

基于速度增量序列凸化的固体运载火箭制导算法

陈之润 郑新 赵鹏雷 于煜斌

北京宇航系统工程研究所,北京 100076



摘要 针对高低温偏差下固体发动机推力、耗尽时间和秒耗量散布大的问题,提出了一种以速度模值增量为自变量的固体运载火箭序列凸优化制导算法。该算法以速度增量替代传统的飞行时间为自变量建立动力学模型,采用序列凸优化算法求解多约束耗尽关机制导问题,并基于速度模值增量在线辨识高低温工况,修正内弹道模型。该方法相比以飞行时间为自变量的序列凸优化算法具有更高的制导精度和鲁棒性。最后,通过某型固体运载火箭高空飞行段制导数值仿真,验证了以速度增量为变量的序列凸优化算法和内弹道修正模型的有效性。

关键词 固体发动机;内弹道修正;速度模值增量;序列凸化

中图分类号:V448.1 文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2023)01-0039-08

Ascent Guidance for Solid Rocket Based on Velocity Increment Successive Convexification

Chen Zhirun, Zheng Xin, Zhao Penglei, Yu Yubin

Beijing Institute of Astronautics Systems Engineering, Beijing 100076, China

Abstract Aiming at the large deviations of the thrust, mass flow rate and burnout time under different temperatures, a velocity increment based successive convexification method is proposed for solid rocket ascent guidance in this paper. The velocity increment is applied to this method as an independent variable for the dynamic model, and the successive convexification method is adopted by solving the ascent depleted shut-down guidance under multiple constraints. Moreover, the temperature conditions are recognized online by comparing the velocity increment for the purpose of parameters correction of interior ballistics. The precision and robustness of the successive convexification method based on the velocity increment are higher than that based on the flight time. Finally, the proposed guidance is verified through the numerical simulations of the ascent guidance for the solid rocket.

Key words Solid motor; Interior ballistics; Velocity increment; Successive convexification

0 引言

近年来,随着微小卫星市场的蓬勃发展,固体

运载火箭凭借高可靠、快履约、快发射、低成本等优势迅速占领市场,成为世界航天大国运载技术发展的重点领域^[1]。但不同于液体运载火箭推力可调、随时关机的特性,固体运载火箭为提高可靠性、降

收稿日期:2022-06-29

作者简介:陈之润(1995-),男,工程师,主要研究飞行器姿态控制与制导技术;郑新(1984-),男,高级工程师,主要研究飞行器总体设计与姿控技术。本文通信作者。E-mail:zhengxinm@qq.com;赵鹏雷(1992-),男,工程师,主要研究飞行器总体设计与制导技术;于煜斌(1981-),男,研究员,主要研究飞行器总体设计技术。

低成本、增大干质比,一般取消推力终止装置而采用耗尽关机制导方式,一方面需进行固体发动机能量管理,另一方面需考虑发动机推力、秒耗量、比冲、关机时间等偏差大的问题,这给固体运载火箭制导精度带来了新的挑战^[2]。

目前,针对耗尽关机制导算法的研究,以闭路制导算法最为经典,该方法以视速度模值为变量,通过闭路制导段、能量管理段和常姿态导引段实现关机点制导精度。文献[3-5,6]在经典闭路制导算法上进行改进,考虑了终端速度管控、引力摄动 J2 项、需用速度增益曲面以及闭路制导与零射程线结合等问题。文献[7-9]针对能量管理算法分别提出了姿态调制制导(AEM)、通用能量管理(GEM)、以及样条能量管理(SEM)等方式,有效降低了终端速度偏差。但是,上述算法对终端多约束问题适应性较差,且无法处理过程约束,难以满足主动段多过程及终端约束制导需求。

另外,有学者将固体火箭耗尽关机制导问题转化为最优控制问题^[10]进行求解,可处理过程及终端约束问题,但多约束的最优控制问题难以采用解析法求解,常采用数值方法求解,受限于求解速度,较少应用于弹上制导。近年来,凸优化算法由于其求解快速等优点,逐渐应用于固体火箭耗尽关机最优控制问题的求解。文献[11]提出了一种基于改进序列凸优化的固体火箭制导算法,将滑行时间扩展为控制变量,实现了高精度入轨需求,但未考虑高低温下发动机内弹道变化;文献[12-13]利用二阶锥规划求解运载火箭上升段入轨问题,文献[14]提出了在推力下降时,基于序列凸优化的在线重规划入轨算法,但文献[12-14]均为液体火箭发动机,推力可调节,无法直接应用于采用耗尽关机方式的固体运载火箭制导。

本文针对上述耗尽关机制导方法的不足,提出一种以速度模值增量为变量的固体火箭序列凸化制导算法。主要创新点如下:

1) 针对固体火箭发动机在高低温下的内弹道(推力、秒耗量、耗尽时间)散布大的特性,提出一种以速度模值增量为变量的序列凸化制导算法,解决了以飞行时间为自变量的序列凸化制导算法精度差且鲁棒性低的问题;

2) 提出一种以速度模值增量为变量的高低温内弹道修正模型;通过对比速度模值增量在线辨识高低温工况,以此修正内弹道模型,提高了耗尽关

机的制导精度。

1 问题建模

1.1 运动学与动力学模型

为保证稠密大气层内飞行时的载荷等约束,固体运载火箭助推段第一级或两级一般采用摄动制导,在助推段最后一级及末修级采用闭路制导,实现最终的入轨精度要求。由于火箭实施闭路制导的飞行时间较短,在不影响制导精度的前提下,可忽略地球自转的影响。因此,基于非旋转圆球地球模型,建立固体运载火箭助推段运动学与动力学方程如下:

$$\begin{cases} \frac{dr}{dt} = V \sin(\theta) \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos(\theta) \sin(\sigma)}{r \cos(\phi)} \\ \frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos(\theta) \cos(\sigma)}{r} \\ \frac{dV}{dt} = \frac{-D + F \cos(\alpha) \cos(\beta)}{m} - g \sin(\theta) \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{L + F \sin(\alpha)}{mV} + \frac{V}{r} \cos(\theta) - \frac{g \cos(\theta)}{V} \\ \frac{d\sigma}{dt} = \frac{Z + F \cos(\alpha) \sin(\beta)}{mV \cos(\theta)} + \frac{V}{r} \cos(\theta) \sin(\sigma) \tan(\phi) \end{cases} \quad (1)$$

其中: r 为地心距, λ 和 ϕ 分别为经纬度, V 为速度, θ 为当地弹道倾角, σ 为弹道偏角; α 和 β 为攻角和侧滑角; L 、 D 和 Z 分别为升力、阻力和侧力; m 为质量, F 为推力, g 为引力加速度。上式(1)中动力学模型可简记为:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \quad (2)$$

其中: $\mathbf{X}(t) = [r, \lambda, \phi, V, \theta, \sigma]^T$, $\mathbf{U} = [\alpha, \beta]^T$ 。

由于固体运载火箭实施闭路制导时已飞出稠密大气层,气动力对弹道影响较小,且高超声速飞行段的气动特性相对稳定,在不影响制导精度的前提下,可对气动力系数进行多项式拟合,以提升求解速度,插值公式选取如下:

$$L = L(\alpha, Ma), D = D(\alpha, Ma), Z = Z(\beta, Ma) \quad (3)$$

1.2 最优控制问题

固体运载火箭耗尽关机制导问题主要为满足地心距、当地弹道倾角和弹道偏角的约束,以及飞行过程中姿控能力约束,其可转换为控制变量攻角

和侧滑角的约束。该问题可转换为如下最优控制问题:

$$\begin{cases} \min J = \lambda_1 \Delta\theta + \lambda_2 \Delta r + \lambda_3 \Delta\sigma \\ \dot{X}(t) = f(X, U) \\ X(t_0) = X_0 \|U\| \leq U_{\max} \\ |\theta - \theta_f| \leq \Delta\theta, |r - r_f| \leq \Delta r, |\sigma - \sigma_f| \leq \Delta\sigma \\ \Delta\theta \geq 0, \Delta r \geq 0, \Delta\sigma \geq 0 \end{cases} \quad (4)$$

其中: U_{\max} 为控制量 $U (U = [\alpha, \beta]^T)$ 的二范数约束, θ_f 为耗尽点处目标当地弹道倾角, r_f 为耗尽点处目标地心距, σ_f 为耗尽点处目标弹道偏角。

1.3 内弹道模型

固体发动机内弹道模型主要包含发动机的推力、室压和流量等参数。发动机的室压 P_c 、推力 F 和流量 q_m 的理论计算公式如下:

$$\begin{cases} P_c = \left(\frac{a\rho C^* A_b}{A_t} \right)^{1/(1-n)} \\ F = C_F P_c A_t \\ q_m = P_c A_t / C^* \end{cases} \quad (5)$$

其中: a 为燃速系数, 在发动机装药配方确定下, 其主要与高低温相关; ρ 为推进剂密度; C^* 为推进剂特征速度; A_b 为装药燃面, 装药方案确定后为常量; A_t 为喉部面积; n 为压强指数, 通常为常数。推力系数 $C_F = \eta C_{Fth}$, η 为比冲效率, 发动机方案确定后为常数; C_{Fth} 为理论推力系数, 与喉部面积相关。

通过式(5)关系可知, 在发动机方案、装药配方、装药量和飞行弹道等确定后, 内弹道的室压、推力和秒耗量模型主要受推进剂温度和喉部烧蚀率影响, 将两种偏差作极限组合, 可得高温、标温和低温3种内弹道模型, 其推力模型如图1所示:

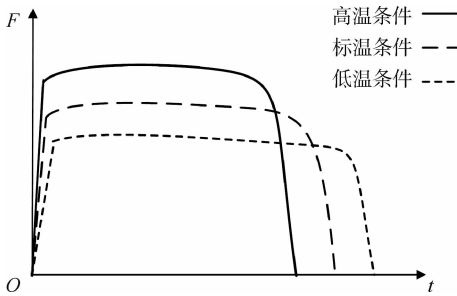


图1 推力与飞行时间关系

从图1可知, 在实际飞行状态下, 内弹道模型在3种工况下推力模值和耗尽时间偏差很大, 由于该偏差无法提前准确辨识, 所以难以保证固体发动机耗尽关机的制导精度。

针对上述问题, 考虑到图1中三种工况下推力曲线与X轴围成面积偏差较小, 即不同工况下推力速度模值增量基本相等, 故本文提出以推力速度模值增量替代传统的飞行时间为自变量, 建立新的动力学模型, 并在实际飞行中, 通过对比速度增量模值与高低温三种工况下的预示模值, 在线修正当前内弹道模型, 最后采用序列凸优化算法求解该最优控制问题。

2 模型转换

2.1 动力学转换

根据固体发动机预示的内弹道模型, 建立速度模值增量 E (即推力产生的加速度模值积分) 的动力学模型如下:

$$\dot{E} = \frac{F(t)}{m}, \quad \dot{m} = -q_m(t) \quad (6)$$

其中: m 为质量, $F(t)$ 为预示的内弹道推力, $q_m(t)$ 为预示的内弹道秒耗量。由于内弹道推力 $F(t)$ 大于0, 可知速度模值增量 E 为单调递增。

对式(6)进行数值积分后, 可建立以速度模值增量 E 为自变量的内弹道推力 F 、质量 m 、时间 t 以及时间对视速度偏导数 $\frac{dt}{dE}$ 的函数关系式, 即:

$$\begin{cases} F = F(E), m = m(E) \\ t = t(E), \frac{dt}{dE} = f(E) \end{cases} \quad (7)$$

为减小耗尽时间偏差对制导精度的影响, 本节提出将方程(1)中的自变量时间 t 替换为速度模值增量 E , 修正后的模型如下:

$$\begin{cases} \frac{dr}{dE} = \frac{dt}{dE} V \sin(\theta) \\ \frac{d\lambda}{dE} = \frac{dt}{dE} \frac{V \cos(\theta) \sin(\sigma)}{r \cos(\varphi)} \\ \frac{d\varphi}{dE} = \frac{dt}{dE} \frac{V \cos(\theta) \cos(\sigma)}{r} \\ \frac{dV}{dE} = \frac{dt}{dE} \left(\frac{-D + F(E) \cos(\alpha) \cos(\beta)}{m(E)} - g \sin(\theta) \right) \\ \frac{d\theta}{dE} = \frac{dt}{dE} \left(\frac{L + F(E) \sin(\alpha)}{m(E) V} + \frac{V}{r} \cos(\theta) - \frac{g \cos(\theta)}{V} \right) \\ \frac{d\sigma}{dE} = \frac{dt}{dE} \left(\frac{Z + F(E) \cos(\alpha) \sin(\beta)}{m(E) V \cos(\theta)} + \frac{V}{r} \cos(\theta) \sin(\sigma) \tan(\varphi) \right) \end{cases} \quad (8)$$

其中: $\frac{dt}{dE} = f(E)$, 式(8)中动力学模型可简记为:

$$\dot{\mathbf{X}}(E) = \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U}) \quad (9)$$

其中: $\mathbf{X}(E) = [r, \lambda, f, V, \theta, \sigma]^T$, $\mathbf{U} = [\alpha, \beta]^T$ 。

飞行过程中真实推力速度模值增量计算值为:

$$E(t) = \sum_{i=1}^{N(t)} \|\bar{\mathbf{v}}_i - \bar{\mathbf{v}}_{i-1} - \mathbf{g}\Delta t - \mathbf{a}_{aero}\Delta t\|_2 \quad (10)$$

其中: Δt 为制导采样周期, $N(t)$ 为制导周期数, $\bar{\mathbf{v}}_i$ 为当前制导周期的速度矢量, $\bar{\mathbf{v}}_{i-1}$ 为上个制导周期的速度矢量, $\bar{\mathbf{g}}$ 为引力加速度矢量, $\bar{\mathbf{a}}_{aero}$ 为气动力产生的加速度, 可由式(3)求解获得。

2.2 内弹道模型修正

考虑工程实践, 将理论上发动机温度的连续性辨识问题转换为三分类(高温、标温、低温)的离散辨识问题。本节提出在飞行前装订式(7)的内弹道预示模型, 通过式(7)中飞行时间与速度模值增量的函数, 可得当前速度增量下高温、标温、低温内弹道的飞行时间, 通过对比飞行时间修正发动机内弹道模型。内弹道修正模型如下所示:

$$F(E) = \begin{cases} (F_{\text{高}}(E) + F_{\text{标}}(E))/2 & t \leq (t_{\text{高}} + t_{\text{标}})/2 \\ F_{\text{标}}(E) & \text{其它} \\ (F_{\text{低}}(E) + F_{\text{标}}(E))/2 & t \geq (t_{\text{低}} + t_{\text{标}})/2 \end{cases} \quad (11)$$

$$\frac{dt}{dE}(E) = \begin{cases} \left(\frac{dt}{dE}_{\text{高}}(E) + \frac{dt}{dE}_{\text{标}}(E) \right) / 2 & t \leq (t_{\text{高}} + t_{\text{标}}) / 2 \\ \frac{dt}{dE}_{\text{标}}(E) & \text{其它} \\ \left(\frac{dt}{dE}_{\text{低}}(E) + \frac{dt}{dE}_{\text{标}}(E) \right) / 2 & t \geq (t_{\text{低}} + t_{\text{标}}) / 2 \end{cases} \quad (12)$$

$$q_m(E) = \begin{cases} (q_{m\text{高}}(E) + q_{m\text{标}}(E)) / 2 & t \leq (t_{\text{高}} + t_{\text{标}}) / 2 \\ q_{m\text{标}}(E) & \text{其它} \\ q_{m\text{低}}(E) + q_{m\text{标}}(E) / 2 & t \geq (t_{\text{低}} + t_{\text{标}}) / 2 \end{cases} \quad (13)$$

其中: $t_{\text{高}}(E)$ 、 $t_{\text{标}}(E)$ 和 $t_{\text{低}}(E)$ 分别为高温、标温和低温装订的飞行时间, t 为实际飞行时间; $F_{\text{高}}(E)$ 、 $F_{\text{标}}(E)$ 和 $F_{\text{低}}(E)$ 分别为推力模型; $\frac{dt}{dE}_{\text{高}}(E)$ 、 $\frac{dt}{dE}_{\text{标}}(E)$ 、 $\frac{dt}{dE}_{\text{低}}(E)$ 分别为时间对速度模值增

量的导数模型;、分别为秒耗量。

2.3 最优控制问题转换

通过上述转换, 可将式(4)中最优控制问题转换为如下最优控制问题:

$$\begin{cases} \min J = \lambda_1 \Delta \theta + \lambda_2 \Delta r + \lambda_3 \Delta \sigma \\ \dot{\mathbf{X}}(E) = \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U}) \\ \mathbf{X}(E_0) = \mathbf{X}_0 \|\mathbf{U}\| \leq U_{\max} \\ |\theta - \theta_f| \leq \Delta \theta, |r - r_f| \leq \Delta r, |\sigma - \sigma_f| \leq \Delta \sigma \\ \Delta \theta \geq 0, \Delta r \geq 0, \Delta \sigma \geq 0 \end{cases} \quad (14)$$

其中: U_{\max} 为控制量 \mathbf{U} 的二范数约束, θ_f 为耗尽点处目标当地弹道倾角, r_f 为耗尽点处目标地心距, σ_f 为耗尽点处目标弹道偏角。

3 序列凸化算法

采用序列凸优化算法对式(14)中最优控制问题进行求解。针对动力学模型的非凸等式约束, 对动力学模型进行线性化处理, 可得如下的线性系统方程:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(E) &= \mathbf{f}(\mathbf{X}_i, E_i, \mathbf{U}_i) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i, E=E_i, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i} (\mathbf{X} - \mathbf{X}_i) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i, E=E_i, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i} (\mathbf{U} - \mathbf{U}_i) \end{aligned} \quad (15)$$

为避免初值迭代时不可行问题, 引入虚拟控制量 w , 可将线性系统方程转化为:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(E) &= \mathbf{f}(\mathbf{X}_i, E_i, \mathbf{U}_i) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i, E=E_i, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i} (\mathbf{X} - \mathbf{X}_i) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i, E=E_i, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i} (\mathbf{U} - \mathbf{U}_i) + \mathbf{w}_i \end{aligned} \quad (16)$$

对式(16)采用梯形积分离散化, 可得如下离散动力学方程:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{i+1}^k &= \mathbf{X}_i^k + \frac{\Delta E}{2} [\mathbf{f}(\mathbf{X}_i^{k-1}, E_i^{k-1}, \mathbf{U}_i^{k-1}) + \\ &\quad \mathbf{f}(\mathbf{X}_{i+1}^{k-1}, E_{i+1}^{k-1}, \mathbf{U}_{i+1}^{k-1}) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i^{k-1}, E=E_i^{k-1}, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i^{k-1}} (\mathbf{X}_{i+1}^k - \mathbf{X}_i^k) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i^{k-1}, E=E_i^{k-1}, \mathbf{U}=\mathbf{U}_i^{k-1}} (\mathbf{U}_{i+1}^k - \mathbf{U}_i^k) + \\ &\quad \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_{i+1}^{k-1}, E=E_{i+1}^{k-1}, \mathbf{U}=\mathbf{U}_{i+1}^{k-1}} (\mathbf{X}_{i+1}^k - \mathbf{X}_{i+1}^k) + \end{aligned}$$

$$\frac{\partial f(\mathbf{X}, E, \mathbf{U})}{\partial \mathbf{U}} \Big|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_{i+1}^k, E=E_{i+1}^k, \mathbf{U}=\mathbf{U}_{i+1}^k} (\mathbf{U}_{i+1}^k - \mathbf{U}_i^k) + \mathbf{w}_{i+1}^k + \mathbf{w}_i^k \quad (17)$$

其中:上角标 k 为第 k 次迭代,下角标 i 为速度增量模值离散后第 i 个值。

优化目标函数转化为:

$$J = \lambda_1 \Delta\theta + \lambda_2 \Delta r + \lambda_3 \Delta\sigma + \lambda_4 \|\hat{\mathbf{w}}\|_1 \quad (18)$$

其中: $\hat{\mathbf{w}} = [\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2, \dots, \mathbf{w}_N]$ 。

为了提升系统动力学方程序列凸化的有效性,对迭代状态施加信赖域约束,约束形式如下:

$$\|\mathbf{X}_i - \mathbf{X}_i^k\| \leq \delta_x \quad (19)$$

其中: \mathbf{X}_i^k 为第 k 次迭代下第 i 个速度增量模值对应的状态值, δ_x 为信赖域半径。

由于式(14)中不等式约束均为凸约束,故最优控制问题已转换为凸优化问题。

4 仿真验证

为验证本文提出制导算法的精度与可靠性,选择某型固体运载火箭的三级飞行段作为本文仿真对象。本节分别对基于速度增量和基于时间的序列凸优化方法进行仿真,并对内弹道修正前后的制导精度进行了对比仿真。

4.1 仿真参数

以离线规划的三级弹道作为初始参考轨迹,气动系数按风洞试验数据的插值表给出,质心位置和转动惯量按质量特性插值表给出。

仿真初始参数分布和关机点约束条件如下表所示:

表 1 初始值参数及偏差

参数名称	单位	标准值	偏差
初始质量	kg	m_0	± 30
初始速度	m/s	V_0	± 150
初始当地弹道倾角	($^\circ$)	θ_0	± 1.5
初始高度	km	H_0	± 2.0

表 2 关机点约束条件

参数名称	单位	标准值
目标高度	km	H_f
目标当地弹道倾角	($^\circ$)	θ_f
目标弹道偏角	($^\circ$)	σ_f

仿真软件采用 Matlab R2017a,凸优化求解器采

用 SDPT3,制导采样周期为 50ms。

4.2 自变量转换对比

本节仿真中,对比以速度模值增量和以飞行时间为自变量的序列凸优化方法的耗尽关机处制导精度。仿真中,装订标温内弹道预示模型,未采用内弹道修正。以速度增量和时间为变量的推力模型如下图所示:

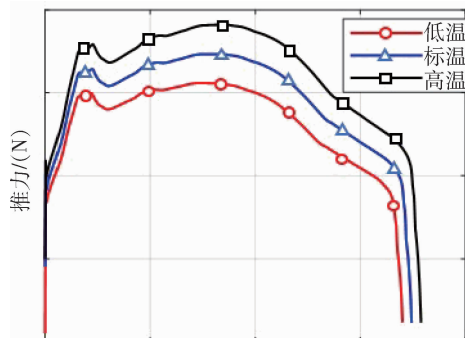


图 2 推力与速度模值增量关系

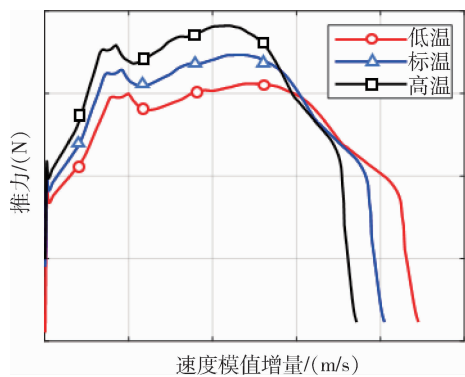


图 3 推力与飞行时间关系

从图 2 ~ 3 可知,耗尽点速度模值增量偏差更小,而耗尽时间偏差更大,且以飞行时间为自变量时,推力与温度的非线性关系更强,难以修正。

在仿真中,由于耗尽点速度模值增量存在偏差,故在高、低温工况下耗尽点 E_f 均取标温下的值。

采用基于速度增量的序列凸优化制导算法,高度和当地弹道倾角仿真结果如下:

采用基于时间的序列凸优化制导算法,高度和当地弹道倾角仿真结果如下:

从图 4 ~ 7 中可知,本文基于速度模值增量的序列凸优化制导算法在发动机耗尽点处的高度和当地弹道倾角偏差均更小,制导精度更高。

4.3 内弹道修正对比

本节仿真中,对比内弹道修正前后的耗尽关机

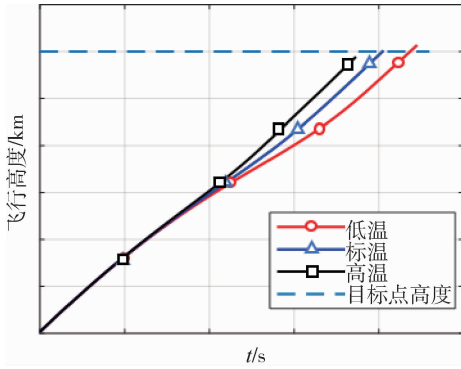


图 4 高低温下高度仿真曲线

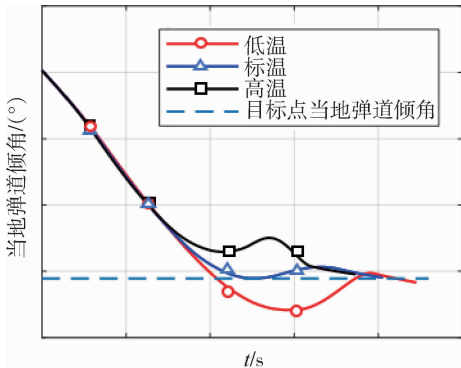


图 5 高低温下当地弹道倾角仿真曲线

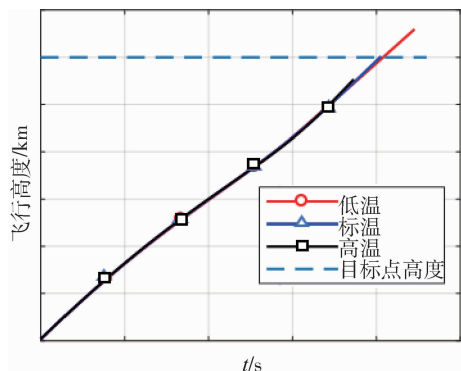


图 6 高低温下高度

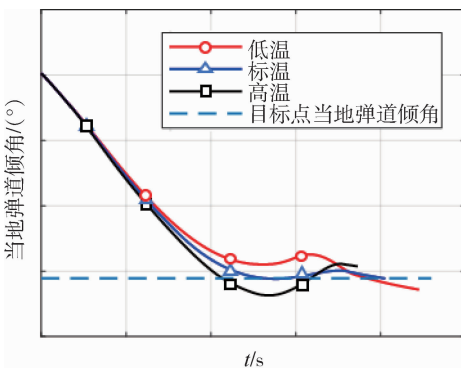


图 7 当地弹道倾角偏差

点的制导精度。仿真中,装订高温、标温、低温内弹道预示模型,考虑到高低温内弹道在发动机工作下降段难以修正,且下降段时间短,对制导精度影响不大,故在下降段均采用标温内弹道模型。修正前后的内弹道模型如下图所示:

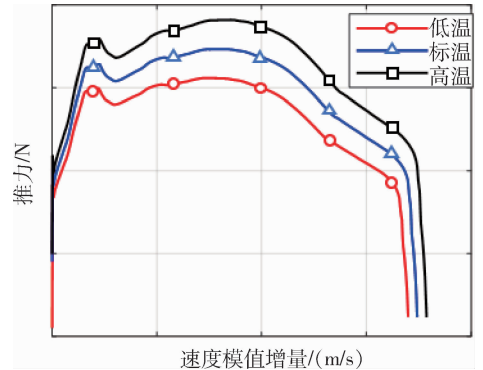


图 8 修正前推力与速度增量关系

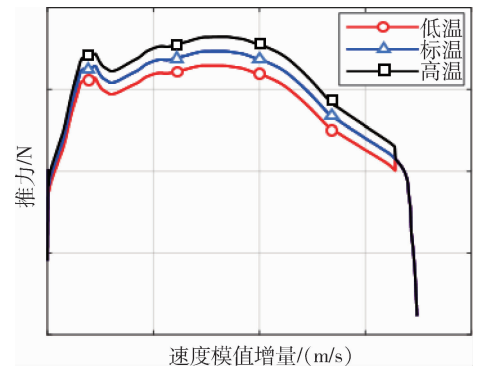


图 9 修正后推力与速度增量关系

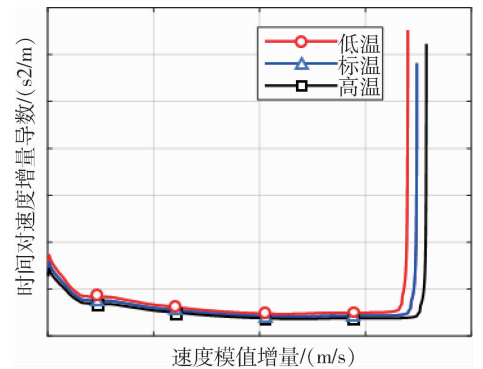


图 10 修正前时间对速度增量导数与速度增量关系

从图 8 ~ 13 可知,内弹道预示模型修正后,可有效降低相对实际内弹道的偏差,且易于实际工程应用。

考虑内弹道高低温偏差,对三级飞行段初始点质量、高度、速度、当地弹道倾角等进行极限拉偏仿真。采用基于视速度增量的序列凸优化制导算法,内弹道修正前耗尽关机点制导偏差如下图所示:

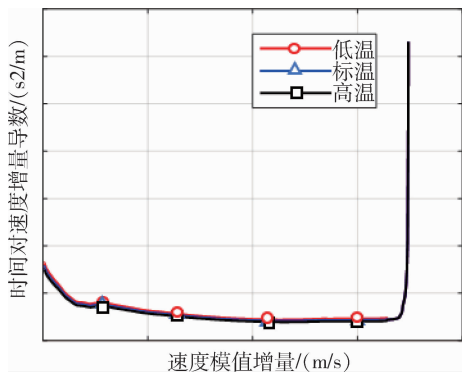


图 11 修正后时间对速度增量导数与速度增量关系

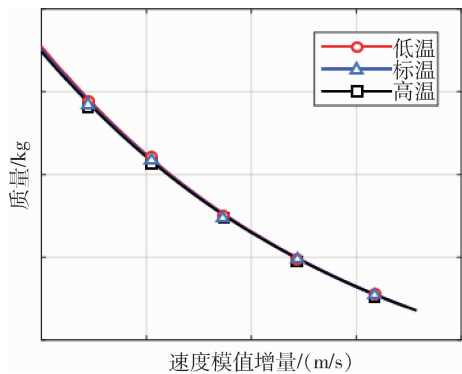


图 12 修正前质量与速度增量关系

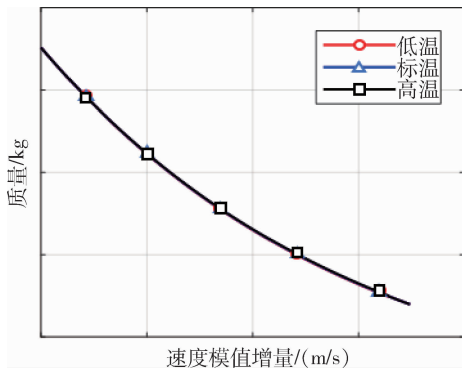


图 13 修正后质量与速度增量关系

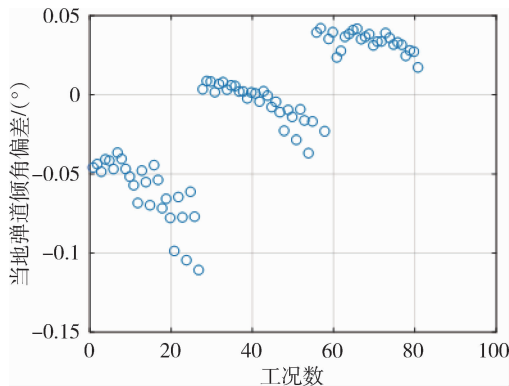


图 15 修正前关机点当地弹道倾角偏差

采用基于视速度增量的序列凸优化制导算法,内弹道修正后关机点制导偏差如下图所示:

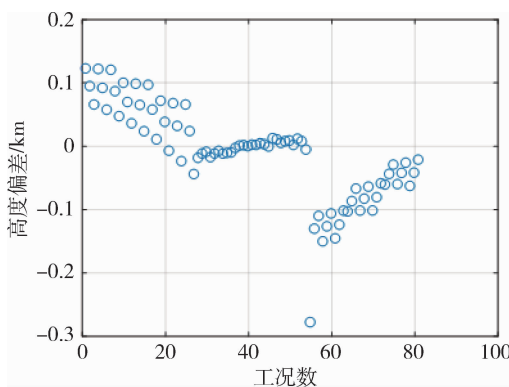


图 16 修正后关机点高度偏差

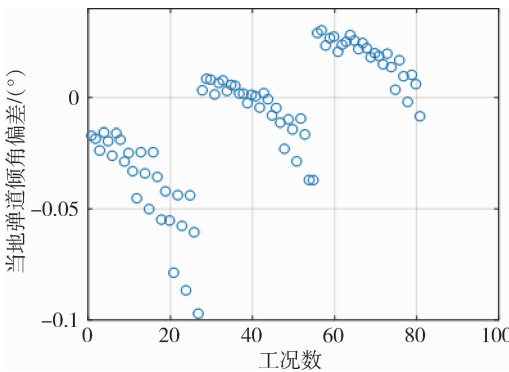


图 17 修正后关机点当地弹道倾角偏差

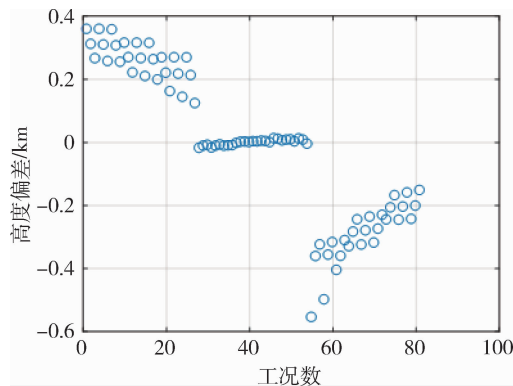


图 14 修正前关机点高度偏差

从图 14 ~ 17 中可知,内弹道修正前耗尽关机点高度最大偏差为 550m,当地弹道倾角最大偏差为 0.11°;内弹道修正后高度耗尽关机点最大偏差为 280m,当地弹道倾角最大偏差为 0.1°。可知,修正后耗尽关机点高度和当地弹道倾角偏差显著降低,故内弹道修正方式对制导精度有明显提高。

5 结 论

针对固体发动机在低高温下的耗尽时间、推力模型和秒耗量散布大的问题,提出了一种以速度模值增量为变量的序列凸优化算法,并通过对比速度增量模值,对当前内弹道模型进行在线修正。通过仿真验证,该算法比以时间为变量的序列凸优化算法的制导精度更高,且以速度模值增量为判据的内弹道修正算法能显著提高制导精度,具有较高的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] 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.)
- [2] 李华滨,李伶. 小型固体运载火箭迭代制导方法研究[J]. 航天控制, 2002,20(2):29-37. (Li Huabin, Li Ling. Iterative explicit guidance for small solid launch vehicle [J]. Aerospace Control, 2002,20(2):29-37.)
- [3] Xu Z, Zhang Q. Multi-constrained ascent guidance for solid propellant launch vehicles [J]. Aerospace Science and Technology. 2018, 76: 260-271.
- [4] 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.)
- [5] 陈峰,肖亚伦,陈万春. 基于需要速度增益曲面的大气层外超远程拦截导引算法[J]. 航空学报, 2010, 31(2):342-349. (Chen Feng, Xiao Yalun, Chen Wanchun. Guidance based on velocity-to-be-gained surface for super-range exoatmospheric intercept [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 342-349.)
- [6] 周军,潘彦鹏,呼卫军. 固体火箭的鲁棒自适应耗尽关机制导方法研究[J]. 航天控制, 2013, 31(3):34-39. (Zhou Jun, Pan Yanpeng, Hu Weijun. A robust and adaptive depleted shutdown guidance method of solid rocket [J]. Aerospace Control, 2013, 31(3): 34-39.)
- [7] Patha J T, Mcgehee R K. Guidance, energy management, and control of a fixed-impulse solid-rocket vehicle during orbit transfer [C]// Proc of the AIAA Guidance and Control Conference, Toronto, Canada, August 2-5, 2010.
- [8] Zarchan P. Tactical and Strategic missile guidance [M]. 4th ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [9] 徐衡,陈万春. 满足多约束的主动段能量管理制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5):569-573. (Xu Heng, Chen Wanchun. Energy management ascent guidance algorithm with multiple constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 569-573.)
- [10] 王智,王鹏,宋剑爽,等. 一种非线性闭环多约束最优未制导律研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(5):44-50. (Wang Zhi, Wang Peng, Song Jianshuang, et al. The research of terminal optimal guidance law with multiple constraints [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 44-50.)
- [11] 王洪波,张若南,梁卓,等. 基于改进序列凸优化的固体火箭入轨制导方法[J]. 中国惯性技术学报, 2021, 29(1):119-125. (Wang Hongbo, Zhang Ruonan, Liang Zuo, et al. Orbital guidance method for solid rocket based on improved sequential convex optimization [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2021, 29(1): 119-125.)
- [12] Liu X, Lu P. Solving nonconvex optimal control problems by convex optimization [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics. 2014, 37(3): 750-765.
- [13] Boris B, Alessandro Z, Guido C, et al. Convex approach to three-dimensional launch vehicle ascent trajectory optimization [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics. 2021, 44(6): 1116-1131.
- [14] Li Y, Pang B, Wei C Z. Online trajectory optimization for power system fault of launch vehicles via convex programming [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98(7): 105-682.