

亚轨道飞行器动力段制导技术研究

姜博文,陈婷婷

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘 要:针对亚轨道飞行器上升过程中动力段的制导问题,通过质点运动学方程推导出俯仰角变化对飞行过程中高度、速度的影响,提出了一种基于跟踪标称轨迹的高度跟踪制导律。针对飞行器动力段飞行过程中面临的动压、过载等约束问题以及动力段结束时是否处在高度-马赫数的窗口内,通过改写质点运动学方程,推导俯仰角变化对飞行高度的影响,求解出高度跟踪制导律的参数。在动力段推力和气动力等不确定性因素干扰的条件下进行仿真验证分析,结果表明高度跟踪制导律能够使飞行器跟上标称轨迹,满足动力段的约束条件和最终的窗口要求。

关键词:亚轨道飞行器;动力段;制导律

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)06-0206-04

Research on Powered Phase Guidance for SRLV

JIANG Bowen, CHEN Tingting

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: To solve the guidance of sub-orbital vehicle during its ascent powered phase and the influence of pitch angle on altitude and velocity deduced by particle kinematics equation, a height tracking guidance law based on tracking nominal trajectory is proposed. Aiming at the constraints of dynamic pressure and overload during the flight of the powertrain and whether the powertrain is in the window of altitude-Mach number at the end of the powertrain, the influence of pitch angle on the flight altitude is deduced by rewriting the particle kinematic equation, and the parameters of the altitude tracking guidance law are solved. Under the disturbance of uncertain factors such as thrust force and aerodynamic force in the power section, the simulation results show that the altitude tracking guidance law can make the aircraft keep up with the nominal trajectory and meet the constraints of the power section and the final window requirements.

Keywords: SRLV; powered phase; guidance law

0 引言

亚轨道飞行器是一种在亚轨道空间飞行、可重复使用的多用途飞行器。相比于轨道飞行器,亚轨道飞行器具有系统结构和发射条件简单、飞行成本低等特点。亚轨道飞行器上升段的飞行过程可以分成动力段、无动力段,其飞行轨迹如图1所示。

动力段是指亚轨道飞行器从地面发射场垂直起飞到助推发动机关机或者燃料耗尽的飞行阶段。该飞行过程内,飞行器的速度、高度变化剧烈,动压、过载峰值大。因此,亚轨道飞行器动力段需要考虑动压和过载的约束,同时,在动力段结束时,飞行器需要满足速度、高度的窗口条件。

目前,国外对于飞行器动力段制导的研究起步较早,GARY J Balas 等提出一种摄动制导的方法,其具体的方案是:首先确定一条动力段的标称轨迹,然后对此轨迹进行一阶线性展开,求出相应的制导方程。该方法具有计算量小、稳定性较好等明显优点,但是需要进行大量的数据分析和装订^[1-2]。国内的吴家梁基于间接法进行了上升段

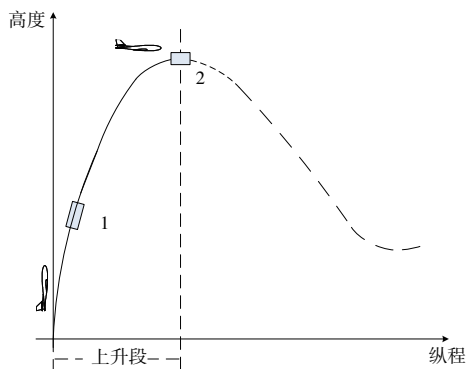


图1 飞行轨迹示意图

轨迹优化方法研究,良好的轨迹优化方法是制导律设计的前提条件^[3]。贺成龙介绍了动力段闭环制导中迭代算法的应用,加入最优控制理论,提出自适应迭代的制导方法,具有一定的可靠性^[4]。

本文针对亚轨道飞行器上升过程中动力段面临的严苛约束条件及动力段结束时的窗口条件,在推力和气动力

等不确定性因素的影响下,提出一种基于跟踪标称轨迹的高度跟踪制导律,并对跟踪效果进行仿真验证。

1 动力段制导问题描述

1.1 亚轨道飞行器质点运动学分析

本文主要描述亚轨道飞行器动力段纵向制导问题,将飞行器看作质点,仅考虑纵向质点运动,忽略横侧向的影响。假设飞行器为刚体模型,则其三自由度运动方程描述为:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(t, x, u) \\ \dot{y} = g(x, u) \end{cases} \quad (1)$$

其中: $x = [H, V, \gamma]$; $u = \theta$ 。忽略地球自转、哥氏力、惯性离心力的影响,简化的飞行器三自由度运动学方程如式(2)~式(4)所示。

$$\dot{V} = \frac{T \cos(\theta - \gamma) - D}{m} - g \sin \gamma \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{T \sin(\theta - \gamma) + L}{mV} - g \frac{\cos \gamma}{V} \quad (3)$$

$$\dot{H} = V \sin \gamma \quad (4)$$

式中: V 为速度; γ 为轨迹角; $\dot{H}$ 为高度变化率; D 为阻力; m 为质量; g 为重力加速度; $\dot{V}$ 为速度变化率; L 为升力; $\dot{\gamma}$ 为轨迹角变化率; T 为发动机推力。

图2是飞行器上升过程中有推力的情况下受力分析图。

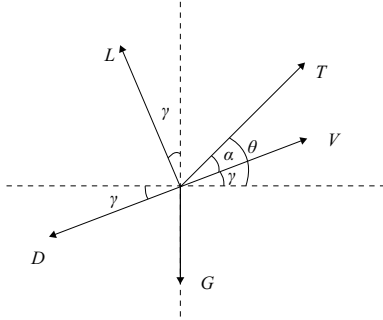


图2 动力段飞行器受力分析示意图

由动力段质点受力分析图,推导出飞行器在竖直方向和水平方向的速度变化率 $\dot{H}$ 、 $\dot{V}$,有:

$$\dot{H} = \frac{T \sin \theta + L \cos \gamma - D \sin \gamma}{m} - g \quad (5)$$

$$\dot{V} = \frac{T \cos \theta - L \sin \gamma - D \cos \gamma}{m} \quad (6)$$

由于发动机推力 T 直接作用于飞行器机体轴 x 轴上,同时推力 T 远远大于气动力 L 和 D ,因而为了更直观地体现改变俯仰角 θ 对 $\dot{H}$ 、 $\dot{V}$ 的影响,将气流系中的升力 L 和阻力 D 分解到机体轴上,那么将式(5)和式(6)改写成式(7)和式(8)。

$$\dot{H} = \frac{(T - F_x) \sin \theta + F_y \cos \theta}{m} - g \quad (7)$$

$$\dot{V} = \frac{(T - F_x) \cos \theta + F_y \sin \theta}{m} \quad (8)$$

$$F_x = -L \sin \alpha + D \cos \alpha \quad (9)$$

$$F_y = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (10)$$

式中 α 为迎角。

由上述可知,在动力段,当 T 远远大于升力、阻力时,在计算 $\dot{H}$ 、 $\dot{V}$ 时,可以忽略 F_x 、 F_y 变化产生的影响,通过改变俯仰角 θ 可以直接对 $\dot{H}$ 、 $\dot{V}$ 产生影响,因而可以通过调整俯仰角 θ 的值来改变高度、速度的值。

1.2 制导问题描述

本文主要研究亚轨道飞行器动力段的制导技术,即飞行器跟踪标称轨迹,在动力段结束时,需满足一定的速度、高度约束条件:整个动力段的动压不能过大。动压增大导致铰链力矩增大,为了避免执行机构上的铰链力矩过大而无法操控,需要限定动压的最大值^[5],即有

$$Q_{\text{bar}} = \frac{\rho V^2}{2} \leq Q_{\text{barmax}} \quad (11)$$

对于样例飞行器,动压最大值限定为 32 000 Pa。

由于飞行器的结构和强度限制,动力段的过载不能太大,而过载的约束主要体现在法向过载的约束上。过载 n_z 的约束条件为

$$n_z \leq 2g \quad (12)$$

动力段的制导目的是在不同的环境条件下,飞行器都可以跟上标称轨迹,并且在动力段结束时,飞行器的高度、速度状态满足高度、速度的约束条件。即:

$$Ma_{\min} \leq Ma \leq Ma_{\max} \quad (13)$$

$$H_{\min} \leq H \leq H_{\max} \quad (14)$$

$$H = f(Ma) \quad (15)$$

根据要求,动力段结束时高度、速度的约束条件可以近似线性化表示为:

$$Ma = 3.5, H = 26 \sim 29 \text{ km} \quad (16)$$

$$Ma = 4.0, H = 29 \sim 32 \text{ km} \quad (17)$$

$$Ma = 4.5, H = 32 \sim 35 \text{ km} \quad (18)$$

根据上述约束条件,给出亚轨道飞行器动力段的标称轨迹和高度、速度构成的约束窗口如图3所示。

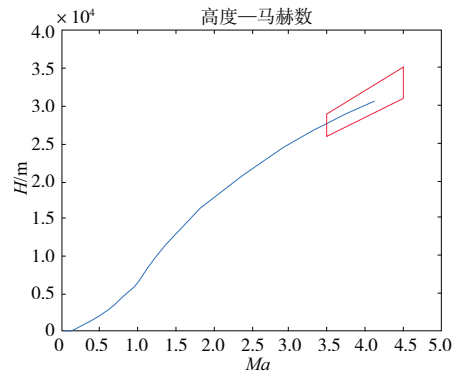


图3 约束窗口示意图

2 动力段制导律设计

由上一小节中制导问题的描述可知,动力段制导的目的是使飞行器在飞行过程中动压、过载满足限制条件,同

时在偏差条件下,使飞行轨迹能跟得上标称轨迹。动力段结束时,飞行器的高度、速度状态均在窗口内。

根据式(7)和式(8)可知,动力段的推力远远大于机体轴上的气动分力,因而可以通过调整俯仰角的值改变推力的方向实现对高度、速度的跟踪。

利用小扰动原理对非线性微分方程进行小扰动线性化处理,则式(5)可以写成:

$$\ddot{\Delta H} = \frac{(T-F_x)\sin\theta + (T-F_x)\cos\theta\Delta\theta + F_y\cos\theta}{m} - \frac{F_y\sin\theta\Delta\theta}{m} - g \quad (19)$$

$$\dot{\Delta V}_{up} = a\Delta V_{up} + b\Delta\theta + c \quad (20)$$

其中: $\dot{\Delta H} = \Delta V_{up}$; $\ddot{\Delta H} = \dot{\Delta V}_{up}$, 则有:

$$a = \frac{F_{yV}\cos\theta - F_{xV}\sin\theta}{m} \quad (21)$$

$$b = \frac{(T-F_x)\cos\theta - F_y\sin\theta}{m} - g_1^\theta \quad (22)$$

$$c = \frac{T\sin\theta - F_{x\alpha}\Delta\alpha\sin\theta + F_{y\alpha}\Delta\alpha\cos\theta}{m} \quad (23)$$

将 $\dot{\Delta H} = \Delta V_{up}$ 、 $\ddot{\Delta H} = \dot{\Delta V}_{up}$ 带入式(20)中, 即有:

$$\ddot{\Delta H} = a\dot{\Delta H} + c\Delta H + b\Delta\theta \quad (24)$$

其中 $\Delta H = H_c - H$, 根据误差方程, 当系统稳定时, 偏差为 0, 将式(24)转化为

$$\Delta\theta = -\frac{c}{b}\Delta H - \frac{a}{b}\dot{\Delta H}, \quad (25)$$

可进一步转化关于俯仰角指令的制导律:

$$\theta_c = \theta_0 + K_\theta^H(H - H_r) + K_\theta^{dH}(\dot{H} - \dot{H}_r) \quad (26)$$

其中:

$$K_\theta^H = \frac{T\sin\theta - F_{x\alpha}\Delta\alpha\sin\theta + F_{y\alpha}\Delta\alpha\cos\theta}{(T-F_x)\cos\theta - F_y\sin\theta - mg_1^\theta} \quad (27)$$

$$K_\theta^{dH} = \frac{F_{yV}\cos\theta - F_{xV}\sin\theta}{(T-F_x)\cos\theta - F_y\sin\theta - mg_1^\theta} \quad (28)$$

由式(26)中各个参数的物理意义, 结合物理概念, 可以确定制导律中各个参数的大小。动力段飞行过程中, 高度和俯仰角随着速度的增大单调变化, 由实际高度与标称高度的高度偏差产生俯仰角增量, 将俯仰角增量和标称俯仰角的和作为俯仰角指令值。因而制导律参数可以按照单一变量给出。图 4 为该制导律的结构图, 该结构可近似为 PD 控制。

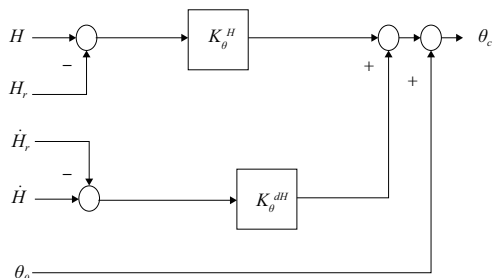


图 4 动力段制导律结构图

考虑到动力段高度、速度变化范围跨度大, 以表 1 的形式给出不同速度条件下的制导律参数值。

表 1 高度制导回路参数

速度/(m/s)	K_θ^H	K_θ^{dH}
100~400	0.008	0.08
>400~1 000	0.005	0.05
>1 000	0.003	0.03

3 仿真实验

为了验证制导律的鲁棒性, 对于亚轨道飞行器的动力段需要进行极限偏差仿真, 考虑的不确定性偏差因素有: 大气密度、轴向力系数、法向力系数、侧向力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数、俯仰力矩系数、发动机的比冲、流量、混合比同向偏差、最大风干扰。

3.1 仿真环境建立

仿真环境以通用 PC 计算机作为硬件平台, 由等效飞行控制软件和集成仿真软件组成, 其总体架构如图 5 所示。

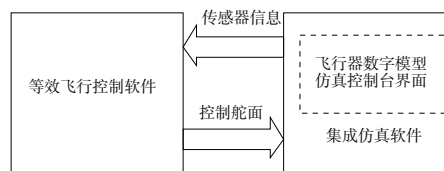


图 5 仿真环境总体架构

等效飞行控制软件为实际运行在飞行器上的飞行控制软件在 Windows 下的移植。主要功能是进行制导律与控制律的解算任务, 为了保证任务解算的实时性, 采用 $\mu C/OS$ 实时内核进行任务调度。

仿真软件集成了飞行器数学模型和仿真控制台界面。飞行器数学模型的功能是模拟飞行器真实的特性。为了使模型解算严格和实际时间同步, 采用高精度的多媒体定时器调用模型解算的接口函数。仿真控制台用于控制仿真程序的运行, 而且可以设置仿真参数, 同时以航迹图、历史曲线、数字等方式显示飞行器当前的飞行状态。

3.2 仿真结果

在 3.1 节描述的仿真环境中对样例亚轨道飞行器动力段飞行过程进行仿真试验, 得到结果如下: 图 6 是动力段的动压变化曲线, 线 1 是动压限制曲线, 蓝线是偏差仿真时动压的变化曲线; 图 7 是动力段的法向过载变化曲线, 蓝线是偏差仿真时法向过载的变化曲线; 图 8 是动力段的高度、马赫数变化曲线, 线 1 是动力段结束时窗口的约束条件(本刊为黑白印刷, 如有疑问请咨询作者)。

从不确定性仿真结果图可知, 动力段动压满足约束条件, 法向过载远远小于约束条件, 不会超限。动力段结束时, 高度、速度状态均在走廊内, 因而设计的高度跟踪制导律满足条件。

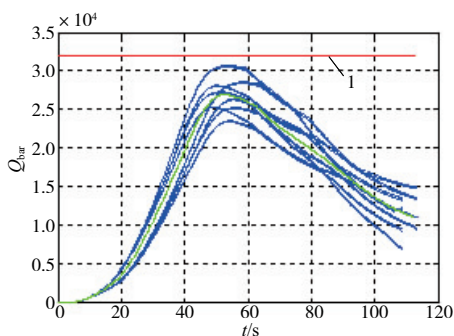


图6 动压变化曲线

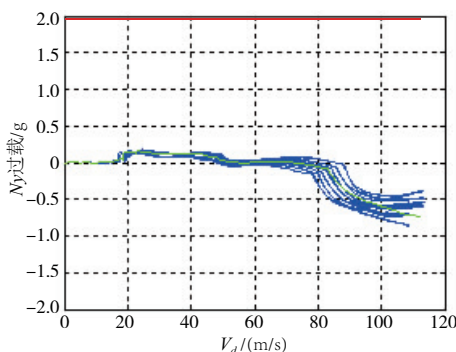


图7 法向过载变化曲线

4 结语

本文提出了一种基于高度跟踪的制导律,通过质点运动学方程推导出高度和高度变化率之差与俯仰角之间的对应关系,又有动力段推力远远大于气动力,因而通过改变推力方向,即改变俯仰角大小可以改变速度、高度的值。

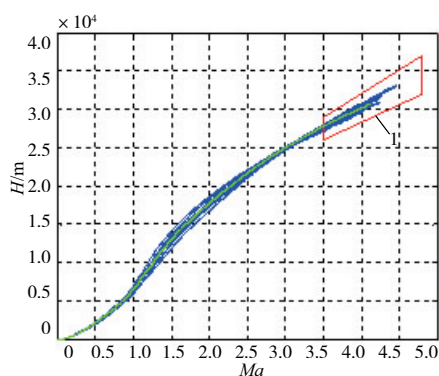


图8 高度-马赫数变化曲线

同时,动力段飞行过程需要满足一定的动压、过载约束,在动力段结束时,高度、速度的状态处在走廊内。通过极限偏差仿真验证,高度跟踪制导律使得飞行器动力段的飞行状态完美满足约束条件。

参考文献:

- [1] GARY J Balas. Flight test of a receding horizon controller for autonomous UVA guidance[C]. Portland: American Control Conference, 2005.
- [2] 武卉,李文杰. 国外临近空间高超声速飞行器推进技术发展综述[J]. 飞航导弹, 2013(5): 55-63.
- [3] 吴家梁. 基于间接法的上升段轨迹优化方法研究[J]. 导航定位与授时, 2016, 3(2): 14-19.
- [4] 贺成龙. 可重复使用运载器亚轨道上升段制导与控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [5] 陈婷婷. 高超声速飞行器动力段制导技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

收稿日期: 2019-10-10

(上接第 202 页)

保证了芯片块的矩形特征,且在该算法下角度重复性误差在 0.1° 范围之内,坐标误差在 2 像素之内,满足剥料机路径规划的轨迹要求。

4 结语

本文针对剥料机芯片块的视觉定位问题提出了基于矩形拟合的 IC 芯片块定位算法,通过 Canny 算子提取轮廓边缘,使用鲁棒统计方法迭代剔除离群点,优化拟合边缘直线参数,降低芯片块边缘不平整对拟合精度的影响,精确获取了芯片块的位置信息,为剥料流程高效以及自动化提供了可靠保证。

参考文献:

- [1] 王龙兴. 全球半导体市场的展望[J]. 集成电路应用, 2019, 36(4): 1-4.

- [2] GREEN O. Efficient scalable median filtering using histogram-based operations. [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2018, 27(5): 2217-2228.
- [3] 寸毛毛,卢军. 基于改进 Hu 矩和矩形拟合的芯片识别定位算法[J]. 包装工程, 2018(3): 151-156.
- [4] 王联君,王静秋. 基于 GrabCut 的磨粒图像分割方法研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(2): 127-130, 137.
- [5] CANNY J. A computational approach to edge detection. [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986, 8(6): 679-698.
- [6] ABDUL Nurunnab I, YUKIO Sadahiro, LAEFER Debra F. Robust statistical approaches for circle fitting in laser scanning three-dimensional point cloud data [J]. Pattern Recognition, 2018, 81(10): 417-431.

收稿日期: 2019-10-21