

文章编号: 1000-8055(2023)12-2957-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210377

电动膨胀循环变推力液体火箭发动机 推力控制方案

梁 涛¹, 胡润生¹, 李清廉¹, 崔 朋², 宋 杰¹, 陈兰伟¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073;
2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘 要: 以电动膨胀循环变推力液体火箭发动机为研究对象, 设计了一种适用于电动膨胀循环发动机的推力闭环控制方案, 其次基于 AMESim 平台建立了控制系统仿真模型, 验证了重要部组件模型的准确性, 并基于电动机泵和涡轮泵动力学模型对 PID 控制器进行了参数整定, 最后着重针对推力调节的阶跃信号和斜坡信号开展了控制仿真。结果表明: 在推力变比 5 : 1 全工况范围内, 双 PI 控制器适用于电动膨胀循环发动机推力调节控制, 系统不存在稳态误差, 但是调节过程存在波动; 针对调节过程而言, 双 PI 控制器控制信号的比例输出振荡是控制目标波动的主因, 而积分输出造成了控制目标的稳态误差; 相比阶跃信号调节, 双 PI 控制器跟踪斜坡信号的效果更好, 因此实际使用中, 应尽量考虑斜坡信号进行推力调节。

关 键 词: 电动膨胀循环; 液体火箭发动机; 推力调节; PID 控制; 动态特性

中图分类号: V433; V434

文献标志码: A

Thrust control scheme for electric expander cycle of variable thrust liquid rocket engine

LIANG Tao¹, HU Runsheng¹, LI Qinglian¹, CUI Peng², SONG Jie¹, CHEN Lanwei¹

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: A thrust closed-loop control scheme for electric expander cycle of variable thrust liquid rocket engine was designed, and the control system simulation model was established based on AMESim platform. Besides, the simulation model of some important components was verified. Secondly, the PID (proportional-integral-derivative) controller parameters were selected based on the dynamic models of motor pump and turbopump. Finally, control simulation was carried out for the step signal and slope signal of thrust regulation. The results showed that the double PI controller was suitable for the thrust regulation control of electric expansion cycle engine within the range of thrust ratio 5 : 1, and there was no steady-state error in the system, though the oscillation of thrust existed during the throttling process; secondly, for the throttling process, the proportional output oscillation of the control signal of the dual PI controller contributed much to the fluctuation of the control target, and it cannot restrain the fluctuation effectively; compared with step signal, the effect of dual PI controller tracking slope signal was better, so in practice, the slope signal should be considered for thrust throttle.

收稿日期: 2021-07-18

基金项目: 科技大学自主科研项目

作者简介: 梁涛(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为推进系统动力学与控制。E-mail: cooper_nudt@163.com

通信作者: 李清廉(1974—), 男, 教授, 博士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: peakdreamer@163.com

引用格式: 梁涛, 胡润生, 李清廉, 等. 电动膨胀循环变推力液体火箭发动机推力控制方案[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2957-2972. LIANG Tao, HU Runsheng, LI Qinglian, et al. Thrust control scheme for electric expander cycle of variable thrust liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2957-2972.

Keywords: electric expander cycle; liquid rocket engine; thrust adjustment; PID control; dynamic characteristics

液体火箭发动机是空间运输系统和航天器推进与机动的主要动力装置^[1-2];而变推力液体火箭发动机能提高空间飞行器交会对接灵活度,提升导弹机动性与有效打击能力^[3-4],并且是无大气天体表面软着陆的唯一动力装置^[5-7]。Apollo 飞行器凭借 lunar module descent engine (LMDE) 变推力发动机完成了世界上首次月球表面着陆^[8],嫦娥三号基于 7 500 N 变推力发动机相继完成了中途修正、近月制动、动力下降任务,并平稳着陆于月球^[9]。

目前火箭发动机推力调节方式分为开环控制和闭环控制,两者的结构如图 1,其区别主要在于是否引入反馈^[10]。开环控制需要开展大量试验才能得到精确的数学模型,成本极高,而且往往会带来较大的稳态误差;而闭环控制不需要或需要少量试验数据,对数学模型精度要求一般,控制精度较高。

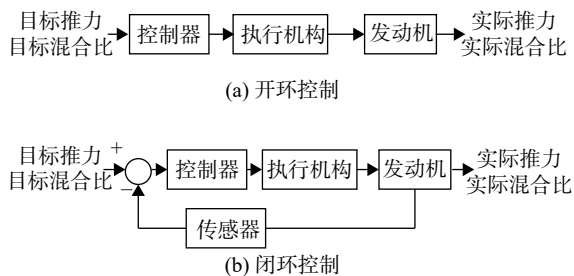


图 1 开环控制和闭环控制结构

Fig. 1 Open loop control and close loop control

国外典型的具备推力与混合比可调的液体火箭发动机包括 space shuttle main engine (SSME)^[11]、LE-5B^[12]、RD-120^[13]、Morpheus^[14] 主发动机等。SSME 是分级燃烧循环发动机,推力调节范围为 65%~100%,闭环控制存在于启动、变推力和关机整个工作过程;LE-5B 采用膨胀循环系统方案,推力和混合比均基于闭环控制系统进行调节,发动机具有 60% 的节流能力;与前两者不同的是,RD-120 虽然具备推力和混合比调节能力,但由于采用开环控制方案,因此基于大量的地面试验才得到了调节阀、涡轮泵等各关键组件与发动机性能之间的准确关系;Morpheus 主发动机采用落压式供应系统,分别基于开环控制和闭环控制实现了推力变比 4 : 1 的调节能力。

国内在发动机推力调节特性上也开展了一定的研究。刘洋等^[15]针对电动泵压式发动机展开

仿真研究,结果表明,电动机时间常数对系统动态特性影响较大,且时间常数越小,系统到达稳定状态的时间越短;徐柯杰等^[16]针对氢氧补燃循环发动机展开模块化建模,建立了具有通用性、灵活性和开放性液体火箭发动机通用部件模块,主级工况下的仿真模拟表明所搭建的模型具有精度高、速度快的优点;艾春安^[17]采用线性化方法得到了挤压式变推力液体火箭发动机的四阶传递函数,并采用 PID 控制器对其进行了分析;基于艾春安得到的四阶传递函数,韩泉东^[18]采用模糊 PID 控制器对推力进行控制,获得了更高的控制精度与实时性;翟一帆等^[19]针对膨胀循环系统提出了不解耦的双 PID 闭环控制方案,基于临界比例度法提出了一种适用于双 PID 控制器参数整定方法,但是该方法需要反复迭代,效率较低;张万旋等^[20]通过系统辨识方法获得膨胀循环发动机二阶状态空间黑箱模型,采用全局快速非奇异终端滑模控制器进行控制研究,获得了较快的响应速度,且无稳态误差,但该方法仅适用于额定工况附近的推力控制;薛薇等^[21]建立了氢氧补燃发动机实时动态非线性模型,并设计了推力闭环控制器,通过控制器与非线性模型的联合仿真验证了算法的有效性;胡润生等^[22]以电动泵压式液体火箭发动机为研究对象,针对电动机泵展开流量控制器设计,结果表明,相比增益调度线性二次控制器,PID 控制器在跟踪斜坡信号上效果更好,但跟踪过程控制器的输出信号存在剧烈的振荡。

电动膨胀循环发动机由 Liang 等^[23]提出,是上面级发动机的潜在方案之一,具备结构简单、推力和混合比易于调节、电池质量低和可重复使用性高的优点,对其展开闭环控制研究能降低试验成本,并保证其具备一定抗干扰能力。鉴于此,本文以推力变比 5 : 1 的电动膨胀循环变推力液体火箭发动机为研究对象,设计了闭环控制系统以对推力和混合比进行控制。

1 20 kN 级电动膨胀循环发动机方案

1.1 技术指标

本方案采用液氧 LOX 和甲烷 CH₄ 作为推进剂,设定发动机最大工况下的推力为 20 kN,推力变比 5 : 1,最高室压为 3.00 MPa。为了达到性能要求,混合比 $M_{\text{ratio}}=3.20$,膨胀比 $\varepsilon=220$,比冲 $I_{\text{sp}}=360$ s。

最大工况即额定工况 (rated power level, RPL) 下系统的具体技术指标如表 1。

表 1 技术指标
Table 1 System technical metrics

输入参数	数值	输入参数	数值
$F_{\max}/\text{kN}$	20	M_{ratio}	3.20
T_{ratio}	5 : 1	I_{sp}/s	360
$p_{\text{cmax}}/\text{MPa}$	3.00	$\dot{m}_{\text{oxmax}}/(\text{kg/s})$	4.32
ε	220	$\dot{m}_{\text{fmax}}/(\text{kg/s})$	1.35

1.2 系统组成

电动膨胀循环发动机方案如图 2。发动机由推进剂供应系统、推力控制系统和推力室组成。

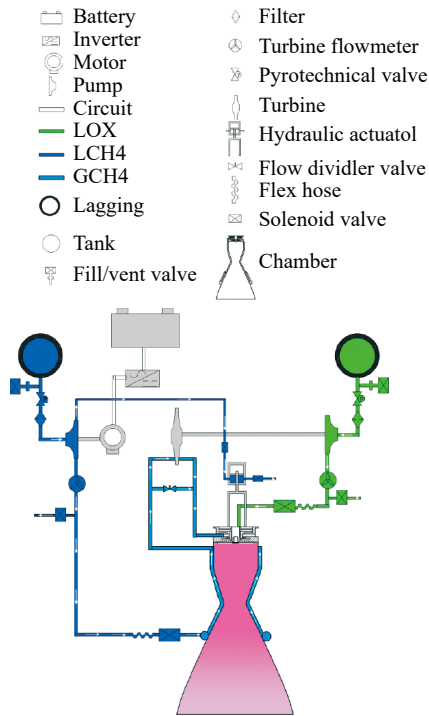


图 2 电动膨胀循环发动机系统方案
Fig. 2 Electric expander cycle engine system scheme

推进剂供应系统包括储箱、电动机泵、涡轮泵、加注/排泄阀和过滤器。电池供给电动机能量,驱动燃料泵;涡轮驱动氧化剂泵。主阀为电磁阀,位于软管下方,起开关作用。

推力控制系统包括可调电动机、双电磁阀驱动的液压作动器、涡轮并联阀和喷注器。通过改变无刷直流电动机功率调节燃料泵功率,进而调节燃料流量,从而改变推力;通过改变涡轮并联阀的开度来调节驱动涡轮工质流量,进而改变涡轮泵功率,以此调节液氧流量,从而调节混合比。全工况调节过程始终保持混合比不变。通过切换双电磁阀,喷注器的活动套筒将引动,使得喷注

面积发生变化,进而改变喷注压降以抑制燃烧不稳定性。

推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。推力室上部材料为铜,冷却方式主要为再生冷却,下部材料为陶瓷基复合材料,冷却方式主要为辐射冷却,冷却剂进入位置为膨胀比 5 : 1 的位置^[24-26]。

根据技术指标和系统方案,可以得到部组件关键参数,如表 2 所示。

表 2 部组件关键参数
Table 2 Key parameters of components

参数	数值
燃料储箱和氧储箱压力/MPa	0.40
氧储箱温度/K	90
燃料储箱温度/K	111
燃料管路内径/mm	24
氧管路内径/mm	28
推力室喉部直径/mm	64.6
燃烧室直径/mm	130
燃烧室特征长度/m	1
喷管转折处型面角/(°)	20
喷管出口扩张半角/(°)	10

2 动力学模型

为了获得发动机的响应特性,需要建立系统动力学模型。本文的动力学模型包括电动机、涡轮、转子、离心泵、燃烧室、冷却通道等模型。

2.1 电动机模型

本文采用串联绕组线性直流电动机^[27],其物理示意图及等效电路如图 3 所示。当电动机 3 点接地时,其输入电压 U_s 即为转角横担输出给电动机的电压 U_3 。本文主要通过改变电动机输入电压来调节电动机功率。图中 R_s 为电阻, L_s 为电感。

反电动势和转矩系数 K_t 可以表达成输入电流 I_s 的表达式

$$K_t = K_{t0} I_s [1 + \sigma_k (T - T_0)] \tag{1}$$

其中 K_{t0} 为参考温度下反电动势和转矩减小常数, σ_k 为反电动势和转矩系数的修正系数, T_0 为参考温度, T 为实际温度。

电动机相对转速表达式为

$$\omega_{\text{dif}} = \omega_{\text{stat}} + \omega_{\text{rot}} \tag{2}$$

式中 ω_{stat} 为定子角速度, ω_{rot} 为转子角速度。

由反电动势和转矩系数、电动机相对转速可计算反电动势 U_b

$$U_b = K_t \omega_{\text{dif}} \tag{3}$$

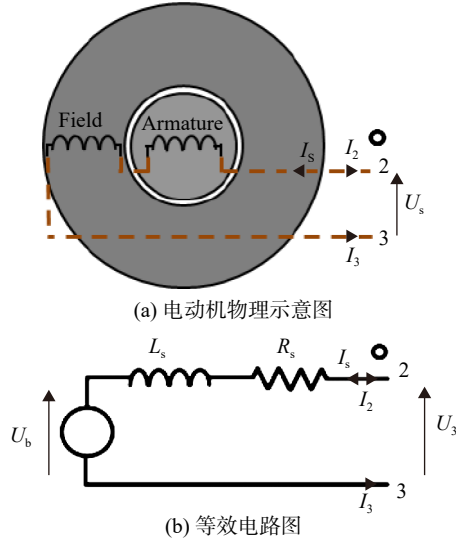


图 3 电动机物理示意图及其等效电路图

Fig. 3 Physical schematic of motor and its equivalent circuit

绕组与温度的关系可表达为

$$R_s = R_{s0}[1 + \sigma_r(T - T_0)] \quad (4)$$

其中 R_{s0} 为参考温度下电阻, σ_r 为电阻修正系数。

由此, 根据欧姆定律, 可以计算输入电流(亦即 I_s)的动力学模型

$$\frac{dI_s}{dt} = \frac{U_s - R_s I_s - U_b}{L_s} \quad (5)$$

式中 L_s 为电感。

电磁转矩 T_r 计算表达式为

$$T_r = K_t I_s \quad (6)$$

2.2 涡轮模型

燃料膨胀功表达式为

$$P_{tu} = \alpha_m \cdot \dot{m}_f \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{in} \cdot [1 - \pi_t^{-(k-1)/k}] \quad (7)$$

式中 α_m 为燃料通过涡轮工质质量流量百分比, T_{in} 为涡轮入口温度, k 为涡轮入口燃料比热比, R 为涡轮入口燃料气体常数, π_t 为涡轮压比。

涡轮输出功率为

$$P_t = P_{tu} \cdot \eta_t \quad (8)$$

式中 η_t 为涡轮效率, 涡轮效率与涡轮速比相关, 他们的表达式为

$$\eta_t = \eta_t \left(\frac{u}{c_0} \right) \quad \frac{u}{c_0} = \frac{w \cdot R}{c_0} \quad (9)$$

$$c_0 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot T_{in} \cdot [1 - \pi_t^{-(k-1)/k}]} \quad u = \pi D_{tur} n / 60$$

式中 c_0 为甲烷绝热速度, u 为涡轮圆周速度, w 为

角速度, R 为涡轮入口燃料气体常数, D_{tur} 为涡轮叶栅直径, n 为转速。由于无法获得试验数据, 因此涡轮效率与速比的关系按照文献 [28] 的经验数据取得。

2.3 离心泵模型

流体惯量 I_f 是反映泵动力学响应特性的参数, 其表达式为

$$I_f = \frac{\rho_r L_r}{A_r} \quad (10)$$

其中 ρ_r 为参考流体密度, L_r 为泵参考流道长度, A_r 为参考流道横截面积。

在讨论离心泵动力学模型之前, 首先定义若干个无量纲参数。

$$v = \frac{Q}{Q_r}, \quad \alpha = \frac{N}{N_r}, \quad h = \frac{H}{H_r}, \quad \beta = \frac{T_r}{T_{rf}} \quad (11)$$

其中 v 为无量纲体积流率, Q 为体积流率, Q_r 为参考体积流率, 设定为目标体积流率; α 为无量纲转速, N 为泵转速, N_r 为参考转速, h 为无量纲压头, H 为压头, H_r 为参考压头, 由系统方案参数估算; β 为无量纲转矩, T_r 为转矩, T_{rf} 为参考转矩, 其计算表达式为

$$T_{rf} = \frac{H_r \cdot Q_r \cdot \rho \cdot g}{N_r \cdot \eta_t} \quad (12)$$

下面给出泵特性曲线, 首先定义特性角 θ 和比转速 N_s , 其表达式分别为

$$\theta = \pi + \alpha \tan \frac{v}{\alpha} \quad (13)$$

$$N_s = \frac{N_r \sqrt{Q_r}}{H_r^{0.75}} \quad (14)$$

泵特性曲线中压头函数 W_h 和转矩函数 W_t 表达式分别为

$$W_h = \frac{h/\alpha^2}{1 + v^2/\alpha^2} \quad (15)$$

$$W_t = \frac{\beta/\alpha^2}{1 + v^2/\alpha^2}$$

另一方面, W_h 和 W_t 可以表达成 (θ, N_s) 的函数, 且通过查表可以得到。

基于输入初始体积流率以及转子初始转速, 可以计算得到 (θ, N_s) , 进而可以查表得到 $W_h(\theta, N_s)$ 和 $W_t(\theta, N_s)$ 。进一步地, 可以分别根据下式计算得到泵压头和转矩

$$H = H_r \cdot W_h \cdot (\alpha^2 + v^2) \quad (16)$$

$$T_r = T_{rf} \cdot W_t \cdot (\alpha^2 + v^2)$$

进而可以得到离心泵体积流率的动力学模型

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{\rho g H - (p_1 - p_3)}{I_f} \quad (17)$$

其中, 密度 $\rho = \frac{\rho_1 + \rho_3}{2}$, p_1 和 p_3 分别为泵出口和入口压力。

基于转速和转矩, 可以得到泵的机械功率 P_{mesh}

$$P_{\text{mesh}} = N \cdot T_{\text{rf}} \quad (18)$$

基于质量流量和泵机械功率, 可以计算得到泵出入口焓流量的关系式

$$\dot{m}_1 \cdot h_{\text{in}} = \dot{m}_1 \cdot h_{\text{out}} + P_{\text{mesh}} \quad (19)$$

基于机械功和体积流率, 泵效率表达式为

$$\eta_p = \frac{(p_1 - p_3) Q}{P_{\text{mesh}}} \quad (20)$$

2.4 转子模型

转子是涡轮和泵、电动机和泵的连接件。假设转子是刚性的, 只考虑转子本身的转动惯量, 且忽略工质变化带来的转子转动惯量的变化。由于实际过程转子摩擦难以精确量化。因此一般建模过程往往忽略摩擦转矩。

由此, 转子的转速动力学模型为

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{T_m - T_p}{J} \quad (21)$$

其中 J 为转子的转动惯量, T_m 代表功率供给端力矩, T_p 代表泵端力矩。

2.5 冷却通道模型

冷却通道是避免推力室壁面超温的重要组成部分之一。为了简便, 本文考虑将冷却通道分为 6 段, 每一段表示一个热节点, 并且越靠近喉部, 节点的长度越短, 如图 4 所示。

1) 燃气侧壁面传热模型

本文仅考虑燃气侧与壁面之间的对流换热。热流量表达式为

$$Q_g = S \cdot q \quad (22)$$

其中每一段对流换热面积 S 通过对喷管壁面积分得到。

$$V_{\text{tube}} = \frac{1}{3} \pi \left[(r_{\text{ai}} + \delta_w + H_{\text{ai}} + \delta_{\text{we}})^2 + (r_{\text{bi}} + \delta_w + H_{\text{bi}} + \delta_{\text{we}})^2 + (r_{\text{ai}} + \delta_w + H_{\text{ai}} + \delta_{\text{we}})(r_{\text{bi}} + \delta_w + H_{\text{bi}} + \delta_{\text{we}}) - (r_{\text{ai}}^2 + r_{\text{ai}} r_{\text{bi}} + r_{\text{bi}}^2) - n_{\text{tube}} \cdot b_i \cdot (H_{\text{ai}} + H_{\text{bi}}) / 2 \right] L_i - V_{\text{wall}} \quad (27)$$

其中 δ_{we} 为矩形管外壁厚, b_i 取每一段两端的算术平均值, H_{ai} 和 H_{bi} 分别为每一段两端端点的矩形

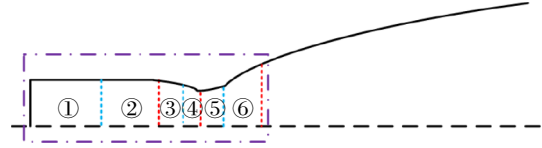


图 4 冷却通道分段模型

Fig. 4 Sectional model of cooling channels

每一段对流换热密度 q 表达式为

$$q = h_q \cdot (T_{\text{aw}} - T_w) \quad (23)$$

其中 h_q 为表面传热系数, T_w 为每个热节点处当地壁面温度, T_{aw} 为燃气绝热壁面温度。

冷却通道为矩形式冷却通道, 如图 5 所示。本文忽略每段冷却通道壁面的径向热传导; 考虑段与段之间, 内壁与外壁之间的热传导。

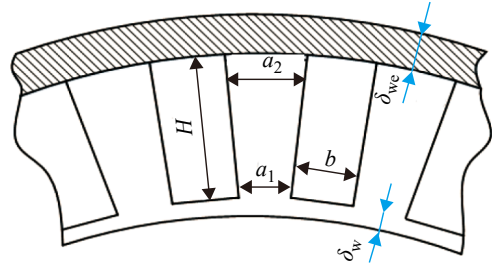


图 5 矩形冷却通道

Fig. 5 Rectangular cooling channels

将单元内冷却通道壁面当成一个质量块, 其传热模型为

$$\frac{dT_m}{dt} = \frac{\sum_{i=1}^4 Q_{\text{mi}}}{m_m \cdot c_p} \quad (24)$$

其中 T_m 为壁面温度, Q_{mi} 为节点输入热流量, c_p 为材料比定压热容, 质量 m_m 表达式为

$$m_m = \rho_m \cdot (V_{\text{wall}} + V_{\text{tube}}) \quad (25)$$

喷管壁面体积 V_{wall} 如式(26)所示, 其中 r_{ai} 和 r_{bi} 分别为每一段两端端点的喷管内径, δ_w 为喷管壁厚, L_i 为每一段长度。

$$V_{\text{wall}} = \frac{\pi}{3} \left[(r_{\text{ai}} + \delta_w)^2 + (r_{\text{ai}} + \delta_w)(r_{\text{bi}} + \delta_w) + (r_{\text{bi}} + \delta_w)^2 - (r_{\text{ai}}^2 + r_{\text{ai}} r_{\text{bi}} + r_{\text{bi}}^2) \right] \cdot L_i \quad (26)$$

矩形通道壁面体积 V_{tube} 表达式为式(27)

通道高度。

2) 段与段之间、内壁与外壁之间热传导

段与段之间、内壁与外壁之间热传导模型为

Q_{mm}

$$Q_{mm} = \frac{\lambda_m \cdot S_c}{l_{dist}} \cdot (T_{m1} - T_{m2}) \quad (28)$$

其中 λ_m 为材料热导率, S_c 为接触面积, l_{dist} 为质量块中心距离, T_{m1} 和 T_{m2} 分别为相邻段或相邻壁面的温度。

3) 冷却剂侧传热模型

冷却剂与壁面的对流换热表达式为

$$Q_f = A_{conv} \cdot h_{conv} \cdot (T_f - T_w) \quad (29)$$

其中 A_{conv} 为接触面积, h_{conv} 为表面传热系数, 单相和采用 Gnielinski 关联式计算, 两相流沸腾换热采用 VDI 模型计算, 因此单相和两相流在转折点处的传热系数并不连续。

冷却剂侧对流换热面积 A_{conv} 表达式为

$$A_{conv} = \frac{4A_{tube}/D_{tube}}{2} L_i \quad (30)$$

矩形通道横截面积 A_{tube} 表达式为

$$A_{tube} = (H_i \cdot b_i) \cdot n_{tube} \quad (31)$$

矩形通道水力直径 D_{tube} 表达式为

$$D_{tube} = \frac{4A_{tube}}{2(H_i + b_i) \cdot n_{tube}} \quad (32)$$

其中 H_i 为每一段矩形通道高度平均值。

2.6 喷注器模型

本文将节流阀等同于喷注器, 通过改变节流阀面积来改变喷注压降, 最终将喷注压降保持合理的范围, 喷注压降与室压的比值约为 15%~30%^[29]。

2.7 燃烧室模型

每一时刻燃烧室的能量守恒方程为

$$\dot{m}_+ \cdot h_+ - \dot{m}_- \cdot h_- - \frac{dQ}{dt} = \frac{d(m_c \cdot e)}{dt} \quad (33)$$

式中 $\dot{m}_+$ 为反应物流量, h_+ 反应物比焓, $\dot{m}_-$ 为燃气排出量, h_- 排出燃气比焓, m_c 为燃烧室燃气质量, e 为燃气的比内能, dQ/dt 为燃气传入室壁的热量。

每一时刻燃烧室的质量守恒方程为

$$\frac{dm_c}{dt} = \sum_j x_{in,j} \cdot \dot{m}_{in} - \sum_j x_{out,j} \cdot \dot{m}_{out} + \sum_j M_j \cdot (v_j \cdot v_{react}) \quad (34)$$

式中 $\dot{m}_{in}$ 和 $\dot{m}_{out}$ 分别流入和流出燃烧室的质量流量, $x_{out,j}$ 和 $x_{in,j}$ 分别为组分 j 流入和流出燃烧室的质量分数, v_j 为化学计量系数, v_{react} 为反应速率, M_j 为组分 j 的摩尔质量。

3 控制方案设计

3.1 控制目标和控制变量设计

对于变推力液体火箭发动机而言, 推力至关重要, 因此一般选择推力作为控制目标。因直接测量推力较为困难, 而通过测量室压可间接得到推力, 同时由于混合比保持不变, 因此室压与流量近似成线性关系, 故本文基于 SSME 推力控制思路^[30], 实际将燃料流量作为控制目标, 以此来控制推力。混合比直接影响发动机的比冲, 有必要将混合比作为另一个控制目标。由于通过燃料流量和混合比可得到氧流量, 因此通过控制氧化剂流量来控制混合比。综上所述, 电动膨胀循环发动机的控制目标为燃料流量和氧流量。

本文采用电动机泵和涡轮泵分别对推进剂增压, 能量来源分别为电池和燃料膨胀功。因此考虑通过改变电池输出电压来改变电动机功率, 进而改变燃料流量, 最终改变室压; 通过改变涡轮并联阀开度来改变涡轮泵功率, 进而改变液氧流量, 以此控制混合比。因此电动膨胀循环发动机的控制变量为电池输出电压和涡轮并联阀开度。

3.2 控制器设计

对于发动机的控制而言, 控制器的输入量应是推力和混合比, 然而由于控制器的实际控制目标为燃料流量和氧化剂流量, 因此控制器实际输入量分别为燃料流量和氧化剂流量偏差信号, 控制器的输出分别为电池电压信号和涡轮并联阀开度信号。

在实际工程中, PID 控制器仍然广泛应用于工业系统^[31-32]。因此本文采用双 PID 控制器分别对燃料流量和氧化剂流量进行控制。

3.3 控制系统框架

图 6 给出了 PID 控制系统框架, 其中燃料流量和氧流量控制流程得到了清晰的阐述。值得注意的是, 由于室压与流量近似成线性关系, 且全工况范围内混合比保持不变, 因此可基于开环控制仿真结果得到室压与燃料流量的函数关系。

3.4 控制系统模型

3.4.1 PID 数学模型

对于 PID 控制器而言, 比例调节主要作用是把变送器反馈回来的偏差进行放大, 使得最终的偏差减少, 比例调节必须存在, 但是比例调节只能使得闭环控制系统接近给定的输入值, 不能实现无差跟踪; 积分调节用于消除稳态误差, 以弥补比例控制的缺陷, 积分调节通常和其他两个调节器组合使用; 微分调节具有减少偏差速度, 提前控制偏差变化的作用, 一般用于抑制超调, 缩短调整时间。

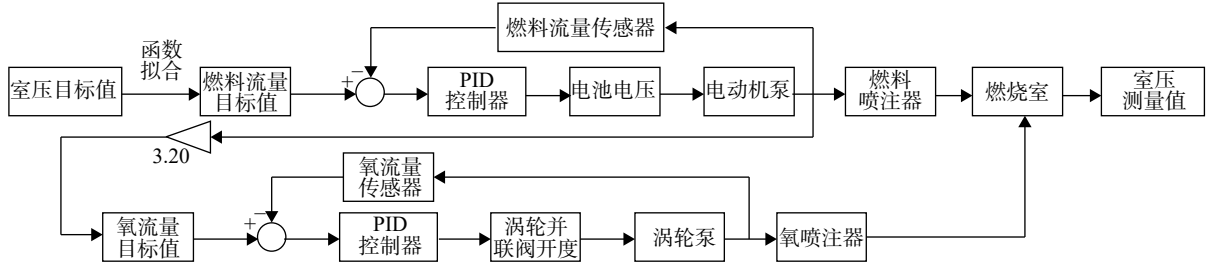


图 6 PID 控制系统框架

Fig. 6 Framework of PID control system

PID 控制器的输入 $u(s)$ 与输出 $y(s)$ 关系为

$$y(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \right) u(s) \quad (35)$$

其中 K_p 为比例增益, K_i 为积分增益, K_d 为微分增益。数字式 PID 控制器原理如图 7 所示。

在本文中, 输入为推进剂流量的偏差信号, 输出为电压或阀门开度。由于采用微分控制器容易造成控制目标振荡^[10], 且工程上较难实现, 因此本文控制方案采用 PI 控制器。

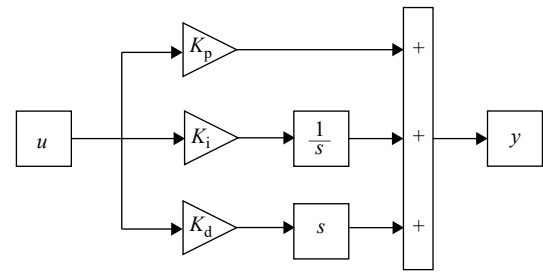


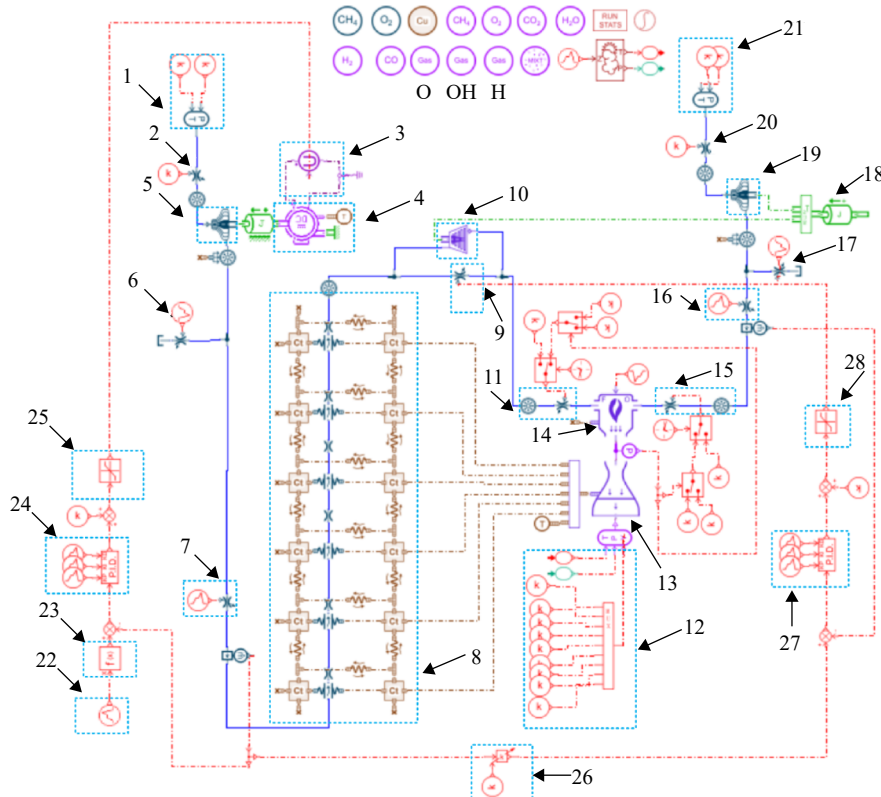
图 7 PID 控制器原理图

Fig. 7 Principles of PID controller

3.4.2 系统仿真模型

控制系统仿真模型如图 8, 各部组件已示出。

通过给定目标室压并经函数拟合得到目标燃料流量, 通过测量实际燃料流量并经混合比乘积计算



1 燃料储箱; 2 燃料电爆阀; 3 输入电压; 4 电动机; 5 燃料泵; 6 燃料预冷阀; 7 燃料主阀; 8 冷却通道; 9 涡轮并关联; 10 涡轮;
11 燃料双歧管喷注器; 12 环境参数; 13 喷管; 14 燃烧室; 15 氧双歧管喷注器; 16 氧主阀; 17 氧预冷阀; 18 转子; 19 氧泵; 20 氧电爆阀;
21 氧储箱; 22 目标室压; 23 目标燃料流量; 24 燃料流量PID控制器; 25 燃料流量输出PID限幅器; 26 目标氧流量;
27 氧流量PI控制器; 28 氧流量输出PID限幅器。

图 8 电动膨胀循环控制系统仿真模型

Fig. 8 Simulation model of electric expander cycle control system

得到目标氧流量。为保证喷注压降,采用双歧管喷注器。原理为当室压下降到一定程度时,氧化剂和燃料喷注器面积均变小,但是仅改变一次。

3.4.3 基本参数

根据实际物理模型,结合集中参数法,确定了电动机、离心泵、涡轮、冷却通道等基本参数,如表 3~表 7。

表 3 电动机参数

Table 3 Motor parameters

参数	数值
输入电压 U_s/V	0~540
参考电压 U_{sr}/V	340
绕组电阻 R_{s0}/Ω	0.6
绕组修正系数 σ_r/K^{-1}	0.1
绕组电导率 $L_s/(S/m)$	0.012
反电动势和转矩减小常数 $K_{r0}/(V \cdot s/A/rad)$	0.001 8
反电动势和转矩系数修正系数 σ_k/K^{-1}	0.1

表 4 离心泵组件参数

Table 4 Centrifugal pump components parameters

部组件	参数	氧路	燃料路
转子	转动惯量 $J/(kg \cdot m^2)$	0.001	0.01
	流体惯量 $I_f/10^4(kg \cdot m^4)$	2	2
	参考压头 H_f/m	375	1 722
泵	参考体积流量 $Q_r/(m^3/s)$	0.003 98	0.003 75
	参考转速 $N_r/(r/min)$	6 500	12 500
	参考效率 η_r	0.56	0.50

表 5 涡轮组件参数

Table 5 Turbine components parameters

部组件	参数	数值
涡轮	直径 D_{wr}/m	0.2
	最大横截面积/ mm^2	452.3
并联阀	参考开度	0.208

表 6 推力室参数

Table 6 Thrust chamber parameters

部组件	参数	氧路	燃料路
喷注器	节流孔最大横截面积/ mm^2	706.5	314.0
燃烧室	体积 V_c/L	3.27	
	长度/ mm	150	
	喷管出口到喉部距离/ m	1.26	
喷管	燃烧室入口到喉部距离/ mm	79.0	
	冷却通道起始位置		
	喷管半径/ mm	72.0	
	内壁厚 δ_w/mm	1	
	外壁厚 δ_{we}/mm	2	

表 7 冷却通道参数

Table 7 Cooling channel parameters

参数	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段	第 5 段	第 6 段
长度 L_i/mm	75.0	75.0	39.0	39.0	28.0	28.0
矩形通高度 H_i/mm	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0
矩形通道数 n_{tube}	80	80	80	80	80	80
肋宽/ mm	1	1	1	1	1	1
起点喷半径 r_{ai}/mm	65.0	65.0	65.0	56.0	32.3	50.0
终点喷半径 r_{bi}/mm	65.0	65.0	56.0	32.3	50.0	72.0
起点矩形通道宽度 w_{ai}/mm	4.1	4.1	4.1	3.4	1.5	2.9
终点矩形通道宽度 w_{bi}/mm	4.1	4.1	3.4	1.5	2.9	4.7
节流孔压降系数	8	8	8	8	8	8

4 电动膨胀循环发动机推力调节控制

4.1 部组件模型验证

为验证动力学模型的准确性,通过试验验证了泵和燃烧室动力学模型的准确性,通过统计试验结果验证了涡轮动力学模型的准确性。

4.1.1 泵动力学模型验证

对于泵来讲,一般通过对比泵的特性曲线进行验证。图 9 展示了液氧泵的效率特性曲线。可以看到,泵的试验效率和仿真效率在额定工况即最大效率对应的工况相等,但是偏离额定工况下,仿真效率均大于试验效率,但是偏差不超过 0.15。因此,对于系统级仿真而言,泵的仿真结果相对准确。

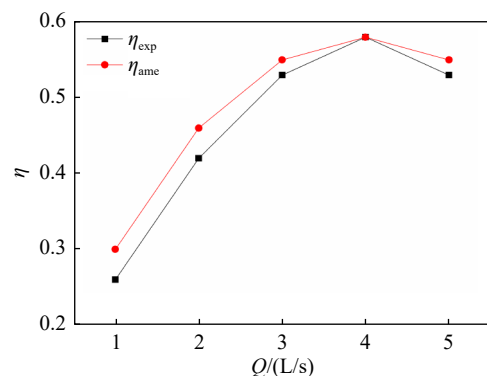


图 9 泵动力学模型验证

Fig. 9 Verification of pumps's dynamic model

4.1.2 涡轮动力学模型验证

涡轮效率与速比的关系为

$$\eta_t = \alpha_1 \left(\frac{u}{c_0} \right)^2 + \alpha_2 \left(\frac{u}{c_0} \right) + \alpha_3 \quad (36)$$

系数 α_1 、 α_2 、 α_3 通过统计试验结果^[28] 得到, 对于冲击式且压比为 1.26~1.92 的涡轮而言, 其函数关系式为 $\eta_t = -0.551\left(\frac{u}{c_0}\right)^2 + 1.778\left(\frac{u}{c_0}\right) + 0.002$ 。仿真平台对于涡轮效率的处理方式为, 预置有限个速比与效率数值的表格, 通过差值方法即可得到相对准确的效率。

4.1.3 燃烧室动力学模型验证

结合试验数据和热力计算软件(rocket propulsion analysis, RPA)对燃烧室动力学模型进行了对比验证, 如表 8。可以看到, 对于流量而言, 试验与仿真数据的偏差不超过 6.0%, 对于室温而言, RPA 与仿真数据偏差不超过 4.0%。因此燃烧室动力学的模型得到验证。

表 8 燃烧室动力学模型验证

Table 8 Verification of combustor's dynamic model

室压/MPa	液氧/甲烷流量/(kg/s)		温度/K	
	试验结果	仿真结果	RPA 结果	仿真结果
3.00	4.243/1.326	4.141/1.294	3 416	3 442
1.50	2.183/0.682	2.053/0.642	3 329	3 457

4.1.4 其他部组件模型验证

对于冷却通道来讲, 本文按照的是矩形冷却通道来进行设计, 这已经在液体火箭发动机上实际应用, 而壁面体积和传热面积按照 RL10 发动机冷却通道建模思想来确定, 因此相对可靠, 可参考文献 [29]。

对于电动机来讲, 由于无法获得实际的物理模型, 因此电动机模型中的参数引用了参考文献 [27], 可能与实际情况存在差异, 下一步将会根据电动机的实际物理参数进行参数校准。

4.2 PID 控制器参数整定

PID 控制中的一个关键问题是控制参数的整

定, 即确定控制参数的取值范围。为了减少试验成本和提高整定效率, 本文基于电动机泵和涡轮泵动力学模型推导得到状态空间方程, 并利用 Matlab 自带工具包 PID 调节器对 PID 参数进行整定。

为分析 PID 参数整定效果, 现定义超调量 $\Delta\sigma$ 和调整时间 Δt 两个参数, 定义如下

$$\Delta\sigma = \left| \frac{x_m - x}{x} \right| \quad (37)$$

$$\Delta t = t' - t \quad (38)$$

式中参数 x_m 为调节过程的最大值或最小值, x 为稳态值, t 为参数开始调节的时刻, t' 为参数稳定的时刻。本文认为当 t' 时刻参数值 $x_{t'}$ 与稳态值 x 满足下述关系时, 此时变量达到稳定状态

$$\left| \frac{x_{t'} - x}{x} \right| \leq 0.01 \quad (39)$$

4.2.1 燃料流量控制器 PID 参数整定

控制室压也即控制燃料流量, 而燃料流量由电动机泵决定, 因此基于电动机泵动力学方程对燃料流量控制器进行 PID 参数整定。

电动机的电流动力学模型为式(5), 电动机泵转子的动力学模型为

$$\frac{d\omega_f}{dt} = \frac{T_m - T_{pf}}{J_f} \quad (40)$$

电动机泵的质量流量动力学模型为

$$\frac{dm_f}{dt} = \frac{\rho_f^2 g H_f - \rho(p_{f1} - p_{f3})}{I_{ff}} \quad (41)$$

电动机泵压升与燃料流量的拟合函数关系式为

$$\Delta p_{pf} = (4.235\dot{m}_f - 0.33898) \times 10^6 \quad (42)$$

令 $x_{01} = I_s$, $x_{02} = \omega_f$, $x_{03} = \dot{m}_f$, $X_0 = [x_{01}, x_{02}, x_{03}]^T$,

选定 U_s 为输入, 即 $u_0 = U_s$, 选定 $\dot{m}_f$ 作为输出, 即 $y_0 = \dot{m}_f$, 可得系统状态空间方程

$$\dot{X}_0 = \begin{bmatrix} \frac{-R_s \cdot x_{01} + K_{r0} \cdot x_{01} \cdot x_{02}}{L_s} + \frac{u_0}{L_s} \\ \frac{K_{r0} \cdot x_{01}^2}{J_f} - \frac{T_{rf} \cdot W_{tf} \cdot x_{02}^2}{J_f \cdot w_{rf}^2} - \frac{T_{rf} \cdot W_{tf} \cdot x_{03}^2}{J_f \cdot \dot{m}_{rf}^2} \\ \frac{\rho_f^2 \cdot g \cdot H_{rf} \cdot W_{hf} \cdot x_{02}^2}{I_{ff} \cdot w_{rf}^2} + \frac{\rho_f^2 \cdot g \cdot H_{rf} \cdot W_{hf} \cdot x_{03}^2}{I_{ff} \cdot \dot{m}_{rf}^2} - \frac{(4.235 \cdot x_{03} - 0.33898) \cdot 10^6 \cdot \rho_f}{I_{ff}} \end{bmatrix}$$

$$y_0 = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} \dot{x}_{01} \\ \dot{x}_{02} \\ \dot{x}_{03} \end{bmatrix} \quad (43)$$

选取参考点 $X_0 = X_{0,ref}$, $u_0 = u_{0,ref}$, 令 $\Delta X_0 = X_0 - X_{0,ref}$, $\Delta u_0 = u_0 - u_{0,ref}$, 线性化状态空间方程得

$$\Delta \dot{\mathbf{X}}_0 = \begin{bmatrix} \left. \frac{-R_s + K_{r0} \cdot x_{02}}{L_s} \right|_{x_{02}=x_{02,ref}} & \left. \frac{K_{r0} \cdot x_{01}}{L_s} \right|_{x_{01}=x_{01,ref}} & 0 \\ \left. \frac{2K_{r0} \cdot x_{01}}{J_f} \right|_{x_{01}=x_{01,ref}} & -\left. \frac{2T_{rf} \cdot W_{tf} \cdot x_{02}}{J_f \cdot w_{rf}^2} \right|_{x_{02}=x_{02,ref}} & -\left. \frac{2T_{rf} \cdot W_{tf} \cdot x_{03}}{J_f \cdot m_{rf}^2} \right|_{x_{03}=x_{03,ref}} \\ 0 & \left. \frac{2\rho_f^2 \cdot g \cdot H_{rf} \cdot W_{hf} \cdot x_{02}}{I_{ff} \cdot w_{rf}^2} \right|_{x_{02}=x_{02,ref}} & \left. \frac{2\rho_f^2 \cdot g \cdot H_{rf} \cdot W_{hf} \cdot x_{03}}{I_{ff} \cdot m_{rf}^2} \right|_{x_{03}=x_{03,ref}} - \frac{4.235 \times 10^6 \rho_f}{I_{ff}} \end{bmatrix} \cdot \Delta \mathbf{X}_0 + \begin{bmatrix} \frac{1}{L_s} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \Delta u_0$$

$$\Delta \dot{\mathbf{y}}_0 = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} \Delta \dot{x}_{01} \\ \Delta \dot{x}_{02} \\ \Delta \dot{x}_{03} \end{bmatrix} \quad (44)$$

基于 PID 调节器,可以得到参数整定后系统的单位阶跃响应曲线,如图 10。可以看到,不同 K_p 和 K_i 均能满足要求,但是超调量和调整时间不同。

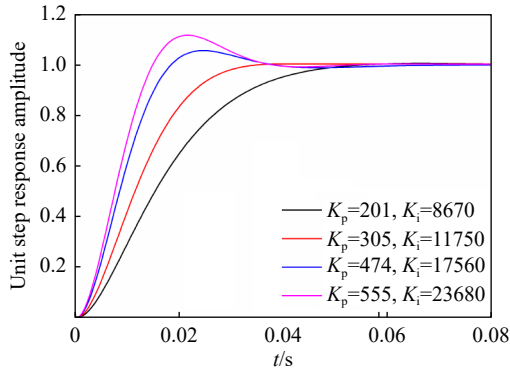


图 10 不同整定参数下系统的单位阶跃响应曲线

Fig. 10 Unit step response curve of the system under different tuning parameters

为了比较不同 K_p 和 K_i 的性能指标,表 9 列出了超调量、调整时间和稳态误差。可以看到,当 $K_p=305$, $K_i=11\,750$ 时,系统不存在超调量,且调整时间最短。因此选择 $K_p=305$, $K_i=11\,750$ 作为整定后的燃料流量控制器 PID 参数。

4.2.2 氧流量控制器 PID 参数整定

通过控制氧流量来控制混合比,而氧流量由涡轮泵决定,因此基于涡轮泵动力学方程对氧流量进行 PID 参数整定。

表 9 不同控制器参数系统的性能指标

Table 9 System performance under different controller parameters

参数	超调量/%	调整时间/s	稳态误差
$K_p=201, K_i=8\,670$	0	0.050	0
$K_p=305, K_i=11\,750$	0	0.033	0
$K_p=474, K_i=17\,560$	5.4	0.037	0
$K_p=555, K_i=23\,860$	11.5	0.034	0

涡轮泵转子的动力学模型为

$$\frac{d\omega_{ox}}{dt} = \frac{T_t - T_{pox}}{J_{ox}} \quad (45)$$

涡轮泵的质量流量动力学模型为

$$\frac{d\dot{m}_{ox}}{dt} = \frac{\rho_{ox} g H_{ox} - (p_{ox1} - p_{ox3})}{I_{fox}} \quad (46)$$

基于开环控制结果可得到涡轮转矩 T_t 和涡轮并联阀开度 φ 的拟合关系式

$$T_t = -196.4\varphi^3 + 425\varphi^2 - 319.8\varphi + 86.7 \quad (47)$$

涡轮泵压升与氧流量的拟合函数关系式为

$$\Delta p_{pox} = (0.965\,7\dot{m}_{ox} - 0.503\,2) \times 10^6 \quad (48)$$

令 $x_{11} = \omega_{ox}$, $x_{12} = \dot{m}_{ox}$, $\mathbf{X}_1 = [x_{11}, x_{12}]^T$, 选定 φ 作为输入, 即 $u_1 = \varphi$, 选定 $\dot{m}_{ox}$ 作为输出, 即 $y_1 = \dot{m}_{ox}$, 可得系统状态空间方程

$$\dot{\mathbf{X}}_1 = \begin{bmatrix} \frac{-x_{11}^2 \cdot W_{tox} \cdot T_{tox}}{J_{ox} \cdot w_{tox}^2} + \frac{-x_{12}^2 \cdot W_{tox} \cdot T_{tox}}{J_{ox} \cdot \dot{m}_{tox}^2} + \frac{-196.4u_1^3 + 425u_1^2 - 319.8u_1 + 86.7}{J_{ox}} \\ \frac{x_{11}^2 \cdot \rho_{ox}^2 \cdot g \cdot H_{tox} \cdot W_{hox}}{I_{fox} \cdot w_{tox}^2} + \frac{x_{12}^2 \cdot \rho_{ox}^2 \cdot g \cdot H_r \cdot W_{hox}}{I_{fox} \cdot \dot{m}_{tox}^2} - \frac{(0.965\,7x_{12} - 0.503\,2) \times 10^6 \cdot \rho_{ox}}{I_{fox}} \end{bmatrix}$$

$$\dot{\mathbf{y}}_1 = [0 \quad 1] \begin{bmatrix} \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} \quad (49)$$

选取参考点 $\mathbf{X}_1 = \mathbf{X}_{1,ref}$, $u_1 = u_{1,ref}$, 令 $\Delta \mathbf{X}_1 = \mathbf{X}_1 - \mathbf{X}_{1,ref}$, $\Delta u_1 = u_1 - u_{1,ref}$, 线性化状态空间方程得

$$\Delta \dot{X}_1 = \begin{bmatrix} \frac{-2x_{11} \cdot W_{\text{tox}} \cdot T_{\text{tox}}}{J_{\text{ox}} \cdot W_{\text{tox}}^2} \Big|_{x_{11}=x_{11,\text{ref}}} & \frac{-2x_{12} \cdot W_{\text{tox}} \cdot T_{\text{tox}}}{J_{\text{ox}} \cdot \dot{m}_{\text{tox}}^2} \Big|_{x_{12}=x_{12,\text{ref}}} \\ \frac{2x_{11} \cdot \rho_{\text{ox}}^2 \cdot g \cdot H_{\text{tox}} \cdot W_{\text{tox}}}{I_{\text{tox}} \cdot W_{\text{tox}}^2} \Big|_{x_{11}=x_{11,\text{ref}}} & \frac{2x_{12} \cdot \rho_{\text{ox}}^2 \cdot g \cdot H_{\text{r}} \cdot W_{\text{tox}}}{I_{\text{tox}} \cdot \dot{m}_{\text{tox}}^2} \Big|_{x_{12}=x_{12,\text{ref}}} - \frac{0.9657 \times 10^6 \cdot \rho_{\text{ox}}}{I_{\text{tox}}} \end{bmatrix} \Delta X_1 + \begin{bmatrix} \frac{-196.4 \times 3 \cdot u_1^2 + 425 \times u_1 - 319.8}{J_{\text{ox}}} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta u_1$$
$$\Delta \dot{y}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{x}_{11} \\ \Delta \dot{x}_{12} \end{bmatrix} \quad (50)$$

基于 PID 调节器,可以得到参数整定后系统的单位阶跃响应幅值 Amplitude 和不同 K_p 和 K_i 的性能指标,如图 11 和表 10。可以看到,系统响应速度较快,调整时间均小于 0.003 s,但是当 $K_p=-0.267, K_i=-130.4$ 时,系统不存在超调量,且调整时间最短,因此选择 $K_p=-0.267, K_i=-130.4$ 作为整定后的参数。

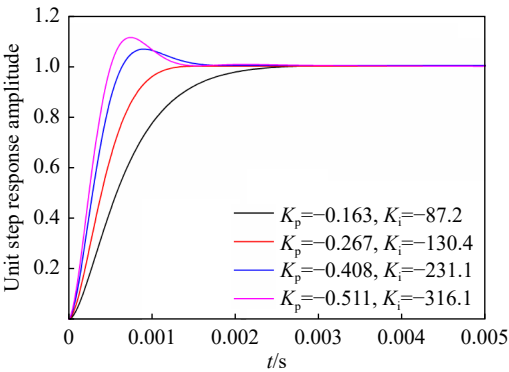


图 11 不同整定参数系统的单位阶跃响应曲线
Fig. 11 System step response under different parameters

表 10 不同控制器参数系统的性能指标
Table 10 System performance under different controller parameters

参数	超调量/%	调整时间/s	稳态误差
$K_p=-0.163, K_i=-87.2$	0	0.002 3	0
$K_p=-0.267, K_i=-130.4$	0	0.001 2	0
$K_p=-0.408, K_i=-231.1$	6.1	0.001 6	0
$K_p=-0.511, K_i=-316.1$	11.5	0.001 34	0

4.3 典型算例分析

为分析控制方案的有效性和调节过程的响应特性,本文针对阶跃信号和斜坡信号的推力调节过程进行了研究,暂未考虑启动过程。

4.3.1 阶跃信号调节

图 12 给出了开环和闭环控制下全工况阶跃的测量室压和目标室压随时间变化曲线。可以看到,在开环和闭环控制情况下,室压基本不存在

稳态误差;然而对于调节过程而言,开环控制下室压基本不存在超调,闭环控制下室压普遍存在较大的超调,且室压由 1.40 MPa 向 0.60 MPa 调节时,室压出现了短时间振荡。

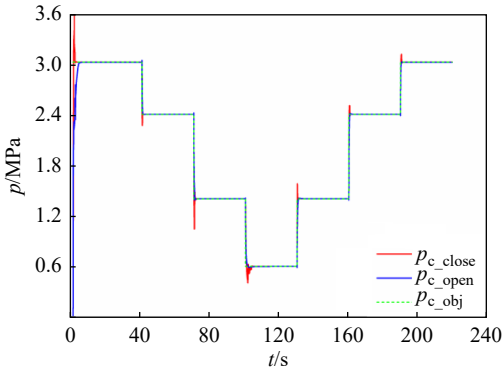


图 12 开环和闭环控制下测量室压和目标室压随时间变化曲线
Fig. 12 Measured and target chamber pressure under open and closed loop control vs. time

图 13 给出了开环和闭环控制下全工况阶跃的测量混合比和目标混合比随时间变化曲线。可以看到,在开环和闭环控制下,混合比均不存在稳态误差;针对调节过程而言,混合比会出现瞬态波动,且闭环控制下室压由 1.40 MPa 向 0.60 MPa 调节时,混合比出现了约 3.5 s 的振荡。

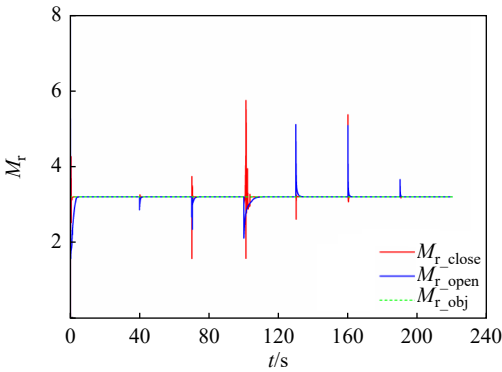


图 13 开环和闭环控制下测量混合比和目标混合比随时间变化曲线
Fig. 13 Measured and target mixture ratio under open and closed loop control vs. time

为了解释闭环控制下室压在调节过程出现超调的原因,需要分析推力室入口推进剂流量变化趋势,如图 14。可以看到,调节过程推进剂流量均存在超调,且室压由 1.40 MPa 向 0.60 MPa 调节时,推进剂流量均出现了振荡。

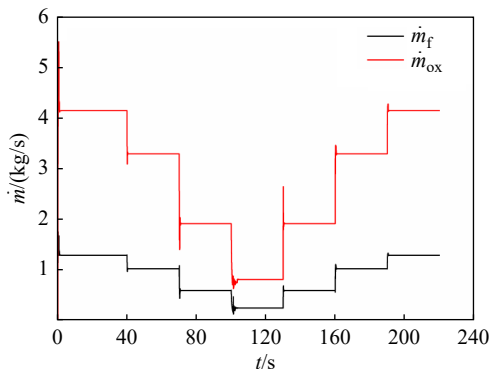


图 14 推力室入口推进剂流量随时间的变化曲线

Fig. 14 Chamber inlet propellants mass flow rates vs. time

为解释推进剂流量出现超调的原因,同时由于混合比保持不变,因此只需要分析燃料流量控制器输出信号。图 15 展示了燃料流量控制器不限幅输出信号 K_f 和限幅信号 K_{f_sat} 即电压信号,稳态时两者之间的差值即为参考电压。可以看到,限幅器一定程度上抑制了不限幅输出信号的波动,但燃料流量仍然会因电压波动而产生超调。同时也能发现,在室压由 1.40 MPa 向 0.60 MPa 调节时,电压信号出现了振荡。

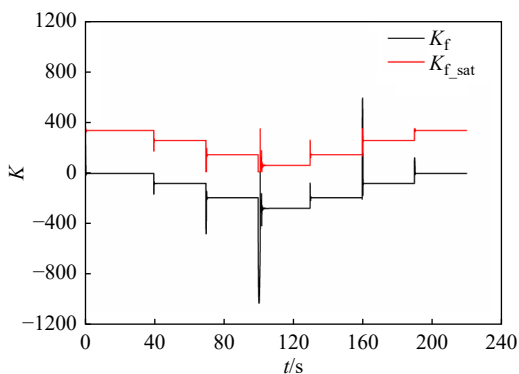


图 15 燃料流量控制器限幅和不限幅输出信号随时间变化曲线

Fig. 15 Saturation signal and unlimited signal of fuel flow controller vs. time

为解释电压信号出现振荡的原因,图 16 展示了冷却通道各分段气体体积分数的变化,图 17 展示了燃料泵后压力的变化趋势,可以发现,当室压在 2.40~0.60 MPa 之间调节时,第五段冷却通

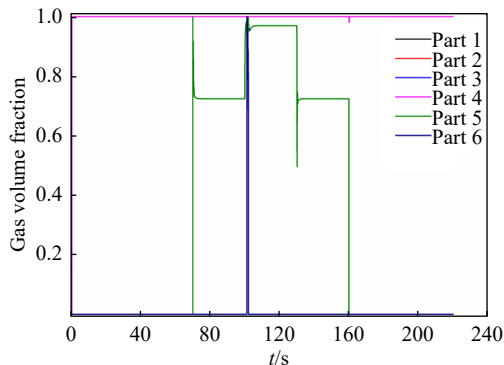


图 16 冷却通道各分段气体体积分随时间变化趋势

Fig. 16 Gas volume fraction in section of cooling channels vs. time

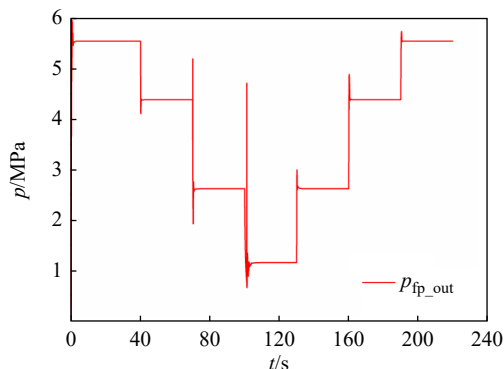


图 17 燃料泵后压力随时间变化趋势

Fig. 17 Pressure behind fuel pump vs. time

道的气体体积分数均会发生改变,且在室压由 1.40 MPa 向 0.60 MPa 调节时,第六段冷却通道气体体积分数出现了约 2 s 的突变。从图 17 可知,泵后压力在工况调节时均会产生超调,且波动幅度随第五段冷却通道气体体积分数的改变而加大,这进而导致电压信号振荡,最终使得燃料流量出现振荡。

为了解释闭环控制下混合比出现波动的原因,需要分析氧流量控制器输出信号。图 18 展示了氧流量不限幅输出信号 K_{ox} 控制器和限幅信号 K_{ox_sat} 即涡轮并联阀门开度,稳态时两者之间的差值即为阀门参考开度。可以明显看到,由于限幅器的存在,氧流量控制器输出信号的波动幅度大大降低,但是这仍然会导致氧流量的波动。由于调节过程燃料流量和氧流量均会波动,因此混合比也会随之波动。

4.3.2 斜坡信号调节

参照 SSME 和嫦娥三号 7 500 N 变推力发动机的任务剖面^[7,9,33],主要包括两种类型的推力调节,一种为阶跃信号,另一种为斜坡信号。因此

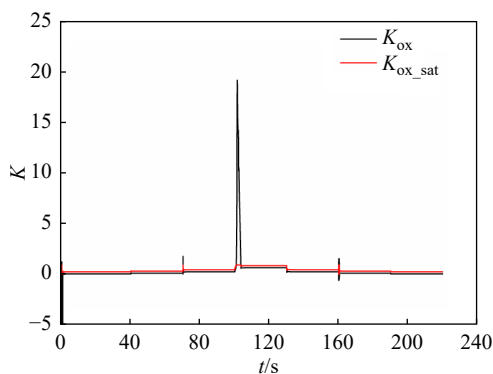


图 18 氧流量控制器限幅和不限幅输出信号随时间变化趋势

Fig. 18 Saturation signal and unlimited signal of oxidizer flow controller vs. time

有必要对斜坡信号调节进行分析。而由于开环控制下斜坡信号调节需要进行大量试验, 成本极高, 因此这里暂不考虑开环控制下的斜坡信号调节。

图 19 展示了斜坡信号下目标室压及测量室压随时间的变化曲线, 室压由 3.00 MPa 到 0.60 MPa 的调节时间为 5 s。可以看出, 室压跟踪效果较好, 但是调节过程会出现波动, 瞬态误差不超过 25%。

为了分析室压出现波动的原因, 图 20 给出了推进剂流量随时间的变化曲线。可以看到, 推进剂流量均呈现斜坡形式, 但是上升和下降过程均有所波动, 这进而导致了室压的波动。

为了分析推进剂流量波动的原因, 图 21 给出了燃料流量限幅和不限幅控制信号。可以看到, 限幅器虽然抑制了控制器输出信号即电压信号输出最大数值, 但是电压信号依然存在波动。而由文中第 5.3.1 节可知, 冷却通道燃料的相变会影响燃料泵后压力, 进而加大电压波动幅度, 因此燃料流量的波动不可避免, 而这会造成室压和混合比的波动。

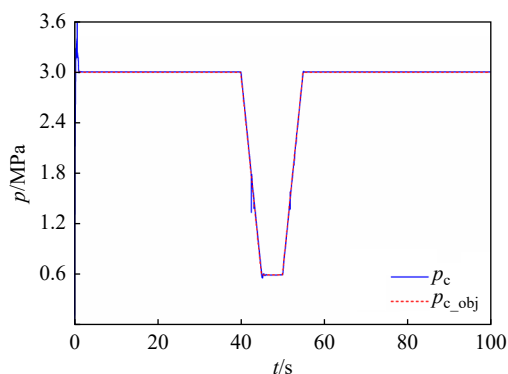


图 19 斜坡信号下目标室压及测量室压值随时间变化曲线

Fig. 19 Measured and target chamber pressure under ramp loop control vs. time

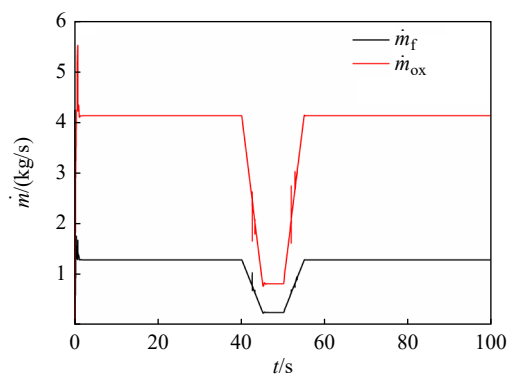


图 20 推力室入口推进剂流量随时间变化曲线

Fig. 20 Propellants mass flow rates of chamber vs. time

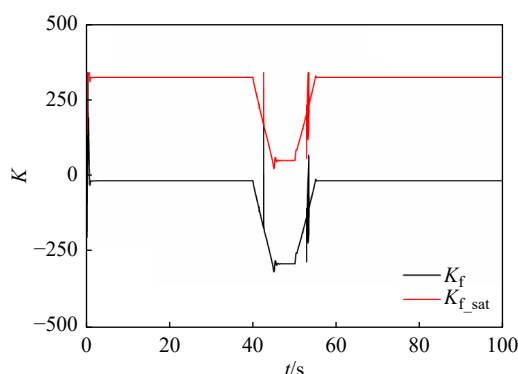


图 21 燃料流量控制器限幅和不限幅控制信号随时间变化曲线

Fig. 21 Saturation signal and unlimited signal of fuel flow controller vs. time

燃料流量不限幅控制信号的比例输出 K_p 和积分输出 K_i , 如图 22。可以看到, 比例输出贡献了控制信号的波动部分, 积分输出贡献了控制信号的幅值部分。因此比例输出的振荡会导致控制信号的波动。

图 23 给出了目标混合比与测量混合比随时间的变化曲线。可以看出, 调节过程混合比跟踪效果较差, 向下调节时测量混合比会低于目标混合比, 向上调节则呈现相反趋势, 并且混合比在与室压波动相同位置处出现了波动。

为了分析混合比出现误差及波动的原因, 图 24 给出了斜坡信号下氧流量限幅和不限幅控制信号随时间的变化曲线。可以看到, 调节过程控制信号即阀门开度会呈现上升和下降趋势, 而当推力达到稳态时, 控制信号达到稳态。因此正是由于调节过程阀门开度的调整导致了混合比稳态误差的存在。也可以看到, 调节过程控制信号的波动导致了氧流量的波动, 继而导致了混合比的波动。

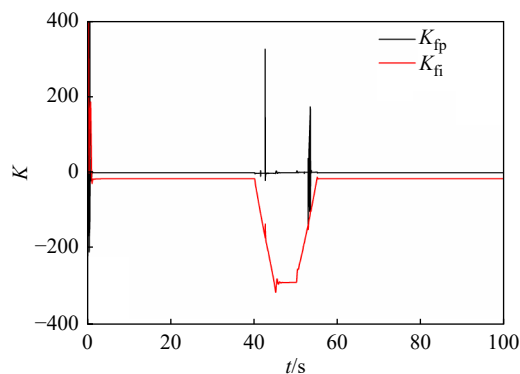


图 22 燃料流量不限幅控制信号的比例和积分输出随时间变化曲线

Fig. 22 Proportional and integral output of unlimited control signal of fuel flow vs. time

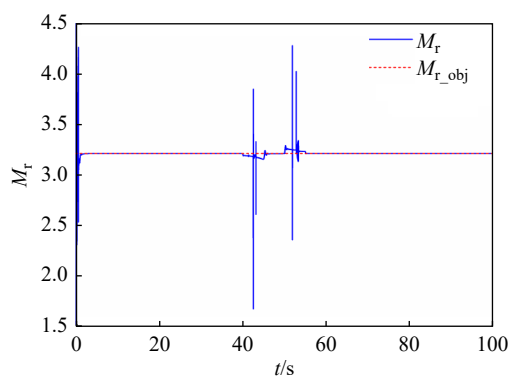


图 23 目标混合比与测量混合比随时间的变化曲线

Fig. 23 Measured and target mixture ratio vs. time

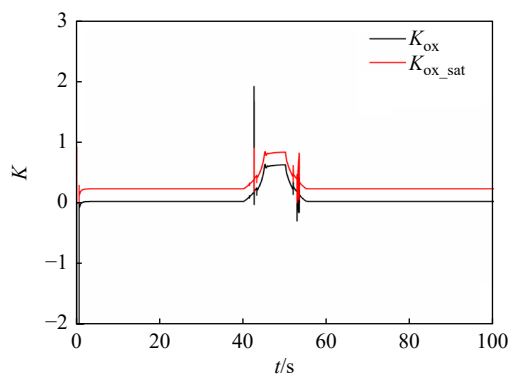


图 24 斜坡信号下氧流量限幅和不限幅控制信号随时间的变化曲线

Fig. 24 Saturation and unlimited signal of oxidizer flow controller under ramp signal vs. time

图 25 给出了斜坡信号下氧流量控制信号比例输出 K_{oxp} 和积分输出 K_{oxi} 随时间的变化曲线。同样, 其比例与积分控制作用与燃料流量控制作用一致, 比例输出依然导致了控制信号的波动。综上所述, 经典比例控制更容易引起系统振荡, 且自身抑制振荡能力较差。

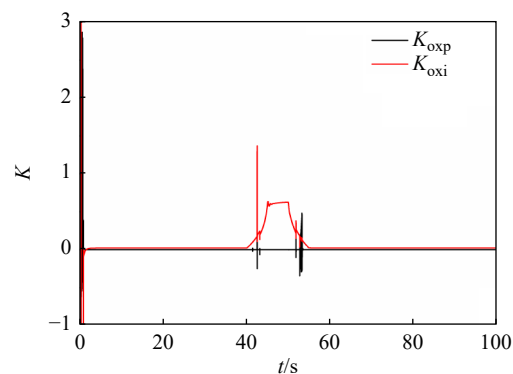


图 25 斜坡信号下氧流量控制信号比例和积分输出随时间变化曲线

Fig. 25 Proportional and integral output of unlimited control signal under ramp signal vs. time for oxygen mass flow rate

4.3.3 混合信号调节

图 26 给出了阶跃信号和斜坡信号的测量室压和目标室压随时间的变化曲线, 两种信号的调节幅度均为 20% RPL。阶跃信号调节室压为 3.00 MPa 到 2.40 MPa; 斜坡信号调节下, 室压在 2.40 MPa 到 1.80 MPa 之间的调节时间为 2 s。可以看到, 稳态工况下, 室压不存在稳态误差; 对于调节过程而言, 阶跃信号下室压存在超调, 但斜坡信号跟踪效果较好。

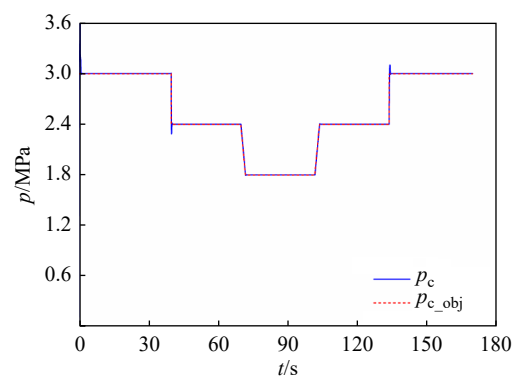


图 26 混合信号下目标室压及测量室压值随时间变化曲线

Fig. 26 Measured and target chamber pressure under mixed signal vs. time

图 27 给出了目标混合比与测量混合比随时间的变化趋势。可以看到, 调节过程的阶跃信号混合比在 3.15~3.25 之间, 波动幅度不超过 1.5%, 阶跃信号混合比最高达到了 3.41, 波动幅度达到了 6.5%。因此在实际应用中, 应尽量使用斜坡信号进行推力调节。

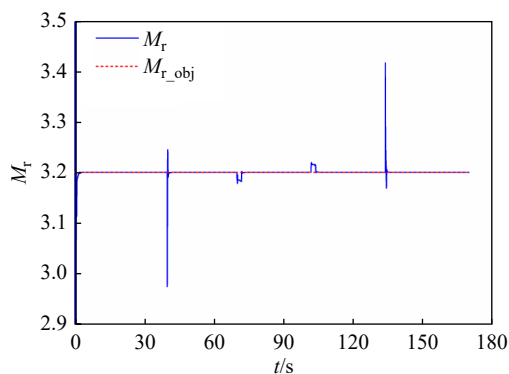


图 27 混合信号下目标混合比及测量混合比随时间的变化曲线

Fig. 27 Measured and target mixture ratio under mixed signal vs. time

5 结 论

本文设计了一种适用于电动膨胀循环发动机的推力闭环控制方案,建立了控制系统动力学模型,验证了重要部组件模型的准确性,对比了开环和闭环控制下推力调节效果,最后针对推力调节阶跃信号和斜坡信号展开了控制仿真研究,得到了以下结论:

1) 电动膨胀循环发动机闭环控制方案以电池电压作为燃料流量控制变量,以涡轮并联阀开度作为氧流量控制变量,组成了双 PI 控制模型。结果表明,该控制方案基本能达到控制目的,但室压和混合比在调节过程存在波动,且冷却通道的燃料相变会加大波动幅度,且极可能造成振荡,瞬态误差不超过 25%。

2) 针对调节过程而言,控制信号的比例输出导致了推进剂流量的波动,进而造成室压和混合比的波动。因此经典比例控制更容易引起控制目标振荡,且自身抑制振荡能力较差。

3) 阶跃信号调节和斜坡信号调节下系统不存在稳态误差,但针对调节过程而言,双 PI 控制器跟踪斜坡信号的效果更好。原因是当系统调节幅度为 20% RPL,且斜坡信号调节时间为 2 s 时,混合比波动小,幅度不超过 1.5%。因此实际使用中,应尽量考虑斜坡信号进行推力调节。

参考文献:

- [1] 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]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [2] 崔朋, 李清廉, 成鹏, 等. 并联式电热协同增压变推力火箭

发动机方案研究[J]. 载人航天, 2020, 26(6): 702-709.

- CUI Peng, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. Study on scheme of variable thrust rocket engine with parallel electrothermal co-presurization[J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(6): 702-709. (in Chinese)
- [3] CHENG Peng, LI Qinglian, CHEN Huiyuan, et al. Study on the dynamic response of a pressure swirl injector to ramp variation of mass flow rate[J]. Acta Astronautica, 2018, 152: 449-457.
- [4] CUI Peng, XU Wanwu, LI Qinglian. Numerical simulation of divergent rocket-based-combined-cycle performances under the flight condition of Mach 3[J]. Acta Astronautica, 2018, 142: 162-169.
- [5] DOHERTY M, GABY J, SALERNO L, et al. Cryogenic fluid management technology for moon and Mars missions[R]. AIAA 2009-6532, 2009.
- [6] DONG Zeyu, SUN Mingbo, WANG Zhenguo, et al. Survey on key techniques of rocket-based combined-cycle engine in ejector mode [J]. Acta Astronautica, 2019, 164: 51-68.
- [7] DRESSLER G. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on apollo LMDE[R]. AIAA 2006-5220, 2006.
- [8] GILROY R, SACKHEIM R. The lunar module descent engine-a historical summary[R]. AIAA 1989-2385, 1989.
- [9] ZHANG Rongjun, LAN Xiaohui, CHEN Wei, et al. The development of 7 500 N variable thrust engine for Chang'E-3[J]. Scientia Sinica Technologica, 2014, 44(6): 569-575.
- [10] 翟一帆. 膨胀循环发动机推力调节过程动态仿真研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司, 2017.
ZHAI Yifan. Dynamic simulation study on throttling process of expander cycle rocket engine[D]. Beijing: China Aerospace Science and Technology Corporation, 2017. (in Chinese)
- [11] BRADLEY M, BRADLEY M. SSME off-nominal low power level operation[R]. AIAA 1997-2685, 1997.
- [12] SEKITA R, YASUI M, WARASHINA S. The LE-5 series development, approach to higher thrust, higher reliability and greater flexibility[R]. AIAA 2000-3453, 2000.
- [13] RACHUK V, GONCHAROV N, MARTINYENKO, et al. Evolution of the RD-0120 for future launch systems[R]. AIAA 96-3004, 1996.
- [14] MELCHER J C, MOREHEAD R L. Combustion stability characteristics of the project morpheus liquid oxygen/liquid methane main engine[R]. AIAA 2014-3681, 2014.
- [15] 刘洋, 付本帅, 杨建刚, 等. 电动泵压式液体火箭发动机系统建模与仿真[J]. 载人航天, 2019, 25(1): 107-115.
LIU Yang, FU Benshuai, YANG Jiangang, et al. System modeling and simulation of electric pump feed liquid propellant rocket engine[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(1): 107-115. (in Chinese)
- [16] 徐柯杰, 郭迎清, 赵万里. 某型大推力氢氧补燃循环发动机建模仿真[J]. 航空计算技术, 2021, 51(2): 36-40.
XU Kejie, GUO Yingqing, ZHAO Wanli. Modeling and simulation of a large thrust hydrogen-oxygen supplementary combustion cycle engine[J]. Aeronautical Computing Technique, 2021, 51(2): 36-40. (in Chinese)
- [17] 艾春安. 双调变推力液体火箭发动机系统理论线性模型及数字最优补偿控制[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 1987.
AI Chunan. Theoretical linear model and digital optimal compensation control of double adjustable thrust liquid rocket engine system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1987. (in Chinese)
- [18] 韩泉东. 空间变推力液体火箭发动机流量调节及燃烧过程仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.

- HAN Quandong. Numerical study on flow control and combustion process of variable thrust liquid propellant space rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [19] 翟一帆, 吴瑾清, 崔荣军, 等. 氢氧膨胀循环发动机推力调节技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(4): 51-56, 62.
- ZHAI Yifan, WU Jinqing, CUI Rongjun, et al. The research of throttling technique on LH_2/LO_2 expander cycle rocket engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 51-56, 62. (in Chinese)
- [20] 张万旋, 翟一帆. 膨胀循环发动机全局快速非奇异终端滑模控制[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(6): 47-51.
- ZHANG Wanxuan, ZHAI Yifan. Global fast non-singular terminal sliding mode controller for expander cycle rocket engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(6): 47-51. (in Chinese)
- [21] 薛薇, 胡慧, 武小平. 大推力氢氧补燃发动机推力闭环控制设计[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(6): 90-94.
- XUE Wei, HU Hui, WU Xiaoping. Thrust closed-loop control of the large scale expendable liquid rocket propulsion[J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(6): 90-94. (in Chinese)
- [22] HU Runsheng, FERRARI R M G, CHEN Zhenyu, et al. System analysis and controller design for the electric pump of a deep-throttling rocket engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 114: 106729.
- [23] LIANG Tao, SONG Jie, LI Qinglian, et al. System scheme design of electric expander cycle for LOX/LCH_4 variable thrust liquid rocket engine[J]. Acta Astronautica, 2021, 186: 451-464.
- [24] 刘彦杰, 马武军, 吴建军, 等. C/SiC陶瓷基复合材料燃烧室壁厚设计与验证[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(6): 121-124.
- LIU Yanjie, MA Wujun, WU Jianjun, et al. Wall thickness design of combustion chamber for C/SiC composites rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(6): 121-124. (in Chinese)
- [25] 王娜, 李海庆, 徐方涛, 等. 双组元液体火箭发动机推力室材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2019, 49(3): 1-8.
- WANG Na, LI Haiqing, XU Fangtao, et al. Recent development of advanced materials for liquid rocket thruster chambers[J]. Aerospace Materials & Technology, 2019, 49(3): 1-8. (in Chinese)
- [26] 赵海龙, 张成印, 曹红娟, 等. 30 kN上面级液氧甲烷发动机方案[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 13-20.
- ZHAO Hailong, ZHANG Chengyin, CAO Hongjuan, et al. System scheme of a 30 kN upstage $\text{LOX}/\text{methane}$ engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 13-20. (in Chinese)
- [27] 崔朋, 宋杰, 李清廉, 等. 电动泵压式液氧煤油变推力火箭发动机动力学建模与仿真分析: Part I 单点工况分析[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 248-262.
- CUI Peng, SONG Jie, LI Qinglian, et al. Dynamic modeling and simulation analysis of $\text{LOX}/\text{RP1}$ variable thrust engines using motor pump: Part I single condition analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 248-262. (in Chinese)
- [28] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [29] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [30] PÉREZ-ROCA S, MARZAT J, PIET-LAHANIER H, et al. A survey of automatic control methods for liquid-propellant rocket engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 107: 63-84.
- [31] 南英, 陈昊翔, 杨毅, 等. 现代主要控制方法的研究现状及展望[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(6): 798-810.
- NAN Ying, CHEN Haoxiang, YANG Yi, et al. Primary methodologies of modern control: status and prospect[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(6): 798-810. (in Chinese)
- [32] 刘金琨. 先进PID控制MATLAB仿真[M]. 4版. 北京: 电子工业出版社, 2016.
- [33] CUI Peng, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. System scheme design for LOX/LCH_4 variable thrust liquid rocket engines using motor pump[J]. Acta Astronautica, 2020, 171: 139-150.

(编辑: 张 雪)