

基于模糊多目标的高超声速飞行器再入轨迹设计

胡超芳, 辛越

(天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072)

摘要: 针对多约束条件下的高超声速飞行器再入轨迹的优化问题, 考虑多个具有不同重要性等级的优化指标, 提出基于模糊多目标的轨迹设计方法. 首先, 利用直接配点法, 将最优控制问题转化为带优先级的非线性多目标规划问题; 然后, 基于模糊满意优化的思想, 根据更重要目标具有更高满意度的原则, 将优先级表示为满意度序, 并设计两步式优化模型. 通过调节参数, 能获得同时满足优化和重要性等级要求的最优轨迹. 仿真结果表明了所提出方法的有效性.

关键词: 高超声速飞行器; 再入轨迹优化; 直接配点法; 模糊多目标优化; 满意度

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Reentry trajectory design based on fuzzy multi-objective optimization of hypersonic vehicles

HU Chao-fang, XIN Yue

(School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China. Correspondent: HU Chao-fang, E-mail: cfhu@tju.edu.cn)

Abstract: Considering multiple performance indices with different importance levels, a trajectory design method based on fuzzy multi-objective optimization is proposed for reentry trajectory optimization of hypersonic vehicles with multi-constraints. Firstly, the optimal control problem is transformed into the nonlinear multi-objective programming problem with preemptive priorities by using the direct collocation method. Then, based on fuzzy satisfactory optimization and the principle that the more important objective has higher satisfactory degree, preemptive priorities are modeled into an order of satisfactory degrees. The two-step optimization models are designed. By adjusting the parameter, the optimal reentry trajectory satisfying the requirements of optimization and importance of the performance indices can be generated. Finally, the simulation result shows the effectiveness of the proposed method.

Key words: hypersonic vehicle; reentry trajectory optimization; direct collocation method; fuzzy multi-objective optimization; satisfactory degree

0 引言

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于5、能在大气层中进行远程飞行的飞行器. 由于其良好的气动性能, 高超声速飞行器在军事打击及侦察等领域都具有非常好的应用前景, 并逐渐成为当前研究的热点. 轨迹优化技术是飞行器设计的关键技术之一, 是保证飞行器稳定飞行的先决条件. 在再入过程中, 复杂的环境因素可能会对飞行器产生许多负面影响, 因此飞行轨迹需要满足一定的约束条件, 从而将飞行器的状态限制在安全范围内.

传统的再入轨迹设计通常只针对单个目标进行

优化, 如最大航程或最大终端速度等^[1]. 针对此类问题, 多种直接或间接的方法^[2]已得到广泛应用. 如基于Pontryagin极小值原理的传统间接法, 是将最优控制问题转化为Hamiltonian边值问题求解来获得最优轨迹. 然而, 由于推导过程非常繁琐, 而且难以对没有物理意义的协调变量进行初值估计, 导致算法不易收敛^[3]. 因此, 直接法得到了广泛应用, 它通过将连续的最优控制问题参数化, 从而转变为一个非线性规划问题, 再利用数学方法求解得到最优轨迹^[4]. 常用的直接法有直接打靶法^[5]、伪谱法^[6]和直接配点法^[7-8]等. 其中: 直接打靶法将连续的控制变量离散, 通过对运

收稿日期: 2013-09-04; 修回日期: 2014-03-13.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61074064); 天津市自然科学基金项目(12JJCZDJ30300).

作者简介: 胡超芳(1973—), 男, 副教授, 博士, 从事飞行器控制、自适应控制等研究; 辛越(1990—), 男, 硕士生, 从事飞行器轨迹优化及制导的研究.

动方程进行数值积分来获得状态变量;伪谱法通过某类全局多项式来近似状态变量和控制变量,然后用多项式的导数逼近运动方程;直接配点法与伪谱法类似,也是同时离散状态变量和控制变量,不同点是利用区域多项式来近似状态变量。

除常规单个性能指标外,在飞行轨迹设计中,还往往需要满足多种性能指标要求,以尽可能实现不同飞行任务.因此,多目标优化成为高超声速飞行器再入轨迹设计过程中的一个关键问题.虽然传统加权方法简单易行^[9],但由于高超声速飞行器的特殊性,给权值的确定带来了较大难度.为此,雍恩米等^[10]将物理规划方法应用于滑翔式再入弹道设计,折衷了多个优化目标,以满足设计者的偏好;而陈刚等^[11]则结合 NSGA-II 遗传算法,引入快速分类、约束支配和精英策略等技术,以得到多目标再入轨迹的 Pareto 最优解,再通过权衡比较来选择满足要求的点.这些方法虽然能在一定程度上解决再入轨迹优化的多目标问题,但都不能很好地反映重要性等级要求;而且,要么模型转化过程繁琐,模型非线性增强;要么计算过于复杂,迭代优化无法保证最优收敛.因此,针对再入轨迹多目标优化问题,在不同重要性等级的要求下,如何设计简单有效的优化算法,是一个亟待解决的问题。

基于上述问题,本文首先采用实时性和鲁棒性较强、且较为实用的直接配点法,以离散后节点处和配点处的攻角和侧倾角为控制变量,并结合热流密度、动压、过载等过程约束、边值约束、状态和控制变量约束等条件以及性能指标的重要性等级,将动态最优控制问题转化为带优先级的静态非线性多目标规划问题.然后,引入模糊满意度的概念,以表征对每个性能指标优化的满意程度,并根据更重要目标具有更高满意度的原则^[12],建立基于满意度序的目标优先级结构^[13-14].在此基础上,建立两步式优化模型,通过调节松弛参数 $\Delta\delta$,以获得能同时满足优化和重要性等级要求的再入飞行轨迹.最后,通过仿真结果验证了所提出方法的有效性。

1 再入轨迹优化问题

1.1 运动方程

假设地球是一个均匀对称的球体,再入飞行器为一个质点,忽略地球自转、公转等影响,并保持侧滑角为零,则运动方程建立如下^[15]:

$$\dot{r} = v \sin \gamma, \quad (1)$$

$$\dot{\phi} = \frac{v \cos \gamma \sin \chi}{r \cos \theta}, \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = \frac{v \cos \gamma \cos \chi}{r}, \quad (3)$$

$$\dot{v} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma, \quad (4)$$

$$\dot{\chi} = \frac{L \sin \sigma}{mv \cos \gamma} + \frac{v}{r} \cos \gamma \sin \chi \tan \theta, \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v} + \frac{v \cos \gamma}{r}. \quad (6)$$

其中: $r, \phi, \theta, v, \chi, \gamma$ 为状态变量,分别表示地心距、纬度、经度、速度、航向角和航迹角; α 和 σ 为控制变量,分别表示攻角和侧倾角; $g = \mu/r^2$ 为重力加速度; $\mu = 1.4076539 \times 10^{16} \text{ft}^3/\text{s}^2$ 为地球引力常数; m 为飞行器质量。

升力 L 与阻力 D 由下式计算:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S, \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S. \quad (8)$$

其中: S 为飞行器参考面积, ρ 为大气密度,这里运用指数大气模型计算^[15],即

$$\rho = \rho_0 e^{-k(r-R_0)}. \quad (9)$$

其中: $\rho_0 = 0.002378 \text{slug}/\text{ft}^3$, $k = 4.20168 \times 10^{-5}/\text{ft}$, $R_0 = 20902900 \text{ft}$ 为地球平均半径。

C_L 和 C_D 分别表示升力系数与阻力系数,有^[15]

$$C_L = C_{L0} + C_{L1}\alpha, \quad (10)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D1}\alpha + C_{D2}\alpha^2. \quad (11)$$

其中: $C_{L0} = -0.2070$, $C_{L1} = 1.676$, $C_{D0} = 0.07854$, $C_{D1} = -0.3529$, $C_{D2} = 2.040$ 。

1.2 性能指标及重要性等级

1.2.1 性能指标

对于飞行器而言,不管是应用于作战还是侦查,总是期望能够获得更大的飞行距离或航程(包括横向距离和纵向距离),这样不仅能够合理地衡量飞行器的飞行能力,在进行远程攻击时还非常有利于突防.此外,还要考虑飞行器的热载.由于再入过程中飞行器的速度非常高,与大气发生剧烈的摩擦,因而产生严重的气动加热,这无疑是飞行器结构设计中的一大难题.从轨迹的稳定性角度看,过大的振荡会给飞行过程的实现带来巨大困难.而较大的终端速度会使飞行器具备更加充裕的动能,从而在执行任务的过程中更具主动性.综合以上各方面考虑,选取以下各指标作为优化性能指标:

1) 终端横向距离最大,即

$$\max f_1 = \theta(t_f); \quad (12)$$

2) 总气动加热最小,即

$$\min f_2 = \int_{t_0}^{t_f} \dot{Q}(t) dt; \quad (13)$$

3) 弹道振荡最小,即

$$\min f_3 = \int_{t_0}^{t_f} \dot{\gamma}^2(t) dt; \quad (14)$$

4) 终端速度最大, 即

$$\max f_4 = u(t_f). \quad (15)$$

1.2.2 重要性等级

显然, 对于高超声速再入飞行器而言, 实现更大的打击范围和更强的打击能力是非常重要的, 这就需要飞行器具备更大的飞行距离和终端速度. 在实现上述要求的同时, 保证较小的气动加热和弹道振荡同样非常重要. 因此, 设置各优化目标的重要性等级如下: 式 (12) 和 (15) 为第 1 级, 式 (13) 为第 2 级, 式 (14) 为第 3 级.

1.3 约束条件

出于安全性和稳定性的考虑, 同时受飞行器自身结构和材料的限制, 再入过程的轨迹设计必须满足一些约束条件. 这些约束条件主要包括边值约束、过程约束和变量范围约束.

1.3.1 边值约束

边值约束即初始点及终止点约束, 规定了对于整个再入过程的起始状态和终止状态的要求. 再入过程初始状态要求为 $r_0, \phi_0, \theta_0, v_0, \chi_0, \gamma_0$; 终止状态要求为 $r_f, \phi_f, \theta_f, v_f, \chi_f, \gamma_f$. 其中下标“0”和“f”分别表示初始时刻和终端时刻.

1.3.2 过程约束

1) 热流密度约束.

为了防止再入飞行器的表面温度过高而导致的热防护系统损坏, 需要将热流密度限制在一定的范围内, 即

$$\dot{Q} = Q_a Q_r \leq \dot{Q}_{\max}, \quad (16)$$

$$Q_a = h_0 + h_1 \alpha + h_2 \alpha^2 + h_3 \alpha^3,$$

$$Q_r = C \rho^{0.5} v^{3.07}. \quad (17)$$

其中: \dot{Q}_{\max} 为热流密度最大允许值, $C = 9.289 \times 10^{-9} \text{Btu} \cdot \text{s}^{2.07} / \text{ft}^{3.57} / \text{slug}^{0.5}$, $h_0 = 1.067$, $h_1 = -1.101$, $h_2 = 0.6988$, $h_3 = -0.1903$.

2) 动压约束.

为了保护再入飞行器的结构, 同时便于姿态控制, 需要将动压限定在一定范围以内, 即

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \leq q_{\max}, \quad (18)$$

其中 q_{\max} 表示最大允许动压值.

3) 过载约束.

为了保证飞行过程的安全性, 过载同样也要受到如下限制:

$$n = \frac{\sqrt{L^2 + D^2}}{mg} \leq n_{\max}, \quad (19)$$

其中 n_{\max} 表示最大允许过载.

1.3.3 变量约束

要保证飞行器能及时地完成姿态变换, 即执行机构能对机动飞行作出相应反应, 状态变量和控制变量也要限制在一定范围内, 具体如下:

1) 状态变量约束有

$$r_{\min} \leq r \leq r_{\max}, \theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max},$$

$$\phi_{\min} \leq \phi \leq \phi_{\max}, v_{\min} \leq v \leq v_{\max},$$

$$\chi_{\min} \leq \chi \leq \chi_{\max}, \gamma_{\min} \leq \gamma \leq \gamma_{\max}; \quad (20)$$

2) 控制变量约束有

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \sigma_{\min} \leq \sigma \leq \sigma_{\max}. \quad (21)$$

2 基于模糊多目标的再入轨迹优化方法

2.1 直接配点法

直接配点法^[7-8]是一种同时离散控制变量和状态变量的直接法, 离散后所得到的点称为节点. 该方法的基本思想是: 采用 Gauss-Lobatto 多项式族表示节点之间的状态变量随时间的变化关系, 然后选择配点并计算多项式在配点处的导数, 继而用所得导数逼近运动方程的右端式, 从而将运动方程约束转化为一组代数约束. 经过上述变换, 轨迹优化问题便转化为一般的非线性规划问题, 其中优化变量为节点处的状态变量、控制变量以及配点处的控制变量.

根据多项式不同选择, 直接配点法也被分为很多类型, 本文采用三阶 Simpson 法.

将整个时间区间 $[t_0, t_f]$ 分为 N 段, 则每个子区间为 $[t_{i-1}, t_i]$, $i = 1, 2, \dots, N$. 定义每段子区间长度为 $h_i = t_i - t_{i-1}$, 记 $s = (t - t_{i-1})/h_i$, $s \in [0, 1]$. 记状态变量为

$$x = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6]^T.$$

其中

$$x_1 = r, x_2 = \phi, x_3 = \theta,$$

$$x_4 = v, x_5 = \chi, x_6 = \gamma.$$

控制变量为

$$u = [u_1, u_2], u_1 = \alpha, u_2 = \sigma.$$

取各子区间的两个端点为节点, 则节点处的状态变量和控制变量分别为

$$(x_{j,0}, x_{j,1}, \dots, x_{j,N}), j = 1, 2, \dots, 6;$$

$$(u_{k,0}, u_{k,1}, \dots, u_{k,N}), k = 1, 2.$$

在每个子区间上状态变量都能由 Hermite 多项式表示, 即

$$x = c_0 + c_1 s + c_2 s^2 + c_3 s^3. \quad (22)$$

边界条件如下:

$$x_{i-1} = x(0), x_i = x(1),$$

$$\dot{x}_{i-1} = \left. \frac{dx}{ds} \right|_{s=0}, \quad \dot{x}_i = \left. \frac{dx}{ds} \right|_{s=1}, \quad (23)$$

此处下标表示节点位置. 由边界条件建立方程组, 求解 c_0, c_1, c_2 和 c_3 可得

$$\begin{aligned} c_0 &= x_{i-1}, \\ c_1 &= \dot{x}_{i-1}, \\ c_2 &= -3x_{i-1} - 2\dot{x}_{i-1} + 3x_i - \dot{x}_i, \\ c_3 &= 2x_{i-1} + \dot{x}_{i-1} - 2x_i + \dot{x}_i. \end{aligned} \quad (24)$$

取每个子区间的中点作为配点, 即令 $s = 1/2$, 将式 (24) 代入 (22) 可得

$$\begin{aligned} x_{ci} &= \frac{x_i + x_{i-1}}{2} + \frac{h_i(d_{i-1} - d_i)}{8}, \\ \dot{x}_{ci} &= \frac{3(x_i - x_{i-1})}{2h_i} - \frac{(d_{i-1} + d_i)}{4}. \end{aligned} \quad (25)$$

其中: 下标“c”表示在配点处, d 为由运动方程在节点处计算得到的状态变量导数.

为了确保式 (22) 能很好地拟合状态量变化, 三阶 Simpson 方法要求由式 (25) 和状态方程计算得到的配点处状态量的导数相等. 对此可以利用 Simpson 积分公式在整个小区间上对状态方程积分, 形成 Defect 向量, 即

$$\begin{aligned} D &= x_{i-1} - x_i + \frac{h_i}{6} [d(x_{i-1}, u_{i-1}, t_{i-1}) + \\ &4d(x_{ci}, u_{ci}, t_{ci}) + d(x_i, u_i, t_i)], \end{aligned} \quad (26)$$

其中 $d(x_{ci}, u_{ci}, t_{ci})$ 为在配点处的状态方程右端式. 令 $D = 0$, 飞行器运动方程可转化为非线性等式约束.

选择节点处的状态变量、控制变量以及配点处的控制变量作为优化变量, 则轨迹优化问题转化为一个含有多个代数约束的非线性多目标规划问题.

2.2 再入轨迹模糊多目标优化模型

由于在再入轨迹设计过程中, 各优化指标具有不可公度性, 而且指标之间存在矛盾冲突性, 同时, 重要性等级的要求也造成了各指标之间的不平衡, 所以, 采用常规方法往往不能得到满意的结果. 因此, 本文采用模糊优化思想, 通过建立指标的隶属度函数计算满意度值, 以目标满意程度代替目标最优化^[13].

由于目标的最大化也可转化为最小化的结构形式, 第 1.2.1 节中所涉及的指标都可采用如下与最小化相对应的隶属度函数来定义模糊目标函数:

$$\mu_{f_i}(x, u) = \begin{cases} 1, & f_i(x, u) \leq f_i^*; \\ 1 - \frac{f_i(x, u) - f_i^*}{f_i^{\max} - f_i^*}, & f_i^* \leq f_i(x, u) \leq f_i^{\max}; \\ 0, & f_i(x, u) \geq f_i^{\max}. \end{cases} \quad (27)$$

其中: $i = 1, 2, \dots, 4$ 表示第 1.2.1 节中所涉及的 4 个

目标; x 和 u 同第 2.1 节中所述一致, 分别表示状态变量和控制变量; $f_i(x, u)$ 为各目标的函数形式, 则 f_i^* 为 $f_i(x, u)$ 的期望值, f_i^{\max} 为 $f_i(x, u)$ 的容许度极限值, 可利用单目标最优值辅助得到. (x_i^*, u_i^*) 表示第 i 个目标的最优解, $f_i(x, u)$ 表示第 i 个目标, 则有

$$f_j^{\max} = \max_{i=1,2,\dots,4} f_j(x_i^*, u_i^*), \quad j = 1, 2, \dots, 4. \quad (28)$$

将第 1.2.2 节的重要性等级表示为优先级结构, 并结合式 (27) 建立基于模糊多目标的再入轨迹优化模型如下:

$$\begin{aligned} &\max [P_1(\mu_{f_1}(x, u), \mu_{f_4}(x, u)), \\ &P_2(\mu_{f_2}(x, u)), P_3(\mu_{f_3}(x, u))]. \\ &\text{s.t. } \mu_{f_i}(x, u) = 1 - \frac{f_i(x, u) - f_i^*}{f_i^{\max} - f_i^*}, \\ &i = 1, 2, \dots, 4; \\ &Q_a Q_r \leq \dot{Q}_{\max}; \\ &\frac{1}{2} \rho v^2 \leq q_{\max}; \\ &\frac{\sqrt{L^2 + D^2}}{mg} \leq n_{\max}; \\ &x \in [x_{\min}, x_{\max}], u \in [u_{\min}, u_{\max}]; \\ &x(t_0) = x_0, x(t_f) = x_f. \end{aligned} \quad (29)$$

其中: $P_i (i = 1, 2, 3)$ 为优先因子, 表示与之对应的目标所属的优先级, 且 P_i 的优先级高于 P_{i+1} ; $[x_{\min}, x_{\max}]$ 和 $[u_{\min}, u_{\max}]$ 分别为状态变量和控制变量的范围约束; x_0 和 x_f 分别表示状态变量在初始点和终止点的边值约束.

2.3 基于满意度序的优先级结构

经过上述处理后, 基于更高优先级目标拥有更高满意度的原则, 利用隶属度的大小来表示优先级的高低. 比如 $\mu_{f_s}(x, u) \leq \mu_{f_k}(x, u)$ 可描述目标 $f_k(x, u)$ 的优先级高于 $f_s(x, u)$, 但以其作为约束条件过于严格, 很难找到初始可行解; 而且条件固定, 难以保证得到高满意度解; 同时, 目标间的优先级差别难以量化. 因此, 引入变量 γ 作为优先级变量来放松严格的满意度约束, 形成松弛的优先级关系, 即

$$\begin{aligned} &\mu_{f_s}(x, u) - \mu_{f_k}(x, u) \leq \gamma, \\ &s, k \in \{1, 2, \dots, 4\}, s \neq k. \end{aligned} \quad (30)$$

当 $\gamma \leq 0$ 时, 式 (30) 满足优先级的要求; 当 $\gamma > 0$ 时, 则不符合.

2.4 两步式满意优化算法

为了同时满足优化与优先级要求, 设计如下两步式优化模型, 从而将带有优先级和模糊多目标轨迹优

化问题分解为两个子模型, 然后按顺序分别求解^[14]. 第 1.3 节中所述的各种约束条件的交集表示如下:

$$G = \begin{cases} Q_a Q_r \leq \dot{Q}_{\max}, \\ \frac{1}{2} \rho v^2 \leq q_{\max}, \\ \frac{\sqrt{L^2 + D^2}}{mg} \leq n_{\max}, \\ x \in [x_{\min}, x_{\max}], \\ u \in [u_{\min}, u_{\max}], \\ x(t_0) = x_0, x(t_f) = x_f. \end{cases} \quad (31)$$

第 1 步优化模型为

$$\begin{aligned} & \max \alpha. \\ & \text{s.t. } \mu_{f_i}(x, u) \geq \alpha, i = 1, 2, \dots, 4; \\ & \mu_{f_i}(x, u) \leq 1, (x, u) \in G. \end{aligned} \quad (32)$$

该模型所求得的结果 α^* 为最大综合满意度, 表示在无偏好的情况下, 所有目标中最差目标所能达到的最大满意度值.

以 α^* 为已知条件, 以松弛变量 $\Delta\delta$ 为调节参数, 对模型 (32) 进行适当放松, 定义变量 γ 表示优先级程度, 通过使 γ 最小来尽力满足优先级顺序.

设目标 $f_k(x, u)$ 的优先级高于 $f_s(x, u)$, 同样以 G 为各约束条件的交集, 建立第 2 步优化模型如下:

$$\begin{aligned} & \min \gamma. \\ & \text{s.t. } \mu_{f_i}(x, u) \geq \alpha^* - \Delta\delta, i = 1, 2, \dots, 4; \\ & \mu_{f_s}(x, u) - \mu_{f_k}(x, u) \leq \gamma; \\ & s, k \in \{1, 2, \dots, 4\}, s \neq k; \\ & \mu_{f_i}(x, u) \leq 1, (x, u) \in G. \end{aligned} \quad (33)$$

对于上述模型, 采用以下步骤进行优化求解.

Step 1: 根据多目标轨迹优化问题的模糊关系, 建立相应的隶属度函数.

Step 2: 根据隶属度函数, 建立第 1 步优化模型, 求解最大综合满意度 α^* .

Step 3: 根据优先级要求按照式 (33) 建立第 2 步优化模型, 设置 $\Delta\delta$ 的初值为 0.

Step 4: 求解第 2 步优化模型, 得到变量 γ 的值.

Step 5: 判断变量 γ 的值, 若 $\gamma > 0$, 则不满足所设置的优先级要求, 直接跳到 Step 6; 若 $\gamma \leq 0$, 则继续判断解的满意程度. 如果所得解满足飞行器的飞行任务, 则结束优化; 否则, 跳到 Step 6.

Step 6: 增大 $\Delta\delta$ 的取值, 从而进一步放松 α^* , 然后返回 Step 4.

3 仿真研究

给定飞行器的质量 $m = 7008 \text{ slugs}$, 飞行器有效面积 $S = 2690 \text{ ft}^2$. 热流密度、动压和过载的最大允许值分别限定为 $\dot{Q}_{\max} = 200 \text{ Btu/ft}^2/\text{s}$, $q_{\max} =$

280 lb/ft^2 , $n_{\max} = 2.5$. 边值约束和变量范围约束如表 1 所示. 设定整个再入飞行过程总时间为 2010 s , 取 21 个离散点.

表 1 边值约束及变量范围约束

变量	初始点	终止点	最小值	最大值
r/ft	$R_0 + 260\,000$	$R_0 + 80\,000$	R_0	$R_0 + 300\,000$
θ/deg	0		-90	90
ϕ/deg	0		-89	89
$v/(\text{ft/s})$	25 600	≥ 2000	1	30 000
χ/deg	90		-180	180
γ/deg	-1	-5	-89	89
α/deg			-10	50
σ/deg			-80	80

仿真计算在内存为 2G 的普通 PC 机上进行, 在 Matlab 2010a 的环境下编程实现算法. 按照本文方法建立轨迹优化模型, 并求解得到不同的目标满意度以及对应的最优轨迹, 结果如表 2 和图 1 所示.

表 2 不同 $\Delta\delta$ 值时的优化结果

$\Delta\delta$	γ	目标满意度
0.0186	-0.0124	(0.7248, 0.7124, 0.7000, 0.7248)
0.1186	-0.0745	(0.7491, 0.6745, 0.6000, 0.7491)
0.3186	-0.2031	(0.8062, 0.6031, 0.4000, 0.8062)
0.4186	-0.2658	(0.8315, 0.5658, 0.3000, 0.8316)

由表 2 可以看出, 各性能指标满意度随着 $\Delta\delta$ 的增大而逐渐凸显重要性等级. 当 $\Delta\delta = 0.0186$ 时, 各指标满意度大约都维持在 0.7 左右, 优化程度比较均衡, 此时满意度虽然区别不大, 但重要性顺序已经稍有显现. 随着 $\Delta\delta$ 的增大, 性能指标中的终端横向距离和终端速度对应的满意度同时逐渐增加, 而总气动加热及弹道振荡的满意度逐渐减小, 并且维持后者的减小速度大于前者, 这样则与第 1.2.2 节中设置的重要性等级完全吻合. 当 $\Delta\delta$ 增至 0.4186 时, 终端横向距离和终端速度的满意度均增至 0.83 左右, 说明对于这两个性能指标而言已经达到较好的优化, 而对应的弹道振荡满意度却减至 0.3, 没有达到充分的优化, 说明各指标之间存在强烈的冲突性.

由图 1 可知, 在不同 $\Delta\delta$ 值的情况下, 各变量都具有基本一致的变化趋势. 由图 1(a) 可知, 地心距在再入的初期都会出现较大的振荡, 随着时间推移逐渐平缓. 图 1(b) 和图 1(c) 所示的纬度与经度都平滑地逐渐增大, 而图 1(c) 中小图所示终端经度的情况则代表了终端横向距离这一指标, 与表格所示变化趋势完全吻合. 图 1(d) 和图 1(e) 所示的速度与航向角均呈减小趋势, 图 1(f) 的航迹角也都维持在一定范围内振荡, 且图 1(d) 小图中所示的终端速度也反应了随着 $\Delta\delta$ 增大, 终端速度这一指标的满意度逐渐增大, 相应的终端速度也在增大. 图 1(g) 中攻角的变化也维持在限定

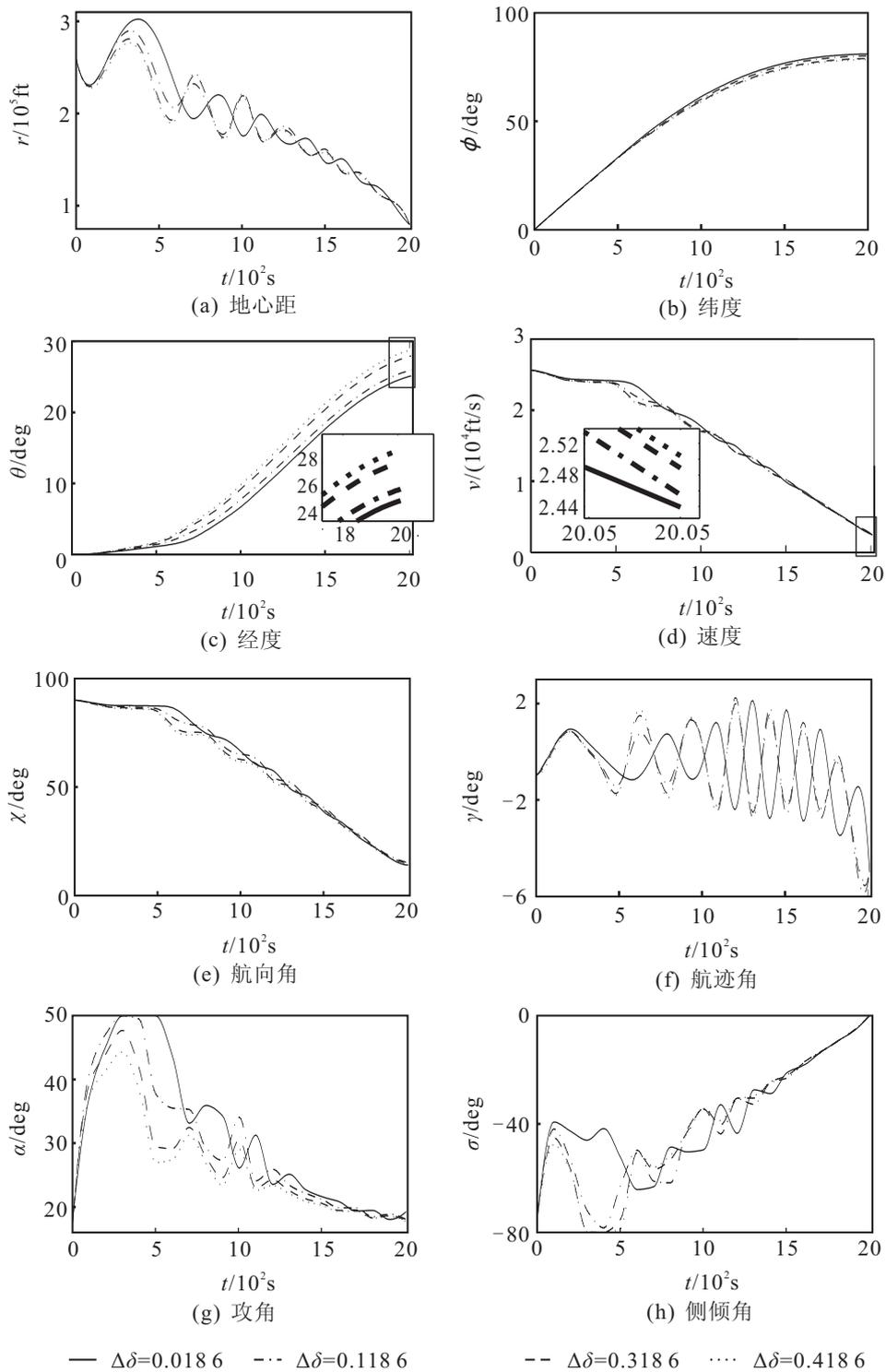


图1 仿真结果

的范围内,再入初期攻角较大,这样可以减小气动加热,而后期攻角减小,以获得较大的航程。图1(h)中的侧倾角都在前期有较大的振动,后期逐渐变为0。由以上各状态变量以及控制变量计算过程约束的变化趋势,经计算可知,各过程约束都严格限制在规定范围以内。

通过分析表2和图1可知,当 $\Delta\delta = 0.3186$ 时,不仅各性能指标之间的重要性等级恰当,而且终端横向距离与终端速度这两个指标都得到了足够的优化,与

实际需要相符,故作为最终再入轨迹的满意优化结果。

4 结论

本文针对包含多约束多目标的高超声速飞行器再入轨迹的设计问题,基于模糊满意度的思想,提出了两步式优化模型,并结合直接配点法,将带有重要性等级的连续轨迹优化问题转化为静态规划问题。该方法不仅可以避免传统多目标轨迹优化方法中的计算过程复杂、非线性过强等弊端,而且可求得同时满足目标优化与重要性等级要求的最优轨迹。

参考文献(References)

- [1] 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 航天与材料工程学院, 2008.
(Yong E M. Research on trajectory optimization and guidance methods for hypersonic glide-reentry vehicle[D]. Changsha: College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, 2008.)
- [2] John T B. Survey of numerical methods for trajectory optimization[J]. *J of Guidance Control and Dynamics*, 1998, 21(2): 193-207.
- [3] Rao A V. A survey of numerical methods for optimal control[C]. Proc of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conf. San Diego, 2009: 497-528.
- [4] Dai R. Three-dimensional trajectory optimization in constrained airspace[D]. Auburn: Department of Aerospace Engineering, Auburn University, 2007.
- [5] 屈香菊. 直接多重打靶法在轨迹优化方面的应用[J]. 飞行力学, 1992, 10(1): 13-21.
(Qu X J. The application of the multiple shooting algorithm to trajectory optimization[J]. *Flight Dynamics*, 1992, 10(1): 13-21.)
- [6] Huntington G T, Rao A V. Optimal reconfiguration of spacecraft formations using the Gauss pseudospectral method[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(3): 689-698.
- [7] Albert L, Bruce A. Direct optimization using collocation based on high-order Gauss-Lobatto quadrature rules[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 1996, 19(3): 592-599.
- [8] 涂良辉, 袁建平. 基于直接配点法的再入轨迹优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 653-656.
(Tu L H, Yuan J P. Improving design of reentry vehicle trajectory optimization using direct collocation method[J]. *J of Northwestern Polytechnical University*, 2006, 24(5): 653-656.)
- [9] Tu L H, Yuan J P, Fang Q, et al. Reentry skipping trajectory optimization using direct parameter optimization method[R]. [C]. Proc of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. Canberra, 2006: 824-837.
- [10] 雍恩米, 唐国金. 基于物理规划的高超声速飞行器滑翔式再入轨迹优化[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1091-1097.
(Yong E M, Tang G J. Trajectory optimization of hypersonic gliding reentry vehicle based on the physical programming[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(5): 1091-1097.)
- [11] 陈刚, 胡莹. 基于 NSGA-II 算法的 RLV 多目标再入轨迹优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(2): 133-136.
(Chen G, Hu Y. Implementing a multi-objective optimization design of RLV reentry trajectory[J]. *J of Northwestern Polytechnical University*, 2006, 24(2): 133-136.)
- [12] Chen L H, Tsai F C. Fuzzy goal programming with different importance and priorities[J]. *European J of Operational Research*, 2001, 133(3): 548-560.
- [13] 胡超芳. 基于决策者满意度的多目标模糊优化算法[D]. 上海: 上海交通大学 电子信息与电气工程学院, 2007.
(Hu C F. Research on fuzzy multiple objective optimization based on decision maker's satisfying degree[D]. Shanghai: School of Electronic Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiaotong University, 2007.)
- [14] Li S Y, Hu C F. Two-step interactive satisfactory method for fuzzy multiple objective optimization with preemptive priorities[J]. *IEEE Trans on Fuzzy Systems*, 2007, 15(3): 417-425.
- [15] Tian B L, Zong Q. Optimal guidance for reentry vehicles based on indirect Legendre pseudospectral method[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(7/8): 1176-1184.

(责任编辑: 滕 蓉)