

火箭垂直着陆段制导方法研究

吕建强, 陈 曦, 王光辉, 徐 帆
(北京航天自动控制研究所, 北京, 100854)

摘要: 为了实现精确着陆, 从制导角度分析了对发动机的需求, 并讨论了基于现有条件的解决方案。针对推力调节动态过程对制导的影响, 建立了简化的数学模型, 设计了校正网络; 基于四次多项式制导提出了一种基于过载反馈的制导方法, 该方法将过载偏差作为推力调节指令, 能够适应发动机推力调节的动态响应过程, 同时能够克服火箭质量等多种参数不准确带来的偏差。仿真结果表明新方法具有很好的适应能力, 能够为工程应用提供支撑。

关键词: 制导; 过载反馈; 推力调节; 动态性能; 垂直着陆

中图分类号: V448

文献标识码: A

Research on Guidance of Vertical Landing Segment for Launch Vehicle

Lyu Jian-qiang, Chen Xi, Wang Guang-hui, Xu Fan
(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing, 100854)

Abstract: The demand to engine performance is analyzed from the guidance point of view, then a solution is proposed based on current conditions for accuracy vertical landing. Firstly, a model of thrust regulation process frequency characteristics is built to design correction network. Secondly overload feedback guidance method is proposed based on fourth-order polynomial guidance. The overload deviation is used for thrust regulation command. The overload feedback guidance can adapt to thrust regulation process frequency characteristics and can overcome effect of inaccuracy mass. Finally, the results of mathematical simulation demonstrate that the effectiveness of the new method and that can be used in engineering application.

Key words: guidance; overload feedback; thrust regulation; dynamic performance; vertical landing

0 引言

火箭垂直着陆段制导在程序角控制基础上, 增加了推力调节控制, 制导精度与发动机推力调节性能密切相关。

从制导的角度分析, 垂直着陆段对发动机能力的需求主要有 3 个方面: 一是推力调节深度; 二是后效的一致性; 三是推力调节过程。

一种理想的飞行状态是保持推力略大于重力, 着陆瞬间推力等于重力^[1]。在垂直着陆段, 燃料基本耗尽, 以结构质量为主, 如果推力调节深度不够, 推力远远大于重力, 会导致减速过快, 制导系统没有足够的时间克服各种干扰。针对推力调节深度问题, 谭永华等^[2]提出了一种调节能力 10:1 的深度调节方案, 可满足制导的要求, 但尚未实现工程应用。现有发动机推力调节深度有限, 可以结合弹道设计通过减少同时工作的发动机数量, 规避推力调节深度问题。

液体火箭发动机都有一个后效过程, 制导系统在

发出关机指令时会考虑后效推力并进行补偿。补偿是基于后效的理论值或者是试车值, 无法补偿实际飞行时后效的偏差, 所以要求后效具有一致性。李程等^[3]对后效做了研究分析, 可用于后效的高精度补偿。

推力调节过程是指发动机从稳态到达另外一个稳态的过程。制导系统要求推力调节过程越短越好, 但实际调节存在响应过程, 响应过程将影响制导方法的选择和设计, 如果不考虑动态过程将影响整个任务的成败。然而到目前为止, 动力专业研究人员主要研究发动机本身的性能, 制导专业研究人员主要基于发动机静态特性做方法研究, 国内鲜有资料从任务角度考虑发动机推力调节动态过程对制导的影响。

本文从制导的推力调节指令设计角度, 结合发动机动态特性, 分析推力调节特性对制导设计的影响, 设计了一种校正网络, 并基于 4 次多项式制导提出了一种基于过载反馈的制导方法, 为可重复使用火箭的制导设计提供支撑。

1 发动机推力调节模型

1.1 发动机系统模型

发动机系统主要由推力室、燃气发生器、液涡轮、燃气涡轮、泵、节流阀、液体管路等部件组成^[2]。针对推力调节动态响应过程,谭永华等^[2]研究了液氧煤油高压补燃发动机深度变推力系统方案,可实现多次点火启动;陈宏玉等^[4]建立了推力调节过程的数学模型,并指出特定条件下阶跃响应调节时间约 0.5 s,程玉强等^[5]做了减损仿真研究,并给出了 1200 kN 液氧煤油补燃发动机向高工况调节速率应小于 3.67 kg/s^2 ,向低工况调节应小于 7.8 kg/s^2 的参考值,折算成推力约为 $+3.3\%/s$ 和 $-7.0\%/s$ 的调节量;刘上等^[6]提出了一种改进的声学模型,可以在很宽的频率范围内描述燃气流动的动态特性;佟红宇等^[7]开展了变推力推进系统的方案研究,对变推力推进系统的增压输送系统和发动机系统做了建模仿真。结合上述各种发动机模型的研究,本文采用的发动机推力调节模型原理如图 1 所示。

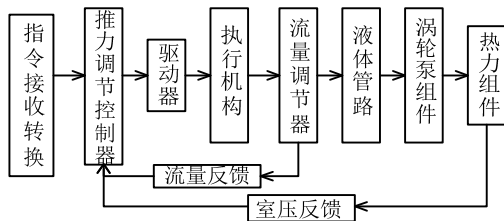


图 1 发动机模型原理

Fig.1 Principle Structure of Thrust Model

根据图 1 并进行简化后的发动机动态模型的开环传递函数为

$$G_1(s) = \frac{K_c K_c (A_H / K_{PH}) K_f}{ms^2 + A_H^2 / K_{PH}s + Bs + K} \quad (1)$$

式中 m 为流量调节阀质量; B 为黏性阻力系数; K 为由弹簧刚度系数、燃烧室增益和燃烧室压力在调节阀上的作用面积得到的系数; A_H 为液压在阀上的作用面积; K_c 为燃烧室增益; K_{PH} 为电磁阀压力到流量的放大系数; K_c 为电磁阀输入到流量的放大系数; K_f 为压力传感器反馈系数; s 为拉普拉斯算子。

1.2 室压与推力关系

传递函数的输入为流量调节阀的开度变化量,输出为室压变化量,为了进行制导方法设计,需要有室压与推力的关系:

$$F = \int p_{ix} dA_i + \int p_{ox} dA_o \quad (2)$$

式中 p_{ix} , p_{ox} 分别为作用在推力室内、外壁面上压力的轴向力; A_i , A_o 为分别为内、外壁的作用面积。

式(2)的第 2 项为环境大气作用力,远远小于推

力室压力产生的力,因此略去大气作用力,认为室压与推力为线性关系:

$$F = K_A \cdot P \quad (3)$$

式中 K_A 为室压到推力的放大系数; P 为燃烧室室压。

由于室压无法直接测量,根据推力室点火路压力与室压的关系,实现推力反馈。

1.3 推力调节控制器模型

孙海峰等^[8]基于现有产品设计了一种控制器,成功应用于飞行试验,运行稳定精确,然而文献中的推力调节具有调节时间长的特点,如果直接应用在垂直回收领域,主要带来制导推力指令回路中相位滞后,因此将这种推力调节控制器模型等效为延迟环节。

张晓光等^[9]提出了一种基于机电伺服控制的推力调节技术,指令响应滞后 0.05 s,阶跃响应无超调,控制精度优于 1.5%,可适用于垂直回收。

本文基于机电伺服控制器进行研究,推力调节控制器的输入为制导指令,输出为流量调节阀开度变化量。

2 制导方法

传统的制导通过改变程序角实现控制,可重复使用火箭由于过程复杂、落点约束多,必须增加推力调节才能完成任务,因此制导指令可分为程序角指令和推力指令两大类。另外增加推力控制后,制导系统增加了推力调节的控制闭环,需要进行稳定性分析和控制网络设计。

2.1 程序角指令

韦常柱等^[10]研究了两种垂直着陆制导方法,并进行了比较分析,指出 4 次多项式制导具有设计简单、控制精度高的优点。

实时加速度指令如下^[11]:

$$a_0 = a_f - 12 \frac{\rho_0 - \rho_f}{t_{go}^2} - 6 \frac{v_0 + v_f}{t_{go}} \quad (4)$$

式中 a_0 为初始加速度; a_f 为终端加速度; t_{go} 为剩余飞行时间; ρ_0 为初始位置; ρ_f 为终端位置; v_0 为初始速度; v_f 为终端速度。

文献[10]提出的制导律有两点可以改进:直接使用了总质量信息,而工程应用中无法获得准确的总质量;使用加速度信息计算程序角,过载越接近 1,程序角指令越容易发散。为解决上述问题,提出一种基于过载的程序角计算方法:

$$N_c = a_0 - g_0 \quad (5)$$

$$\begin{cases} \varphi_c = \arctan\left(\frac{N_{cy}}{N_{cx}}\right) \\ \psi_c = \arctan\left(\frac{N_{cz}}{\|N_c\|}\right) \\ \gamma_c = 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中 N_c 为指令过载; a_0 为加速度矢量; g_0 为落点的重力加速度矢量; $\varphi_c, \psi_c, \gamma_c$ 分别为俯仰程序角、偏航程序角、滚动程序角; 下标 x, y, z 为矢量在导航坐标系内的分量。

2.2 推力调节指令

根据第 1.2 节模型, 可以用间接方法得到发动机推力, 然后利用过载, 得到火箭实时质量, 但这种方式环节过多, 在推力室点火路压力测量、室压转换、推力计

算等过程都会引入误差, 导致最后计算的质量偏差大; 另一种估计总质量的方法是已知初始质量, 根据秒流量估计当前质量, 这种方法要求比冲恒定, 但当发动机推力可变时, 实际比冲与额定状态比冲存在差异, 也会导致质量偏差较大, 进而导致制导指令出现较大偏差。

在总质量无法准确估计的情况下, 一种工程中可行的方式是, 将总质量放入控制环路, 从而大幅降低总质量不准确带来的指令偏差。同时制导指令由给出推力调节量改为给出过载变化量, 由此形成一种基于过载反馈的推力调节方法, 其中过载信息容易由惯性测量组合得到, 原理如图 2 所示。

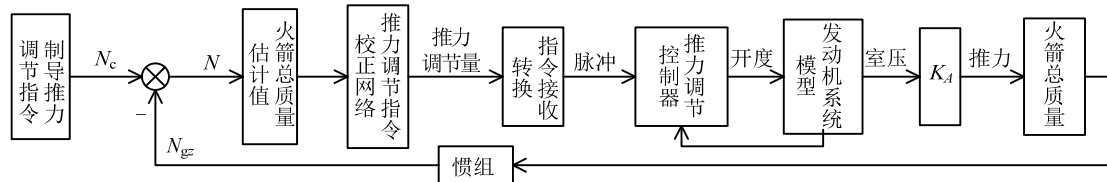


图 2 基于过载反馈的制导指令原理

Fig.2 Principle Structure of Guidance Command Based on Overload Feedback

2.3 校正网络设计

假设图 2 中推力调节指令校正网络、指令接收转换环节、惯组环节为 1, 则系统开环传递函数为

$$G(s) = G_1(s) \cdot G_2(s) \quad (7)$$

式中 $G_1(s), G_2(s)$ 分别为第 1.3 节所述推力调节控制器模型, 当选用机电伺服控制时, 系统幅频和相频特性如图 3、图 4 所示。

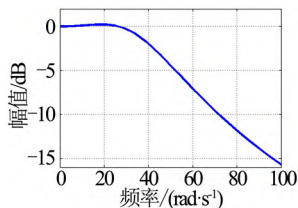


图 3 推力调节开环传递函数幅频特性

Fig.3 Amplitude Frequency Characteristics of Open Loop Transfer Function of Thrust Regulation

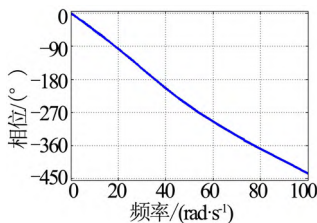


图 4 推力调节开环传递函数相频特性

Fig.4 Phase Frequency Characteristics of Open Loop Transfer Function of Thrust Regulation

还需要考虑火箭的纵向耦合振动频率。火箭频率较复杂, 一般由试验获取, 然后根据试验数据设计校正网络。为设计网络参数, 本文将火箭的振动频率简化为正弦形式 $A\sin(\omega t + \phi)$, 其中 A 为固有振动幅值, ω 为固有振动频率, ϕ 为初始相位。

串联校正网络后系统开环传递函数为

$$G_3(s) = G_1(s) \cdot G_2(s) \cdot G_c(s) \quad (8)$$

幅频和相频特性分别如图 5 和图 6 所示。

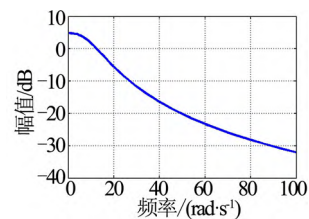


图 5 串联校正网络后系统幅频特性

Fig.5 Amplitude Frequency Characteristics of System with Series Correction Network

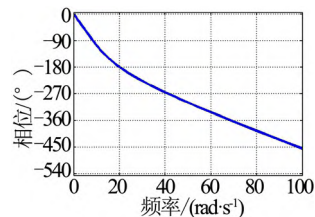


图 6 串联校正网络后相频特性

Fig.6 Phase Frequency Characteristics of System with Series Correction Network

校正网络设计除考虑稳定性和推力调节特性外,

3 仿真实验

假设垂直着陆段配置两台满推力为 1200 kN 发动机，推力调节深度为 10 : 1；初始质量为 51 t，其它初始状态如表 1 所示。

表 1 仿真状态设定

Tab.1 Settings of Simulation States

参数		数值
位置	x/m	0
	y/m	3000
	z/m	0
速度	$V_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0
	$V_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	-250
	$V_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0
姿态	$\phi/(^{\circ})$	90
	$\psi/(^{\circ})$	0
	$\gamma/(^{\circ})$	0

在零干扰的状态下，垂直着陆段仿真结果如图 7~11 所示。

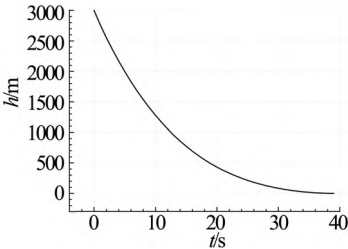


图 7 高度曲线

Fig.7 Curve of Height

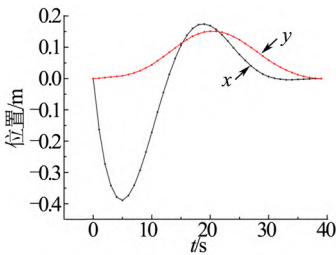


图 8 x 和 y 位置曲线

Fig.8 Curve of x and y Position

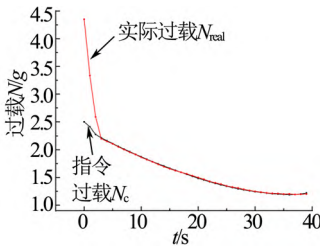


图 9 指令过载和实际过载

Fig.9 Command Overload Versus Real Overload

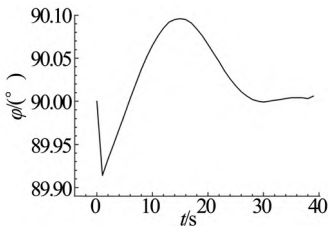


图 10 俯仰程序角

Fig.10 Pitch Angle Program

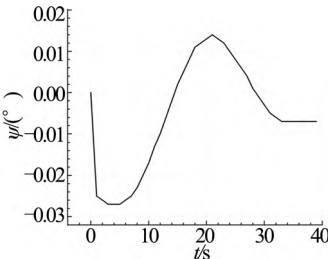


图 11 偏航程序角

Fig.11 Yaw Angle Program

从图 7 至图 11 中可看出，在没有干扰的情况下，基于过载反馈的制导方法产生的程序角指令和推力指令平滑稳定，着陆位置精度高，着陆姿态垂直。

图 9 显示开始时过载指令与实际过载相差较大，原因是仿真条件设置为开机满推力，但制导需要的过载较小，过载相差非常大时存在较长的跟随过程。

在零干扰基础上加入扰动项，干扰种类和数值如表 2 所示。着陆精度统计如表 3 所示。

表 2 小偏差扰动项

Tab.2 Settings of Small Disturbances

参数		数值
初始质量		5%
秒耗量		3%
比冲		1.1%
推力		3%
阻力系数		50%
升力系数		50%
大气密度		15%
风干扰 [*] $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$		—
初始位置	x/m	200
	y/m	1000
	z/m	200
初始速度	$V_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	15
	$V_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	150
	$V_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	15
初始姿态	$\phi/(^{\circ})$	8
	$\psi/(^{\circ})$	3
	$\gamma/(^{\circ})$	3

注：风干扰分平稳风和切变风两种：平稳风指风速和风向缓慢变化的风；切变风指持续时间短，风向和风速随机的风

表 3 着陆精度统计

Tab.3 Landing Accuracy Statistics

参数		平均值	标准差
位置偏差	$\Delta x/m$	0.3351	21.7252
	$\Delta y/m$	35.4528	65.7977
	$\Delta z/m$	0.2000	13.3884
速度偏差	$\Delta V_x/(m\cdot s^{-1})$	0.0480	8.5015
	$\Delta V_y/(m\cdot s^{-1})$	0.7379	0.6946
	$\Delta V_z/(m\cdot s^{-1})$	-0.1584	5.4296
姿态偏差	$\Delta \phi/(^{\circ})$	-0.1846	2.6274
	$\Delta \psi/(^{\circ})$	0.0463	2.3261
	$\Delta \gamma/(^{\circ})$	0.0009	0.0139

从表 3 中看出，基于过载反馈的制导方法能够很好地适应各种干扰，制导精度较高，可实现重复使用火箭的垂直着陆。

4 结束语

针对火箭垂直着陆段，指出制导系统需要考虑发动机推力调节的动态特性，并设计了一种校正网络；提出了一种基于过载反馈的制导方法，解决了程序角末端发散问题，降低了质量等参数不准确对制导指令的影响，提高了制导精度，可为可重复使用火箭的工程应用提供支撑。

参 考 文 献

[1] 赵海斌, 潘豪, 王聪, 伊鑫, 胡海峰. 运载火箭垂直回收着陆段制导导航与控制技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 76-81.
Zhao Haibin, Pan Hao, Wang Cong, Yi Xin, Hu Haifeng. Vertical landing guidance navigation and control of reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 76-81.

[2] 谭永华, 杜飞平, 陈建华, 张淼. 液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1201-1209.
Tan Yonghua, Du Feiping, Chen Jianhua, Zhang Miao. Study on deep variable thrust system of LOX/Kerosene high pressure staged combustion engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1201-1209.

[3] 李程, 周立兵, 吕顺进, 张锋, 马楠. 液氧煤油发动机高空条件下后效冲量研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 39-43.
Li Cheng, Zhou Libing, Lv Shunjin, Zhang Feng, Ma Nan. Research on cutoff impulse of high altitude for LOX/Kerosene staged combustion cycle engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(2): 39-43.

[4] 陈宏玉, 刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 18-24.
Chen Hongyu, Liu Hongjun. Modeling and simulations on the thrust regulation process of staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of

Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 18-24.

[5] 程玉强. 可重复使用液体火箭发动机关键部件损伤动力学与减损控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
Cheng Yuqiang. Key components' damage dynamics and damage-mitigating control techniques for reusable liquid-propellant rocket engines[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.

[6] 刘上, 刘红军, 陈宏玉. 液体火箭发动机热力组件动力学模型[J]. 宇航学报, 2012, 33(10): 1512-1518.
Liu Shang, Liu Hongjun, Chen Hongyu. Dynamics models for the combustor component in liquid rocket engine[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(10): 1512-1518.

[7] 佟红宇. 变推力推进系统的动态特性仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
Tong Hongyu. Simulation research on dynamic characteristics of variable thrust propulsion system[D]. Haerbin: Harbin Institute of Technology, 2015.

[8] 孙海峰, 胡海峰, 宋征宇. 基于指数曲线的运载火箭推力调节电机速度控制方法[J]. 航天控制, 2018, 36(1):55-59.
Sun Haifeng, Hu Haifeng, Song Zhengyu. Speed control method for thrust regulation motor of launch vehicle base on exponential curve[J]. Aerospace Control, 2018, 36(1): 55-59.

[9] 张晓光, 董国创, 陈晖. 基于机电伺服控制的液氧煤油发动机推力调节技术[J]. 载人航天, 2020, 26(2): 230-236.
Zhang Xiaoguang, Dong Guochuang, Chen Hui. Electromechanical thrust control technology of staged combustion LOX/Kerosene rocket engine[J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(2): 230-236.

[10] 韦常柱, 琚啸哲, 徐大富, 吴荣, 崔乃刚. 垂直起降重复使用运载器返回制导与控制[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 322782.
Wei Changzhu, Ju Xiaozhe, Xu Dafu, Wu Rong, Cui Naigang. Guidance and control for return process of vertical takeoff vertical landing reusable launching vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 322782.

[11] 李茂登. 月球软着陆自主导航、制导与控制问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
Li Maodeng. Study the guidance Aatonomous navigation and control of lunar soft landing[D]. Haerbin: Harbin Institute of Technology, 2011.

作 者 简 介

吕建强（1988-），男，工程师，主要研究方向为运载火箭导航、制导与控制。

陈 曦（1989-），女，工程师，主要研究方向运载火箭导航、制导与控制。

王光辉（1991-），男，工程师，主要研究方向飞行器控制系统。

徐 帆（1979-），男，研究员，博士，主要研究方向运载火箭导航、制导与控制。