

高超声速飞行器动态输出反馈最优跟踪控制

刘 鹏^{1,2}, 谷良贤¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 710000 西安, mail_forhit@163.com; 2. 北京机电工程研究所, 100074 北京)

摘 要: 采用非线性前馈加线性反馈控制结构, 利用伴随法生成最优上升轨迹, 设计输出反馈控制律与输出跟踪控制律, 证明其有条件渐近稳定; 实现高超声速飞行器上升段的最优跟踪控制, 将系统能观测和不能观测部分分离, 降低了对传感测量系统的要求. 仿真结果表明, 该组合方法能够实现高超声速飞行器的最大能量爬升, 同时能够实现对最优上升轨迹的稳定跟踪.

关键词: 伴随方法; 输出反馈; 渐近稳定; 高超声速; 跟踪控制

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2011)07-0131-04

Dynamic output feedback based optimal tracking for hypersonic flight vehicles

LIU Peng^{1,2}, GU Liang-xian¹

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710000 Xi'an, China, mail_forhit@163.com;
2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, 100074 Beijing, China)

Abstract: A control structure consisting of nonlinear feedforward and linear feedback is adopted and the optimal ascent trajectory is generated by the adjoint method. The output feedback control law and output tracking control law are designed, the conditional asymptotically stabilization is proved and optimal ascent tracking is established for the hypersonic flight vehicle. The system is separated by the observables so that the sensors are easier to be chosen. Simulation results demonstrate that the maximum energy climbing could be realized by the proposed method for the hypersonic flight vehicle and the optimal ascent trajectory could be asymptotically tracked.

Key words: adjoint method; output feedback; asymptotically stable; hypersonic; tracking control

高超声速飞行器^[1]是一类低成本, 用于快速反应和全球打击的新型武器平台, 近年来受到国内外许多学者的广泛关注. 由于高超声速飞行器长时间飞行于低空稠密大气层内, 并且其飞行速度大于5倍声速, 故而大气压力、温度、密度和电离作用等环境参数的剧烈变化以及大气环境的不确定性和复杂性使得跨大气层的飞行制导与控制问题不同于常规飞行器, 极具难度. 目前, 有关高超声速飞行器控制方面的研究文献主要集中于分析飞行轨迹上特定点的稳定性与渐进稳定控制. Naidu等^[2]研究了巡航飞行的高超声速飞行器的模态特性以及 H_∞ 控制性能; Groves等^[3]研究了配平点的参考信号跟踪控制, 而在整个轨迹的跟

踪控制方面, Adami等^[4]研究了基于标称轨迹的PD谱配置, 但是, 在研究中标称轨迹采用非线性动态逆方法, 没能得到最优标称轨迹.

本文主要研究高超声速飞行器上升段的跟踪控制, 利用间接轨迹优化方法生成最优标称轨迹, 然后利用动态输出反馈实现对整个最优飞行轨迹的跟踪. 采用非线性前馈加线性反馈的控制结构, 非线性前馈不但实现了控制补偿, 同时提高了控制精度, 减轻了执行机构负担, 线性反馈主要实现系统的镇定控制.

1 轨迹线性化控制

对于动力学系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t), \\ \mathbf{Y} = \mathbf{G}(\mathbf{X}, t). \end{cases}$$

轨迹线性化控制^[5] (Trajectory Linearization Control, TLC) 控制方案由两部分组成, 一部分为

收稿日期: 2010-11-19.

基金项目: 武器装备部预研基金资助项目(9140A13010410HK03).

作者简介: 刘鹏(1975—), 男, 研究员;

谷良贤(1957—), 女, 教授, 博士生导师.

非线性前馈控制,另一部分为线性反馈控制,控制系统实现框图如图 1 所示.

图 1 中, U 和 Y 为实际输入和实际输出, \bar{U} 和 \bar{Y} 为最优标称输入和输出, \tilde{U} 为反馈控制器所计算的抑制扰动的输入. 非线性前馈实质是一种最优标称轨迹制导指令的生成, 本文利用伴随法来实现; 线性反馈实质是一种最优制导指令的实现, 本文利用动态输出反馈来实现. TLC 系统的实现如下所述.

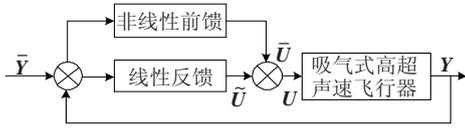


图 1 TLC 系统框图

在存在干扰条件下, 将系统沿着最优标称轨迹做一阶泰勒展开

$$\dot{\tilde{X}} = \frac{\partial F}{\partial \tilde{X}} \Big|_{\tilde{x}, \tilde{u}} \tilde{X} + \frac{\partial F}{\partial \tilde{U}} \Big|_{\tilde{x}, \tilde{u}} \tilde{U} = \tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}\tilde{U},$$

则系统的控制输入为

$$U = \bar{U} + \tilde{U}.$$

\bar{U} 为基于伴随方法求取的最优无扰动系统标称输入, \tilde{U} 是线性反馈控制所求取的系统扰动控制输入, U 为飞行器非线性系统输入.

2 伴随方法

伴随法作为一种求解灵敏度问题的有效方法被广泛应用于空气动力学问题中, Jameson^[6] 将其应用于解决非结构化网格问题, Angelo^[7] 利用伴随法对飞行器外形进行了优化, Fichtner^[8] 利用伴随法在地震预测方面取得了一定的成绩, Burrows^[9] 利用间接法解决了近地轨道飞行器轨道转移问题及星际间飞行器的轨道转移问题, 余智勇等^[10] 研究了伴随方法在低空稠密大气层中的最优标称轨迹的生成问题. 伴随法的数学描述如下.

给定具有以下形式的多输入多输出系统:

$$\dot{Z} = F(Z, t). \quad (1)$$

式中, $Z \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, $F \in \mathbf{R}^{n \times 1}$, 具有边界约束,

$$\begin{cases} Z(t_0) = Z_0, \\ Z(t_f) = Z_f. \end{cases}$$

将式(1)沿初始基准轨线

$$\dot{\bar{Z}} = F(\bar{Z}, t)$$

做一阶扰动泰勒展开:

$$\frac{d}{dt}(\delta Z) = \frac{\partial F}{\partial Z^T} \delta Z.$$

式中 $\delta Z = Z - \bar{Z}$, $\partial F / \partial Z^T$ 为汉森矩阵.

同时构造辅助方程

$$\dot{\eta} = - \left(\frac{\partial F}{\partial Z^T} \right)^T \eta.$$

式中, $\eta \in \mathbf{R}^{n \times 1}$. 则

$$\frac{d}{dt}(\eta^T \delta Z) = 0,$$

所以对于原方程和辅助方程的乘积轨线,

$$\delta Z^T(t) \eta(t) = C.$$

$C \in \mathbf{R}^1$ 为一常值, 那么扰动轨线初始值和终端值必然存在如下关系:

$$\delta Z^T(t_f) \eta(t_f) = \delta Z^T(t_0) \eta(t_0). \quad (2)$$

式(2)即为求解最优控制问题协态变量初始估计的核心.

如果令

$$\eta(t_f) = \partial Z(t_f) / \partial Z, \quad (3)$$

同时反向积分伴随方程, 那么式(3)可以得到 $\eta(t_0)$.

3 动态输出跟踪控制

3.1 动态输出反馈控制

给定动力学系统:

$$\dot{x} = Ax + Bu. \quad (4)$$

将系统分解为能观测与不能观测两部分, 并定义系统输出为可观测部分, 则

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}x_2 + B_1u, \\ \dot{x}_2 = A_{21}x_1 + A_{22}x_2 + B_2u, \\ y = x_2. \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中, x_2 为可观测部分, x_1 为不可观测部分, 并且有如下假设成立.

假设 1 系统(5)可镇定, 即控制

$$U = K_1x_1 + K_2x_2, \quad (6)$$

使系统(5)全部特征值为负.

假设 2 存在实矩阵 M , 使式(7)成立:

$$MA_{21} + A_{21}^T M^T - (A_{11} + A_{11}^T) > 0, \quad (7)$$

那么有定理 1 成立.

定理 1^[11] 考虑线性系统(5), 如果假设 1 与假设 2 成立, 构造动态输出反馈,

$$\begin{aligned} \dot{x}_3 = N^{-1} \{ [A_{11} + B_1K_1 - M(A_{21} + B_2K_1)]Nx_3 + \\ [(A_{11} + B_1K_1)M + A_{12} + B_1K_2 - M(A_{21} + \\ B_2K_1)M - M(A_{22} + B_2K_2)]y \} = \\ P_{x_3}x_3 + P_y y, \end{aligned}$$

那么存在如下控制律:

$$u = K_1Nx_3 + (K_1M + K_2)y,$$

使得系统(5)渐近稳定.

证明过程参考文献[11].

3.2 动态输出跟踪控制

对于系统(5), 给定一定常参考输出 y_r , 现在

的控制目标为

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\mathbf{y} - \mathbf{y}_r) = 0.$$

定义误差

$$\mathbf{e} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_r,$$

利用积分消除静差原理,定义

$$\mathbf{x}_4 = \int \mathbf{e} dt,$$

那么

$$\dot{\mathbf{x}}_4 = \mathbf{e} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_r.$$

将动态输出改写成

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_3 = N^{-1} \{ & [A_{11} + B_1 K_1 - M(A_{21} + B_2 K_1)] N \mathbf{x}_3 + \\ & [(A_{11} + B_1 K_1) M + A_{12} + B_1 K_2 - M(A_{21} + \\ & B_2 K_1) M - M(A_{22} + B_2 K_2) - I] \mathbf{y} + \mathbf{y}_r \} = \\ & P_y \mathbf{y} + P_{x_3} \mathbf{x}_3 + N^{-1} \mathbf{y}_r. \end{aligned} \quad (8)$$

如果有

$$(M B_2 - B_1) K - (A_{11} - M A_{21}) = 0 \quad (9)$$

成立,则系统(5)在控制律

$$\begin{aligned} \mathbf{u} = K_1 N \mathbf{x}_3 + (K_1 M + K_2) \mathbf{y} + K \mathbf{x}_4 = \\ K_y \mathbf{y} + K_{x_3} \mathbf{x}_3 + K_{x_4} \mathbf{x}_4 \end{aligned} \quad (10)$$

作用下渐近稳定.

可以构造滑模面

$$\mathbf{s}(\mathbf{x}) = N \mathbf{x}_3 + M \mathbf{y} - \mathbf{x}_1 + \mathbf{x}_4.$$

同定理证明

$$\dot{\mathbf{s}} = - (M A_{21} - A_{11}) \mathbf{s} = - H \mathbf{s}.$$

易知结论成立.那么可以得到如下增广系统:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_3 \\ \dot{\mathbf{x}}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 \\ 0 & P_y & P_{x_3} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \\ \mathbf{x}_3 \\ \mathbf{x}_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{u} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ N^{-1} \mathbf{y}_r \\ -\mathbf{y}_r \end{bmatrix}. \quad (11)$$

定理2 如果式(10)是系统(11)的一个镇定律,同时系统满足式(9),那么系统(11)可以在控制律(10)的作用下,实现对定常输出的渐进稳定跟踪.

证明 在式(10)作用下,闭环系统为

$$\dot{\mathbf{x}}_c = A_c \mathbf{x}_c + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ N^{-1} \mathbf{y}_r \\ -\mathbf{y}_r \end{bmatrix}, \quad (12)$$

式(12)中

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_c = [\mathbf{x}_1 \quad \mathbf{x}_2 \quad \mathbf{x}_3 \quad \mathbf{x}_4]^T, \\ A_c = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} + B_1 K_y & B_1 K_{x_3} & B_1 K_{x_4} \\ A_{12} & A_{22} + B_2 K_y & B_2 K_{x_3} & B_2 K_{x_4} \\ 0 & P_y & P_{x_3} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

那么

$$\dot{\mathbf{x}}_c = A_c \mathbf{x}_c,$$

因为 A_c 渐近稳定,那么必然有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{x}_4 = 0,$$

即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\mathbf{y} - \mathbf{y}_r) = 0.$$

证毕.

4 系统动力学模型

最优飞行轨迹优化模型为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha - X - \sin \theta, \\ \frac{dh}{dt} = v \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{v} (P \sin \alpha + Y - \cos \theta), \\ \frac{dm}{dt} = -\frac{P m}{I_{sp}} t_f. \end{cases} \quad (13)$$

仿真验证模型可以参考文献[12],考虑椭圆地球及重力场变化,其中地球经纬度可以利用式(14)进行平面映射:

$$\begin{cases} x = (\lambda_f - \lambda_0) R_0 \cos \varphi, \\ y = (r - 1) R_0. \end{cases} \quad (14)$$

将 $\mathbf{x}_1 = [v, h]^T$ 作为可观测变量, $\mathbf{x}_2 = \theta$ 作为不可观测变量,构造 \mathbf{x}_3 如式(8)作为动态输出反馈项, $\mathbf{y}_r = [v_r, h_r]^T$ 为最优标称输出,同时引入误差项

$$\mathbf{x}_4 = \int_0^{t_f} \begin{bmatrix} v_f - v_r \\ h_f - h_r \end{bmatrix} dt.$$

那么可按3.2节求出输出跟踪控制器.

5 仿真算例

5.1 初始及终端条件

轨迹优化的初始及终端条件如表1所示.

表1 初始条件与终端条件

$v_0 /$ ($m \cdot s^{-1}$)	$h_0 /$ m	$\theta_0 /$ ($^\circ$)	$\theta_f /$ ($^\circ$)	$h_f /$ m	$t_f /$ s	Δh /m	$\Delta \theta$ / ($^\circ$)
50	1 150	90	8	18 500	63.5	10	0.5

选择终端能量最大作为性能指标.

5.2 算法流程

- 1) 按照伴随法求解最优标称轨迹;
- 2) 将系统(13)分解为 $\mathbf{x}_1 = [v, h]^T$ 与 $\mathbf{x}_2 = \theta$;
- 3) 将原系统矩阵分解,并求解满足式(7)的实矩阵 M ;
- 4) 如果系统(4)所有特征值均为负,则至步骤5),否则构造镇定律(6);

- 5) 按式(8) 求解 P_y, P_{x_3} , 并指定 N ;
- 6) 求取满足式(9) 的 K ;
- 7) 按式(10) 求取输出反馈控制增益 K_y, K_{x_3}, K_{x_4} .

5.3 仿真结果

以伴随法得到的高超声速飞行器最优上升轨迹为标称轨迹, 利用动态输出反馈方法对其进行跟踪, 将飞行器所受升力增大 20%, 所受阻力增大 30%, 即升阻比减小为原来 60%, 则跟踪曲线如图 2~4 所示.

由图 2~4 可见: 对于高度轨迹, 动态输出反

馈方法能够很好地跟踪, 且能够满足终端误差要求; 对于弹道倾角轨迹, 动态输出反馈方法存在一定的误差, 在初始段具有比标称轨迹更快的法向加速度, 使弹道倾角更快减小, 这从力学特性上可以理解为, 快速压低弹道, 减小重力在速度轴向的分量, 以降低阻力增大的影响; 速度曲线一直存在误差, 这是由于发动机的推力是不可控的, 即无法精确控制速度, 但从轨迹跟踪角度来讲, 动态输出反馈控制律可以满足指标要求.

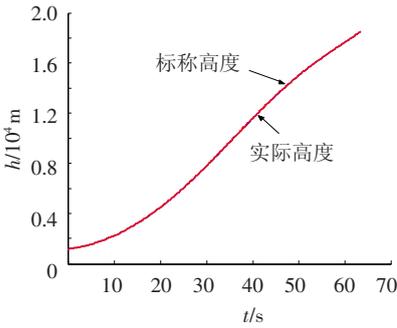


图2 高度跟踪轨迹

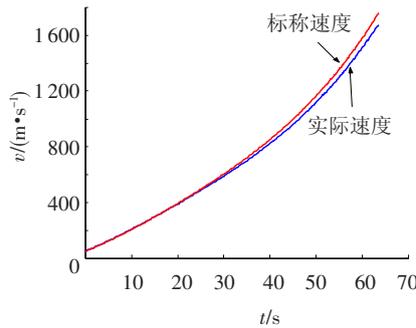


图3 速度跟踪轨迹

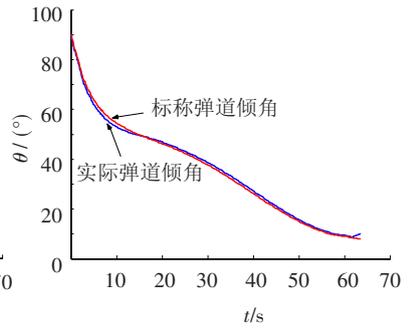


图4 弹道倾角跟踪轨迹

6 结论

1) 本文将飞行控制系统分解为非线性前馈与线性反馈结构, 利用伴随方法生成最优标称上升轨迹, 利用输出跟踪控制实现对最优标称轨迹的稳定跟踪.

2) 采用了非线性前馈加线性反馈的控制结构, 非线性前馈不但实现了控制补偿, 同时提高了控制精度, 减轻了执行机构负担, 线性反馈主要实现系统的镇定控制.

3) 此组合方法能够实现最优上升轨迹, 可以在燃料一定的情况下, 使飞行器达到最大能量, 同时能够实现最优轨迹的稳定跟踪.

参考文献:

- [1] 康志敏. 高超声速飞行器发展战略研究[J]. 现代防御技术, 2000, 28(4): 27-33.
- [2] NAIDU D S, BANDA S S, BUFFINGTON J L. Unified approach to H_2 and H_∞ optimal control of a hypersonic vehicle[C]//Proceedings of the American control conference. San Diego, California, USA: [s. n.], 1999: 2737-2741.
- [3] GROVES K P, SIGTHORSSON D O, SERRANI A, et al. Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle[C]//2005 AIAA guidance navigation and control conference and exhibit. San Francisco, CA, USA: [s. n.], 2005: 1-14.

- [4] ADAMI T A, ZHU J J. Flight control of hypersonic scramjet vehicles using a differential algebraic approach [R]. AIAA 2006-6559.
- [5] BEVACQUA T, BEST E, HUIZENGZ A, et al. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles[R]. AIAA 2004-0875.
- [6] JAMESON A, SHANKARAN S. Continuous adjoint method for unstructured grids [J]. Journal of guidance control and dynamics, 2008, 46(5): 1226-1239.
- [7] ANGELO I, SALAS M, TAASAN S. Shape optimization governed by the Euler equations using an adjoint method [R]. AD-A274347.
- [8] FICHTNER A, BUNGE H P, IGEL H. The adjoint method in seismology I Theory [J]. Physics of the Earth and Planetary Interiors, 2006, 157(1): 86-104.
- [9] ROGER R B. Variational Problems and Their Solution by the Adjoint Method [R]. NASA TMX-53459.
- [10] 余智勇, 马广富, 沈作军. 基于间接伴随法的大气层内高超声速飞行器最优上升轨迹研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(8): 1951-1958.
- [11] 王银河, 单荣立, 韩东方. 基于状态反馈的一类非线性系统动态输出反馈镇定 [J]. 控制与决策, 2007, 22(2): 238-240.
- [12] SHEN Zuojun. On-board three-dimensional constrained entry flight trajectory generation [D]. [S. l.]: The doctor dissertation, Iowa state university, 2002: 12-14.

(编辑 杨波)