高动态无人飞行器轨迹规划与控制技术

张庆振 高 晨 史波波 马文涛

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对高动态无人飞行器的飞行环境中,气动力、气动热条件苛刻,飞行参数和结构变化剧烈的特点,研究了多约束条件下的轨迹规划与设计方法.提出了以无人飞行器倾侧角为主控制量,将轨迹规划问题转化为最优控制问题,采用极大值原理和改进的邻近极值法,求解无人飞行器总吸热量最小的最优控制,并使得最优控制满足所有飞行边界约束和终端约束.最后,以某型高动态无人飞行器为对象,仿真证明了方法的有效性.

关 键 词: 高动态; 无人飞行器; 轨迹规划; 邻近极值法; 极大值原理

中图分类号: V 448.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)04-0417-04

Trajectory planning and control for high-dynamic unmanned aerial vehicles

Zhang Qingzhen Gao Chen Shi Bobo Ma Wentao

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the strict aerodynamic heating and force environment, which had the characters of strong uncertainty of flight parameters and structure, the planning and optimization of multi-constraints trajectory were studied for high-dynamic unmanned aerial vehicle (UAV). The attack angle and the bank angle were the control parameters of high-dynamic UAV and the bank angle was taken as the main control parameter in the proposed method. Hence the optimization of trajectory was cast as the optimal control problem. The aims of the optimal control problem were to be achieving the minimum accumulated heat load of high-dynamic UAV and satisfying the flight bounds and terminal constraints. Maximum theory and amelioration adjacent extremism approach were adopted to solve the optimal control issue. At last, the effectiveness of the method was demonstrated by simulating on an example of high-dynamic UAV.

Key words: high-dynamic; unmanned aerial vehicle(UAV); trajectory planning; adjacent extremism approach; maximum theory

采用升力式气动布局的高动态无人飞行器(一般指具有较高的飞行速度,一般大于3 Ma,而且具有较大的机动能力,即较大的速度导数的一类飞行器),升阻比较大,飞行速度快,飞行空域宽广,无论是飞行任务、飞行方式还是任务性能,这种飞行器同我国已研制成功的弹道导弹、普通航空、航天器相比都有很大不同,目前存在多个方面亟需解决的难题.尤其是飞行器轨迹规划与控制技术[1-4],需要控制系统的吸热速率、吸热量,此外还需兼顾过载、动压等约束.NASA在高动态飞行器轨迹规划与控制技术方面开展了长期的研究.20世纪60年代初期的Apollo飞船末端再入制导即采用典型的基准轨道跟踪控制技术.航天飞机的再入飞行则是结合了常值驻点热流约束,在飞行剖面内设计优化的再入轨迹,航天飞机再入飞行跟踪这一优化轨迹.NASA马歇尔航天中心于1999年提出了一项针对性的先进制导控制研究计划[1],这一计划引发的研究成果包括多约束条件下的再入轨迹设计技术、基于标准轨迹的制导技术以及预测制导技术,文献[2,5]的研究取

收稿日期: 2008-04-01

作者简介: 张庆振(1976—),男,江苏沛县人,讲师,zhangqz@buaa.edu.cn.

得了一定的成果，文献[6]则对不同的制导方法从理论分析和制导仿真方面进行了比较.

飞行器轨迹规划的意义在于：高动态无人飞行器的飞行包线相对于飞机已经变得非常狭窄，甚至只能用多约束构成的飞行走廊加以描述，如何在如此强、如此多的约束下保证高动态无人飞行器的安全飞行，是飞行器轨迹规划的主要目的. 研究飞行器优化控制的意义在于：苛刻的气动加热环境是高动态无人飞行器最严峻的考验之一，气动加热决定了飞行器防热系统(Thermal Protection System，TPS)的重量，通过以总吸热量为优化指标进行优化控制，可以降低系统对防热的要求，减轻TPS重量，增加有效载荷比重，减少燃料配重，可以为总体设计提供有益支持.

本文首先分析多约束条件及其描述形式，以无人飞行器倾侧角为主控制量，将多种约束下的轨迹规划问题转化为最优控制问题.

1 约束条件分析

高动态无人飞行器高度大空域飞行，与普通的航空器相比所受约束更多，主要考虑约束有以下几点：

1) 过载因素. 主要考虑高动态无人飞行器的法向过载：

$$L\cos\alpha + D\sin\alpha < n_{\max} \tag{1}$$

其中，L，D 分别为升力、阻力加速度；α 为飞行器攻角.

2) 动压因素. 一般要求：

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \leqslant q_{\max} \tag{2}$$

其中，q 为动压；ρ 为大气密度；V 为飞行器速度.

3) 热流因素(温度限制因素). 无量纲热流约束表示如下：

$$\dot{Q}_s = \frac{k_s}{\sqrt{R_n}}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^n\left(\frac{V}{V_0}\right)^m \leqslant \dot{Q}_{s,\max} \tag{3}$$

其中，$\dot{Q}_s$ 一般为高动态无人飞行器鼻锥驻点处的热流率；R_n 为鼻锥驻点区曲率半径；$V_0 = \sqrt{g_0 r_0}$ 为圆周速度(g_0 为海平面重力加速度，r_0 为地球半径)；ρ_0 为海平面标准大气密度；k_s，m，n 为常数，可取理论计算值或实验值.

以上为高动态无人飞行器飞行过程中每一瞬态必须满足的飞行边界约束，即过程约束. 此外，总吸热量、飞行航程、机动能力、终端条件等也是高动态无人飞行器必须满足的约束要求.

2 优化策略与控制

高动态无人飞行器运动学方程采用半速度坐标系，描述如下[1]：

$$\left.\begin{aligned}
\dot{V} &= -C_d\frac{qS}{m} - g\sin\theta \\
\dot{\theta} &= C_l\frac{qS}{mV}\cos\nu - \frac{g\cos\theta}{V} + \frac{V\cos\theta}{R+h} \\
\dot{L} &= \frac{RV\cos\theta}{R+h} \\
\dot{h} &= V\sin\theta
\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

其中，m 为飞行器质量；R 为地球半径；h 为飞行器高度；C_d 为阻力系数；C_l 为升力系数；S 为参考面积；ν 为倾侧角；θ 为弹道倾角.

假定高动态无人飞行器飞行过程中无侧滑，飞行器主要通过 α 和 ν 进行气动控制，总体设计时，一般根据经验预先设定 α-V 的对应关系(综合机动能力与防热)，则高动态无人飞行器最优控制的问题即转化为最优倾侧角的求解问题.

高动态无人飞行器总吸热量最小，即目标函数

$$\phi = \mu = \int_{t_0}^{t_f} -q\,\mathrm{d}t = \int_{t_0}^{t_f} -\frac{1}{2}\rho V^2\,\mathrm{d}t \tag{5}$$

最大，根据最大值原理，ϕ 最大，也就是 $\int_{t_0}^{t_f} -q\,\mathrm{d}t$ 最大，即总吸热量最小.

为便于讨论，现假设

$$\left.\begin{aligned}
\dot{V} &= f_1 \\
\dot{\theta} &= f_2 \\
\dot{L} &= f_3 \\
\dot{\mu} &= f_4 \\
\dot{h} &= f_5
\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

优化问题即转化为：控制变量为 ν，对终端时间 t_f 不做要求，对终端状态变量有约束、终端时间自由的最优控制问题.

令哈密顿函数

$$H = f_1\lambda_V + f_2\lambda_\theta + f_3\lambda_L + f_4\lambda_\mu + f_5\lambda_h \tag{7}$$

其中，λ_V，λ_θ，λ_L，λ_μ，λ_h 为共轭变量；

$$\boldsymbol{\lambda} = (\lambda_V, \lambda_\theta, \lambda_L, \lambda_\mu, \lambda_h)^{\mathrm{T}}$$

为共轭矢量. 根据极大值原理最佳轨迹应满足如下条件：

1) 状态矢量 $\boldsymbol{x}$ 和 $\boldsymbol{\lambda}$ 应满足

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \frac{\partial H}{\partial \boldsymbol{\lambda}}$$

展开式即为状态方程(式(4))；

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}}(t)=-\frac{\partial H}{\partial \boldsymbol{x}}$$

其展开式为

$$\left.\begin{aligned}
\dot{\lambda}_V &= C_{\mathrm{d}}\frac{\rho V S}{m}\lambda_V+\left(-C_1\frac{\rho S}{2m}\cos\nu-\frac{g\cos\theta}{V^2}-\right.\\
&\left.\frac{\cos\theta}{R}\right)\lambda_\theta-\frac{R}{R+h}\cos\theta\lambda_L+\rho V\lambda_\mu-\sin\theta\lambda_h\\
\dot{\lambda}_\theta &= g\cos\theta\lambda_V+\left(\frac{V\sin\theta}{R+h}-\frac{g\sin\theta}{V}\right)\lambda_\theta+\\
&\frac{RV\sin\theta}{R+h}\lambda_L-V\cos\theta\lambda_h\\
\dot{\lambda}_L &= 0\\
\dot{\lambda}_\mu &= 0\\
\dot{\lambda}_h &= \\
&-\left(\frac{1}{11\,520}\mathrm{e}^{\frac{-h}{7\,200}}V^2C_{\mathrm{d}}S+\frac{797\,201\times10^9\sin\theta}{(R+h)^3}\right)\lambda_V-\\
&\left(-\frac{1}{11\,520}C_1\mathrm{e}^{\frac{-h}{7\,200}}VS\cos\nu+\frac{797\,201\times10^9\cos\theta}{(R+h)^3}-\right.\\
&\left.\frac{V\cos\theta}{(R+h)^2}\right)\lambda_\theta+\frac{RV\cos\theta}{(R+h)^2}\lambda_L-\frac{1}{11\,520}\mathrm{e}^{\frac{-h}{7\,200}}V^2\lambda_\mu
\end{aligned}\right\}\tag{8}$$

2) 共轭矢量应满足横截条件:

$$\boldsymbol{\lambda}(t_{\mathrm{f}})=\left[\frac{\partial H}{\partial \boldsymbol{x}}+\left(\frac{\partial \boldsymbol{N}_1^{\mathrm{T}}}{\partial \boldsymbol{x}}\right)\nu\right]\Bigg|_{t=t_{\mathrm{f}}}\tag{9}$$

其中,$\boldsymbol{N}_1$ 为终端条件.

3) 哈密顿函数

$$H(t_{\mathrm{f}})=H(t_0)=H(t)=0\tag{10}$$

4) 满足边界条件

$$\left.\begin{aligned}
\boldsymbol{x}(t_0)&=\boldsymbol{x}_0\\
\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}(t_{\mathrm{f}}),t_{\mathrm{f}})&=0
\end{aligned}\right\}\tag{11}$$

其中,$\boldsymbol{\varphi}=\begin{bmatrix}\varphi(1)\\ \varphi(2)\\ \varphi(3)\\ \varphi(4)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}V(t_{\mathrm{f}})-V_{\mathrm{f}}\\ \theta(t_{\mathrm{f}})-\theta_{\mathrm{f}}\\ h(t_{\mathrm{f}})-h_{\mathrm{f}}\\ L(t_{\mathrm{f}})-L_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}$,$V_{\mathrm{f}},\theta_{\mathrm{f}},h_{\mathrm{f}},L_{\mathrm{f}}$ 为终端时刻 V,θ,h,L 的要求值.

通过以上分析可知,应用极大值原理即是求解在满足式(1)~式(4)条件下的最优控制 ν_{opt},以使目标函数 $H(\nu)$最大,达到优化的目的.

本文采用改进的邻近极值法计算最佳轨迹,即终端约束已知,停止积分运算条件为 $\theta(t_{\mathrm{f}})=\theta_{\mathrm{f}}$,利用三次一维寻优的方法求最佳轨迹.具体计算方法步骤如下.

令 $\lambda_{\mu 0},\lambda_{V0},\lambda_{\theta 0},\lambda_{h0},\lambda_{L0},f_{10},f_{20},f_{30},f_{40},f_{50}$ 分别为 $\lambda_\mu,\lambda_V,\lambda_\theta,\lambda_h,\lambda_L,f_1,f_2,f_3,f_4,f_5$ 的初始值:

1) 任意给定 $\lambda_{\mu 0},\lambda_{V0},\lambda_{\theta 0}$,再选择不同的 λ_{h0},根据 $H=0$ 可得

$$\lambda_{L0}=-(f_{10}\lambda_{V0}+f_{20}\lambda_{\theta 0}+f_{40}\lambda_{\mu 0}+f_{50}\lambda_{h0})/f_{30}\tag{12}$$

对系统运动学方程数值积分,判断飞行约束条件和控制条件(此处考虑了 ν 的三角余弦关系 $|\cos\nu|\leqslant 1$?),结合最优控制共轭方程可以找出使 $L(t_{\mathrm{f}})=L_{\mathrm{f}}$ 的一条轨迹,由 $\theta(t_{\mathrm{f}})=\theta_{\mathrm{f}}$ 停止积分运算,但此时 $h(t_{\mathrm{f}})\neq h_{\mathrm{f}}$.

2) 再给出不同的 λ_{V0},重复步骤 1),直到某一 λ_{V0} 使得 $h(t_{\mathrm{f}})=h_{\mathrm{f}}$,但此时 $V(t_{\mathrm{f}})\neq V_{\mathrm{f}}$.

3) 再选择不同的 $\lambda_{\theta 0}$,重复上述步骤,可以找到使 $V(t_{\mathrm{f}})=V_{\mathrm{f}}$ 的轨迹,此时,终端约束 $\theta(t_{\mathrm{f}})=\theta_{\mathrm{f}},V(t_{\mathrm{f}})=V_f,h(t_{\mathrm{f}})=h_{\mathrm{f}},L(t_{\mathrm{f}})=L_{\mathrm{f}}$ 均满足条件,且满足极大值原理必要条件,所得即为最佳轨迹及对应的最优控制.

采用改进的邻近极值法计算最佳轨迹,系统优化流程图见图 1.

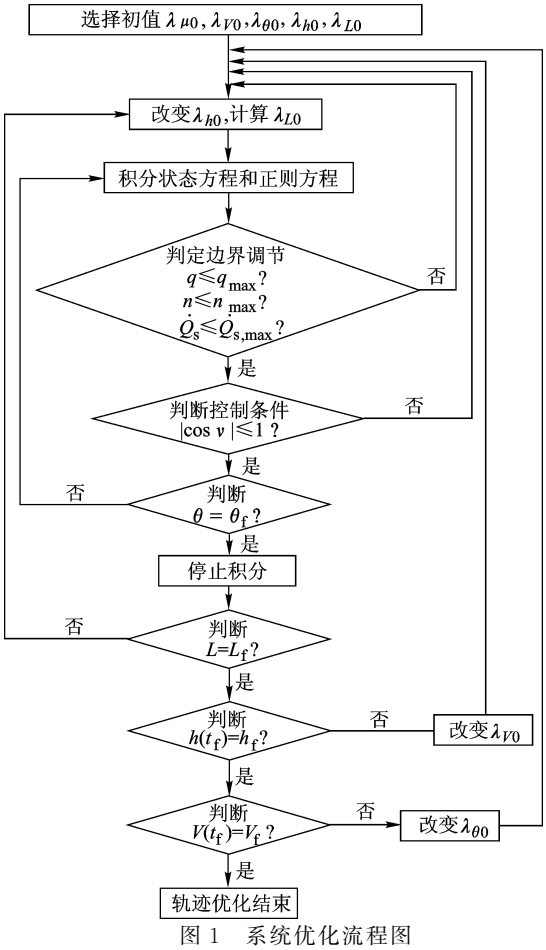


图 1　系统优化流程图

3　仿真算例

以某高动态无人飞行器为对象,以临近空间再入段(80~60 km)的能量管理与射程控制为目的,进行优化设计.

初始条件为

$V_0=5\,440$ m/s $\quad\theta_0=-0.002\,9$ rad

$L_0=0$ m $\quad h_0=80\,000$ m

终端条件为

$V_f=5\,438$ m/s $\quad\theta_f=-0.080\,4$ rad

$L_f=454\,100$ m $\quad h_f=60\,808$ m

飞行边界约束指标为

$$q_{max}\leqslant 66\,800\ \mathrm{N/m^2}\qquad n_{max}\leqslant 2.5$$

$$\dot{Q}_{s,max}\leqslant 4\times 10^9$$

总吸热量指标为100 kJ.

按所提出的系统优化方法进行轨迹规划求解并仿真,仿真结果如图2～图4.

由仿真结果可以看出,由于初始段θ较小,h下降缓慢,V在稀薄大气的阻力作用下略有下降,接着随着θ的不断加大,h逐渐降低,由式(4),g起主要作用,势能变动能,V也逐渐上升.在优化轨迹控制的作用下,ν逐渐拉平,使得飞行器总升力在水平和重力方向重新分配,同时伴随h不断下降,V在升至某一高点约5 445 m/s后,在大气阻力的作用下逐渐降低.在这一过程中,飞行器的射程也不断累积增加.

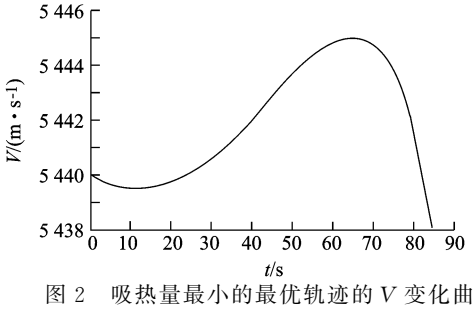


图2 吸热量最小的最优轨迹的V变化曲线

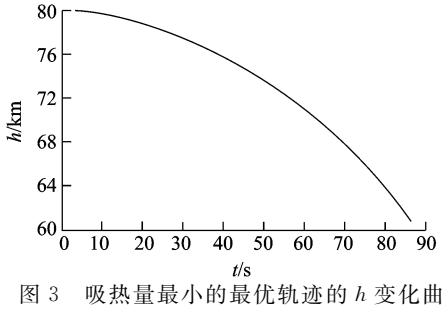


图3 吸热量最小的最优轨迹的h变化曲线

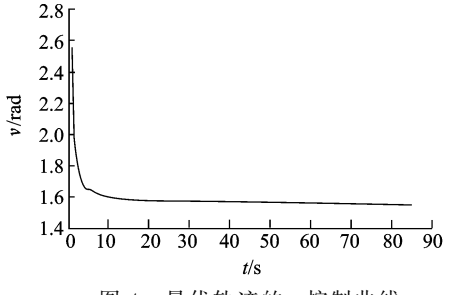


图4 最优轨迹的ν控制曲线

分析仿真结果和追踪优化过程可知,高动态无人飞行器满足所有终端约束条件和飞行边界条件,经计算,在飞行器从初始条件转移到终端条件时,总吸热量约为82 kJ,满足了系统设定的任务要求.

4 结 论

高动态无人飞行器的轨迹规划与设计方法必须满足多约束的飞行条件.本文提出了以无人飞行器攻角和倾侧角为控制量,将多约束轨迹规划问题转化为最优控制问题.采用了极大值原理和改进的邻近极值法求解无人飞行器总吸热量最小的最优控制.文中给出了系统优化设计的算法流程,并以某型高动态无人飞行器为对象进行了仿真验证,结果表明所建立的优化轨迹和最优控制满足了飞行器所有飞行边界约束和终端约束,并使得系统总吸热量最小.

参考文献(References)

[1] Lu P. Entry guidance and trajectory control for reusable launch vehicles[R]. AIAA 96-3700, 1996

[2] Hussein Youssef. Predictor-corrector entry guidance for reusable launch vehicle[R]. AIAA-2001-4043, 2001

[3] 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, 1997:24－27
Zhao Hanyuan. Fight vehicle reentry dynamics and guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 24－27(in Chinese)

[4] 张庆振,任章.天地往返可重复使用运载器再入飞行GNC系统关键技术[J].航天控制,2006,24(5): 27－30
Zhang Qingzhen, Ren Zhang. Key techniques for the guidance navigation and control system of reusable launch vehicles during reentry phase[J]. Aerospace Control, 2006, 24 (5): 27－30 (in Chinese)

[5] Dukeman C A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory[R]. AIAA-2002-4457, 2002

[6] 胡建学,陈克俊,赵汉元,等.RLV再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J].国防科技大学学报, 2007, 29 (1): 26－29
Hu Jianxue, Chen Kejun, Zhao Hanyuan, et al. Comparisons between reference-trajectory and predictor-corrector entry guidances for RLVs[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(1): 26－29 (in Chinese)

[7] Mease K D. Re-entry trajectory planning for a reusable launch vechicle[R]. AIAA-99-4160, 1999

[8] A I iguez de Heredia, Dr H Friehmelt. GN&C concepts for a blended wing body[R]. AIAA-2005-6351, 2005

[9] Leavitt J A, Mease K D. Performance of evolved acceleration guidance logic for entry(EAGLE)[R]. AIAA-2002-4456, 2002

(责任编辑:刘登敏)