

基于非线性模型预测控制算法的亚轨道再入轨迹优化

徐晓东^{1,2} 黄一敏¹

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学无人机研究院, 南京, 210016)

摘要: 针对升力式飞行器再入终端需要满足窗口约束条件的情况, 提出了一种基于模型预测算法的再入轨迹优化方法。该方法利用预测模型和滚动优化策略将非线性多约束优化问题转化为线性优化目标函数, 并采用二次规划法求解该轨迹优化问题, 得到了满足相应约束的亚轨道再入轨道。以某升力式再入飞行器为对象进行了纵向轨迹优化计算, 仿真结果验证了该轨迹优化方法具有较高的精度和计算效率。

关键词: 轨迹优化; 模型预测控制; 终端约束; 亚轨道再入

中图分类号: V448; V249

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)04-0552-06

Trajectory Optimization for Suborbital Reentry Based on Nonlinear Model Prediction

Xu Xiaodong^{1,2}, Huang Yimin¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Nanjing University of Aeronautics

& Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A rapid reentry trajectory planning method based on nonlinear model prediction theory is studied for the new lifting reentry vehicle with many constraints. Since the lifting reentry characters and mission requires need to satisfy strong terminal constraints, the nonlinear predictive model and the receding optimization scheme are used to convert the nonlinear optimization into the linear optimization objection, and a quadratic programming is used to solve it. The simulation results show that the proposed method can generate a high precision reentry trajectory with strong terminal constraints.

Key words: trajectory optimization; model predictive control; terminal constraint; suborbital reentry

与传统的弹道式再入飞行器相比, 升力式再入飞行器具有较大的升阻比和机动飞行能力, 且飞行速度快、飞行空域大、飞行环境复杂, 并面临热流、动压、过载等多种约束, 再入走廊狭窄。飞行环境的复杂性和问题本身的非线性使得升力式飞行器再入段轨迹优化成为总体设计的难点, 已有学者采用多种优化方法对再入轨迹优化问题进行了研究。

目前, 解决轨迹优化问题的方法主要有解析法和数值解法^[1]。解析法对于简单线性系统比较有效, 复杂非线性问题则常采用数值解法, 其主要包括直接法和间接法两类^[2]。文献[3]利用极大值原

理, 将月球燃料最优软着陆问题转化为终端时间自由型两点边值问题, 并采用摄动法进行了求解。文献[4]应用序列二次规划法求解了最大射程弹道。文献[5]利用直接配点法求解了再入飞行器三维轨迹的最优化问题。文献[6]利用 Gauss-Legendre 伪谱法对再入飞行器的轨迹进行了优化。文献[7~8]利用直接法解决了升力式再入飞行器多约束情况下的最大末速度、最大横程等问题。但是以上文献并未考虑所规划轨迹终端具有强约束的情况。而对于再入任务复杂、再入轨迹终端约束严格的新型再入攻击飞行器, 考虑轨迹终端的强约束情

况十分必要^[9-10]。模型预测控制(Model predictive control, MPC)因为能够在线处理约束优化问题而受到广泛关注,模型预测控制不需要求解最优控制的 Hamilton-Jacobi-Bellman 方程,而是采用滚动时域控制策略,求解有限时域的开环优化问题,降低了计算的复杂程度,从而成为处理约束系统最优控制的可行方法。

本文研究了一种结合模型预测控制思想的间接优化算法,将轨迹最优控制问题转化为静态参数优化问题。以再入终端目标偏差和过程的状态变量偏差构造二次型优化目标函数,采用滚动时域优化控制策略确定当前的最优输入。针对升力式飞行器亚轨道再入段轨迹进行了优化计算,求解出满足控制能力和再入终端约束的最优轨迹,并对存在轨迹初始偏差的情况进行了鲁棒性验证分析。相对基于极大值原理的两点边值问题,模型预测优化法不需要积分协态方程,间接变量具有解析解,避免了间接法的不足,使轨迹最优控制问题在线计算成为可能。

1 轨迹优化问题描述

亚轨道飞行器(Suborbital launch vehicle, SLV)再入段轨迹设计时可采用简化的再入动力学方程。不考虑地球自转的影响,在飞行器的侧滑角为零的假设条件下,SLV 质点动力学方程可描述为^[7]

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

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \varphi} \quad (2)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \quad (3)$$

$$\dot{V} = -D - (\sin \gamma / r^2) + \Omega^2 r \cos \varphi (\sin \gamma * \cos \varphi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \psi) \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = \left(\frac{1}{V} \right) [L \cos \sigma + [V^2 - (1/r)] (\cos \gamma / r) + 2\Omega V \cos \varphi \sin \psi + \Omega^2 r \cos \varphi (\cos \gamma * \cos \varphi - \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi)] \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = \left(\frac{1}{V} \right) \left[\frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{V^2}{r} (\cos \gamma \sin \psi \tan \varphi) - 2\Omega V (\tan \gamma \cos \psi \cos \varphi - \sin \varphi) + \frac{\Omega^2}{\cos \gamma} (\sin \psi \sin \varphi \cos \varphi) \right] \quad (6)$$

式中: r 为飞行器距地球质心的距离; V 为飞行器质心相对于固定坐标系的速度; σ 为速度倾斜角; Ω 为地球自转速度; γ 为速度倾角; ψ 为速度方位角, $\psi=0$ 表示正北方向; θ, φ 分别为经度和纬度; L, D

分别为飞行器升力加速度和阻力加速度,表达式为

$$L = \rho V^2 S_{\text{ref}} C_L / (2mg_0)$$

$$D = \rho V^2 S_{\text{ref}} C_D / (2mg_0)$$

其中: m 为 SLV 质量; S_{ref} 为飞行器参考面积; C_L, C_D 为攻角 α 和马赫数的函数。

2 基于模型预测轨迹规划算法

对于给定的多输入多输出系统

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{F}_k(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k) \quad (7)$$

$$\mathbf{Y}_k = \mathbf{C}(\mathbf{X}_k) \quad (8)$$

式中: $\mathbf{X} \in \mathbf{R}^n$; $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^m$; $\mathbf{Y} \in \mathbf{R}^p$; $k = 1, 2, \dots, N$; $\mathbf{U}_k (k=1, 2, \dots, N-1)$ 为控制序列; \mathbf{F}_k, \mathbf{C} 为状态流量。令期望系统输出为 \mathbf{Y}_N ,期望目标为 \mathbf{Y}_N^d ,对于给定一组初始控制序列 $\mathbf{U}_k (k=1, 2, \dots, N-1)$ 下产生的控制输出与期望目标出现偏差 $\Delta \mathbf{Y}_N$,选择合理的控制步长在 \mathbf{X}_N 处对系统进行线性化,即

$$\Delta \mathbf{Y}_N \cong d\mathbf{Y}_N = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] d\mathbf{X}_N \quad (9)$$

在 $k+1$ 时刻系统状态可以描述为

$$d\mathbf{X}_{k+1} = \left[\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{X}_k} \right] d\mathbf{X}_k + \left[\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{U}_k} \right] d\mathbf{U}_k \quad (10)$$

式中: $d\mathbf{X}_{k+1}, d\mathbf{U}_k$ 分别为系统 k 时刻的状态偏差与控制增量。将系统输出在 $k=N$ 时刻展开,代入式(10)中 $k=N-1$ 时刻系统状态为

$$d\mathbf{Y}_N = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \left(\left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{X}_{N-1}} \right] d\mathbf{X}_{N-1} + \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{U}_{N-1}} \right] d\mathbf{U}_{N-1} \right) \quad (11)$$

式(11)中 $d\mathbf{X}_{N-1}$ 可以用 $N-2$ 时刻 $d\mathbf{X}_{N-2}, d\mathbf{U}_{N-2}$ 表示,因此可将系统反演展开至序列 $k=1$ 时,即

$$d\mathbf{Y}_N = \mathbf{A} d\mathbf{X}_1 + \mathbf{B}_1 d\mathbf{U}_1 + \mathbf{B}_2 d\mathbf{U}_2 + \dots + \mathbf{B}_{N-1} d\mathbf{U}_{N-1} \quad (12)$$

式中

$$\mathbf{A} = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{X}_{N-1}} \right] \dots \left[\frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial \mathbf{X}_1} \right] \quad (13)$$

$$\mathbf{B}_k = \left[\frac{\partial \mathbf{Y}_N}{\partial \mathbf{X}_N} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{N-1}}{\partial \mathbf{X}_{N-1}} \right] \dots \left[\frac{\partial \mathbf{F}_{k+1}}{\partial \mathbf{X}_{k+1}} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{X}_k} \right] \quad (14)$$

因为系统初始状态给定,所以 $d\mathbf{X}_1=0$,则

$$d\mathbf{Y}_N = \mathbf{B}_1 d\mathbf{U}_1 + \mathbf{B}_2 d\mathbf{U}_2 + \dots + \mathbf{B}_{N-1} d\mathbf{U}_{N-1} = \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k d\mathbf{U}_k \quad (15)$$

由式(15),按照某种指标校正控制序列 \mathbf{U}_k 使系统输出与目标输出的偏差逐步收敛,从而确定最优控制变量 \mathbf{U}_k 。定义系统的终端约束函数 $d\mathbf{Y}_N - \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k d\mathbf{U}_k = 0$,于是可定义二次型系统性能指标函

数为

$$\bar{J} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} (\mathbf{U}_k^p - d\mathbf{U}_k)^T \mathbf{R}_k (\mathbf{U}_k^p - d\mathbf{U}_k) \quad (16)$$

式中: \mathbf{U}_k^p 为第 k 次迭代控制量; \mathbf{R}_k ($k=1, \dots, N-1$) 为权函数矩阵, 可定义控制量的约束。从而优化问题可描述为二次规划问题。采用拉格朗日乘子法求解式(17)二次规划问题, 式中 $\boldsymbol{\eta}^T$ 为拉格朗日乘子, 性能指标由积分型指标函数构成, 即

$$\min \bar{J} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} (d\mathbf{U}_k)^T \mathbf{R}_k (d\mathbf{U}_k) + \boldsymbol{\eta}^T (d\mathbf{Y}_N - \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k d\mathbf{U}_k) \quad (17)$$

$$\frac{\partial \bar{J}}{\partial \mathbf{U}_k} = -\mathbf{R}_k (d\mathbf{U}_k) - \mathbf{B}_k^T \boldsymbol{\eta} = 0 \quad (18)$$

$$\frac{\partial \bar{J}}{\partial \boldsymbol{\eta}} = d\mathbf{Y}_N - \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k d\mathbf{U}_k = 0 \quad (19)$$

通过方程组(18,19)解得

$$d\mathbf{U}_k = -\mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{B}_k^T \mathbf{A}_\eta^{-1} (d\mathbf{Y}_N)$$

式中: $\mathbf{A}_\eta \triangleq -\sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{B}_k^T$; 拉格朗日乘子 $\boldsymbol{\eta}^T = -\mathbf{A}_\eta (d\mathbf{Y}_N)$ 。

由 $\mathbf{U}_k = \mathbf{U}_k^0 - d\mathbf{U}_k$ (\mathbf{U}_k^0 为前次迭代计算生成的控制指令), 滚动实施校正过程, 直到目标函数 $\mathbf{Y}_N \rightarrow \mathbf{Y}_N^d$ 达到精度要求为止。

上述算法中, 模型预测规划法在小扰动假设条件下, 把轨迹优化问题转化为二次型性能指标优化问题, 求解过程不需求解复杂的协态方程与协态向量, 降低了求解难度, 使在线轨迹优化成为可能。

3 纵向轨迹优化算法

3.1 简化的飞行动力学模型

为求解优化问题, 将第1节动力学方程(1~6)无因次化, 得到纵向运动模型如式(20~22), 定义系统状态变量 $\mathbf{X} \triangleq [r, V, \gamma]^T$ 。本文再入过程仅考虑纵向剖面的规划, 因此控制变量 $\sigma = 0$, 轨迹控制变量为攻角 α 。

$$\dot{r}_n = \frac{V_n V^* \sin(\gamma_n \gamma^*)}{r^*} \quad (20)$$

$$\dot{V}_n = \frac{1}{V^*} \left[-D - (\sin \gamma_n \gamma^*) + \Omega^2 r_n r^* \cos \varphi (\sin(\gamma_n \gamma^*) * \cos \varphi - \cos(\gamma_n \gamma^*) \sin \varphi \sin \psi) \right] \quad (21)$$

$$\dot{\gamma}_n = \left(\frac{1}{V_n V^*} \right) [L \cos \sigma + [(V_n V^*)^2 - (1/(r_n * r^*))] \cdot (\cos(\gamma_n \gamma^*) / (r_n r^*)) + 2\Omega V_n V^* \cos \varphi \sin \psi +$$

$$\Omega^2 r_n * r^* \cos \varphi (\cos \gamma_n \gamma^* * \cos \varphi - \sin \gamma_n \gamma^* \sin \varphi \cos \psi)] \quad (22)$$

$$\dot{X}_n = \frac{V_n V^* \cos(\gamma_n \gamma^*)}{r^*} \quad (23)$$

式中: $r_n \triangleq \frac{r}{r^*}$; $V_n \triangleq \frac{V}{V^*}$; $\gamma_n \triangleq \frac{\gamma}{\gamma^*}$ 。可取 $r^* = R_0 = 6378 \text{ km}$, $V^* = \sqrt{g_0 R_0}$, $\gamma^* = \pi/2$ 。

3.2 返回轨迹约束

SLV 再入过程飞行状态复杂, 为了使其返回至能量管理段, 在轨迹设计中, 再入轨道首先需要满足末端能量管理段窗口条件^[8]

$$r_f = r_{\text{team}}, V_f = V_{\text{team}}, \gamma_f = \gamma_{\text{team}}$$

其中: $[r_f, V_f, \gamma_f]$ 为返回轨道末端高度、速度和轨迹倾角; $[r_{\text{team}}, V_{\text{team}}, \gamma_{\text{team}}]$ 为能量管理段窗口高度、速度和轨迹倾角。

飞行器安全返回需要满足再入飞行热流、过载、动压等约束, 这些约束描述了飞行器再入飞行界线:

(1) 攻角工作范围

$$\alpha \in [-5^\circ, 35^\circ]$$

(2) 热流限制

$$\dot{Q} = k\sqrt{\rho} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\text{max}}$$

式中: k 为热传递系数; \dot{Q} 为驻点最大热流。亚轨道再入过程中, 飞行器一般不会超过热流峰值, 过载和动压约束是飞行器考虑的重点。

(3) 法向过载限制

$$N_z = (L \cos \alpha + D \sin \alpha) \leq N_{z\text{max}}$$

(4) 动压限制

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \leq \bar{q}_{\text{max}}$$

3.3 模型预测制导的实现

最优制导指令算法流程如下:

(1) 以攻角为最优控制量, 选取初值

$$\boldsymbol{\alpha}_0^0 = [\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k]$$

(2) 小扰动假设下, 系统写为增量方程形式

$$\mathbf{X}_{n_{k+1}} \triangleq \mathbf{F}_k(\mathbf{X}_{n_k}, \boldsymbol{\alpha}_k) = \begin{bmatrix} r_{n_k} + \Delta t f_1 \\ V_{n_k} + \Delta t f_2 \\ \gamma_{n_k} + \Delta t f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{1_k}(\mathbf{X}_{n_k}, \boldsymbol{\alpha}_k) \\ \mathbf{F}_{2_k}(\mathbf{X}_{n_k}, \boldsymbol{\alpha}_k) \\ \mathbf{F}_{3_k}(\mathbf{X}_{n_k}, \boldsymbol{\alpha}_k) \end{bmatrix} \quad (24)$$

(3)对系统状态变量求偏导

$$\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \mathbf{X}_{n_k}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_{1_k}}{\partial r_{n_k}} & \frac{\partial F_{1_k}}{\partial V_{n_k}} & \frac{\partial F_{1_k}}{\partial \gamma_{n_k}} \\ \frac{\partial F_{2_k}}{\partial r_{n_k}} & \frac{\partial F_{2_k}}{\partial V_{n_k}} & \frac{\partial F_{2_k}}{\partial \gamma_{n_k}} \\ \frac{\partial F_{3_k}}{\partial r_{n_k}} & \frac{\partial F_{3_k}}{\partial V_{n_k}} & \frac{\partial F_{3_k}}{\partial \gamma_{n_k}} \end{bmatrix} \quad (25)$$

(4)对系统控制变量求偏导

$$\frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial \alpha_k} = \left[\frac{\partial F_{1_k}}{\partial \alpha_k} \quad \frac{\partial F_{2_k}}{\partial \alpha_k} \quad \frac{\partial F_{3_k}}{\partial \alpha_k} \right]^T \quad (26)$$

(5)为满足控制约束,构造权函数 $\mathbf{R}_k, \mathbf{R}_k = 1 + \omega_i \sum_{j=1}^m [\max(0, g_j(\mathbf{X}))]^2$ 。其中: ω_i 为惩罚因子; $\omega_i \sum_{j=1}^m [\max(0, g_j(\mathbf{X}))]^2$ 为惩罚函数; $g_j(\mathbf{X})$ 为控制约束。

(6)求解优化函数

$$\min \bar{J} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{R}_k (\Delta \alpha_k)^2 + \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{R}_k (\Delta \alpha_k)^2 + \boldsymbol{\eta}^T \left(d\mathbf{Y}_N - \sum_{k=1}^{N-1} \mathbf{B}_k \Delta \alpha_k \right)$$

其中 $\mathbf{R}_k = 1 + \omega_i \sum_{c=1}^m [\max(0, g_c(\mathbf{X}))]^2$ 表示动压与过载惩罚函数。

(7)求解制导指令增量 $\Delta \alpha_k = \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{B}_k^T \mathbf{A}_k^{-1} d\mathbf{Y}_{n_N}$, 并在下一周期滚动求解二次型指标函数,采用 α_k^0 更新制导指令 $\alpha_k = \alpha_k^0 - \Delta \alpha_k$; 对状态方程(20~22)积分,第 N 次输出 $\mathbf{Y}_{n_N} = [r_{n_N}, V_{n_N}, \gamma_{n_N}]$, 目标向量 $\mathbf{Y}_{n_N}^d = [r_{n_N}^d, V_{n_N}^d, \gamma_{n_N}^d]$, 再入段末端迭代终止条件定义为椭圆集二次型函数 $\epsilon = \Delta \mathbf{Y}_n^T \mathbf{P} \Delta \mathbf{Y}_n$, 其中 $\Delta \mathbf{Y}_{n_N} =$

$$\mathbf{Y}_{n_N} - \mathbf{Y}_{n_N}^d, \text{ 权重矩阵 } \mathbf{P} = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix}, \text{ 其中 } \{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$$

为轨迹终端误差变量权重系数。轨迹优化目标使系统满足椭圆集误差指标 $\epsilon = \epsilon^* \rightarrow 0$ 。

(8)否则采用新的初值 α_k 转向步骤(2)。

4 仿真

4.1 仿真条件

为验证模型预测轨迹优化算法的有效性,以升力式通用再入飞行器^[11]为仿真对象,研究亚轨道飞行器再入段轨迹优化问题。飞行轨迹初值及终端条件见表1,轨迹中纵向过载,最大动压,热流峰值 \dot{Q}_{\max} 需要满足约束条件详见表2。式中,根据实

际情况确定,这里取 $\{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\} = \{100, 100, 50\}$, 轨迹可允许广义误差指标为1%。

表1 仿真参数

h_0/m	$V_0/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\gamma_0/(\text{°})$	h_f/m	$V_f/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\gamma_f/(\text{°})$
60 000	1 796	-1.5	25 000	765	-10

表2 轨迹过程约束变量

$N_{z\max}/g$	$q_{\max}/10^4 \text{ Pa}$	$\dot{Q}_{\max}/10^6 \text{ W}$
2.5	1.6	1.14

4.2 初值问题

控制量初值可由经验公式作为初始轨迹,并以此作为亚轨道再入的初始轨迹值。综合考虑气动性能、配平能力等因素,取攻角 $\alpha(V)/(\text{°})$ 指令初值为

$$\alpha = \begin{cases} 30 & V > 1\,600 \text{ m/s} \\ (V-800)/40 + 10 & 800 \text{ m/s} \leq V \leq 1\,600 \text{ m/s} \\ 10 & V < 800 \text{ m/s} \end{cases} \quad (27)$$

计算结果表明,共进行15次迭代计算完成从初始估计到满足末端窗口条件最优轨迹的收敛过程,收敛过程见图1。其中高度收敛偏差设定为 $\pm 30 \text{ m}$,速度收敛偏差设定为 $\pm 25 \text{ m/s}$,弹道倾角收敛偏差设定为 $\pm 0.5^\circ$ 。

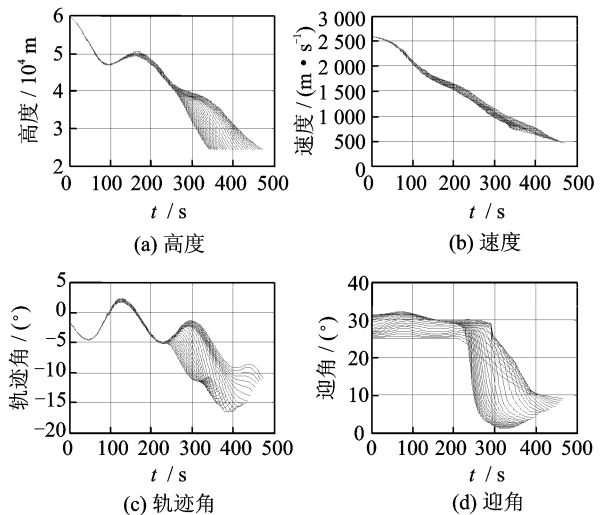


图1 计算收敛过程

Fig. 1 Convergence history of simulation

4.3 存在初始状态参数扰动下的仿真

考虑到亚轨道再入初期可能存在初始扰动的

情况,对存在初始扰动状态进行仿真研究。再入初始扰动参数见表3。

表3 再入初始条件扰动

Tab.3 Initial dispersion parameters

算例	h_0 扰动/%	V_0 扰动/%	γ_0 扰动/%
1	+3	-2	-5
2	-2	+3	+3
3	-2	+3	-7

4.4 优化结果分析

仿真结果见图2~7。图2显示了攻角控制量在亚轨道再入时的变化规律,再入初期的飞行器基本以最大攻角减速以满足气动加热要求,而后飞行器迎角逐渐减小。

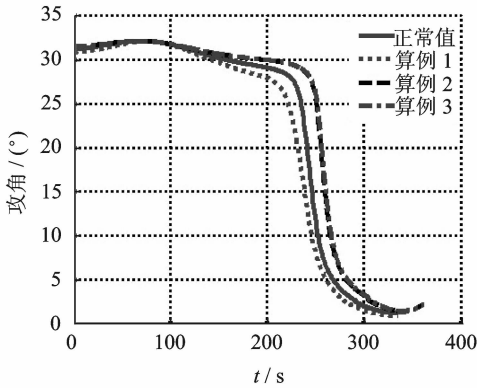


图2 攻角随时间变化

Fig.2 Attack angle history vs time

图3中飞行器的高度稳定降低;图4中飞行器速度稳定减小;图5飞行轨迹角跳跃幅度较小,说明根据优化所得的控制量可以稳定控制飞行器亚轨道再入飞行;图6,7反映了亚轨道再入飞行器部分轨迹特征量的变化,其中最大法向过载为1.8g,最大动压为 11.82×10^4 Pa,满足飞行约束条件。

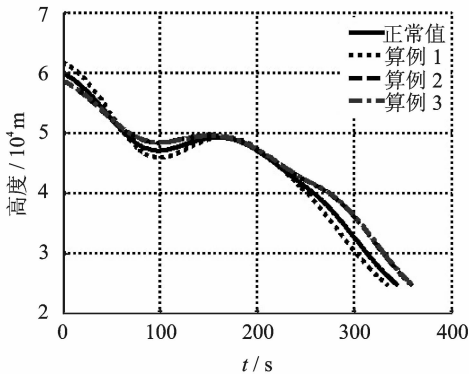


图3 高度随时间变化

Fig.3 Height history vs time

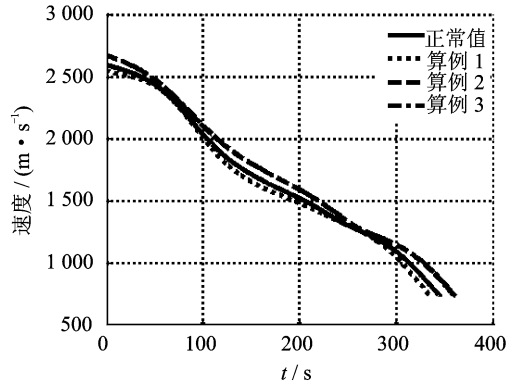


图4 速度随时间变化

Fig.4 Velocity history vs time

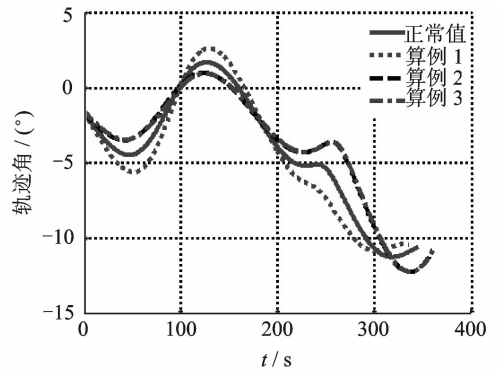


图5 轨迹角随时间变化

Fig.5 Flight path angle history vs time

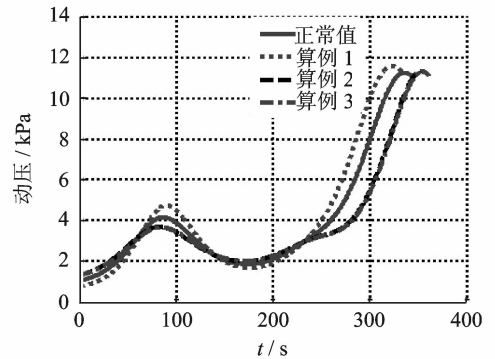


图6 初始偏差对动压的影响

Fig.6 Effect of initial dispersions on dynamic pressure

定义广义末端误差 $E = \frac{\|\Delta \mathbf{Y}_{n_N}\|_2}{\|\mathbf{Y}_{n_N}^*\|_2}$, 仿真误差见表4。

表4 仿真误差结果

Tab.4 Results of simulation error

算例	Δh_f	ΔV_f	$\Delta \gamma_f$	E
1	0.982	0.082	1.528	0.153
2	0.023	0.034	0.064	0.240
3	0.256	0.283	0.781	0.870

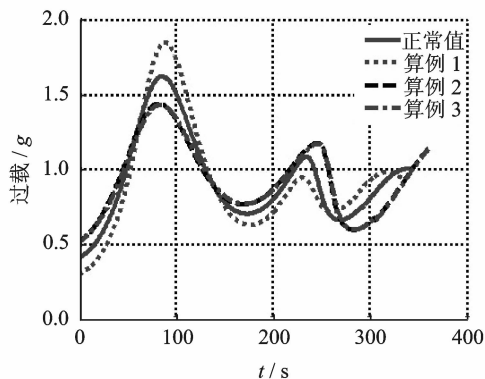


图7 初始偏差对过载的影响

Fig. 7 Effect of initial dispersions on load factor

由表4仿真结果表明:采用非线性模型预测规划算法的优化轨迹在初始状态存在偏差时,可以满足末端强约束精度要求,对控制变量具有较好的优化效果。

5 结束语

返回轨迹优化是一个较为复杂的最优控制问题。本文研究了一种基于非线性模型预测控制滚动时域的再入轨迹次优化方法,对升力式飞行器亚轨道再入段进行了轨迹优化计算。与直接法相比,该方法能够显式地处理终端约束,并且具有收敛精度高、收敛速度快、控制变量平滑等特点;与传统的间接法相比,不需要对无物理意义的协态变量进行猜测,在存在初始状态偏差的情况下,仍然可以实现轨迹的收敛。由于有限优化目标的局限性,得到的是全局情况下的次优解,但由于采用了启发式的滚动优化策略,可以顾及由于模型失配、时变或干扰等引起的不确定性,及时实施控制,从而保持实际上的最优。仿真实验表明,基于模型预测算法轨迹优化方法有效,并对初始状态干扰具有一定的鲁棒性。

参考文献:

[1] Betts J T. Survey of numerical methods for trajectory optimization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(2):193-206.

[2] 雍恩米,陈磊,唐国金. 飞行器轨迹优化数值方法综述[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2):397-406.

Yong Enmi, Chen Lei, Tang Guojin. A survey of numerical methods for trajectory optimization of spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(2):

397-406.

- [3] 赵吉松,谷良贤,潘雷. 月球最优软着陆两点边值问题的数值解法[J]. *中国空间科学技术*, 2009, 29(4): 21-27.
- Zhao Jisong, Gu Liangxian, Pan Lei. Numerical solution of TPBVP for optimal lunar soft landing [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2009, 29(4): 21-27.
- [4] 李瑜,杨志红,崔乃刚. 助推-滑翔导弹弹道优化研究[J]. *宇航学报*, 2008, 29(1):66-71.
- Li Yu, Yang Zhihong, Cui Naigang. A study of optimal trajectory for boost-glide missile [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(1):66-71.
- [5] Benson A, Thorvaldsen T, Rao V. Direct trajectory optimization and costate estimation via an orthogonal collocation method[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(6): 1435-1440.
- [6] Jorris T R, Schulz C S, Friedl F R, et al. Constrained trajectory optimization using pseudospectral methods[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Honolulu, USA: AIAA, 2008: 2008-6218.
- [7] Li Yu, Cui Naigang. Trajectory optimization for hyper-sonic boost-glide missile considering aero-heating [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2009(1): 3-13.
- [8] Barron R L, Chick C M. Improved indirect method for air-vehicle trajectory optimization [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(3): 643-652.
- [9] Padhi R. Model predictive static programming: A promising technique for suboptimal control design [J]. *International Journal of Innovative Computing Information and Control*, 2009, 5(2):399-411.
- [10] Kothari M, Padhi R. A hybrid energy insensitive explicit guidance scheme for long range flight vehicle using solid motors [C]//17th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Toulouse, France: [s. n.], 2007:651-656.
- [11] 周文雅,杨滢,李顺利. 利用高斯伪谱法求解升力航天器最优再入轨迹[J]. *南京理工大学学报:自然科学版*, 2010, 34(1):85-90.
- Zhou Wenya, Yang Di, Li Shunli. Using Gauss pseudospectral method to solve optimal reentry trajectory for lifting vehicle[J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology: Natural Science*, 2010, 34(1): 85-90.