

高超飞行器平滑再入倾侧角优化设计

任洋, 曹林平, 肖红, 王骁飞, 国海峰

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 针对高超声速飞行器准平衡滑翔再入问题, 根据再入约束特点, 分别把初始段和准平滑段的过程约束转化成为倾侧角约束, 并对其交接班问题进行了讨论; 在倾侧角约束范围内, 设计了倾侧角文件, 降低了问题的维数, 提高了寻优速度; 分别以最大纵程与最小总气动加热为性能指标利用罚函数处理, 终端约束, 将再入约束问题转化为无约束问题; 采用遗传算法寻猜测值、模式搜索法求精确解的方式, 提高了寻优精度。仿真结果显示, 利用本文设计的倾侧角文件规划出的轨迹, 能够很好的满足再入过程中的各项约束, 且再入轨迹平稳, 可为再入轨迹和覆盖区的研究提供参考借鉴。

关键词 高超声速; 准平衡滑翔; 轨迹优化; 模式搜索法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.05.002

中图分类号 V488.235 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)05-0006-05

Optimization design of Bank Angle for Hypersonic Gliding Vehicle Smooth Reentry

REN Yang, CAO Lin-ping, XIAO Hong, WANG Xiao-fei, GUO Hai-feng

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In view of the hypersonic vehicle quasi-equilibrium glide reentry problem, the various constraints in the process of reentry are analyzed. Process constraints are converted to a bank angle constraint at different stages, and a bank angle file is designed based on the above described. With the performance indicators of maximum cross-range and minimum aerodynamic heating, GA combined with pattern search method is used to find the optimal solution for the reentry trajectory while the terminal constraints are dealt by using the penalty function. The simulation shows that the reentry trajectory satisfactory to the various constraints can be planned by using the designed bank angle file. The speed of the algorithm optimization is raised, and still more close to the online program. This method can be used for rapid trajectory optimization and research in the covered area.

Key words: hypersonic glide; quasi-equilibrium glide; trajectory optimization; pattern search method

通用航空运载器(CAV)都采用升阻比较高的升力体、乘波体或翼身组合体面对称构型, 具有较远

的航程和较强的再入机动能力; 同时, CAV 在大气层中飞行需要一段较长的时间, 并且受到热流密度、

收稿日期: 2013-12-09

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004124)

作者简介: 任洋(1989-), 男, 四川阆中人, 硕士生, 主要从事无人飞行器武器系统总体技术研究. E-mail: yang07002@163.com

引用格式: 任洋, 曹林平, 肖红, 等. 高超飞行器平滑再入倾侧角优化设计[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2014, 15(5): 6-10. REN Yang, CAO Linping, XIAO Hong, et al. Optimization design of bank angle for hypersonic gliding vehicle smooth reentry[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(5): 6-10.

动压、过载和平衡滑翔条件的严格约束,给飞行器安全、可靠的再入带来了巨大挑战,其在满足约束的情况下的平滑再入问题已成为目前研究的重点。

在给定高度和马赫数条件下,CAV 无动力再入的运动状态由攻角和倾侧角这 2 个控制量决定,通俗的讲即是攻角决定升力的产生,倾侧角决定升力的分配,传统 CAV 再入算法^[1]采用小倾侧角假设生成参考轨迹,牺牲了 CAV 的部分横向机动能力;张冉、李惠峰等^[2]在给定倾侧角的情况下对再入攻角进行了分析,忽略了倾侧角变化;孙国庆等^[3]提出了再入过程约束向倾侧角约束转化,但没有考虑再入过程中初始段和平滑段的交接问题。本文提出一种倾侧角文件代替全范围倾侧角为优的方法,对再入轨迹优化进行了研究。

1 CAV 运动问题建模

1.1 再入运动方程

考虑自转,滑翔式再入的三维无量纲运动方程为(其中上标表示归一化量纲)^[4]:

$$\dot{V} = -D' - (\sin\gamma/r^2) + \Omega^2 r' \cos\varphi (\sin\gamma \cos\varphi - \cos\gamma \sin\varphi \cos\psi) \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = [L' \cos\sigma + (V^2 - 1/r') (\cos\gamma/r') + 2\Omega V' \cos\varphi \sin\psi + \Omega^2 r' \cos\varphi (\cos\gamma \cos\varphi + \sin\gamma \cos\psi \sin\varphi)]/V \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = [L' \sin\sigma / \cos\gamma + V^2 / r' \cos\gamma \sin\psi \tan\varphi - 2\Omega V' (\tan\gamma \cos\psi \cos\varphi - \sin\varphi) + \frac{\Omega^2 r'}{\cos\gamma} \sin\psi \sin\varphi \cos\varphi]/V \quad (3)$$

$$\dot{r}' = V \sin\gamma \quad (4) \quad \dot{\lambda} = V \cos\gamma \sin\psi / r' \cos\varphi \quad (5)$$

$$\dot{\varphi} = V \cos\gamma \cos\psi / r' \quad (6)$$

式中: V 为归一化速度; γ 为航迹角; ψ 为航向角; r' 为归一化地心距; λ 为经度; φ 为纬度; Ω 、 g 、 σ 、 L' 、 D' 分别为地球自转角速度、引力加速度、侧倾角、归一化升力和阻力。

1.2 气动力模型

L' 和 D' 可计算为:

$$\begin{aligned} L' &= C_L S_{\text{ref}} \rho V^2 R_0 g_0 / 2mg \\ D' &= C_D S_{\text{ref}} \rho V^2 R_0 g_0 / 2mg \end{aligned} \quad (7)$$

式中: R_0 为地球平均半径; S_{ref} 为气动参考面积; ρ 为大气密度;升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 为攻角 α 和马赫数 M 的函数,通过对 X-33 飞行数据进行拟合得到^[5]。

计算用指数大气模型近似代替:

$$\rho = \rho_0 e^{-h/H} \quad (8)$$

式中: ρ_0 为海平面的大气密度;高度 $h = (r' - 1)R_0$

$= r - R_0$; r 为有量纲地心距, H 为标量高度系数。

本文重点讨论倾侧角 σ 变化对再入轨迹的影响,对于攻角 α ,采用文献^[2]所述标称攻角文件:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_c + \Delta\alpha & V_j < V \leq V_0 \\ \alpha_2 & V_2 \leq V \leq V_j \\ \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{V_2 - V_1} (V - V_1) + \alpha_2 & V_1 \leq V \leq V_2 \\ \alpha_1 & V_f \leq V \leq V_1 \end{cases} \quad (9)$$

式中: V 表示有量纲速度; V_0 为初始速度; V_j 为由初始滑翔段进入准平衡滑翔段时的速度; $\alpha_c = 18.656^\circ$; $\alpha_c + \Delta\alpha = 20^\circ$; $\alpha_1 = 8.961^\circ$; $\alpha_2 = 16.069^\circ$; $V_1 = 4\,912$ m/s, $V_2 = 6\,810$ m/s。

1.3 约束条件

1.3.1 终端约束

终端约束可描述为: $h_f = h_d$, $V_f = V_d$,下标 f 表示实际终端值,下标 d 表示期望终端值。

1.3.2 再入走廊约束

再入走廊(Reentry Corridor)为飞行器整个滑翔再入过程所必须满足的各种约束条件的交集。其确定应考虑如下因素:飞行器结构的承受极限、动压对控制系统和侧向稳定性的影响、飞行器热防护系统的承受能力、充分的机动能力以满足制导系统的要求。因此,再入走廊的边界由驻点热流密度、过载、动压和准平衡滑翔边界构成。

其中路径约束热流密度 \dot{Q} 、过载 n 和动压 q 分别为^[6]:

$$\dot{Q} = \frac{c}{\sqrt{R_d}} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\text{max}} \quad (10)$$

$$n = \sqrt{L'^2 + D'^2} \leq n_{\text{max}} \text{ (总过载)} \quad (11)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \leq q_{\text{max}} \quad (12)$$

式中: R_d 为飞行器头部曲率半径; c 为与飞行器特性相关的常数,本文取 $c = 11\,030$, $R_d = 0.1$ 。

换算到高度-速度(h - V)剖面有:

$$h \geq \frac{H}{n} \ln \left(\frac{c V^{3.15}}{\sqrt{R_d} \dot{Q}_{\text{max}}} \right) = h_{\dot{Q}_{\text{max}}}(V)$$

$$h \geq H \ln \left(\frac{\rho_0 V^2 S_{\text{ref}} R_0 g_0 \sqrt{C_L^2 + C_D^2}}{2mg n_{\text{max}}} \right) = h_{n_{\text{max}}}(V) \quad (13)$$

$$h \geq H \ln(\rho_0 V^2 / 2q_{\text{max}}) = h_{q_{\text{max}}}(V)$$

取航迹角 γ 及其变化率 $\dot{\gamma}$ 近似为 0,不考虑地球自转,根据式(2)得到准平衡滑翔条件(QEGC)约束的表达式为:

$$(1/r'^2 - V^2/r') - L' \cos\sigma = 0 \quad (14)$$

由式(15)可知,准平衡滑翔约束中,根据倾侧角 σ 下界 $\sigma_{\text{EQ}} = 5^\circ$ 可以确定 h - V 剖面的上界,本文取

$\sigma_{EC} = 5^\circ$ 。且根据平滑性要求, γ 及 $\dot{\gamma}$ 不可能恒为 0, 在准平衡滑翔段, 规定 γ 的变化范围在 $-1.5^\circ \sim 1.5^\circ$ 之间。

$\dot{\theta}, n, q$ 和准平衡滑翔边界对再入走廊的影响见图 1。CAV 再入轨迹上界由准平滑条件确定, 并随着 σ_{EQ} 的增大而下降; 下界在初始下降段主要受 $\dot{\theta}$ 度约束影响, 中间段主要受 n 约束影响, 再入飞行的最后阶段主要受 q 约束影响, 且三者所允许的最大值越小, 再入走廊越窄, 本文取 $\dot{Q}_{max} = 1\ 000\ \text{kW}$ 、 $n_{max} = 3, q_{max} = 100\ \text{kPa}$ 。

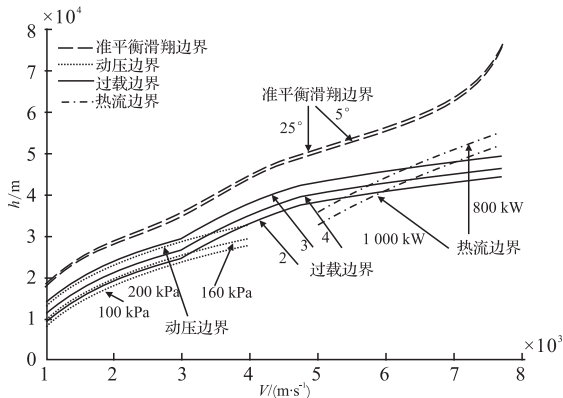


图 1 再入走廊与飞行器参数的关系

Fig.1 The connection between re-entry corridor and constraints

2 约束条件的转化

弹道分为初始下降段与准平衡滑翔段: 从再入接口(Entry Interface, EI)至有充分的大气密度使得 CAV 能够滑翔的高度称为初始下降段, 在初始段末端的交接状态, 特别是倾侧角大小, 对 CAV 能否利用气动力与地球引力的共同作用进行准平衡滑翔飞行起着至关重要的作用。在滑翔段, 如果直接利用式(10)~(12)生成再入轨迹, 计算量大, 耗时较长, 无法满足快速、实时性要求。利用 QEGC 将路径约束转化成控制量约束, 能够显著降低问题的维数与难度。

2.1 初始下降段约束的转化

初始下降段大气稀薄, QEGC 无法适用, 其过程约束主要为初始下降末端的热流密度约束, 通常将倾侧角当作常值处理, 将约束可转化为初始倾侧角 σ_0 可行范围 $[\sigma_{0min}, \sigma_{0max}]$ 的搜寻, 使 CAV 能够安全过渡到准平衡滑翔状态, 且满足热流密度约束。

判断是否进入 QEGC 的条件^[6]为:

$$|(dr'/dV)_{3DOF} - (dr'/dV)_{QEGC}| \leq \delta \quad (15)$$

式中: δ 为一个较小的整数, $(dr'/dV)_{3DOF}$ 是 3 自由

度轨迹 r' 对于 V 的实际斜率, 可由式(4)除以式(1)求得; $(dr'/dV)_{QEGC}$ 为拟平衡滑翔轨迹在高度-速度剖面对应的斜率, 具体求法见文献[7]。

取初始状态为 $(V_0, \gamma_0, \phi_0, h_0, \lambda_0, \varphi_0) = (7\ 200\ \text{m/s}, 0^\circ, 0^\circ, 120\ \text{km}, 0^\circ, 0^\circ)$ 进行仿真, 讨论初始倾侧角 σ_0 取值范围, 结果见图 2。

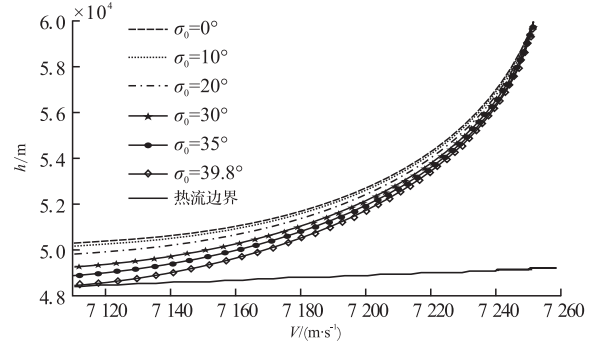


图 2 倾侧角对初始下降段的影响

Fig.2 The influence about bank angle to re-entry phase

随着 σ_0 的增大, 再入轨迹在初始下降段的末端更接近热流边界, 当 σ_0 超过 39.8° 时, 将会超过热流约束。因此, 当初始状态固定时, 会有一个最大初始倾侧角 $|\sigma_0|_{max}$ 。当 $|\sigma_0| \leq |\sigma_0|_{max}$ 时, 可保证 CAV 的下降轨迹不超过热流密度极限, 并且达到准平衡滑翔条件。

图 3 是当初始速度为 $7\ 200\ \text{m/s}$ 时, 不同初始高度所对应的最大初始倾侧角 $|\sigma_0|_{max}$ 。

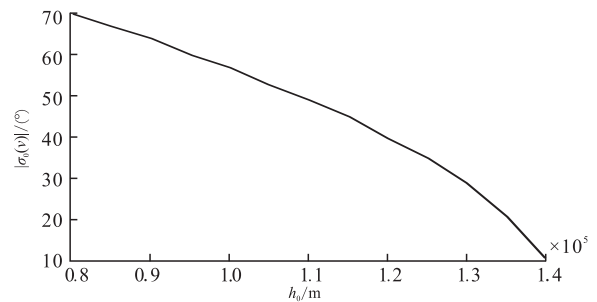


图 3 不同初始高度所对应的最大初始倾侧角

Fig.3 Different max initially bank angle related by altitude

由图可知, 随着 h_0 的增大, $|\sigma_0|_{max}$ 逐渐减小。 σ_0 太小会导致 CAV 到达平衡滑翔段后产生很大的周期振荡, 无法达到准平衡滑翔状态; 太大导致 CAV 达到准平衡滑翔状态时已经超出了驻点热流密度边界。为减小再入轨迹在准平滑段高度方向上的振荡, 一般 $|\sigma_0|$ 取小于但接近 $|\sigma_0|_{max}$ 的值。

2.2 准平衡滑翔段约束的转化

如果 CAV 处于准平衡状态, 由式(4)可知, 某一固定的 $|\sigma|$ 会对应唯一的 $h-V$ 曲线, $|\sigma|$ 越小对应准平衡滑翔再入轨迹在 $h-V$ 剖面的位置越高; 当 $|\sigma|$ 不断增大时, 在某些速度范围内已超出了再入走廊的下边

界。由此可知,如果再入飞行状态满足 QEGC,对于某一速度 V ,为保证再入轨迹满足所有再入走廊约束, σ_0 只能在一定的范围内变化。

将再入走廊的上边界条件(14)取等号代入公式(15),在动态仿真中可解算出倾侧角的范围,转换为倾侧角取值与再入速度之间的关系,见图 4。

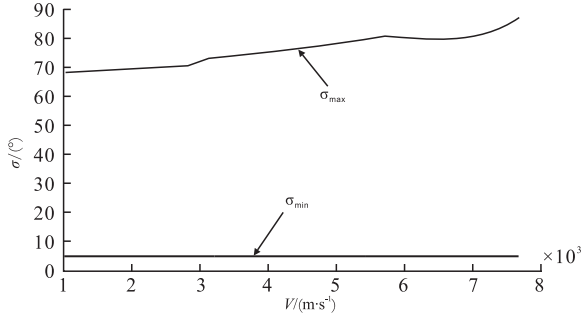


图 4 准平衡再入约束转化成的倾侧角约束

Fig.4 The bank angle constraint by QEGC

由图可知,如果再入轨迹处于准平衡滑翔状态,再入走廊约束式(10)~(12)可转化为倾侧角约束:

$$|\sigma(V)|_{\min} \leq |\sigma(V)| \leq |\sigma(V)|_{\max} \quad (16)$$

3 倾侧角优化

若用直接法^[8]数值求解倾侧角 σ ,通常的做法是在可行域内将其按时间离散成若干个节点,节点之间用差值函数来近似,然后对离散点处的值进行参数寻优。当足够离散时,优化结果与最优结果十分接近,但寻优参数较多,算法速度慢且较难收敛。考虑热防护等具体工程实际,提高优化倾侧角的工程应用价值和优化算法的效率,本文将倾侧角近似为分段线性函数,以形成倾侧角文件进行求解。

3.1 优化性能指标

本文分别取最大再入纵程和最小总气动加热为优化性能指标:

$$J_1 = \max |\lambda_f - \lambda_0|; J_2 = \min \int_{t_0}^{t_f} \dot{Q} dt \quad (17)$$

3.2 倾侧角文件

记 h_j, V_j 为准平衡滑翔接口的高度和速度,根据 QEGC 条件,可唯一确定一个所需的倾侧角,记为 σ_j 。往往 $\sigma_0 \neq \sigma_j$,为了保证 QEGC 条件的有效性,准平衡滑翔段倾侧角的大小将从 σ_j 开始变化。同理,对于给定的终端速度 V_f 和高度 h_f ,由 QEGC 可得唯一确定的 σ_f 。

由前文分析可知,在初始下降段,一般保持一个固定的初始倾侧角不变,当 CAV 再入到准平衡滑翔接口时,根据 QEGC 条件,可唯一确定一个接口倾侧角 σ_j ,并利用 σ_j 作为准平滑段控制量的初值,

由于 σ_j 往往较大,接近倾侧角控制量上边界,因此会出现控制量较大跳变的现象。

据此,考虑 $|\sigma(V)|$ 为如下分段线性函数(倾侧角文件 I):

$$|\sigma(V)| = \begin{cases} \sigma_0, & V > V_j \\ \frac{\sigma_1 - \sigma_j}{V_1 - V_j} (V - V_j) + \sigma_j, & V_1 \leq V \leq V_j \\ \frac{\sigma_f - \sigma_1}{V_f - V_1} (V - V_f) + \sigma_f, & V_f \leq V \leq V_1 \end{cases} \quad (18)$$

式中 (V_1, σ_1) 为待寻优变量。这样保证倾侧角不违背再入走廊约束,同时减少寻优参数,降低寻优空间的维数。倾侧角的优化问题就转化为在满足再入过程约束前提下的 2 个参数寻优问题。

由于在实际工程应用中,要尽量避免出现控制量跳变的现象。因此,对倾侧角进行改进设计:

$$|\sigma(V)| = \begin{cases} \sigma_0, & V > V_j \\ \frac{\sigma_2 - \sigma_0}{V_2 - V_j} (V - V_j) + \sigma_0, & V_2 \leq V \leq V_j \\ \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{V_1 - V_2} (V - V_2) + \sigma_2, & V_1 \leq V \leq V_2 \\ \frac{\sigma_f - \sigma_1}{V_f - V_1} (V - V_1) + \sigma_1, & V_f \leq V \leq V_1 \end{cases} \quad (19)$$

即通过增加 2 个寻优参数 (V_2, σ_2) ,使控制量在较短时间内平稳过渡到 QEGC 条件所要求的值,以使 CAV 尽快进入准平滑状态,这里要求 $100 \text{ m/s} \leq V_j - V_2 \leq 500 \text{ m/s}$ 。

3.3 优化算法

本文利用遗传算法初步获得 (V_1, σ_1) 、 (V_2, σ_2) 的初始猜测值,然后用模式搜索法^[3,9]在局部进行快速精确搜索,以获得更加精确的优化值。

对于末端约束,采用罚函数的方法进行处理,并将它们化为同一数量级,具体表示为:

$$p_1(x) = \begin{cases} 0, & V(t_f) \geq V_f \\ \left(\frac{V_f - V(t_f)}{1000} \right)^2, & V(t_f) < V_f \end{cases}$$

$$p_2(x) = \begin{cases} 0, & h(t_f) \geq h_f \\ \left(\frac{h_f - h(t_f)}{10000} \right)^2, & h(t_f) < h_f \end{cases} \quad (20)$$

$$p_3(x) = \begin{cases} 0, & |\gamma|_{\max} \leq 1.5^\circ \\ (|\gamma|_{\max} - 1.5)^2, & |\gamma|_{\max} > 1.5^\circ \end{cases}$$

利用罚函数,对任意违犯约束的现象都在目标函数中添加惩罚。这样,加上前一小节对再入走廊约束的转化,此再入约束问题即转换为只包含控制量约束的单约束多数优化问题,有利于减少寻优时间。

4 仿真应用

取初始状态 $(V_0, \gamma_0, \psi_0, h_0, \lambda_0, \varphi_0) = (7\ 200\ \text{m/s}, 0^\circ, 0^\circ, 120\ \text{km}, 0^\circ, 0^\circ)$, 飞行器质量 $m = 907\ \text{kg}$, 气动参考面积 $S_{\text{ref}} = 0.48\ \text{m}^2$, 由上文讨论可知, σ_0 的取值范围在 $[5^\circ, 39.8^\circ]$ 之间, 为安全考虑, 设计一定的安全裕度, 取初始倾侧角 $\sigma_0 = 35^\circ$. $h_j = 48.6\ \text{km}$, $V_j = 7\ 108\ \text{m/s}$, 可得 $|\sigma_j| = 80.2^\circ$. 取终端状态 $h_f = 25\ \text{km}$, $V_f = 1\ 800\ \text{m/s}$, 可得 $|\sigma_f| = 42^\circ$.

4.1 最大纵程仿真

首先取最大纵程性能指标, 分别对 2 个攻角文件进行仿真, 得到寻优结果为: 倾侧角文件 I: $V_1 = 4\ 926\ \text{m/s}$, $\sigma_1 = 5^\circ$; 倾侧角文件 II: $V_1 = 5\ 861\ \text{m/s}$, $\sigma_1 = 5^\circ$; $V_2 = 6\ 967\ \text{m/s}$, $\sigma_2 = 78^\circ$ 仿真结果见图 5.

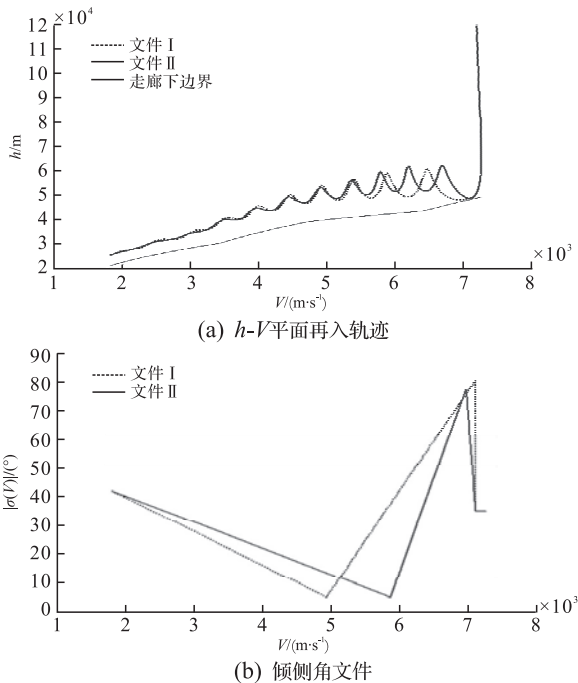


图 5 最大纵程寻优结果

Fig.5 The optimization of max lonyitudinal range

文件 I 和文件 II 的终点经度分别为: 104.12° , 133.49° ; 总气动加热分别为: $5.26 \times 10^5\ \text{kJ/m}^2$, $5.40 \times 10^5\ \text{kJ/m}^2$. 利用本文所述方法所规划的轨迹能很好地满足各项约束. 倾侧角文件 II 能在不违背约束的情况下得到更好的最大纵程结果, 且使轨迹变化更加平稳, 工程应用价值更强, 虽然寻优时间相对倾侧角文件 I 有所增加, 但仍在可接受范围内.

4.2 最小总气动加热仿真

取最小总气动加热性能指标, 分别对 2 个攻角文件进行仿真, 得到寻优结果为: 倾侧角文件 I: $V_1 = 3\ 245\ \text{m/s}$, $\sigma_1 = 70^\circ$. 倾侧角文件 II: $V_1 = 3\ 550\ \text{m/s}$, $\sigma_1 = 66^\circ$, $V_2 = 6\ 989\ \text{m/s}$, $\sigma_2 = 79^\circ$, 仿真结果

见图 6.

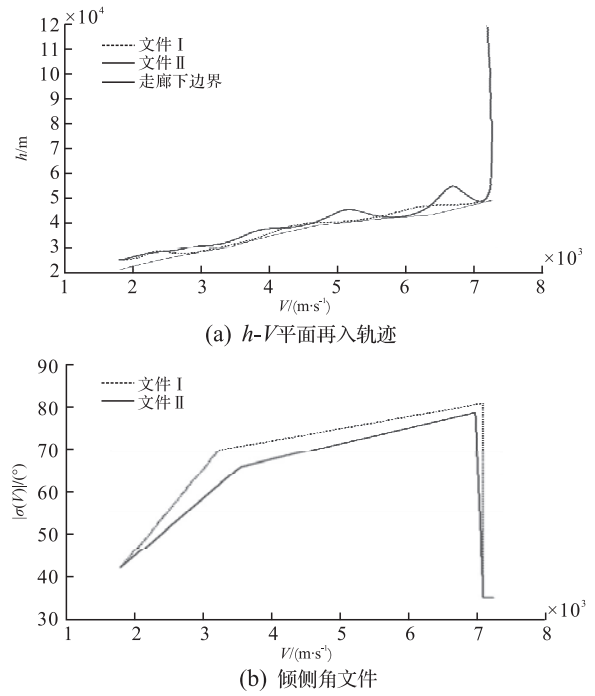


图 6 最小总加热寻优结果

Fig.6 The optimization of min aerodynamic heating

此时, 文件 I 和 II 的终点经度分别为: 18.67° , 25.03° ; 总气动加热分别为: $3.53 \times 10^5\ \text{kJ/m}^2$, $3.94 \times 10^5\ \text{kJ/m}^2$. 可以看出, 倾侧角变化几乎贴近可变范围的上边界, 这是因为较大的倾侧角能使再入轨迹更加平滑, 以减小再入过程中的气动加热; 但此时带来的负面效应即是再入纵程较短, CAV 再入过程中所受到的侧向过载较大, 因此轨迹更加靠近过载约束边界. 根据仿真可知, 倾侧角文件 II 在获得较大纵程的同时, 总气动加热也更大, 但能够较好地满足准平滑约束条件, 总体效益要好于文件 I, 更有利于实际应用.

5 结语

本文根据再入轨迹特点, 将再入过程中的各项约束转化为倾侧角控制量的取值范围, 再利用罚函数的方法对终端约束进行处理, 从而将 CAV 再入约束问题转化为无约束问题; 在此基础上, 提出一种用倾侧角文件代替全范围倾侧角寻优的方法, 能够根据性能指标要求, 快速规划出一条满足各项约束的优化轨迹, 可为再入轨迹优化研究提供参考, 并可应用于地面覆盖区分析等研究.

(下转第 20 页)

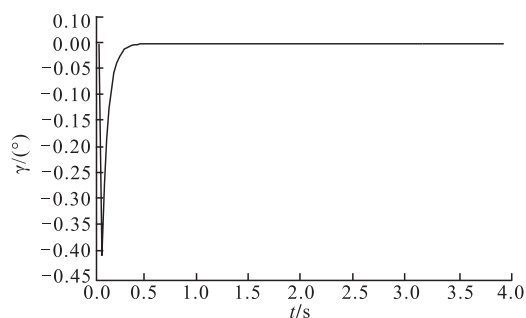


图7 滚转角变化曲线
Fig.7 Plot of roll angle

4 结语

本文以建立的质量矩拦截弹变质心控制的数学模型为基础,引入各类参数引起的不确定因素,设计了滑模控制律,利用积分抑制控制作动阶段自适应律的高频抖动。仿真结果验证了控制器设计的有效性,但控制器的设计是建立在不确定性在一定范围内变化的条件下,难以准确地模拟拦截弹真实飞行的不确定参数,因此要考虑参数的自适应变化律,以更接近实际。

参考文献(References):

[1] Thomas P, Frank J. Regan moving-mass roll control system for fixed-trim reentry vehicle[J]. Journal of spacecraft and rockets, 1996, 33(1): 54-60.

- [2] Menon P K, Sweriduk G D. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads[J]. Journal of guidance control & dynamics, 2004, 27(1): 118-126.
- [3] Robinett R D, Sturgis B R, Kerr S A. Moving mass trim control for vehicles[J]. Journal of guidance control and dynamics, 1996, 19(5): 1064-1070.
- [4] Rudranarayan M, Mukherjee J, Balaram. Attitude dynamics and control of moving mass multibody aeromaneuver vehicle[C]//AIAA atmospheric flight mechanics conference. [S.l.]: AIAA press, 2008: 1-12.
- [5] 张臻,王玉坤.基于模糊树逆方法的高超飞行器变质心控制[J].中国科学:信息科学, 2012, 42(11): 1379-1389.
- ZHANG Zhen, WANG Yukun. Moving mass control of hypersonic on fuzzy tree method[J]. The Chinese science, 2012, 42(11): 1379-1389. (in Chinese)
- [6] 乔继红.反演控制方法与实现[M].北京:机械工业出版社, 2011.
- QIAO Jihong. Backstepping control and implement [M]. Beijing: Mechanism industry press. (in Chinese)
- [7] 徐国民,李天舒,张晓宇.质量矩控制导弹的建模与运动分析[J].哈尔滨工业大学学报, 2011, 32(12): 1588-1593.
- XU Guonin, LI Tianshu, ZHANG Xiaoyu. Modeling and motion analysis of a missile based on mass moment control[J]. Journal of Harbin institute of technology, 2011, 32(12): 1588-1593. (in Chinese)

(编辑:田新华)

(上接第10页)

参考文献(References):

[1] Jouhaud F. Closed loop reentry guidance law of a space plane: application to hermes [J]. Acta astronautica, 1992, 26(8-10): 577-585.

[2] 李惠峰,张冉.再入飞行器标称攻角优化设计[J].北京航空航天大学学报, 2012, 38(8): 996-1000.

LI Huifeng, ZHANG Ran. Optimal design of nominal attack of angle for re-entry vehicle[J]. Journal of wni-versity of aeronautics and astronautics, 2012, 38(8): 996-1000. (in Chinese)

[3] 李惠峰,孙国庆,何睿智.基于混合优化算法的RLV覆盖区求解[J].中国空间科学技术, 2012, 6(12): 39-46.

LI Huifeng, SUN Guoqing, HE Rwizhi. Footprint optimization for RLV based on mix optimal algorithm[J]. Chinese space science and technology, 2012, 6(12): 39-46. (in Chinese)

[4] Ping Lu, Stephen Forbes, Morgan Baldwin. Gliding guidance of high L/D hypersonic vehicles[J]. AIAA guidance, navigation, and control, 2013: 19-22.

- [5] Bollino Kevin P, Michael Ross, Doman David D. Optimal nonlinear feedback guidance for reentry vehicles [R]. AIAA 2006-6074.
- [6] Hwll, Darid G S peyer son. L. Optimal reentry and plane-change trajectories[J]. The journal of the asto-nautical science, 1982(2): 117-130.
- [7] Shen Z J, lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. Guidance control dynamics, 2003, 26: 111-121.
- [8] Hull David G. Conversion of optimal control problems into parameter optimization problems [J]. Journal of guidance, control and dynamics, 1997, 20(1): 57-60.
- [9] 钟静,赖于树,吴鸿娟.基于遗传算法和模式搜索的混合优化算法[J].重庆三峡学院学报, 2011, 27(3): 70-73.
- ZHONG Jing, LAI Yushu, WU Hongjuan. A aybrid optimization method based on genetic dgorithm and pattern search[J]. Journal of chongqing three gorges wni-versity, 2011, 27(3): 70-73. (in Chinese)

(编辑:徐敏)