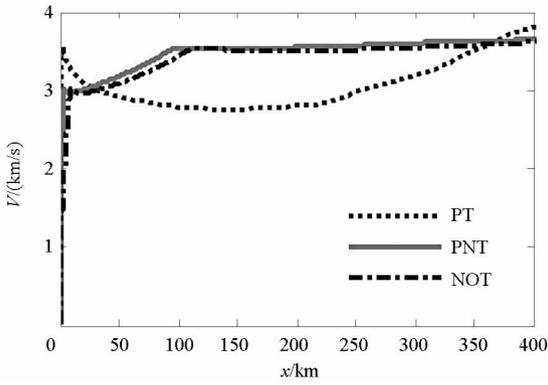


图5 速度变化曲线

Fig. 5 Curve of velocity change

段并没有向目标方向转弯,而是尽快飞出大气层外,并在弹道前半段在高空巡航,弹道后半段俯冲攻击,这些特点都是为了满足弹道对热流密度的要求,利用高空大气稀薄的特点降低拦截弹高速飞行带来的严重气动加热。

由图5知,拦截弹速度终值比另外两条弹道要大,这是因为在能量一定的情况下,按照规划弹道飞行的拦截弹在大气内飞行路径短,克服大气做功更少。

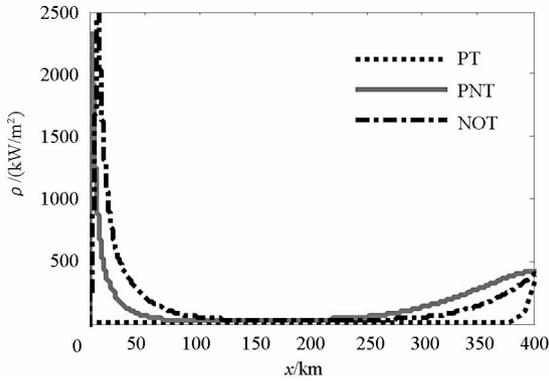


图6 热流密度变化曲线

Fig. 6 Curve of heat flux change

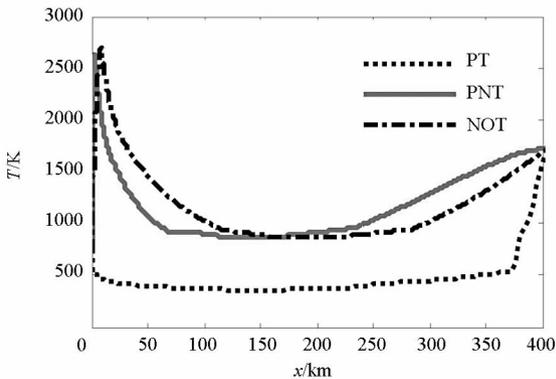


图7 温度变化曲线

Fig. 7 Curve of temperature change

由图6、图7知,规划弹道热流密度长期维持在较低水平,驻点温度更是近似维持在500K,对材料耐热性能要求降低,导引头开始工作时处于较低温度环境,利于克服高超声速飞行带来的气动热效应。其他两种弹道则不能满足对弹体材料和导引头工作温度的限制。

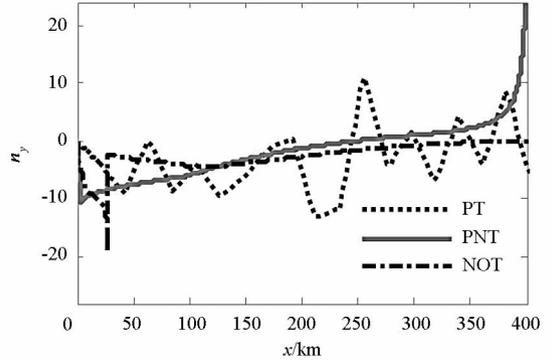


图8 需用过载曲线

Fig. 8 Curve of overloads

由图8知,沿规划弹道过载分布并未显著增大,且三种弹道的需用过载对弹体结构强度要求并不高,需要考虑的是如何在高空实现所需的过载能力。

表2 弹道终端参数

Tab. 2 Terminal parameters of trajectories

弹道	末速/ (m/s)	终点误差/ km	峰值热流/ (kW/m ²)	飞行时间/ s
PT	3819.1	2.895	2010	316.00
PNT	3640.1	0.038	2314	147.13
NOT	3617.5	0.288	2529	144.64

由表2知,规划弹道末端速度能够比其他弹道高出约180m/s,峰值热流密度比其他弹道小,但终点误差较大,且规划弹道飞行时间为常规弹道的2倍左右。因此,拦截弹需采用较高精度的惯性器件,否则会由于拦截弹参数测量误差造成较大制导误差。

4.2 计算结果分析

与比例弹道和准最佳弹道相比,本文规划弹道的不同之处在于规划时考虑了大气密度及其对动压、驻点热流密度和温度等的影响,而比例弹道和准最佳弹道是按照运动学设计的,没有考虑实际环境条件对拦截弹飞行的影响。因此,本文结果与这两种弹道并不矛盾,相反,从弹道设计角度看,本文结果可为比例导引弹道的改进提供参考,比如通过规划弹道可以看出,满足约束条件的弹道应在初始段快速上升而不向目标转弯,限制比

例导引弹道初始段的指令,使其快速上升可达到降低气动加热和能量损耗的目的。

另外,与准最佳弹道一样,本文虽然对全程弹道进行设计,但在实际应用时,在目标进入导引头作用范围后采用自主寻的方法制导,不一定按规划弹道飞行^[14]。进入末制导时由导引头决定。弹道前段按照规划弹道飞行能够为导引头开机工作提供较好的环境,有利于增大探测距离,较早进入末制导,为末制导段误差校正提供充裕的时间。

5 结论

本文对拦截临近空间高超声速飞行器的弹道进行研究。针对预测命中点,设计符合约束条件的弹道。首先分析了临近空间高超声速飞行器的飞行特性,将拦截问题定性为临近空间的远程高超声速拦截,得出了面临的挑战和弹道规划需求。继而建立拦截弹动力模型、弹道平面的质点运动模型和弹道规划问题,最后使用粒子群算法求解规划弹道,得出结论,即利用弹道规划技术可降低对拦截弹材料的要求,为拦截弹末制导段导引头工作提供较好的初始条件,在不增加制冷系统的条件下保证其正常工作。满足热流密度和温度约束的弹道往往是一种高抛再入的弹道。下一步需要研究再入角度和交会角度对弹道的限制。同时,针对预测命中点可变的情况,研究如何实时形成或依据弹道数据库形成规划弹道。

参考文献 (References)

- [1] Walker S H, Sherk C J, Shell D, et al. The DARPA/AF falcon program: the hypersonic technology vehicle #2 (HTV - 2) flight demonstration phase [R]. AIAA - 2008 - 2539, 2008.
- [2] Sherer A D, Reeves W C. Endo-atmospheric/exoatmospheric interceptor (E²I) program[R]. AIAA - 92 - 2754, 1992.
- [3] Cantrell M, Van Horn M T, Muras A. Endo-atmospheric leap [R]. AIAA - 92 - 1215, 1992.
- [4] 雍恩米,钱炜棋,何开锋. 基于雷达跟踪仿真的滑翔式再入弹道突防性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33 (10): 1370 - 1376.
YONG Enmi, QIAN Weiqi, HE Kaifeng. Penetration ability analysis for guide reentry trajectory based on radar tracking [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33 (10): 1370 - 1376. (in Chinese)
- [5] 呼卫军,周军. 临近空间飞行器拦截策略与拦截武器能力分析[J]. 现代防御技术, 2012, 40(1): 11 - 15.
HU Weijun, ZHOU Jun. Analysis of the interception strategy of the near space vehicle and capability of the interception weapon [J]. Modern Defence Technology, 2012, 40(1): 11 - 15. (in Chinese)
- [6] Phillips C A, Drake J C. Trajectory optimization for a missile using a multitier approach [J]. Journal of Space and Rockets, 2000, 37(5): 653 - 662.
- [7] 杨希祥,张为华. 基于 Gauss 伪谱法的空空导弹最优中制导律设计[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35 (1): 28 - 32.
YANG Xixiang, ZHANG Weihua. Midcourse guidance law optimal design for air-to-air missiles based on Gauss pseudospectral method [J]. Journal of National University of Defence Technology, 2013, 35(1): 28 - 32. (in Chinese)
- [8] 汤善同. 飞行器的轨道优化与制导规律研究综述[J]. 现代防御技术, 2002, 30(1): 32 - 37.
TANG Shantong. Summary of the vehicle trajectory optimization and guidance law [J]. Modern Defence Technology, 2002, 30(1): 32 - 37. (in Chinese)
- [9] Swarter P H. Design of a miniaturized W-band seeker for application in an endo-atmospheric interceptor [R]. AIAA - 93 - 2646, 1993.
- [10] Trolier J, Hudson D, Carlson D, et al. Shock layer radiance effects on endo-atmospheric interceptor seeker performance [R]. AIAA - 92 - 2186, 1992.
- [11] Imado F, Kuroda T, Miwa S. Optimal midcourse guidance for medium-range air-to-air missiles [J]. Journal of Guidance, 1990, 13(4): 603 - 608.
- [12] Vinh N X. Optimal trajectories in atmospheric flight [M]. Elsevier Scientific Publishing Company, 1981.
- [13] Papadopoulos P, Subrahmanyam P. Computational investigation and simulation of the aerothermodynamics of reentry vehicles [R]. AIAA - 2005 - 3206, 2005.
- [14] 斯维特洛夫 B T, 戈卢别夫 N C. 防空导弹设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 2004.
Светлов В Т, Голубев И С. Air defense missile design [M]. Beijing: Chinese Astronautics Press, 2004. (in Chinese)