

一种级间无动力飞行时间在线自适应确定方法

王 智 王 鹏 何 磊

北京宇航系统工程研究所,北京 100076



摘 要 针对直接入轨固体运载火箭的多约束条件,为减小飞行攻角指令大小和飞行轨迹散布,以改善火箭飞行的力热环境和减小入轨点速度损失,提出了一种根据实际飞行情况在线确定级间无动力滑行时间的数值预测方法。首先,在合理的假设下,综合考虑计算精度和计算效率,建立了无量纲化的数值预测制导模型。随后,考虑飞行过程约束和入轨终端约束,制定了级间无动力滑行时间数值预测制导策略和流程。最后,通过数学仿真,表明所提方法在满足入轨点参数及控制精度要求的情况下,大幅减小了飞行攻角指令,缩小了飞行轨迹散布,具有较好的应用价值。

关键词 无动力滑行; 直接入轨; 数值预测; 轨迹散布

中图分类号: V448.232 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2022)04-0033-05

An On-line Adaptive Determination Method of Unpowered Flight Time

Wang Zhi, Wang Peng, He Lei

Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076, China

Abstract Regarding the directly injecting solid rocket, in order to reduce attack angle and flight trajectory dispersion, improve the thermal environment of rocket flight and reduce the speed loss at orbit entry point, a numerical prediction method for on-line determination of interstage unpowered flight time according to the actual flight situation is proposed in this paper. Firstly, under reasonable assumptions, considering the calculation precision and efficiency, a dimensionless numerical prediction guidance model is established. Then, considering the flight process constraints and orbit entry constraints, the numerical prediction guidance strategy and process of interstage unpowered taxiing time are formulated. Finally, the simulation results show that the attack angle and flight trajectory dispersion can be greatly reduced by using the proposed method which has better application value.

Key words Unpowered taxiing; Directly injecting; Numerical prediction; Trajectory dispersion

0 引言

对于直接入轨的固体运载火箭,为满足入轨点参数及控制精度要求,可采用动力飞行/级间无动力

滑行/动力飞行的轨迹形式。在动力飞行段之间增加级间无动力滑行段,利用重力转弯减小对动力飞行段的攻角需求,进而改善火箭飞行力热环境,减小入轨点速度损失。

级间无动力滑行段的飞行时间是影响动力飞行

收稿日期:2022-02-21

作者简介:王 智(1985-),男,高级工程师,主要研究方向为导航制导与控制;王 鹏(1990-),男,工程师,主要研究方向为弹道设计;何 磊(1988-),男,工程师,主要研究方向为弹道设计。

段攻角指令大小和入轨点参数及控制精度的重要因素。传统级间无动力滑行时间根据入轨点参数要求离线确定,飞行时滑行结束条件为固定判据,无法根据实际飞行情况进行调节,对干扰的适应性较差。文献[1-3]建立了满足速度矢量和位置矢量约束的制导方法,由于未考虑飞行过程约束以及气动力等因素,上述制导方法在固体运载火箭上升段全段飞行应用中受到一定限制。本文针对固体运载火箭动力飞行/级间无动力滑行/动力飞行的模式,根据火箭当前实际飞行情况、飞行过程约束以及入轨点约束,在线确定级间无动力滑行结束条件,在满足入轨点参数及控制精度要求的情况下,减小飞行攻角和飞行轨迹散布。

1 数值预测制导模型

由于固体运载火箭的动力学模型涉及推力、引力以及气动力等非线性函数,无法直接获取精确的解析解,需要通过数值积分的方式求解微分方程组。因此,采用基于数值预测的级间无动力滑行时间在线确定方法是实现固体运载火箭上升段高精度制导的一种有效途径。

对固体运载火箭级间无动力滑行时间在线确定方法进行研究时,采用瞬时平衡假设:即认为火箭无惯性地转动且控制系统理想工作。

火箭在飞行过程中不仅受到发动机推力、气动力、控制力等的影响,地球的自旋、扁率以及离心惯性力、哥氏惯性力等也会影响火箭的质心运动。为了便于火箭飞行轨迹的数值预测,需要对火箭动力学方程进行相应的简化,保证有效的轨迹数值预测。同时由于火箭在实际的质心运动过程中,各个量之间的量级相差大,进行数值计算会引起较大的计算误差,计算稳定性差,需要对数值预测模型进行无量纲化处理。其中位置用地球平均半径 R_p 无量纲化,速度用 $v_s = \sqrt{g_0 R_p}$ 无量纲化,加速度用 g_0 无量纲化,时间用 $t_s = \sqrt{R_p/g_0}$ 无量纲化,质量用初始时刻的质量 m_0 无量纲化。

发射坐标系内无量纲化动力学方程可表示为:

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x, \dot{y} = v_y, \dot{z} = v_z \\ \dot{v}_x = a_x - L \sin \theta - D \cos \theta \cos \sigma + g_x - a_{ek.x} \\ \dot{v}_y = a_y - L \cos \theta - D \sin \theta \cos \sigma + g_y - a_{ek.y} \\ \dot{v}_z = a_z - D \sin \theta + g_z - a_{ek.z} \end{cases} \quad (1)$$

式中, x, y 和 z 为火箭在发射坐标系内的位置分量;

v_x, v_y 和 v_z 为火箭在发射坐标系内的速度分量; D 和 L 分别为无量纲化的阻力加速度和升力加速度; a_x, a_y 和 a_z 分别为无量纲化的推力加速度在发射坐标系内的分量; θ 和 σ 分别为火箭的弹道倾角和弹道偏角; r 为火箭的地心矢径; g_x, g_y 和 g_z 分别为无量纲化的引力加速度在发射坐标系内的分量; $a_{ek.x}, a_{ek.y}$ 和 $a_{ek.z}$ 分别为无量纲化的离心加速度和哥氏加速度在发射坐标系内的分量。

$$\begin{cases} D = \rho v^2 v_s^2 S_{ref} C_x / (2mg_0) \\ L = \rho v^2 v_s^2 S_{ref} C_y / (2mg_0) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} a_x = P_e \cos \varphi \cos \psi / (mg_0) \\ a_y = P_e \sin \varphi \cos \psi / (mg_0) \\ a_z = -P_e \sin \psi / (mg_0) \end{cases} \quad (3)$$

式中, ρ 为大气密度; v 为火箭在发射坐标系内的合速度; S_{ref} 为火箭气动参考面积; m 为火箭质量; C_x 和 C_y 分别为气动阻力系数和升力系数; P_e 为发动机推力; φ 和 ψ 分别为火箭的俯仰姿态角和偏航姿态角。

级间无动力滑行段和动力飞行段的气动力对入轨点参数的影响较为明显,因此在确定级间无动力滑行段时间时需要考虑气动力的影响。为提高计算效率,采用气动力拟合方式引入气动影响。为统一气动力数据拟合表达式,保证拟合形式的一致性,建立式(4)所示的气动力系数拟合函数模型。

$$\begin{cases} C_x = C_{xf} + C_{xp} \\ C_{xf}(h, Ma) = c_0 + c_1 \cdot h + c_2 \cdot Ma + c_3 \cdot h \cdot Ma \\ C_{xp}(Ma, \alpha) = c_0' + c_1' \cdot Ma + c_2' \cdot \alpha + c_3' \cdot Ma \cdot \alpha \\ C_y(Ma, \alpha) = c_0'' + c_1'' \cdot Ma + c_2'' \cdot \alpha + c_3'' \cdot Ma \cdot \alpha \end{cases} \quad (4)$$

式中, h, Ma, α 分别为火箭飞行高度、马赫数和攻角; $c_0, c_1, c_2, c_3, c_0', c_1', c_2', c_3', c_0'', c_1'', c_2''$ 和 c_3'' 为气动力系数拟合系数。

在满足数值预测精度的情况下,为进一步提高数值预测效率,采用式(5)所示的线性化引力模型。

$$g_x = -\frac{1}{r^3}x, g_y = -\frac{1}{r^3}(y+r), g_z = -\frac{1}{r^3}z \quad (5)$$

对于火箭所受的推力,需要区分级间无动力滑行段及动力飞行段过程,推力 P_e 的表达式为

$$P_e = \begin{cases} 0 & 0 \leq t < t_{hx} \\ P_T(t) - s_m P(h) & t_{hx} \leq t < t_{hx} + T_s \end{cases} \quad (6)$$

式中, $P_T(t)$ 为火箭发动机高空推力; s_m 为火箭发动机喷管出口面积; $P(h)$ 为火箭飞行高度对应的大气压; t_{hx} 为级间无动力滑行时间; T_s 为级间无动

力滑行后动力飞行段的发动机额定工作时间。

2 级间无动力滑行时间数值预测方法

级间无动力滑行时间的长短将直接影响火箭的后续飞行状态。在满足入轨点高度和当地弹道倾角终端约束的情况下,为减小飞行轨迹散布和级间无动力滑行后动力飞行段的攻角指令大小,改善火箭飞行力热环境,通过数值预测方法对级间无动力滑行时间进行在线计算。

在线确定级间无动力滑行时间时,作如下约定:

- 1) 级间无动力滑行段火箭按零攻角飞行;
- 2) 第一次预测级间无动力滑行时间时,假设级间滑行后的动力飞行段火箭按零攻角飞行;
- 3) 第二次及后续迭代预测级间无动力滑行时间时,级间滑行后的动力飞行段攻角在最大值约束范围内,即

$$|\alpha| \leq \alpha_{\max} \quad (7)$$

- 4) 级间无动力滑行时间 t_{hx} 在区间 $[t_a, t_b]$ 内变化, t_a 由无动力滑行段结束后的动力飞行段姿态控制起控条件离线确定, t_b 由入轨点高度约束离线确定。

根据入轨点参数要求,以及状态方程式(1),级间无动力滑行时间预测模型为

$$\begin{cases} v_f = v_0 + \int_0^{t_{hx}} \dot{v} dt + \int_{t_{hx}}^{t_{hx}+T_s} \dot{v} dt \\ r_f = r_0 + \int_0^{t_{hx}} \dot{r} dt + \int_{t_{hx}}^{t_{hx}+T_s} \dot{r} dt \end{cases} \quad (8)$$

式中, v_f 和 r_f 分别为预测的火箭入轨点速度和地心矢径的大小; v_0 和 r_0 分别为火箭级间无动力滑行开始点的速度和地心矢径的大小。

根据飞行轨迹数值预测方程式(8)和状态方程式(1),为实现入轨点参数约束,需要确定的变量为级间无动力滑行 t_{hx} 和推力矢量方向 \mathbf{x}_p 。由于 t_{hx} 与 \mathbf{x}_p 耦合,因此需要迭代计算求解。 \mathbf{x}_p 的表达式为

$$\mathbf{x}_p = [\cos\varphi \quad \cos\psi \quad \sin\varphi \quad \cos\psi \quad -\sin\psi]^T \quad (9)$$

在进行级间无动力滑行时间预测时,需要满足以下几点:

- 1) 火箭制导过程处于上升飞行段

为保证火箭制导过程处于上升飞行段,应使得当地弹道倾角 Θ 不小于 $0^{[4-8]}$ 。在进行级间无动力滑行时间预测时,首先假设火箭级间滑行后的动力飞行段按零攻角飞行,则在无动力滑行时间迭代区间 $[t_a, t_b]$ 内,只要迭代区间两端点对应的后续动力飞行段当地弹道倾角始终不小于 0 即可,即

$$\begin{cases} \Theta(t_{hx} < t \leq t_{hx} + T_s | t_{hx} = t_a) \geq 0 \\ \Theta(t_{hx} < t \leq t_{hx} + T_s | t_{hx} = t_b) \geq 0 \end{cases} \quad (10)$$

$$\Theta(t) = \arcsin\left(\frac{v_x(x + R_{0x}) + v_y(y + R_{0y}) + v_z(z + R_{0z})}{rv}\right) \quad (11)$$

若式(10)不满足,则在级间滑行后的动力飞行段加入攻角修正,直至满足式(10)要求,进而得到级间滑行后动力飞行段的攻角 α_0 。 α_0 作为后续求解满足入轨点高度和当地弹道倾角约束的攻角初值。

- 2) 入轨点高度约束

在满足火箭处于上升段的前提下,在级间无动力滑行时间的迭代区间 $[t_a, t_b]$ 内,通过迭代求解级间无动力滑行时间,使得飞行终端高度 $h(t_f)$ 满足入轨点高度 h_f^* 要求,即

$$h(t_f) = h_f^* \quad (12)$$

- 3) 入轨点当地弹道倾角约束

当满足入轨点高度约束后,此时便对应了一个终端当地弹道倾角 $\Theta(t_f)$, $\Theta(t_f)$ 一般不满足入轨点当地弹道倾角 Θ_f^* 的要求。因此通过调节 α_0 ,使得当 $\alpha_0 = \alpha_c$ 时,终端当地弹道倾角满足入轨点当地弹道倾角约束,即

$$\Theta(t_f) = \Theta_f^* \quad (13)$$

- 4) 飞行过程中的攻角约束

由于在飞行过程中对火箭的攻角有最大值约束,因此,在进行数值预测时,如果预测出的攻角大于约束条件,则需要对其进行限幅,具体如式(14)所示。

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_c & |\alpha_c| \leq \alpha_{\max} \\ \alpha_{\max} & |\alpha_c| > \alpha_{\max} \end{cases} \quad (14)$$

- 5) 反馈增益系数调节

当引入偏差时,实际飞行轨迹会偏离预测轨迹,此时通过加入反馈环节修正偏差^[9-11]。即

$$\varphi = \varphi_0 + k_\varphi \cdot (\theta - \theta^*) \quad (15)$$

式中, k_φ 为反馈增益系数; θ^* 为标准轨迹对应的弹道倾角; θ 为实际飞行轨迹对应的弹道倾角; φ_0 为标准轨迹对应的俯仰角。

综上所述,级间无动力滑行时间在线数值预测的流程为:首先对级间无动力滑行时间加以限制,即 $t_{hx} \in [t_a, t_b]$,并通过迭代求解级间滑行后动力飞行段的攻角 α_0 ,使得火箭制导过程始终处于上升飞行段,即使得当地弹道倾角不小于 0 ;然后对级间无动力滑行时间 t_{hx} 进行迭代,当级间无动力滑行时间为 t_{hx_c} 时,入轨点高度满足约束条件。最后,进一步调

整无动力滑行后动力飞行段攻角,使得 $\alpha = \alpha_c$ 时入轨点当地弹道倾角满足约束条件。通过上述运算,得到满足入轨点高度、当地弹道倾角等参数约束的级间无动力滑行时间 t_{hxc} 及攻角指令 α_c 。

通过数值预测得到级间无动力滑行时间后,同步预测得到级间无动力滑行结束点的当地弹道倾角 $\Theta(t_{hx})$, 飞行控制时,采用 $\Theta(t_{hx})$ 作为无动力滑行结束的判据进行轨迹控制,即满足下式。

$$\Theta(t) \leq \Theta(t_{hx}) \quad (16)$$

级间无动力滑行时间数值预测制导流程如图 1 所示。

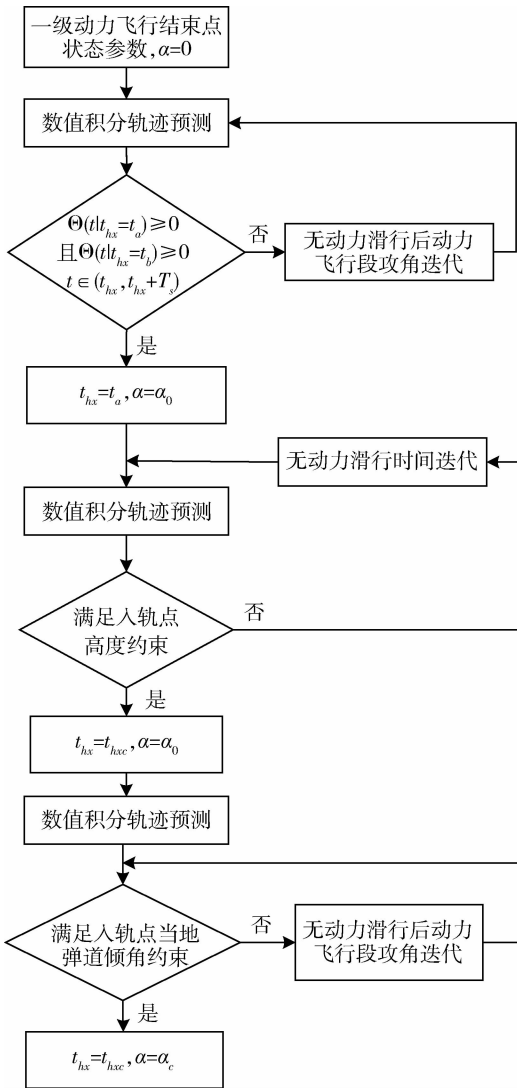


图 1 级间无动力滑行时间在线计算流程图

3 仿真分析

采用蒙特卡洛打靶方法分别对传统离线级间无动力滑行时间计算方法和基于数值预测的在线自适

应级间无动力滑行时间计算方法对固体运载火箭上升段的控制效果进行了对比。通过分析,在满足入轨点参数精度要求的情况下,基于数值预测的在线自适应级间滑行时间计算方法大幅减小了动力飞行段攻角,缩小了飞行过程高度、当地弹道倾角等轨迹散布,验证了所提方法的有效性。

4 结论

阐述了基于数值预测的固体火箭级间无动力滑行时间在线计算方法,通过仿真分析,获得以下结论:

- 1) 采用拟合气动力和线性化引力等简化措施,在提高轨迹数值积分预测效率的同时,可满足轨迹预测精度的要求;
- 2) 采用基于数值预测的级间无动力滑行时间在线自适应计算方法,在满足入轨点参数精度要求的情况下,对改善火箭飞行力热环境和减小入轨点速度损失有重要作用。通过仿真分析,验证了所提方法的有效性,具有较好的应用价值。

参 考 文 献

[1] Xu Zhi, Zhang Qian. Multi-constrained ascent guidance for solid propellant launch vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018,76: 260 - 271.

[2] 王智,李佳峰,张婕. 基于最优控制解析解的直接入轨自适应制导律[J]. 航天控制, 2018,36(2):37-41. (Wang Zhi, Li Jiafeng, Zhang Jie. An adaptive guidance method of directly injecting rocket based on optimal analytical solution [J]. Aerospace Control, 2018, 36 (2):37-41.)

[3] 刘云凤,罗俊,赵世范. 闭路制导在小型固体运载火箭中的应用[J]. 航天控制,2005,23(3):46-51. (Liu Yunfeng, Luo Jun, Zhao Shifan. Application of closed loop guidance in small solid launch vehicle [J]. Aerospace Control, 2005,23(3):46-51.)

[4] 陈思远,夏群利,李然. 固体火箭助推段终端多约束能量管理制导研究[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(8):1860-1866. (Chen Siyuan, Xia Qunli, Li Ran. Study on energy management boost phase guidance of solid rocket with terminal multi-constraints [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38 (8): 1860-1866.)

[5] Lu P, Zhang L J, Sun H S. Ascent guidance for responsive launch: a fixed point approach [R]. AIAA-2005-

- 6453, 2005.
- [6] Ross I M. A fast approach to multi-stage launch vehicle trajectory optimization [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA-5639, Austin Texas, 11-14 August 2003.
- [7] Gath P F, Calise A J. Optimization of launch vehicle ascent trajectories with path constraints and coast arcs [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(2): 296-304.
- [8] 杨希祥,江振宇,张为华. 固体运载火箭上升段弹道快速设计方法研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 993-997. (Yang Xixiang, Jiang Zhenyu, Zhang Weihua. Rapid design method for ascent trajectory of solid launch vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4): 993-997.)
- [9] 杨希祥,张为华. 基于 Gauss 伪谱法的固体运载火箭上升段轨迹快速优化研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 15-21. (Yang Xixiang, Zhang Weihua. Rapid optimization of ascent trajectory for solid launch vehicles based on gauss pseudospectral method [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 15-21.)
- [10] Jing W X, Zheng X, et al. An ascent iterative guidance algorithm for solid rocket concerned with multi-constraints [C]. 27th Chinese Control and Decision Conference, 1 May 2015, Qingdao, China.
- [11] 呼卫军,王欢,周军. J2 项摄动下的远程拦截耗尽关机中制导律设计[J]. 宇航学报, 2017, 38(7): 694-703. (Hu Weijun, Wang Huan, Zhou Jun. Design of mid-course guidance law considering J2 perturbation for long-range fuel-exhaustion-shutoff interceptor [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(7): 694-703.)