

HGV 平衡滑翔式轨迹可达区域计算方法研究

樊鹏飞¹, 郭云鹤², 凡永华¹, 闫杰¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072; 2. 上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要: 针对滑翔式高超声速飞行器 (HGV) 平衡滑翔轨迹可达区域的高精度快速计算问题, 研究了一种基于降阶动力学模型和连续凸优化方法的可达区域计算方法; 首先, 根据“准平衡滑翔假设”条件, 将再入飞行器三自由度动力学方程进行降阶处理, 得到以速度为自变量的三阶动力学方程; 然后, 将可达区域计算问题描述为一系列满足再入走廊约束和初、末状态约束下的横程最大优化问题, 将动力学方程进行线性化、离散化处理后, 采用连续凸优化方法对该问题进行求解, 得到了滑翔飞行器不同末端速度下的可达区域; 最后, 以 CAV-H 飞行器模型为例进行了仿真验证, 结果表明, 该方法具有较高的求解效率和可达区域计算精度。

关键词: 高超声速滑翔飞行器; 平衡滑翔; 可达区域计算; 连续凸优化方法

Footprint Calculation of HGV with Equilibrium Gliding Trajectory

Fan Pengfei¹, Guo Yunhe², Fan Yonghua¹, Yan Jie¹

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: A method based on reduced-order dynamic model and sequential convex optimization is studied for the high precision and efficient calculation of hypersonic gliding vehicle's equilibrium gliding trajectory footprint. Firstly, according to the quasi-equilibrium gliding hypothesis, the dynamic equation of reentry vehicle is simplified to obtain the third-order dynamic equation with velocity as independent variable. Then, the footprint calculation problem is described as a series of maximal cross-range optimization problems satisfying reentry corridor constraints and initial and final state constraints. After linearization and discretization of the simplified dynamic equations, the problem is solved by the continuous convex optimization method, and the footprint of the vehicle at different terminal speeds is obtained. Finally, the CAV-H model is taken as an example to verify the simulation. The results show that the proposed method has high efficiency and high accuracy in the footprint calculation.

Keywords: hypersonic gliding vehicle; equilibrium gliding; footprint calculation; sequential convex optimization

0 引言

高超声速滑翔飞行器具有高升阻比气动外形, 能够在大气层内实现高速、远距离滑翔和大范围横向机动。因其落点覆盖范围大、机动能力强, 难以进行轨迹预测和拦截, 因而具有重大的军事应用前景。平衡滑翔式轨迹是指滑翔飞行器飞行中升力在纵向的投影与离心力、重力近似满足平衡关系的一类轨迹。该类轨迹具有良好的热流率曲线以及稳定的操控特性和机动能力, 在轨迹优化算法的研究和工程应用中受到广泛关注^[1]。

再入可达区域体现了飞行器的打击覆盖能力和机动性, 是衡量其作战性能的重要指标, 对该指标进行精确高效的计算对于打击任务规划、目标和航路点选取具有实用参考价值。文献 [2] 总结了计算可达区域的四种常用方法: 轨迹优化法、剖面规划法、常值倾侧角法和椭圆近似法。轨迹优化法中, 常采用伪谱法^[3-4]、粒子群算法^[5]、遗传算法^[6]等优化算法求解可达域的边界轨迹。该类算法由于最优性能指标的保证, 具有较高计算精度, 但其缺点在于求解再入轨迹这种具有复杂状态约束和动力学模型的问题时,

效率不高。同时, 由于高速、高升阻比的特点, 再入滑翔轨迹具有天然的“振荡特性”, 平衡滑翔轨迹在数值轨迹优化算法中难以得到。文献 [7] 和 [8] 通过在动力学方程中加入振荡抑制反馈项以提升轨迹的阻尼特性, 并采用伪谱法对改进后的动力学模型进行轨迹优化。文献 [9] 通过引入无损松弛技术, 得到了具有仿射结构的动力学模型, 以减弱控制量对动力学方程的耦合作用。在此基础上, 文献 [10] 设计了光滑的标称航迹倾角剖面, 并将其与实际倾角的偏差引入最优指标中, 保证求解轨迹的光滑特性。

本文研究采用连续凸优化算法求解平衡滑翔式轨迹的再入可达区域问题。为提高优化求解的效率, 首先引入“准平衡滑翔假设”条件对动力学方程进行降阶, 进而以速度变量替代时间作为自变量, 使得动力学方程的阶次减小一倍。通过这种方法, 不仅大大降低了最优轨迹的求解难度, 而且消除了高升阻比飞行器浮沉特性对于控制输入敏感的问题, 此时, 轨迹的平滑度仅与控制量的平滑程度相关, 而无需引入额外的阻尼项。随后, 对优化轨迹的求解问题进行了转化, 通过将降阶的动力学方程进行线性化、离散化处理, 并引入二阶锥约束条件对控制量的平滑度进行约束, 将非线性最优控制问题转化为可被高效求解的二阶锥规划 (SOCP) 问题, 通过连续求解一系列凸优化子问题获得最优的可达域边界轨迹。以 CAV-H 高超声速滑翔

收稿日期: 2018-10-24; 修回日期: 2018-11-26。

作者简介: 樊鹏飞 (1986-), 男, 重庆人, 博士研究生, 主要从事再入飞行器轨迹优化及制导方向的研究。

飞行器为模型的可达区域求解算例验证了方法的有效性。

1 再入飞行器动力学建模

忽略地球自转的影响, 将地球视为静止的球体, 建立再入滑翔飞行器的质心动力学方程如下:

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin\gamma \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L}{mV} \cos\sigma + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V}\right) \cos\gamma \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L}{mV \cos\gamma} \sin\sigma + \frac{V}{r} \cos\gamma \sin\psi \tan\varphi \quad (3)$$

$$\dot{r} = V \sin\gamma \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos\gamma \sin\psi}{r \cos\varphi} \quad (5)$$

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

式中, 状态量 $V, \gamma, \psi, r, \theta$ 和 φ 分别表示飞行器的速度、航迹倾角、航向角、地心距、经度和纬度; m 为飞行器质量; g 为重力加速度; σ 为倾侧角。 D 和 L 分别为阻力和升力, 其计算公式为:

$$L = C_L \bar{q} S_{ref} \quad (7)$$

$$D = C_D \bar{q} S_{ref} \quad (8)$$

式中, C_L 和 C_D 分别为升力、阻力系数; $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ 为动压, 大气密度 $\rho = \rho_0 e^{-\beta r}$, 其中 ρ_0 为海平面大气密度, β 为固定系数; S_{ref} 为参考面积。

再入过程中, 飞行器受到再入走廊的约束, 即满足:

$$\dot{Q} = C_Q \rho^{0.5} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{max} \quad (9)$$

$$n_y = \frac{L \cos\alpha + D \sin\alpha}{mg} \leq n_{y,max} \quad (10)$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \leq \bar{q}_{max} \quad (11)$$

式 (9) ~ (11) 分别表示热流率约束、法向过载约束和动压约束。 α 为攻角; C_Q 为热流常数。

为使轨迹末端满足一定的交接班条件, 需对末端高度和速度进行约束, 其形式如下:

$$\begin{aligned} r(t_f) - R_0 &= H_f \\ V(t_f) &= V_f \end{aligned} \quad (12)$$

式中, R_0 为地球半径。

2 平衡滑翔轨迹可达区域计算

采用轨迹优化方法计算飞行器的可达区域时, 通常将问题转化一系列列程固定, 横程指标最大的最优控制问题。首先, 计算可达区域的远界和近界, 得到纵程的取值范围; 然后, 在纵程区间内依次取值作为末端状态约束, 并求解最优控制使末端横程指标最大。不失一般性, 本文取 0° 经度、纬度和 90° 航向角作为初始位置航向条件, 则飞行器的经度、纬度值可直接作为纵程和横程使用, 且可达区域具有关于纵轴对称的特性。该条件计算得到的可达区域可经球面坐标变换^[11]后投影至其他初始位置航向条件的情况。

2.1 运动方程简化

由于平衡滑翔轨迹整个飞行过程: 1) 轨迹平滑满足“准平衡滑翔”条件 $\dot{\gamma} \approx 0$; 2) 航迹倾角 γ 较小, 有 $\cos\gamma \approx$

1, $\sin\gamma \approx 0$; 3) 飞行高度远小于地球半径, 满足 $r \approx R_0$ 。因此可对运动方程式 (1) ~ (6) 进行简化。首先, 将 $\dot{\gamma} \approx 0$ 代入式 (2), 得到升力表达式:

$$L = \frac{mg - m \frac{V^2}{R_0}}{\cos\sigma} \quad (13)$$

根据升阻比关系, 计算阻力:

$$D = \frac{1}{C_L/C_D} \frac{mg - m \frac{V^2}{R_0}}{\cos\sigma} \quad (14)$$

则简化后的动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{1}{C_L/C_D} \frac{g - \frac{V^2}{R_0}}{\cos\sigma} \\ \dot{\psi} = \frac{1}{V} \left(g - \frac{V^2}{R_0}\right) \tan\sigma + \frac{V}{R_0} \sin\psi \tan\varphi \\ \dot{\theta} = \frac{V \sin\psi}{R_0 \cos\varphi} \\ \dot{\varphi} = \frac{V \cos\psi}{R_0} \end{cases} \quad (15 \sim 18)$$

考虑到可达区域的计算不关心飞行时间, 而速度 V 的初始和末端状态固定, 将上述方程组对 V 求导, 消去速度方程和时间变量, 得到以 V 为自变量的运动方程:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_v = -\left(C_L/C_D\right) \frac{1}{V} \sin\sigma \\ -\left(C_L/C_D\right) \frac{V}{gR_0 - V^2} \sin\psi \tan\varphi \cos\sigma \\ \dot{\theta}_v = -\left(C_L/C_D\right) \frac{V}{gR_0 - V^2} \frac{\sin\psi}{\cos\varphi} \cos\sigma \\ \dot{\varphi}_v = -\left(C_L/C_D\right) \frac{V}{gR_0 - V^2} \cos\psi \cos\sigma \end{cases} \quad (19 \sim 21)$$

式中, 下标 V 表示状态量相对速度的导数。此时, 方程中状态量仅剩 ψ, θ 和 φ ; 升阻比 C_L/C_D 为马赫数 Ma 和攻角 α 的函数, 由于再入飞行器的攻角通常采用固定剖面, 若忽略高空声速的变化, 则 C_L/C_D 仅与飞行速度相关。在方程中的状态量和控制量 σ 确定后, 方程中未包含的状态信息 H 和 γ 也可计算得出。其中 H 可通过联立式 (7) 和式 (13) 求解:

$$H = -\frac{1}{\beta} \ln \left(\frac{2mg - 2m \frac{V^2}{R_0}}{\rho_0 C_L V^2 S_{ref} \cos\sigma} \right) \quad (22)$$

将上式对 V 求导:

$$\frac{dH}{dV} = \frac{1}{\beta} \left(\frac{2g}{V(g - V^2/R_0)} - \tan\sigma \dot{\sigma}_v \right) \quad (23)$$

式中, $\dot{\sigma}_v$ 为控制量相对速度的导数, 可通过差分的方式计算。

根据式 (1) 与式 (4), 相除后又可得:

$$\frac{dH}{dV} = \frac{V \sin\gamma}{-D/m - g \sin\gamma} \quad (24)$$

联立上两式得:

$$\gamma \approx \frac{-D_m}{\beta} \left(\frac{2g}{V^2(g - V^2/R_0)} - \frac{1}{V} \dot{\sigma}_v \tan\sigma \right) \quad (25)$$

式中, $D_m = D/m$ 为阻力方向的加速度。

2.2 约束条件转化

再入轨迹的优化中,再入走廊通常以 $V-H$ 或者 $V-D_m$ 走廊的形式出现。而本文中, H 或 D_m 并不显含于运动方程(19~21)中,基于“准平衡滑翔假设”,上述形式的约束可通过式(13)或式(14)转化为 $V-\sigma$ 形式的约束,即满足:

$$|\sigma| \leq \sigma_r(V) \quad (26)$$

式中, σ_r 表示平衡滑翔状态下不超出再入走廊约束的倾侧角最大值。同理,初始和末端高度约束可转化为初始、末端倾侧角约束:

$$\begin{aligned} \sigma_0 &= \sigma(H_0, V_0) \\ \sigma_f &= \sigma(H_f, V_f) \end{aligned} \quad (27)$$

2.3 优化问题求解

本节将最优轨迹求解问题由非线性规划问题转化为连续求解的一系列 SOCP^[12] 问题。SOCP 是凸优化问题的一种特例,其要求性能指标函数为优化变量的线性组合,受到线性约束和二阶锥约束。由于该类问题可运用对偶内点法^[13] (primal-dual interior-point algorithm) 高效求解,因此,将文中所述优化问题转化为可被 SOCP 方法求解的标准形式成为问题的关键。将非线性运动方程写为如下一般形式:

$$\dot{x} = f(x, \sigma, V) \quad (28)$$

首先,对非线性动力学模型进行线性化、离散化处理,使其满足线性等式约束形式。令 $\{x^k(V); \sigma^k(V)\}$ 表示连续求解过程中的第 k 次解,将动力学方程在其附近一阶展开可得:

$$\dot{x} = A(x^k, \sigma^k, V)x + B(x^k, \sigma^k, V)u + c(x^k, \sigma^k, V) \quad (29)$$

其中:

$$\begin{aligned} c(x^k, \sigma^k, V) &= f(x^k, \sigma^k, V) - A(x^k, \sigma^k, V)x^k - \\ & B(x^k, \sigma^k, V)\sigma^k \end{aligned} \quad (30)$$

$A = \frac{\partial f}{\partial x}, B = \frac{\partial f}{\partial \sigma}$ 分别为 f 相对于 x 和 σ 的雅克比矩阵。

随后,将速度区间 $[V_0, V_f]$ 等分为 $N+1$ 个子区间,则其步长 $\Delta V = (V_f - V_0)/N$,离散点可表示为 $\{V_0, V_1, V_2, \dots, V_N\}$,其中, $V_i = V_0 + i\Delta V$ 。则状态量 x 和控制量 σ 被离散化为 $x_i = x(V_i), \sigma_i = \sigma(V_i)$ 。状态方程可进行数值积分转化为如下形式:

$$\begin{aligned} x_i &= x_{i-1} + \frac{\Delta V}{2} [(A_{i-1}^k x_{i-1} + B_{i-1}^k \sigma_{i-1} + c_{i-1}^k) + \\ & (A_i^k x_i + B_i^k \sigma_i + c_i^k)], i = 1, 2, \dots, N \end{aligned} \quad (31)$$

式中, $A_i^k = A(x^k(V_i)), B_i^k = B(x^k(V_i)), c_i^k = c(x^k(V_i))$ 。对上式进一步整理可得:

$$\begin{aligned} H_{i-1}^{(i)} x_{i-1} + H_i^{(i)} x_i + G_{i-1}^{(i)} \sigma_{i-1} + G_i^{(i)} \sigma_i = \\ - \frac{\Delta V}{2} (c_{i-1}^k + c_i^k) \end{aligned} \quad (32)$$

式中, $H_{i-1}^{(i)} = I + \frac{\Delta V}{2} A_{i-1}^k, H_i^{(i)} = -I + \frac{\Delta V}{2} A_i^k, G_{i-1}^{(i)} = \frac{\Delta V}{2} B_{i-1}^k,$

$G_i^{(i)} = \frac{\Delta V}{2} B_i^k$ 。 I 为单位矩阵且与 A 具有相同的维数。令: $z = [x_0^T \dots x_N^T \sigma_0^T \dots \sigma_N^T]^T$, 则在每个 V_i 处的离散状态方程集合组成了一个线性方程组:

$$Mz = F \quad (33)$$

其中:

$$M = \begin{bmatrix} H_0^{(1)} & H_1^{(1)} & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & H_1^{(2)} & H_2^{(2)} & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & H_{N-1}^{(N)} & H_N^{(N)} \\ G_0^{(1)} & G_1^{(1)} & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & G_1^{(2)} & G_2^{(2)} & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & G_{N-1}^{(N)} & G_N^{(N)} \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$F = -\frac{\Delta V}{2} \begin{bmatrix} c_0^k + c_1^k \\ \vdots \\ c_{N-1}^k + c_N^k \end{bmatrix} \quad (35)$$

经过线性化和离散化后的最优问题可描述为:在离散化的运动方程(33)约束下,求取最优控制,使横程指标 $J = -\varphi(V_f)$ 最小,并满足,

1) 初始状态约束:

$$x(V_0) = x_0 \quad (36)$$

2) 末端经度约束:

$$\theta(V_f) = \theta_f \quad (37)$$

3) 再入走廊约束:

$$|\sigma_i| \leq \sigma_r(V_i), i = 0, \dots, N \quad (38)$$

以及式(27)中的初始和末端倾侧角约束:

$$\sigma(V_0) = \sigma_0$$

$$\sigma(V_f) = \sigma_f$$

式(37)中, $\theta_f \in [\theta_{fmin}, \theta_{fmax}]$ 。

可以看出,此时最优问题只包含线性的约束条件和性能指标,符合 SOCP 问题的求解要求。为改善最优问题的可解性,并且保证最优轨迹的平滑特性,对上述最优问题的指标和约束项进行改进。其中最优指标变为:

$$J = -\varphi(V_f) + k_\theta \theta_a + k_\sigma \sigma_{var} \quad (39)$$

式中, θ_a, σ_{var} 为新增优化变量, k_θ 和 k_σ 为其权重系数。 θ_a 表示对末端经度指标的满足程度,有如下不等式关系:

$$|\theta(V_f) - \theta_f| \leq \theta_a \quad (40)$$

σ_{var} 用于增加控制量的平滑度,其与离散控制量满足不等式关系:

$$\frac{\sum_{i=0}^N (\sigma_i - \bar{\sigma})^2}{N+1} \leq \sigma_{var} \quad (41)$$

式中, $\bar{\sigma}$ 为控制量 σ_i 的平均值。式(41)为典型的二阶锥约束条件。

考虑到线性化处理后,最优解的可信域问题,应对每次求解结果的范围进行约束,即需要满足:

$$|x^{k+1}(V_i) - x^k(V_i)| \leq \delta, i = 0, \dots, N \quad (42)$$

式中,取 $\delta = [10 \ 5 \ 5]^T$ 。

同时,平衡滑翔状态下,倾侧角变化率 $\dot{\sigma}_v$ 直接关系到轨迹状态变化的程度,需对其进行约束:

$$|\dot{\sigma}_v| \leq \dot{\sigma}_{vmax}, j = 1, \dots, N \quad (43)$$

$$\text{式中, } \dot{\sigma}_v = \frac{\sigma(V_j) - \sigma(V_{j-1})}{\Delta V}.$$

最优轨迹求解时, 首先给出一组初始猜测值 $\{x^0(V); \sigma^0(V)\}$, 并反复将求解结果作为下一次求解的输入值, 当满足:

$$\max |x^{i+1}(V_i) - x^k(V_i)| \leq \epsilon, i = 0, \dots, N \quad (44)$$

时, 则认为连续凸优化过程已收敛至最优解。式中: ϵ 为一小量。

3 仿真分析

采用 CAV-H 的气动、总体参数建立再入动力学模型。仿真算例的初始条件为: $H_0 = 56 \text{ km}, V_0 = 6000 \text{ m/s}$ 。

再入走廊约束: $\dot{Q}_{\max} = 6000 \text{ kW/m}^2, n_{y\max} = 3 \text{ g}, \bar{q}_{\max} = 100 \text{ kPa}$ 。终端约束: $H_f = 28 \text{ km}, V_f = 1500 \text{ m/s}$ 。为保证再入轨迹的平滑性, 设置控制量变化率 $|\dot{\sigma}_v| \leq 0.06$ 。

计算程序在 MATLAB 环境中编写实现, 运用 YALMIP 软件^[14]进行问题建模并调用 MOSEK 软件包^[13]中的 SOCP 问题求解器进行求解。

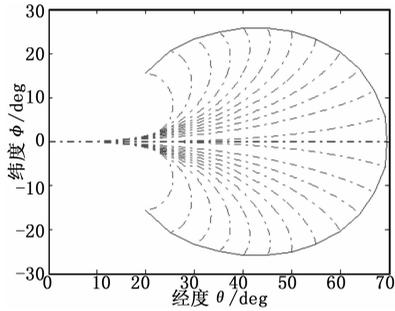


图 1 再入可达区域

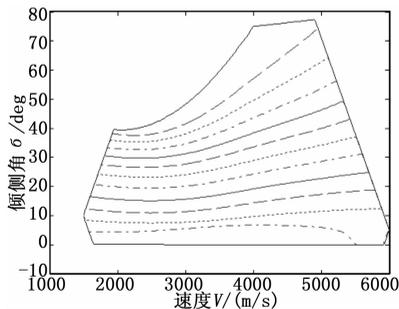


图 2 倾侧角曲线

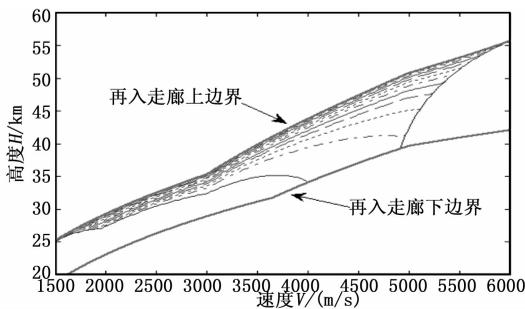


图 3 高度曲线

可达域边界轨迹的经纬度信息, 从中可以看出, 可达域形状呈近似椭圆形分布, 在上述条件约束下, 可达域纵向远边界达到 69.6° , 侧向边界在经度 45° 处取得最大, 为 25.9° 。

图 2~4 分别为轨迹的倾侧角、高度和阻力加速度信息随速度的变化曲线。从中可以看出, 随着纵程的减小, 轨迹的倾侧角逐渐增大, 且轨迹的初段倾向于以最大倾侧角变化率增加至某一较大值, 随后逐渐减小, 至末端时迅速收敛至满足末端倾侧角约束。从高度曲线图可以看出, 最优轨迹倾向于在初段以较低的高度飞行, 以尽快调整轨迹偏角, 而在中、末端以较高高度飞行以增大航程并满足末端状态约束, 这与倾侧角曲线图的表现是一致的。

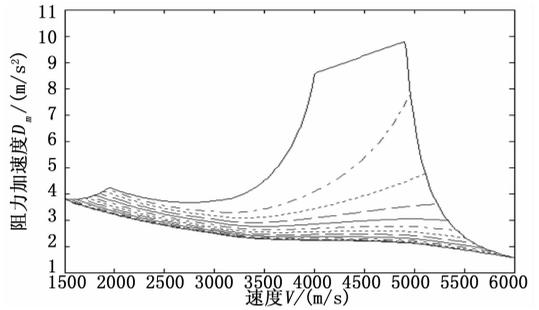


图 4 阻力加速度曲线

为研究可达域范围随末端速度的变化规律, 分别计算了末速 $V_f = 2000 \text{ m/s}$ 和 $V_f = 1000 \text{ m/s}$ 时的可达区域, 并与图 1 中 $V_f = 1500 \text{ m/s}$ 时的结果进行了对比, 其结果如图 5 所示。从中可以看出, 可达区域的范围随末速减小而显著增大。其最大纵、横程比较结果如表 1 所示。可以看出, 末速度变化相同数值时, 可达域的最大纵、横程值增加量随末速度的减小而减小, 这是由于随着速度减小, 相同速度增量带来的航程收益逐渐变小。

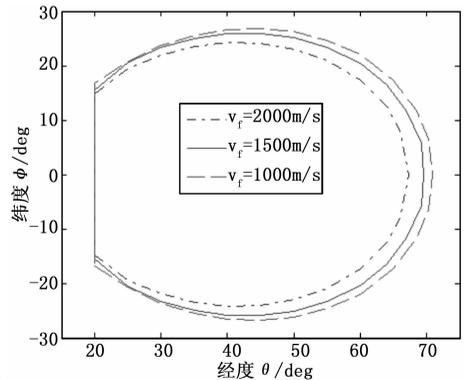


图 5 可达区域随末速度变化图

表 1 不同末速下的纵程和横程

末速/(m/s)	纵程/(°)	横程/(°)
1000	70.97	26.82
1500	69.58	25.88
2000	67.30	24.19

为验证本文方法的有效性和优越性, 基于末速 $V_f = 1500 \text{ m/s}$ 的算例, 将采用本文方法与文献 [2] 中叙述的

再入可达区域的计算结果如图 1~4 所示。其中, 图 1 为

工程常用的剖面规划法进行了对比,其结果如图 6 所示。从中可以看出,两种方法得到的可达区域形状基本相符。在可达远边界和最大横程的求解方面,本文方法都优于剖面规划法。需要指出的是,由于本文采用了“准平衡滑翔”假设简化运动方程,在求取较近射程的最优轨迹时,所得横程边界小于剖面规划法,且可达区域的近界亦较远。这是因为对于较近射程的轨迹,其状态变化比较剧烈,往往不满足平衡假设条件,此时引入该约束则限制了轨迹变化的幅度,使得轨迹近界的计算不如采用完整动力学模型精确。但是由于远边界的计算相对极限近界而言更受关注,因此本文中的假设条件仍是合理的。

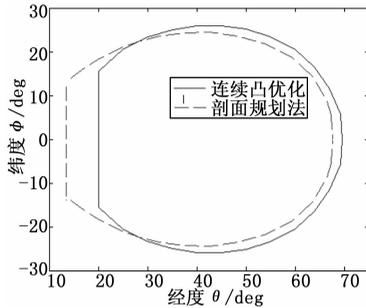


图 6 两种方法的可达区域对比

4 结束语

本文研究了再入滑翔飞行器平衡滑翔轨迹的可达区域计算问题。基于“准平衡滑翔”假设简化了运动模型,并采用连续凸优化方法对再入走廊约束下的可达区域进行了求解。仿真结果表明:本文方法能够降低最优轨迹的求解难度,获得光滑无振荡的平衡滑翔轨迹;所计算得到的可达区域远界和横向边界都优于常规工程方法,体现了该方法的有效性和优越性。

参考文献:

[1] Lu P. Asymptotic analysis of quasi-equilibrium glide in lifting entry flight [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29 (3): 662-670.

(上接第 121 页)

移动终端正常工作的情况下,对在线录入的信息误差进行控制,控制效果强,控制能力好。

实际情况下,任何系统都不能实现完全控制,无法达成零误差。本文设计的移动终端控制系统虽然能够在传统控制系统的基础上取得一定的进步,但是想要达到对误差的完全控制,还需要做出长远的努力。

参考文献:

[1] 彭开顺, 郑定富. 全向移动平台控制系统设计及误差优化的研究 [J]. 自动化技术与应用, 2018 (4), 51 (3): 111-115.
 [2] 易敏. 基于移动终端设备的环境现场监测管理系统设计与应用 [J]. 环境监测管理与技术, 2017, 29 (2): 1-3.
 [3] 童晓红, 陈玲, 华艳, 等. 基于机器鱼的内陆湖泊水质在线监测系统设计与应用 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (5): 56-61.

[2] 张凯, 熊家军. 滑翔式高超声速目标可达区域计算方法 [J]. 现代防御技术, 2017, 45 (2): 67-73.
 [3] 雍恩米. 高超声速滑翔式再入飞行器轨迹优化与制导方法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
 [4] 洪蓓, 辛万青. hp 自适应伪谱法在滑翔弹道快速优化中的应用 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (5): 1283-1286.
 [5] 赵江, 周锐. 基于粒子群优化的再入可达区计算方法研究 [J]. 兵工学报, 2015, 36 (9): 1680-1687.
 [6] 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, 32 (6): 39-46.
 [7] Li J, Chen W, Min C. Steady glide reentry trajectory optimization with waypoint and no-fly zone constraints [A]. IEEE International Conference on Mechatronics and Automation [C]. IEEE, 2016; 1363-1368.
 [8] Yang L, Chen W C, Liu X M, et al. Steady glide dynamic modeling and trajectory optimization for high lift-to-drag ratio reentry vehicle [J]. Aerospace Engineering, 2016; 1-14.
 [9] Liu X F, Shen Z J, Lu P. Entry trajectory optimization by second-order cone programming [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39 (2): 227-241.
 [10] Liu X F, Shen Z J. Rapid smooth entry trajectory planning for high lift/drag hypersonic glide vehicles [J]. Journal of Optimization Theory & Applications, 2015, 168 (3): 1-27.
 [11] 冯必鸣, 聂万胜, 李柯. 再入飞行器可达区域近似算法及地面覆盖研究 [J]. 航天控制, 2012, 30 (6): 43-49.
 [12] Alizadeh F, Goldfarb D. Second-order cone programming [J]. Mathematical Programming, 2003, 95 (1): 3-51.
 [13] Andersen E D, Roos C, Terlaky T. On implementing a primal-dual interior-point method for conic quadratic optimization [J]. Mathematical Programming, 2003, 95 (2): 249-277.
 [14] Löfberg J. YALMIP: a toolbox for modeling and optimization in MATLAB [J]. Optimization, 2004, 2004 (3): 284-289.
 [15] Lu P, Xue S. Rapid generation of accurate entry landing footprints [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33 (3): 756-767.
 [16] 陈功, 袁先旭, 王文正, 等. 一种临近空间高升阻比滑翔飞行器概念设计 [J]. 飞行力学, 2016, 34 (5): 44-48.

[4] 刘建东, 李冰. 基于移动终端的高校毕业生就业信息统计系统的设计与开发 [J]. 电子世界, 2018 (14), 36 (2): 48-55.
 [5] 高欣, 张建莉, 刘环, 等. 移动终端在线考试系统的设计与实现 [J]. 软件工程, 2017, 20 (2): 34-36.
 [6] 赵倩莹. 基于移动终端的高校多媒体教室管理系统设计分析 [J]. 数字技术与应用, 2017, 13 (1): 149-149.
 [7] 李光明, 黄莲花, 林土淦, 等. 基于智能移动终端的热泵热水集中供应远程控制系统设计 [J]. 装备制造技术, 2018 (2), 32 (4): 101-111.
 [8] 覃晓宁, 杨育斌. 面向移动终端的信息安全管理系统的设计与实现 [J]. 机电工程技术, 2017 (s2), 12 (9): 63-66.
 [9] 赵国旗, 杨明, 王冰, 等. 基于智能终端的机器人室内内外无缝定位方法 [J]. 上海交通大学学报, 2018, 52 (1): 13-19.