

# 滑翔式飞行器再入弹道设计\*

刘欣, 李建林, 葛健全, 杨涛

(国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

**摘要:**针对滑翔式飞行器的弹道特征,提出了一种方案弹道设计方法,将整个再入弹道分为下降段、滑翔段和末制导段,通过简化的控制指令实现下降段和末制导段弹道,并通过“ $H-V$ 曲线设计+弹道跟踪”的方法来实现滑翔段的弹道设计,根据侧向运动要求调整侧倾角的变号时机,迭代得到完整的再入基准轨道。最后的算例表明,该方法能快速得到一条针对某一飞行任务的再入弹道。

**关键词:**滑翔式飞行器; 弹道设计; 弹道跟踪;  $H-V$ 剖面

**中国分类号:**V448.235 **文献标志码:**A

## Reentry Trajectory Design for Glide-reentry Vehicle

LIU Xin, LI Jianlin, GE Jianquan, YANG Tao

(College of Aerospace and Material Engineering, NUDT, Changsha 410073, China)

**Abstract:** According to the character of reentry trajectory, a trajectory planning methodology was raised in which the reentry trajectory was divided into descent phase, glide phase and terminal phase. In descent phase and terminal phase, constant attack angle was employed. In glide phase, a combination of  $H-V$  flight profile design with trajectory tracking was proposed to obtain longitudinal reference trajectory, a “control point” was used to adjust the  $H-V$  flight profile, a constant bank angle was used to control lateral motion. The result shows that the trajectory planning methodology is rapid, rational and easy for implementation.

**Keywords:** glide vehicle; trajectory design; trajectory tracking;  $H-V$  flight profile

## 0 引言

滑翔式飞行器通常为升力体或乘波体外形的再入飞行器,依靠自身的高升阻比外形,利用空气动力控制飞行轨迹,实现远距离的非弹道式再入机动飞行。由于在增大射程、突破导弹防御系统、再入段机动等方面具有优势,滑翔式飞行器成为近来的研究热点。

国内外在飞行器再入轨迹优化方面已经做了大量研究工作,取得了令人瞩目的成果。采用优化方法得到再入弹道,在飞行器总体性能分析方面十分有用。但优化计算需要花大量的时间迭代寻找最优控制量及相应的最优轨迹,具有一定的局限性。另外优化算法得到的弹道往往呈跳跃形式,高度振荡变化,不利于控制系统的设计。文中提出了一种方案弹道设计方法,能快速的为制导系统设计提供一条参考弹道,对于制导控制方案设计而言,需要的参考弹道,应是满足约束并且可行的弹道,无须追求某一性能指标的最优。

## 1 滑翔式再入弹道设计问题

### 1.1 弹道特征

滑翔飞行器飞行距离远,根据其弹道特征,可将整个再入弹道分为下降段、滑翔段、修正段和末制导段。初始下降段是指从再入点到滑翔开始点的弹道,高度约在30~100km范围,此段大气密度很小,气动力控制能力有限,无法维持滑翔飞行,飞行器必然处于下落状态。初始下降段弹道设计的目的是使弹道能平滑的转换到滑翔状态。滑翔段是再入飞行的主要阶段,基本决定飞行器的射程,通过滑翔段的制导飞行,使弹道满足滑翔段终端射程、速度、高度要求。末制导段弹道飞行速度、高度相对较低,不适宜进行滑翔飞行,末制导段弹道要满足末制导装置的工作要求,满足落点参数的要求。另外根据测量装置的需求,可在末制导段之前加入修正段以修正弹道。

### 1.2 再入动力学方程

考虑地球为旋转圆球,在半速度坐标系建立质心

\* 收稿日期:2011-02-13

作者简介:刘欣(1985-),男,湖南邵阳人,博士研究生,研究方向:飞行器总体设计、导弹制导与控制。

动力学方程,方程的具体形式可见文献[1]。

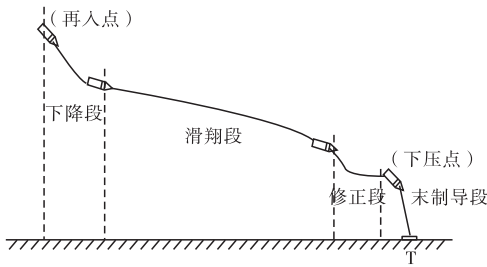


图 1 再入弹道示意图

### 1.3 弹道设计约束

主要考虑两种约束:终端条件约束和过程约束。

1)过程约束。飞行器再入过程是一个非常复杂的飞行过程,必须考虑热流、动压以及法向过载等因素,即这些因素不能超过飞行器的最大承受能力。通过一定简化,可将约束表示在高度-速度( $H-V$ )剖面内<sup>[3]</sup>。

2)落点约束。飞行器在一定初始条件下再入飞行,根据飞行任务的需要,要求飞行器的终端弹道参数满足一定的条件,对于导弹来说,通常有落地速度、落地弹道倾角的要求与射程的要求。即:

$$\theta_T(t_f) > \theta_f, \quad V(t_f) > V_f, \quad R(t_f) = R_f \quad (1)$$

弹道设计时,必须保证飞行器沿标准弹道飞行能击中目标并满足各项弹道约束。

3)控制量的限制。攻角、侧倾角等控制量的幅值和变化率不能超过限制值。

### 1.4 设计目标

滑翔式再入弹道的设计是一个复杂的过程,其主要设计目标是:

- 1)根据任务需求,使弹道能准确的命中目标,且满足落点参数要求。
- 2)整个再入弹道都应满足各种限制条件,同时要兼顾飞行器的机动能力。

## 2 弹道设计方法

### 2.1 下降段弹道设计

在下降段中,气动力作用微弱,动压、过载均不构成约束。且控制量的变化对初始下降段的飞行影响很小,为减少姿态变化,可采用定攻角和定倾斜角的方法飞行。随着高度的下降,气动力逐渐增大,弹道逐渐拉起直至维持滑翔飞行。从减小热流和增大射程两方面考虑都应使弹道拉起点尽量高,此段攻角指令采用最大攻角 $\alpha_{max}$ 。下降段常值倾斜角指令 $v_0$ 会影响弹道拉起点即滑翔段起点的高度,从而影响射程。文中射程的调整统一在滑翔段实现,下降段的常

值倾斜角 $v_0$ 取 $0^\circ$ ,使弹道拉起点尽量高。

因此,下降段弹道的控制量基本确定,无需迭代设计,在弹道计算中,当倾角为零时,认为下降段结束,记录下降段终点( $V_d, H_d$ )。

### 2.2 末制导段弹道设计

末制导段弹道必须保证最终命中目标并满足落速与落角的约束。实际飞行中,末制导段为导引弹道,其攻角、侧倾角指令由末制导律产生,基准弹道设计时使用常值攻角和 $0^\circ$ 或 $180^\circ$ 侧倾角来实现弹道。根据落速与落角的约束可确定末制导段起点的速度和末制导段的攻角指令。

末制导段起点即滑翔段终点,其速度倾角可视为 $0^\circ$ ,末制导段起点的高度通常根据末制导设备的要求确定,在末制导段起点高度确定的情况下,末制导段起点速度 $V_{f0}$ 与末制导段常值攻角 $\alpha_{f0}$ 决定了落速与落角的取值,且在一定范围内,落速随 $V_{f0}$ 单调变化,落角随 $\alpha_{f0}$ 单调变化。因此采用割线法迭代可确定出使落速恰好为 $V_f$ 、落角恰好为 $\theta_f$ 的 $V_{f0}、\alpha_{f0}$ 。迭代格式如下:

$$\alpha_{f0}^i = \alpha_{f0}^{i-1} - \frac{\alpha_{f0}^{i-1} - \alpha_{f0}^{i-2}}{\theta_{end}^{i-1} - \theta_{end}^{i-2}} (\theta_{end}^{i-1} - \theta_f) \quad (2)$$

$$V_{f0}^i = V_{f0}^{i-1} - \frac{V_{f0}^{i-1} - V_{f0}^{i-2}}{V_{end}^{i-1} - V_{end}^{i-2}} (V_{end}^{i-1} - V_f) \quad (3)$$

### 2.3 滑翔段弹道设计

由前面可知,下降段相对固定,末制导段满足落速和落角要求,则滑翔段弹道设计的主要任务就是调整航程,使弹道通过目标,并保证过程约束得以满足。

滑翔段起点即下降段终点( $V_d, H_d$ )由下降段弹道决定,滑翔段终点即末制导段起点( $V_{f0}, H_{f0}$ )由末制导段弹道决定,滑翔段起点和终点的速度倾角均取为 $0^\circ$ ,其高度随速度的变化率 $\frac{dH}{dV}$ 也为0。引入控制点( $V_c, H_c$ )以调整弹道,控制点的 $\frac{dH}{dV}$ 视为0。将整个滑翔段弹道设计为二段三次 $H-V$ 曲线,通过控制点的高度、速度大小调整整个滑翔段弹道的形状,使其满足热流、动压、过载等约束,并达到指定的航程。

之所以采用二段三次曲线的形式是因为三次多项式已足以体现滑翔段起点和终点的速度、高度、速度倾角的要求,此外,采用二段三次多项式的标准轨迹光滑、连续,能较好的反映滑翔弹道的特征,一阶导和二阶导也十分容易得到,减小了跟踪方法设计的难度。实际上滑翔段的弹道也可以设计成直线,但这样

一来,一旦控制点改变,则滑翔段起点和终点的 $\frac{dH}{dV}$ 也改变,为保证曲线的光滑,不能再选择倾角为零作

为各段弹道的分界点,分界点的参数都需要迭代获得,增加了弹道设计的难度。弹道设计成二次曲线也存在类似问题。而若将弹道设计成高次多项式形式,则在求解多项式系数方面又增加了难度。

滑翔段起点至控制点弹道满足如下速度与高度的关系式:

$$H_0 = c_1 + c_2V + c_3V^2 + c_4V^3 \quad (4)$$

控制点至俯冲点弹道亦为上述三次曲线形式。给定滑翔段起点、控制点的情况下,高度速度曲线满足下列等式,可以解出  $c_1$ 、 $c_2$ 、 $c_3$ 、 $c_4$  四个系数。

$$\begin{cases} H_d = c_1 + c_2V_d + c_3V_d^2 + c_4V_d^3 \\ H_c = c_1 + c_2V_c + c_3V_c^2 + c_4V_c^3 \\ \left. \frac{dH}{dV} \right|_d = c_2 + 2c_3V_d + 3c_4V_d^2 = 0 \\ \left. \frac{dH}{dV} \right|_c = c_2 + 2c_3V_c + 3c_4V_c^2 = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $H_d$ 、 $H_c$  表示滑翔段起点和控制点的高度;  $\left. \frac{dH}{dV} \right|_d$ 、 $\left. \frac{dH}{dV} \right|_c$  表示滑翔段起点和控制点的高度随速度变化率。

同样,给定控制点和滑翔段终点,可解出控制点和滑翔段终点的高度速度曲线。

根据高度速度曲线预估航程,目前还没有合适的公式,因此需要得到相应的控制指令,积分三自由度运动方程,得到航程。滑翔段侧倾角指令主要用于侧向弹道控制,可取常值,攻角指令按下式在运动方程积分中实时计算获得:

$$\alpha_c = k_1 \left( \frac{dH}{dV} - \frac{dH_0}{dV} \right) + k_2 (H - H_0) \quad (6)$$

式中:  $\alpha_c$  表示攻角指令;  $H_0$ 、 $\frac{dH_0}{dV}$  为给定高度速度曲线上的高度和高度随速度变化率;  $H$ 、 $\frac{dH}{dV}$  为当前弹道实际的高度和高度随速度变化率;  $k_1$ 、 $k_2$  为调整系数,调整其取值使实际弹道能较好的跟踪给定高度速度曲线。

在调整系数  $k_1$ 、 $k_2$  选定的情况下,攻角指令由给定的高度速度曲线决定,而高度速度曲线由控制点决定,一旦给定控制点参数,则控制指令也就确定,总航程也就确定了。

### 2.4 侧向弹道控制

对于远距离飞行的飞行器,必须考虑哥氏惯性和离心惯性力的影响,这两项作用力会引起导弹的侧向运动,在滑翔段的飞行过程中引入常值侧倾角,通过改变侧倾角的符号来控制侧向运动。基准弹道设计时,可通过使侧倾角变号两次的方式来实现弹道,

迭代调整侧倾角变号时机,消除侧向运动偏差,使得弹道通过目标。

根据飞行任务需要,还可通过引入侧向误差走廊来控制侧向运动轨迹,实现迂回攻击弹道。详见文献[4]。

## 3 弹道设计实例

飞行器数据采用美国波音公司 1998 年设计的再入机动飞行器 CAV-L 的相关参数<sup>[6]</sup>。取再入点高度 80km、速度 5000m/s、速度倾角  $0^\circ$ 。落点速度要求为 800m/s 以上,落角要求为  $80^\circ$  以上。弹道起点经纬度均为  $0^\circ$ ,目标点经度为  $0^\circ$ ,纬度为  $22.48^\circ$ 。最大热流限制:  $\dot{Q}_{\max} = 3000\text{kW}$ ;最大动压限制:  $q_{\max} = 400\text{kPa}$ ;最大过载限制:  $n_{y,\max} = 6$ 。

下降段攻角取最大攻角  $20^\circ$ ,侧倾角为  $0^\circ$ 。以速度倾角为零时刻作为下降段终点,积分三自由度弹道方程可得  $V_d = 4614.7\text{m/s}$ ,  $H_d = 31.5\text{km}$ 。下降段弹道曲线与速度曲线如图 2、图 3 所示。

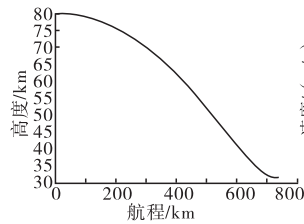


图 2 下降段弹道曲线

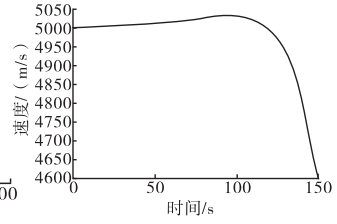


图 3 下降段速度曲线

末制导段起点高度取为 20km。通过迭代可得,在末制导段初速 1130m/s,攻角  $-10.5^\circ$ ,侧倾角  $0^\circ$  的情况下,落点参数恰好满足要求。则  $V_{f0} = 1130\text{m/s}$ ,  $H_{f0} = 20\text{km}$ 。末制导段的速度与倾角变化曲线如图 4、图 5 所示。

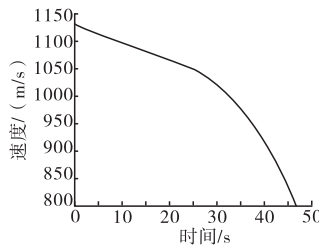


图 4 末制导段速度曲线

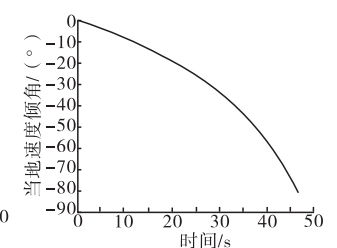


图 5 末制导段倾角曲线

滑翔段用于侧向弹道控制的常值侧倾角取为  $30^\circ$ 。先取控制点为  $((V_d + V_{f0})/2, (H_d + H_{f0})/2)$ , 确定一组合适的系数  $k_1$ 、 $k_2$ , 使实际弹道能较好的跟踪给定高度速度曲线;然后在满足约束的情况下,调整控制点,使总航程为指定值;然后调整侧倾角的变号时机,控制侧向运动;调整侧向运动会引起总航程的少许改变,最后需要重新微调控制点调整纵向弹道,经过几轮迭代后达到所需的精度。如图 6~图 9 所示。

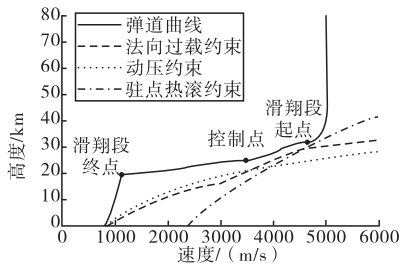


图 6 H-V 剖面内弹道与约束

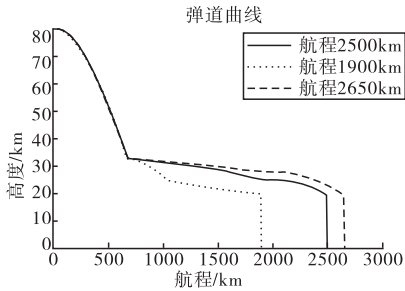


图 7 不同航程弹道的实现

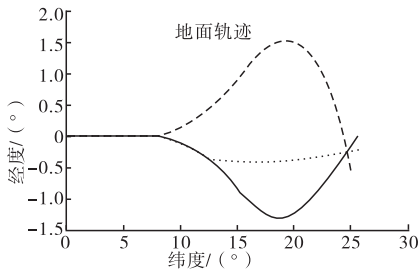


图 8 侧向运动的调整

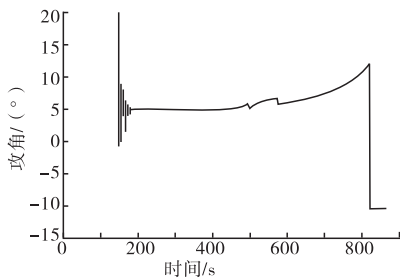


图 9 跟踪弹道的攻角曲线

### 4 结束语

文中根据滑翔式飞行器的弹道特征,将其整个再入弹道分为下降段、滑翔段和末制导段,给出了全再入弹道的设计方法。该方法简单易行,思路清晰,能快速得到一条针对某一飞行任务的弹道,且设计中兼顾了再入弹道的可飞性和可控性,得到的弹道比较平滑,可用于制导控制系统设计。但由于采用二段三次 H-V 曲线的形式来调整弹道,调整能力受限,无法完成最大射程弹道计算等导弹总体性能分析任务。

#### 参考文献:

[1] 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.

[2] 郑总准,谢富强,王永骥. 高超声速飞行器多约束参考轨迹快速规划算法[J]. 计算技术与自动化,2009,28(1):88-91.

[3] 闫晓东,唐硕. 亚轨道飞行器返回轨道设计方法研究[J]. 宇航学报,2008,29(2):467-471.

[4] Shen Zuojun, Lu Ping. On board generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1): 110-121.

[5] Shen Z, Lu Ping. On board entry trajectory planning expanded to sub-orbital flight, AIAA2003-5736 [R]. 2003.

[6] Philips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[R]. Report from Schaefer Corporation for AFRL and AFSPC, Jan. 2003.

(上接第 160 页)

的,所以实验中关注的测量参数是升力特性。

### 3 结论

文中运用数值计算和风洞实验的两种途径探索了一种替代传统操纵面的充气气囊技术。从数值计算和风洞实验的结果看,在机翼下表面靠近后缘处增设气囊,能够起到类似传统 Gurney 襟翼的气动效果。从实际应用价值上看,文中探索的新型操纵面技术确实能够起到替代操纵面的气动效果,而且对提高飞行器的隐身性能是有利的,该技术实施方便,不增加机翼结构的设计难度,不会在不使用操纵力时增加阻力(相对传统固定 Gurney 襟翼而言)。所以是一种值得进一步探索的新型操纵面技术。

#### 参考文献:

[1] 于昆龙,叶正寅,张陈安. 旋成体大迎角侧向力的控制方法计算研究[J]. 航空计算技术,2010,40(5):1-4.

[2] Wang J J, Li Y C, Choi K S. Gurney flap-lift enhancement, mechanisms and applications [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(1):22-47.

[3] 於菟,张攀峰,王晋军. 超临界翼型 Gurney 襟翼增升的数值模拟研究[J]. 气体物理,2010,5(3):38-45.

[4] 王刚,叶正寅,许和勇. 二维非结构网格上的高阶间断有限元方法研究[J]. 航空计算技术,2008,38(3):32-35.

[5] 蒋跃文,叶正寅. 适用于任意网格拓扑和质量的格心有限体积法[J]. 力学学报,2010,42(5):830-837.

[6] 蒋跃文,叶正寅,张正科. 充气结构与流场的耦合求解方法[J]. 力学学报,2010,42(1):1-7.