

RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析*

胡建学¹, 陈克俊¹, 赵汉元¹, 余梦伦²

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073; 2. 中国运载火箭研究院 总体设计部 北京 100076)

摘要 提出只更新飞行剖面参数的航程更新方法及相应的 RLV 再入标准轨道制导规律, 结合轨道在线生成与跟踪技术, 采用 Runge-Kutta-Fehlberg 自适应变步长轨道快速预报方法, 研究了 RLV 再入轨道预测制导。进一步对两种制导方法进行了比较分析研究, 研究认为标准轨道制导与轨道预测制导都是可行的 RLV 再入制导方案, 其有机结合是未来可重复使用跨大气层飞行器再入制导的发展趋势。

关键词 可重复使用运载器(RLV); 再入制导; 标准轨道制导; 预测制导

中图分类号: V448 文献标识码: A

Comparisons Between Reference-trajectory and Predictor-corrector Entry Guidances for RLVs

HU Jian-xue¹, CHEN Ke-jun¹, ZHAO Han-yuan¹, YU Meng-lun²

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Systems Engineering Division, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract A new reusable launch vehicle (RLV) entry guidance algorithm with ranging technique which only needs to update flight profile parameters was developed and a predictor-corrector entry guidance methodology using Runge-Kutta-Fehlberg method for RLVs combined with trajectory online generation technology was studied. Comparisons between the two guidance schemes were performed, and simulation results show that the two guidance methods are feasible, which indicates that the integration of reference-trajectory entry guidance and predictor-corrector entry guidance is a promising entry guidance scheme for future RLVs.

Key words reusable launch vehicle; entry guidance; reference-trajectory guidance; predictor-corrector guidance

可重复使用跨大气层飞行器(以下通称 RLV)再入制导必须考虑高超声速再入加热问题, 控制 RLV 吸热速率、吸热量, 此外还需兼顾过载、动压等约束。RLV 再入制导一般需要对再入航程进行预测和控制, 从航程预测角度来说, RLV 再入制导大体上可分为标准轨道的再入制导和对轨道进行预测的再入制导。这两类制导方法很早就用于研究跨大气层飞行器再入制导。如文献 [1] 综述了 20 世纪 60 年代初期的再入制导技术; Apollo 末段再入制导^[2]为典型的标准轨道制导, 该制导方法要求存储预先设计标准再入轨道, 而文献 [3] 结合跟踪常值驻点热流飞行剖面的方法, 采用标准轨道制导技术研究航天飞机再入制导; 文献 [4] 采用“闭式”解析预测方法研究航天飞机再入制导; 文献 [5] 采用数值预测制导方法研究再入飞行器制导问题, 而航天飞机再入制导^[6]综合了解析预测制导、标准轨道制导和飞行剖面在线生成的思想。

1 RLV 再入标准轨道制导

传统的再入标准轨道制导的关键技术之一是再入标准轨道的优化设计, 特别是多维约束条件下的轨道优化设计, 在理论和实践上都存在难度, 而且制导精度不高、鲁棒性较差。而本文将 RLV 再入标准轨道制导的基本原理扩展为 (1) 采用体现 RLV 再入特征的飞行剖面, 对再入航程等进行解析预测 (2) 设计轨道跟踪控制器跟踪标准飞行剖面, 控制 RLV 在再入走廊内飞行 (3) 根据航程预测信息

* 收稿日期: 2006-09-23

基金项目: 国家 863 基金资助项目(2004AA721073)

作者简介: 胡建学(1974—), 男, 博士生。

动态更新飞行剖面,消除航程等误差,从而将 RLV 引导到预定目标。

1.1 再入吸热控制

RLV 再入制导最重要的问题之一是控制再入热流和吸热量,RLV 再入吸热控制包含多个方面:

(1) 优化攻角飞行剖面。文献 [6] 指明在再入初期采用大攻角再入,可以减少 RLV 再入吸热;当吸热不再严重时,则逐渐减小攻角,以兼顾 RLV 侧向机动和稳定性要求。这已被广泛接受和采用。

(2) 确定再入走廊。RLV 再入轨道必须满足一些飞行路径约束,即再入走廊,可定义为 RLV 安全返回所必需的各种约束条件的交集。RLV 再入走廊主要由驻点热流、法向过载、动压和平衡滑翔等约束边界组成。再入走廊主要是确定驻点热流边界,其他边界约束对再入轨道影响较小。

1.2 标准飞行剖面设计

飞行剖面是反映 RLV 再入特性的特征曲线,如阻力加速度对速度(D-V)飞行剖面,能够确定再入吸热、过载、动压和航程等信息,RLV 再入标准轨道制导可以利用这些特性进行再入吸热控制和航程控制。

在飞行路径角较小时(大升阻比再入过程中飞行路径角很小,一般在再入结束时,其大小也不超过 10° ,且此时驻点热流已经很小,对性能指标影响不大)根据驻点热流表达式,可取正比于单位面积驻点吸热量的性能指标,如下:

$$J = \int \sqrt{\rho} v^n dt \approx - \int \sqrt{\frac{2m}{S_{ref} \cdot D \cdot C_D}} v^{n-1} dv \quad (1)$$

其中 ρ 为大气密度, m 为 RLV 再入质量, S_{ref} 为参考面积, C_D 为阻力系数。上表达式说明性能指标 J 是阻力加速度 D 和速度 v 的函数,如果采用 D-V 飞行剖面,则无需积分轨道微分方程就可计算性能指标,从而简化并加速 RLV 再入飞行剖面(或轨道)设计。

1.3 轨道跟踪控制

RLV 再入标准轨道制导需要跟踪标准飞行剖面,保证 RLV 再入轨道一方面满足再入走廊要求,另一方面满足航程和目标接口要求。

轨道跟踪控制器可以采用线性方法或非线性方法进行设计,采用线性方法设计的轨道跟踪控制器为比例-微分控制器,可以进一步扩展为更一般形式的 PID 控制规律:

$$\begin{aligned} (L/D)_c = & (L/D)_0 + f_D(D - D_0) + f_R(R - R_0) + f_h(h - h_0) + f_v(\dot{v} - \dot{v}_0) + f_{\dot{h}}(\dot{h} - \dot{h}_0) \\ & + f_{\dot{R}}(\dot{R} - \dot{R}_0) + k_D \int (D - D_0) dt + k_R \int (R - R_0) dt + k_h \int (h - h_0) dt \end{aligned} \quad (2)$$

其中 (L/D) 为升阻比, D 为阻力加速度, R 为航程, v 为飞行速度, h 为高度, f, k 为增益系数;下标 c 表示制导指令, 0 表示标准参数, m 表示过载。

上公式为 RLV 再入标准轨道制导规律的一般形式,对于具体飞行器,可以减少一些不起作用的反馈,采用不同的组合形式。

1.4 航程更新

RLV 再入标准轨道制导通过跟踪标准飞行剖面,以满足再入走廊和目标接口要求。但是由于飞行剖面对航程预测是近似的,而且侧向机动使得实际航程偏离所预测的航程,因此在飞行过程中需要不断进行航程更新。

有多种航程更新技术用于动态消除航程误差,如更新部分或整个飞行剖面,以及不改变标准飞行剖面,只更新相应的轨道参数。本文采用后者,相应的制导控制规律为:

$$\begin{cases} (L/D)_0 = \frac{R_{togo}}{R_{pre}} (L/D)_0, D'_0 = \frac{R_{pre}}{R_{togo}} D_0, \dot{h}'_0 = \frac{R_{pre}}{R_{togo}} \dot{h}_0 \\ (L/D)_c = (L/D)_0 + f_1(D - D'_0) + f_2(\dot{h} - \dot{h}'_0) + f_3(R_{togo} - R_{pre}) \end{cases} \quad (3)$$

其中 R_{togo} 为剩余航程, R_{pre} 为预测航程, $f_1 \sim f_3$ 为增益系数。

2 RLV 再入轨道预测制导

随着计算机技术的不断发展,预测制导尤其是数值预测制导技术将有广泛应用前景。RLV 再入轨

道预测制导的基本原理可总结为(1)根据RLV当前飞行状态,快速预测再入轨迹(2)比较轨道预测信息与期望值,根据偏差信息修正制导参数,将RLV导引到预定目标。

2.1 再入轨道快速预报

采用数值方法对RLV再入轨道进行预报,一般需要积分RLV再入运动微分方程。轨道预报通常采用较大步长的四阶Runge-Kutta方法。本文进一步采用四五阶Runge-Kutta-Fehlberg自适应变步长积分方法进行轨道快速预报,从而不用降低轨道预测精度,而且预报速度快。

2.2 再入轨道预测制导模型

建立RLV再入轨道预测制导模型时,需要着重考虑RLV再入吸热问题,同时兼顾航程能力以及模型的复杂性,一方面满足较好的再入特性,另一方面有利于再入轨道快速预报。

在再入轨道预测过程中一般可以采用常攻角模型^[5],此时攻角需要迭代确定,还可以采用配平攻角^[7],此时无需迭代。本文根据文献^[6]确定最佳攻角模型,此时攻角是速度的函数。

倾侧角模型则比较多样化,如常倾侧角模型^[7],也可以包括倾侧角的大小和反转时间^[8],本文采用线性变化的倾侧角模型。

2.3 迭代校正方法

一般来说,有两种确定制导模型参数的方案:①只进行校正,不进行迭代;②迭代校正确定满足要求的制导指令。RLV再入轨道数值预测制导一般采用迭代方法确定制导模型参数。

迭代校正方法一般可以采用牛顿迭代,这种方法收敛快,但是初值对算法的收敛性和收敛速度影响较大,存在不收敛的情况。搜索法也可以用于迭代,这种方法适于二维参数的情况,不过可以将多维参数问题转化为多个一维参数搜索问题。这种方法一般能够保证收敛,但是收敛速度较慢。

本文首先快速生成再入轨道,确定合理的初值,然后将牛顿迭代法和黄金分割法结合起来,利用牛顿迭代法的快速性和搜索法的收敛性,进行快速预测制导。

3 两种制导原理方案比较分析

研究表明,RLV再入标准轨道制导与轨道预测制导从原理方案上来说都是可行的,而且制导性能较好。不过两种制导技术既有相同的地方,更各有特点。

3.1 理论分析比较

根据RLV再入标准轨道制导与轨道预测制导的基本原理可以看出,两种制导方法都需要对再入航程等进行预测或估计,并进行比较,从而产生制导指令。

但是RLV再入标准轨道制导与轨道预测制导也有诸多不同:

(1)RLV再入标准轨道制导需要预先(优化)设计满足再入走廊和目标接口要求的标准再入轨道(或飞行剖面);而RLV再入轨道预测制导在线预测再入轨道,不需要标准轨道。

因此,RLV再入标准轨道制导对于不同的飞行任务、不同的飞行器都要重新设计标准轨道,工作量大,设计周期长;相对而言,再入轨道预测制导只需要进行仿真测试,适当调整算法,以保证制导算法的收敛性和提高制导性能,工作量小得多,设计周期短。

(2)RLV再入标准轨道制导的预测能力是有限的,只有实际飞行剖面接近标准飞行剖面时预测才能接受,当偏离标准飞行剖面较远时制导性能显著下降,不过数值预测制导的预测能力从理论上说不受此限制。因此RLV再入轨道预测制导适应范围更广,鲁棒性更好,可移植性也较好。

(3)RLV再入轨道预测制导算法比较复杂,计算量大,对制导系统硬件性能要求高,目前还不能广泛采用。

3.2 制导性能仿真分析比较

本文对两种制导原理方案进行仿真分析。仿真分两种情况(1)考虑初始状态误差、大气和空气动力特性的不确定性误差,进行1000条Monte Carlo仿真;(2)主要考虑大气密度、阻力系数、升阻比误差的极限情况对再入制导性能的影响。

仿真采用航天飞机的再入接口和目标接口,仿真结果如表1和表2所示。其中 R_f 表示剩余航程

(要求为 $100 \pm 10 \text{ km}$), ψ_f 为航向对准角(小于 10°), h_f 为高度($25 \pm 1.5 \text{ km}$), θ_f 为飞行路径角($-7 \pm 4^\circ$), T_m 为 1000 条 Monte Carlo 仿真的平均时间。

表 1 RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导 Monte Carlo 仿真数据

Tab.1 Results of 1000 Monte Carlo runs for the two kinds of guidances

参数	再入标准轨道制导		再入轨道预测制导	
	μ	σ	μ	σ
R_f (km)	99.50	0.57	100.04	2.03
$\Delta\psi_f$ ($^\circ$)	-0.97	4.30	0.26	3.76
h_f (km)	25.06	0.50	24.96	0.23
θ_f ($^\circ$)	-6.96	0.03	-7.60	0.52
$\Delta R > 5 \text{ km}$	0		0	
T_m (s)	0.01405		0.1245	

表 2 极限情况下的仿真数据

Tab.2 Results of tests in the worst cases

极限情况	ρ		C_D		L/D	
	+30%	-30%	+20%	-20%	+40%	-40%
Δh_f (km)	1.95	-2.44	1.38	-1.49	0.08	-1.45
标准 ΔR (km)	-0.27	-0.34	-0.27	-0.22	-0.81	145.41
$\Delta\psi_f$ ($^\circ$)	-2.13	-1.70	-1.86	0.88	-0.67	-80.06
Δh_f (km)	-0.08	-1.41	-0.03	-0.46	-0.04	-1.83
预测 ΔR (km)	1.53	0.29	1.26	4.92	1.66	2.48
$\Delta\psi$ ($^\circ$)	3.01	3.53	4.61	-2.21	-1.82	2.29

从仿真数据可以看出,RLV 再入标准轨道制导和再入轨道预测制导从原理方案上说是可行的,而且初步仿真结果表明两种制导方法的制导精度和可靠性较高,满足既定要求。不过两种方法的制导性能也有差异:

(1) 在误差较小的情况下,RLV 再入标准轨道制导精度、可靠性都优于再入轨道预测制导;

(2) RLV 再入标准轨道制导算法执行效率高,而 RLV 再入轨道预测制导代码量较大,执行速度较慢,需要以一定的周期进行预测校正;

(3) 在升阻比严重下降的情况下,RLV 再入轨道预测制导优于标准轨道制导。

4 小结

RLV 再入标准轨道制导方法简洁、有效,制导精度高,其缺点是不能适应大范围的散布误差,而且设计工作量大。RLV 再入轨道预测制导方法适应范围广,制导性能好,散布误差对制导性能影响较小,而且有利于再入自动化,缩短 RLV 再次发射时间,降低成本,其缺点是计算量大,对硬件要求高。

随着航空航天技术和其他技术的不断发展,可重复使用跨大气层飞行器再入制导将能够考虑更多因素,以提高再入安全性、可靠性,提高再入自动化程度,减少运营维护 RLV 的费用,并提高效率。因此未来 RLV 再入制导要求:

(1) 再入制导算法可靠、鲁棒性好、制导精度高 (2) 使得 RLV 设计周期更短、运营更廉价、维护更方便 (3) 制导算法输入参数少、可移植性强。再入标准轨道制导技术与再入轨道预测制导技术的有机结合可能满足这些要求,是未来 RLV 再入制导的有效途径和发展趋势。

能作出主要贡献,此期间,RBF NN 控制器的输出是变化的,表示它还处于学习过程。在额定条件下,10s后,稳态输出主要来自于RBF NN 控制器,而反馈控制器的输出收缩到0,这说明RBF NN 已经完成了对系统逆的学习。当存在模型误差时,传统的RBF NN 无法成功地捕捉系统的逆动态,这是因为使用了错误的中心和宽度参数。经过比较可以看出,使用全调节RBF NN,能够迅速地捕捉模型动态的改变。

需要指出,如果使用传统的RBF NN,就必须根据系统的先验知识,精确地确定隐含单元的中心和宽度参数。而使用全调节RBF NN时,由于其中心和宽度参数能够在线地进行计算,因此无需根据系统的先验知识来预先确定网络参数,而且能够避免因人为地估计参数带来的性能损失。

仿真分析表明,由于调节了RBF NN的全部参数,极大地提高了控制精度。而且鲁棒性很好,当存在很大的模型误差时,仍然能够很好地完成控制任务。考虑高达70%的模型误差,是为了表现控制器的强鲁棒性。

值得注意的是,矩阵 $B(t)$ 在调节律中扮演了一个重要角色。所以,要么采取某种策略来辨识它,要么依靠鲁棒控制策略(如滑模控制)来保证控制性能。

参 考 文 献 :

- [1] Calise A J, Rysdyk R T. Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks[J]. IEEE Control Systems Magazine, 1998, 18(6): 14-25.
- [2] Singh S N, Wells W R. Direct Adaptive and Neural Control of Wing-rock Motion of Slender Delta Wings[J]. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(1): 25-30.
- [3] Byoung S K, Calise A J. Nonlinear Flight Control Using Neural Networks[J]. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(1): 26-33.
- [4] Sanner R M, Slotine J J. Gaussian Networks for Direct Adaptive Control[J]. IEEE Trans, on Neural Networks, 1992, 3(6): 837-863.
- [5] Gomi H, Kawato M. Neural Network Control for a Closed-loop System Using Feedback-error-learning[J]. Neural Networks, 1993, 6(7): 933-946.
- [6] Narendra K S, Mukhopadhyay S. Adaptive Control Using Neural Networks and Approximate Models[J]. IEEE Trans, on Neural Networks, 1997, 8(3): 475-485.
- [7] Park J, Sandberg I W. Universal Approximation Using Radial-basis-function Networks[J]. Neural Computation, 1991(3): 246-257.
- [8] Sadhukhan D, Feteih S. F8 Neurocontroller Based on Dynamic Inversion[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(1): 150-156.

(上接第29页)

参 考 文 献 :

- [1] Wingrove R C. A Survey of Atmosphere Reentry Guidance and Control Methods[R]. IAS Paper No. 63-86, 1963.
- [2] Morth H R. Reentry Guidance for Apollo[R]. MIT Instrumentation Lab Report R-532, Jan. 1966.
- [3] Marcus F J, Kriegsmann B A. An Entry Guidance System for the Shuttle Vehicle[C]//IFAC Paper, Session No. 1, 5th IFAC Symposium on Automatic Control in Space, Session No. 1 Genoa, 1973.
- [4] Causey W, Sohoni V. Reentry Guidance for Space Shuttle[C]//IFAC Paper, Session No. 1, 5th IFAC Symposium on Automatic Control in Space, Session No. 1 Genoa, 1973.
- [5] Spratlin R W. An Adaptive Numeric Predictor-Corrector Guidance Algorithm for Atmospheric Entry Vehicles[D]. M.S. Thesis, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, May 1987.
- [6] Harpold J C, Graves C A. Shuttle Entry Guidance[J]. Journal of the Astronautical Science, 1979, 27(3): 239-268.
- [7] Fuhry D P. Adaptive Atmosphere Reentry Guidance for the Kistler K-1 Orbital Vehicle[R]. AIAA 99-4211, 1998.
- [8] Youssef H, Chowdhry R S, Lee H, et al. Predictor-corrector Entry Guidance for Reusable Launch Vehicles[R]. AIAA 2001-4043, 2001.

