

助推—滑翔式导弹中段弹道方案的初步分析*

雍恩米,唐国金,陈磊

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

摘要 建立了助推—滑翔式弹道中段的无量纲运动方程。采用非线性规划方法实现弹道优化。首先求解不同初始速度、速度倾角和最大升阻比的最大射程弹道,然后考虑驻点热流、过载约束,求解总气动加热最小和射程最大的最优弹道。基于前者的计算结果分析了初始条件对最大射程弹道的影响。将考虑约束的再入滑翔弹道与弹道式再入的特征参数比较,表明再入滑翔弹道的峰值热流较小,而总气动加热增加,但再入滑翔飞行时间在一般锥形体再入机动飞行器的热防护系统可承受的时间范围内。

关键词 :助推—滑翔;导弹;弹道优化;非线性规划;再入

中图分类号 :V412.1;V412.4 **文献标识码** :A

Schematic Study of Mid-course Trajectories for the Boost-glide Missiles

YONG En-mi, TANG Guo-jin, Chen Lei

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :The dimensionless equations of motion for mid-course of the boost-glide trajectory are presented and the trajectory optimization problems are solved with nonlinear programming method (NLP). Firstly, the maximum range trajectories with varied initial velocity, inclination of the velocity and maximum lift-to-drag ratio of the vehicle were generated. Then the minimal accumulated heating load and the maximum range trajectories with stagnation heating rate and load factor constraints were investigated. The numerical results of first kind trajectories show the influence of initial condition on the maximum range trajectories. The second kind of the optimal glide trajectory was compared with the pure ballistic trajectory under the same condition. The results show that the maximum heating rate of glide reentry declines while the heat load of the glide trajectory increases. Furthermore, the flight time of the glide is within the tolerance of the Thermo Protection System (TPS) of conical shape maneuver reentry vehicles.

Key words :boost-glide; missile; trajectory optimization; nonlinear programming; reentry

近年来,国内外开始关注具有助推—滑翔式弹道的各种超音速飞行器^[1-2],这类飞行器滑翔段一般采用升力体外形,依靠气动力控制,可在大气中滑翔飞行,从而实现快速远程攻击或物资运送。

早在 1948 年,钱学森教授在美国火箭学会年会上报告了一种可以完成洲际飞行的火箭助推—再入大气层滑翔机动飞行的高速运输系统。另外,在上世纪 30 年代,德国科学家 Saenger 还提出一种名为“银鸟”的助推—跳跃滑翔概念飞行器^[3]。目前,美国空军正在研制的通用大气飞行器(CAV)的一种弹道方案是采用洲际弹道导弹助推,再入无动力滑翔。最近几年国内专家也提出了基于钱学森弹道的新概念飞航导弹^[4],其中包括一种火箭助推—再入大气层无动力滑翔的远程或洲际飞航导弹。

现有的远程精确攻击武器,如洲际导弹,采用这种助推—滑翔式弹道,即成为一种新概念导弹^[5],它与常规的弹道式和巡航式飞行器相比,在增大射程和提高生存能力方面具有独特的优势。发展这种新概念导弹需要在飞行器总体、气动布局、长时间飞行的防热技术、弹道优化、先进的 GNC 技术等方面进行深入研究和论证。本文利用弹道优化方法对助推—滑翔式导弹中段飞行的弹道方案进行初步分析。

* 收稿日期:2006-04-25
基金项目:国家 863 计划资助项目(2005AA003007)
作者简介:雍恩米(1979—),女,博士生。

1 助推—滑翔式导弹的基本弹道

助推—滑翔式导弹具有工程实践意义的发展思路是在现有洲际弹道导弹技术的基础上进一步改进,即主动段仍采用运载火箭助推,再入大气层后,利用气动力控制实现弹头的远距离滑翔,以达到增大射程和提高突防性能的目的。根据助推—滑翔式弹道特点,将其基本弹道分为主动段、中段和末段,中段又包括自由飞行段和气动力控制的再入滑翔段,如图 1 所示。实现该弹道的基本飞行方案为:导弹由助推火箭送到预定高度并具有较小的弹道倾角,然后弹头沿椭圆弹道经自由飞行段后再入大气层。通过合理设计弹头气动外形,使其在再入段依靠气动力控制实现远距离滑翔。导弹靠近目标达到一定距离时,进入弹道末段。导弹飞行末段采用自寻的制导以提高命中精度。中段飞行是助推—滑翔式导弹与一般弹道式或巡航式导弹区别所在,因此本文以中段基本弹道为研究对象。

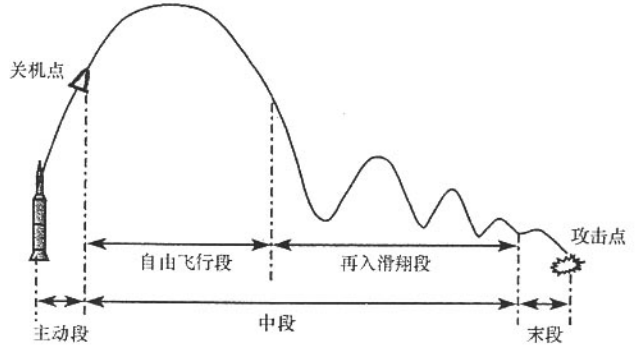


图 1 助推—滑翔式导弹基本弹道形式

Fig. 1 The normal trajectory of the boost-glide missiles

通过合理设计弹头气动外形,使其在再入段依靠气动力控制实现远距离滑翔。导弹靠近目标达到一定距离时,进入弹道末段。导弹飞行末段采用自寻的制导以提高命中精度。中段飞行是助推—滑翔式导弹与一般弹道式或巡航式导弹区别所在,因此本文以中段基本弹道为研究对象。

2 助推—滑翔式导弹中段无量纲运动方程

2.1 中段平面运动方程

从初步设计阶段确定飞行性能和选择最佳弹道的角度考虑,这里忽略地球旋转和非球形摄动的影响,采用弹头纵向平面的再入运动方程^[6]:

$$dr/dt = V \sin \theta \quad (1)$$

$$dL/dt = R_0 V \cos \theta / r \quad (2)$$

$$dV/dt = -\rho S C_D V^2 / 2m - g \sin \theta \quad (3)$$

$$d\theta/dt = 1/V [\rho S C_L V^2 / 2m - (g - V^2/r) \cos \theta] \quad (4)$$

其中, r, L, V, θ 分别为弹头质心的地心距、射程、速度大小和当地速度倾角; R_0, ρ, S, m 分别为地球平均半径、大气密度、弹头气动参考面积和质量。

2.2 运动方程无量纲化

在利用非线性规划法求解最优弹道时,将飞行器运动方程无量纲化有利于提高收敛速度^[8]。定义无量纲高度 h 、速度 u 、射程 β 和时间 τ 分别为:

$$h = r/R_0, \quad u = \frac{V}{\sqrt{g_0 R_0}}, \quad \beta = L/R_0, \quad \tau = t/\sqrt{R_0/g_0} \quad (5)$$

其中, g_0 为地球表面的引力加速度。在高超音速飞行条件下,可假设气动力系数满足抛物线阻力极线关系,同时在马赫数较大时,近似认为零升阻力系数 C_{D0} 和诱导阻力因子 K 为常数^[8],因此有

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (6)$$

升阻比达到最大时的升力系数 C_L^* 和阻力系数 C_D^* 由下式决定:

$$C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K}, \quad C_D^* = 2C_{D0} \quad (7)$$

因而最大升阻比为

$$E^* = \frac{C_L^*}{C_D^*} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}} \quad (8)$$

定义泛化升力系数 $\lambda = \frac{C_L}{C_L^*}$, 则升力系数和阻力系数可表示为 λ 的函数,即 $C_L = \lambda C_L^*, C_D = \frac{C_L^*}{2E^*} (1$

+ λ^2)。由于 C_L^* 和 E^* 对同一气动外形的弹头相同,因此 λ 是弹道优化的设计变量。

地球引力模型采用平方反比模型,大气模型利用文献[9]中的拟合公式。

由(5)式定义的无量纲变量以及气动力和引力模型,可推导出中段飞行的无量纲运动方程:

$$dh/d\tau = u \sin\theta \quad (9)$$

$$d\beta/d\tau = u \cos\theta/h \quad (10)$$

$$du/d\tau = -B\alpha(1+\lambda^2)u^2/2E^* - \sin\theta/h^2 \quad (11)$$

$$d\theta/d\tau = B\alpha u - [1/(h^2 u) - (u/h)\cos\theta] \quad (12)$$

其中 $B = \frac{r_0 S C_L^*}{2m}$,对特定的再入飞行器, B 是反映飞行器物理特性的常数。

3 弹道优化设计与分析

3.1 问题描述

增大射程是助推—滑翔式导弹的优势之一,而另一方面,由于飞行时间较长,弹头再入过程的总气动热量也会增大,因此有必要研究助推—滑翔式导弹的中段最大射程弹道和考虑热流约束的再入滑翔最优弹道。

本文的弹道优化问题表述为在时间 $[\tau_0, \tau_f]$ 中,以运动参数 $x(h, \beta, u, \theta)$ 为状态变量,寻找最优控制变量 $\lambda(\tau)$,满足运动微分方程组(1)~(4)以及约束条件 $f[x, \lambda(\tau), \tau] \leq 0$ 和状态变量边界条件 $\varphi(x) = 0$,且使某性能指标 $J = f[x, \lambda(\tau), \tau]$ 最小的最优控制问题。为处理终端时间的不确定性,这里将 τ_f 也作为优化变量。在求解过程中将再入飞行时间 N 等分,引入参数向量 $\Lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_i, \dots, \lambda_{N+1})$ 作为 $\lambda(\tau)$ 的离散值,其他时间点的控制变量的值通过样条插值得到,从而求解最优控制变量 $\lambda(\tau)$ 的问题转化为参数 Λ 的优化问题。参数优化是基于 Matlab 的 SQP 算法实现。本文采用美国波音公司设计的带控制翼的锥形体再入机动飞行器的相关气动参数进行优化^[2],其中最大升力系数为 0.6,气动参考面积为 0.35m^2 ,质量为 907kg。

3.2 中段最大射程弹道及参数分析

最大射程弹道的目标函数为 $J = -\beta_f$ 。主动段结束点的弹道倾角、速度大小和飞行器的最大升阻比是影响最优弹道的形式的主要因素。一般洲际导弹如俄罗斯的“白杨—M”采用三级火箭助推,主动段结束点可以达到 7000m/s 左右的速度和 200km 左右的高度,而结束点的速度倾角可以通过一个上面级来调节。初始高度用 Z_0 表示,令 θ_0 、 V_0 和 E^* 三个参数变化,弹道优化初始条件如表 1。考虑到末攻击段对弹道的要求,终端约束均取 $Z_f = 30\text{km}$, $V_f \geq 1000\text{m/s}$ 。

表 1 最大射程弹道初始条件

Tab.1 Initial conditions for maximum range trajectories

	θ_0 (deg)	V_0 (m/s)	E^*	Z_0 (km)	β_0 (deg)
(1)	1/3/5/10/15	7100	1		
(2)	5	6500/7100/7300/7500	1	200	0
(3)	5	7100	0.5/0.75/1/1.25/1.5/1.75		

优化计算结果见图 2,其中(a)(b)(c)分别为取不同 θ_0 、 V_0 和 E^* 的高度变化曲线。当只有 E^* 变化时, θ_0 和 V_0 相同,自由段弹道也完全相同,因此(c)图中只给出 100km 高度开始的再入滑翔段的高度变化。图 2 中的(d)(e)(f)是与高度变化图相对应的速度变化曲线。

分析图(a)(d)知,随 θ_0 的增大,自由飞行段射程增大,再入滑翔段射程减小,且弹道变得更陡,但中段飞行总射程并不完全随 θ_0 单调变化。在本文的算例中 $\theta_0 = 10^\circ$ 和 $\theta_0 = 15^\circ$ 时的总射程相同,且 $\theta_0 = 10^\circ$ 的弹道更为平缓。由于自由段飞行时间过长,会降低弹头中段飞行的突防性能,因此需要适当选择 θ_0 的值,既要使总射程尽可能大,又要减小自由段飞行时间。对本文选择外形的再入弹头,若最大

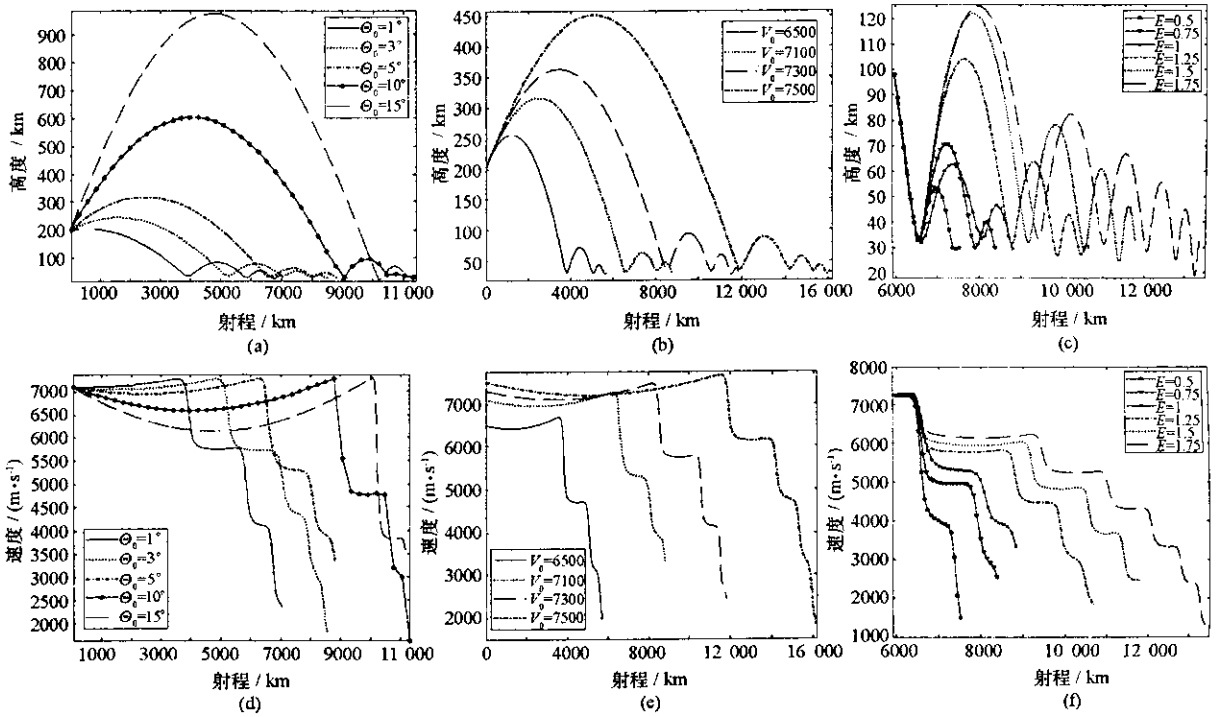


图 2 不同 θ_0 、 V_0 和 E^* 的最优弹道

Fig.2 The optimal trajectories of varied θ_0 、 V_0 and E^*

升阻比为 1, 则初始弹道倾角选择 5° 左右, 即可达到约 10 000km 的射程。

图(b)(e)表明, 随着 V_0 增大, 即初始能量的增大, 射程增大, 且再入滑翔段距离也增大。因此, 主动段关机点的速度可以根据射程需要选择。

图(c)(f)表明, 增大升阻比会增大射程, 同时也会使弹道高度变化幅度变大, 成为一种跳跃式弹道。

3.3 考虑约束的最优再入滑翔弹道

助推—滑翔式弹道的再入飞行时间比弹道式飞行要长, 总气动加热量大。因此需要考虑最大射程和最小总气动加热的综合性能指标

$$J = -\beta_f + w \int_{\tau_0}^{\tau_f} \dot{q}(\tau) \quad (13)$$

其中, w 为加权系数, \dot{q} 为头部驻点热流密度。取驻点处热流密度近似公式^[8] $\dot{q} = \frac{C1}{\sqrt{R}} \left(\frac{\rho}{\rho_s}\right)^{0.5} \left(\frac{V}{V_c}\right)^{3.15}$, $C1=17\ 600$, R 为弹头头部驻点处曲率半径, ρ_s 为海平面处的密度, V_c 为环绕速度, 取 $V_c=7.8\text{km/s}$ 。

弹道优化考虑了热流约束 $\dot{q} \leq \dot{q}_{\max}$ 和过载约束 $n = \sqrt{L^2 + D^2} / G \leq n_{\max}$ 。取初始条件 $(Z_0, V_0, \beta_0, \theta_0) = (200\text{km}, 7100\text{m/s}, 0\text{rad}, 5^\circ)$ 以及最大升阻比 $E^* = 1, R = 0.1\text{m}$ 。根据一般再入弹头能承受的过载和峰值热流, 设约束条件 $n_{\max} = 10, \dot{q}_{\max} = 5 \times 10^3 \text{kW/m}^2$, \dot{q}_{\max} 小于文献 [10] 计算的再入弹头峰值热流 10^4kW/m^2 。优化结果 (见图 2) 表明, 气动力控制变量变化较为平缓, 过载和热流约束都能很好满足, 热流峰值出现在弹头再入后高度降到约 25km, 这与文献 [10] 中再入弹头气动热的计算结果基本一致。且弹头再入大气层后只有一次跳出大气层, 其他时间大致都在 30~60km 高度范围内滑翔。

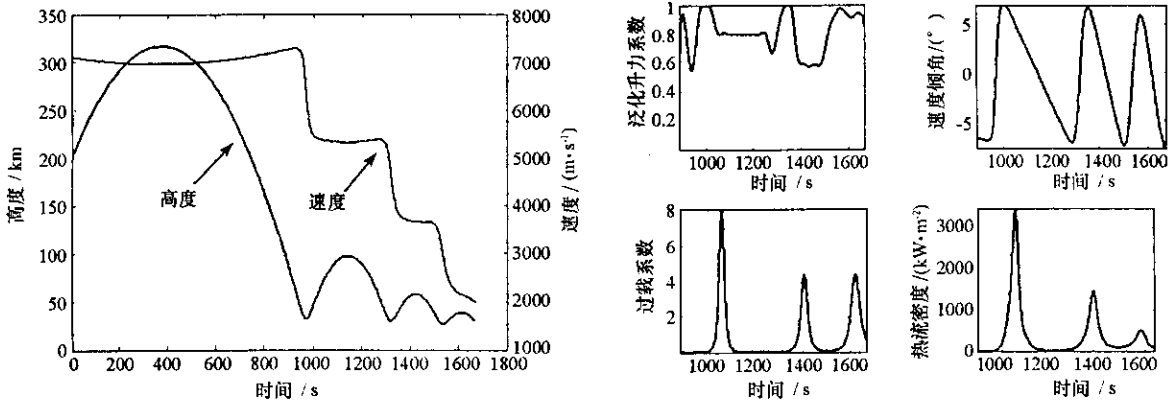


图3 考虑约束的最优弹道参数随时间变化曲线

Fig.3 The history of the trajectory variables for the optimal trajectory with constraints

表2 弹道式与助推—滑翔式弹道特征参数比较

Tab.2 Comparison of characteristic parameters for boost-glide trajectory and ballistic trajectory

	t (s)	L (km)	Q_s (kJ/m ²)	\dot{q}_{max} (kW/m ²)	n_{max}
弹道式	963.3	6522	83984	4751.2	5.47
助推—滑翔式	1668.2	9501	296770	3473.7	9.35

取与上述算例相同的初始条件和结束点高度,令升力控制变量 $\lambda(\tau) = 0$,可得到一条椭圆弹道。表2为弹道式与助推—滑翔式弹道的特征参数对比,结果表明,在再入滑翔段的峰值热流较小,但由于总飞行时间增加,射程增大的同时总的气动加热增大。而根据文献[2]设计的再入机动飞行器,热防护系统(TPS)可以接受的工作时间为800s。本文计算出的再入滑翔段时间基本满足这种热防护系统的要求。另外由于有较大的升力控制作用,过载也有所增大。

4 结论

本文对助推—滑翔式弹道方案进行了初步分析。建立了助推—滑翔式导弹的中段的无量纲运动方程。采用非线性规划法求解中段最大射程弹道和考虑热流、过载约束的总气动加热量最小与射程最大综合性能指标的最优弹道。分析了助推—滑翔式弹道中段最大射程随初始速度、最大升阻比的增大而增大,且弹道高度变化幅值也随之增大。而初始速度倾角需要取适当的值,才能使射程最大且自由段飞行时间减小。助推—滑翔式弹道能满足热流和过载约束,且与一般弹道式再入相比,峰值过载较大,而峰值热流较小,总气动加热明显增大,但其再入滑翔段飞行时间在一般锥形体机动再入飞行器热防护系统可以承受的工作时间范围内。结果表明了助推—滑翔式弹道方案的可行性和在增大射程和提高突防能力的方面的性能优势,同时也对发展新型远程精确攻击武器提供了有益的参考。

参考文献:

[1] 关世义. 基于钱学森弹道的新概念飞航导弹[J]. 飞航导弹, 2003(1):1-4.
 [2] Corporation T P. A Common Aero Vehicle Model, Description, and Employment Guide[EB/OL]. <http://www.dtic.mil/matris/sbir/sbir041/srch/af031a.doc> 2003.
 [3] Wade M. Saenger Bomber[EB/OL]. <http://www.astronautix.com/lvs/saenger.htm> 2005.
 [4] 关世义. 一种新概念反舰导弹及其飞行控制方案设想[J]. 海军航空工程学院学报, 2000, 15(4):409-411.
 [5] 雍恩米, 陈磊, 唐国金. 助推—滑翔弹道的发展及新型制导武器方案设想[J]. 飞航导弹, 2006(3):18-22.
 [6] 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.
 [7] 阮春荣. 大气中飞行的最优轨迹[M]. 北京: 宇航出版社, 1987.
 [8] Hull D G, Speyer J L. Optimal Reentry and Plane-change Trajectories[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1982(2):117-130.
 [9] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.
 [10] 王贵东. 弯头机动弹头再入螺旋弹道分析[D]. 北京: 空气动力研究所, 2000.

