

文章编号:1006-1630(2002)06-0007-03

分级燃烧循环发动机启动过程的变结构控制

黄敏超,刘 昆,张育林

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘要:针对分级燃烧循环液体火箭发动机启动过程的特点,提出了一种变结构控制系统。将启动过程的控制量分解为期望控制输入和随机反馈控制输入,后者由变结构控制律来确定。选择发动机涡轮泵转速、预燃室和燃烧室压力作为跟踪状态变量构造线性切换函数,采用分段的等速趋近率实现滑动模态控制。这种变结构控制结构简单且具有较强的鲁棒性,使发动机启动过程的稳定性增强。仿真研究验证了变结构控制系统的有效性。

关键词:液体推进剂火箭发动机;变结构控制;动态过程

中图分类号:V433 **文献标识码:**A

Variable Structure Control in the Start Process for Staged Combustion Cycle Engine

HUANG Min-chao, LIU Kun, ZHANG Yu-lin

(College of Aerospace and Material Engineering, NUDT, Changsha Hunan 410073, China)

Abstract: A variable structure control system for the start-up process of staged combustion cycle liquid rocket engine is presented in this paper. The control inputs of the engine system in start-up process are divided into the predetermined elements and feedback control input, and the latter is decided by variable structure controlling law. The turbo-pump rotate speed, pre-burn chamber's pressure and main combustion chamber's pressure are chosen as control state-variables which are utilized to construct a linear switch function, and a piecewise equal-speed approach control law is used to implement the slide-mode control of the engine. Since the scheme of the variable structure control is simple and it is robust to changing conditions of disturbance and uncertainty, the stability will be raised in the engine starting process. The simulation has shown the superior qualities of the variable structure control system.

Keywords: Liquid propellant rocket engine; Variable structure control; Dynamic process

0 引言

分级燃烧循环液体火箭发动机具有系统循环效率高、极限室压高的突出优点。目前世界上性能最先进的液体火箭发动机,如美国的航天飞机主发动机(SSME)、俄罗斯“天顶号”火箭的二级发动机RD-120等,都采用了分级燃烧循环。我国目前已有的大型液体火箭发动机均采用燃气发生器循环,性能较低且推力小,不能满足发展大运载技术的需要。为发展高性能、低成本、大推力的新一代液体火箭发

动机,我国正在研制高性能的液体火箭分级燃烧循环发动机,与此有关的研究受到了广泛的重视^[1~3]。与燃气发生器循环发动机相比,分级燃烧循环发动机的动态过程更为复杂。由于分级燃烧循环发动机的离心泵、预燃室和涡轮相互耦合,形成一个闭环系统,几乎不能获得其输入输出间的明确关系,这使得对其启动过程的调节与控制较难实现。

变结构控制定义为:如果存在一个(或 n 个)切换函数,当系统的状态符合切换条件时,系统从一种控制结构自动转换成另一种控制结构。变结构控制因其滑动模态实现的简单性和对不确定因素的鲁棒性而著名^[4~6],它的一个正符号函数的开关控制恰好迎合了不确定因素的最坏情况。这使得近十几年来变结构控制理论发展迅速,并成功地应用于大型

收稿日期:2002-01-21;修回日期:2002-07-08

基金项目:国家自然科学基金项目(59886003)

作者简介:黄敏超(1969-),男,讲师,博士,研究方向为推进系统动力学与控制及人工智能。

复杂技术系统的控制过程^[7, 8]。本文研究将变结构控制理论应用于分级燃烧循环火箭发动机启动过程的控制,以改善其启动特性并提高工作可靠性。

1 数学模型

分级燃烧循环发动机数学模型以部件模块化为基础,同时考虑了液体的惯性、粘性和压缩性,使仿真程序自动建立的常微分方程组能在一定程度上反映其动态过程的分布特性^[9]。

分级燃烧循环发动机的主要控制元件——流量调节器的系统原理如图1所示。流量调节器在分级燃烧循环发动机中起调节和稳定预燃室燃烧剂流量的作用,位于腔1与2间的芯1起调节流量的作用,腔2与3间的芯2起稳定流量的作用。由于预燃室是富氧燃烧,调节器的流量直接影响预燃室的燃气温度,继而又影响涡轮的作功能力;而涡轮的作功能力影响离心泵出口和燃烧室的压力。这样,通过调节流量调节器就可以改变发动机工作状态。

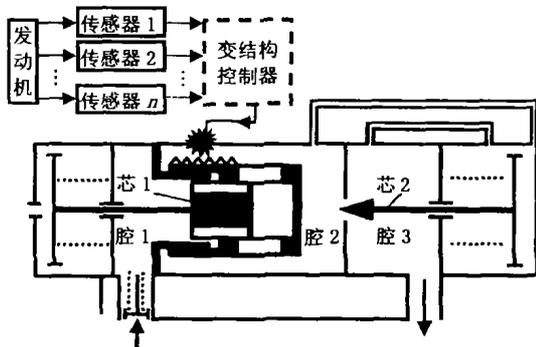


图1 流量调节器示意图

Fig.1 The schematic diagram of flow rate regulator

流量调节器总的流阻系数 ξ_{pkc} 为

$$\xi_{pkc} = \xi_1 + \xi_2 \quad (1)$$

式中: ξ_1 为腔道1与2间的流阻系数; ξ_2 为腔道2与3间的流阻系数。

ξ_1 、 ξ_2 的计算公式分别为

$$\xi_1 = f_1(x'_1, u) \quad (2)$$

$$\xi_2 = f_2(x'_2) \quad (3)$$

式中: f_1 、 f_2 为非线性函数; u 为控制变量; x'_1 、 x'_2 分别为阀芯1、2的移动位置。它们的动态方程为

$$m_1 = \frac{d^2 x'_1}{dt^2} = F_1 - k_{t1} x'_1 - F_{01} - C_{g1} \frac{dx'_1}{dt^2} \quad (4)$$

$$m_2 = \frac{d^2 x'_2}{dt^2} = F_2 - k_{t2} x'_2 - F_{02} - \text{sign}\left(\frac{dx'_2}{dt}\right) \cdot \left(C_{g2} \frac{dx'_2}{dt} + F_s\right) \quad (5)$$

式中: m_1 、 m_2 为阀芯质量; F_{01} 、 F_{02} 为初始弹簧力; k_{t1} 、 k_{t2} 为弹簧的劲度系数; C_{g1} 、 C_{g2} 为动态阻力系数; F_s 为弹簧静摩擦力; F_1 、 F_2 为控制力,且 $F_2 = f_3(\xi_1, \xi_2)$ 。

若令 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$, $dx'_i/dt = x_n$, $x'_2 = x_{n-1}$, 则分级燃烧循环发动机的动态方程可表示为

$$\frac{dx_i}{dt} = f'_i(\mathbf{X}) \quad (i = 1, 2, \dots, n-1, \mathbf{X} \in \mathbf{R}) \quad (6)$$

式中: \mathbf{R} 为实数。

$$m_2 \frac{dx_n}{dt} = f_3(x_{n-1}, x_n, u) - k_{t2} x_{n-1} - F_{02} - \text{sign}(x_n) \cdot (C_{g2} x_n + F_s) \quad (7)$$

控制变量 u 表示为

$$u = c_1 + c_2 \alpha = c_1 + c_2 f_u(c(\mathbf{x} - \mathbf{x}_d)) \quad (8)$$

式中: c 、 c_1 、 c_2 为常数; \mathbf{x} 为状态向量; \mathbf{x}_d 为期望向量(被跟踪向量); α 为电机转动角度; f_u 为控制结构函数。

2 变结构控制

设有一非线性控制系统 $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$, 此处 $\mathbf{x}, \mathbf{u}, t \in \mathbf{R}$ 。

定义 切换函数向量为 $s(\mathbf{x})$, $s \in \mathbf{R}$ 。

寻求变结构控制

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}) = \begin{cases} \mathbf{u}^+(\mathbf{x}), & \text{if } s(\mathbf{x}) > 0 \\ \mathbf{u}^-(\mathbf{x}), & \text{if } s(\mathbf{x}) < 0 \end{cases} \quad (9)$$

此处变结构体现在 $\mathbf{u}^+(\mathbf{x}) \neq \mathbf{u}^-(\mathbf{x})$, 即控制向量是非连续的。

a. 到达条件 可简单地表示为

$$\begin{cases} \dot{s} < 0, & \text{if } s > 0 \\ \dot{s} > 0, & \text{if } s < 0 \end{cases}$$

或者

$$s\dot{s} < 0 \quad (10)$$

b. 发动机变结构控制律

定义 切换函数为 $s(\mathbf{x}) = \mathbf{c}^T(\mathbf{x} - \mathbf{x}_d)$, 其中, $\mathbf{c}^T > 0$ 为常数矩阵。

发动机的控制变量 u 表示预燃室的燃烧剂流量,它与被跟踪的状态变量(如涡轮转速、预燃室压力和燃烧室压力等)保持一种渐增的关系,也就是对于正向作用, u 与 $s(u)$ 与保持渐增关系。

把 u 分解为

$$u = u_d + u_e \quad (11)$$

式中: u_d 表示启动过程期望的控制输入; u_e 表示反馈的随机控制输入, 表示为 $u_e = -k \text{sign}(s)$, $k > 0$ 。

但在实际的仿真中, 若取式(11)的控制律, 则很容易出现参数抖振(抖振的产生主要是由切换面附近到达速度过快所致), 因此控制律改为

$$u_e = \begin{cases} -k_1 \text{sign}(s), & a_1 \leq |s| < a_2 \\ -k_2 \text{sign}(s), & a_2 \leq |s| < a_3 \\ \vdots \\ -k_{l-1} \text{sign}(s), & a_{l-1} \leq |s| < a_l \end{cases} \quad (12)$$

式中: $0 < k_1 < k_2 < \dots < k_{l-1}$; $0 < a_1 < a_2 < \dots < a_l$ 分别表示分段的反馈控制系数及其分段区间。

3 仿真研究

在实际仿真研究中, 选用涡轮转速 n 、预燃室压力 p_{gg} 和燃烧室压力 p_c 作为被跟踪的工作参数, 即切换函数可以表示为

$$s = \frac{n - n_d}{2n_0} + \frac{p_{gg} - p_{ggd}}{3p_{gg0}} + \frac{p_c - p_{cd}}{3p_{c0}}$$

式中: n_0 、 p_{gg0} 、 p_{c0} 分别为其相应工作参数的额定值。这样, 当切换函数 s 处于不同的区间时, 可以得到不同的控制变量 u_e 。

由于发动机启动过程前 0.55 s, 推进剂正在充填管路和容器, 预燃室和燃烧室还未点燃, 此时若进行反馈控制, 反而不利于发动机初始状态的稳定, 因此变结构控制系统从 0.55 s 以后才开始工作。另外, 仿真过程考虑了发动机特性参数的随机性, 以便真实地模拟发动机启动过程。

图 2 表示分级燃烧循环发动机涡轮泵转动惯量 J 不同时的启动过程曲线, 系数 r 为变化的转动惯

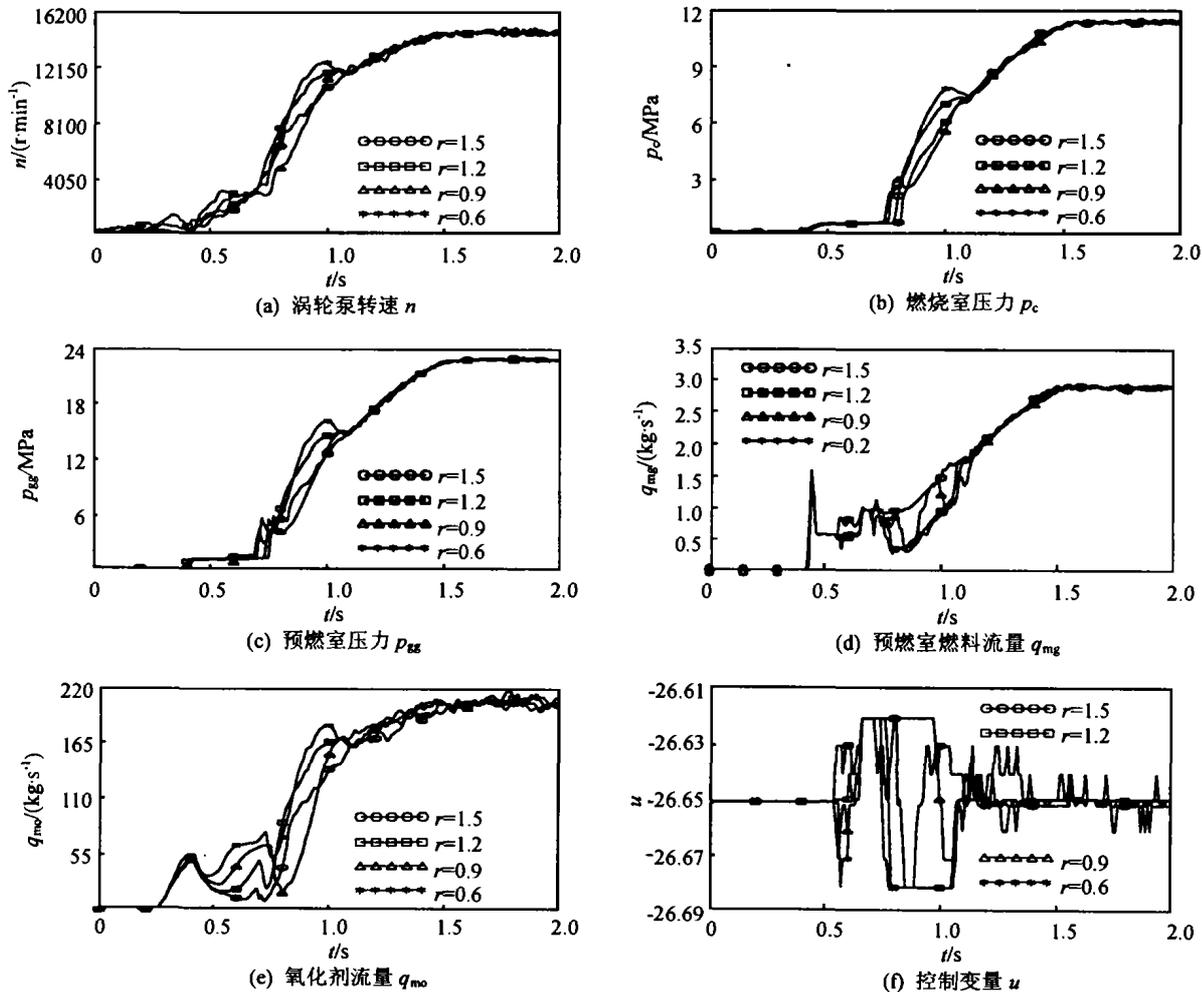


图 2 采用变结构控制时发动机启动过程涡轮转动惯量的鲁棒性

Fig. 2 The robustness of turbo-pump moment inertia with variable structure control during engine start-up process

速度 $\omega(t_0) = [0.01 \ 0.01 \ 0.01]^T \text{ rad/s}$ 。

仿真结果见图 2、3。从仿真结果看到, GPS 和磁强计信息融合联合定姿, 在同时加入两者信息后, 测量的增多、不同信号源的引入和数据的互补, 使算法受益于两者的优点, 减轻了不利因素的影响:

- 各轴姿态精度提高了约 0.1° ;
- 定姿误差的平稳性明显变好;
- 姿态角速度的精度由 $0.06^\circ/\text{s}$ 提高到 $0.01^\circ/\text{s}$ 以内。

5 结论

从仿真结果来看, 仅利用 GPS 进行姿态确定就能够满足大多数飞行器对姿态精度的要求。但更具有实际意义的是, 在飞行器上同时还配备有磁强计的情况下, 利用两者组合定姿, 可以使姿态和姿态角速度的精度得以提高, 尤其是姿态角速度, 可以提高一个数量级。同时, 磁强计也可以单独进行姿态确定。两者灵活运用, 互为备份, 既可以高精度, 又可以提高定姿系统的可靠性。

参考文献

- [1] MELVIN P J, WARD L M, AXELRAD P. The analy-

sis of GPS attitude data from a slowly gravity gradient satellite[J]. Journal of the Astronautical Science, 1996, 44(4): 515-539.

- [2] AXELRAD P, BEHRE C P. Attitude estimation algorithm for spinning satellite using global positioning system phase data[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1997, 20(1): 603-615.
- [3] BAR-ITZHACK I Y, HARMAN R. Optimized TRIAD algorithm for attitude determination[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1997, 20(1): 208-211.
- [4] MARKLEY F L. Attitude determination using vector observations: A fast optimal matrix algorithm[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1996, 41(2): 261-280.
- [5] SHUSTER M D, OH S D. Three-axis attitude determination from vector observations[R]. AIAA-81-4003.
- [6] FUJIKAWA S J, ZIMBELMAN D F. Spacecraft attitude determination by Kalman filtering of global positioning system signals[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1995, 18(6): 1365-1371.
- [7] OSHMAN Y, MARKLEY F L. Spacecraft attitude/rate estimation using vector-aided GPS observations[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1999, 35(3): 1019-1032.

(上接第 9 页)

量与额定值的比值。从图中可以看出, 由于采用了变结构控制, 工作参数的变化在 1 s 以后走向基本一致, 表现出较强的容错性, 这样使加工等因素引起涡轮泵转动惯量变化的影响得以控制。对于其他因素(如流量调节器芯质量、弹簧刚度系数等)的影响也进行了仿真计算。限于篇幅, 结果不在此一一列出, 但变结构控制系统同样表现出很强的鲁棒性。

4 结论

针对分级燃烧循环液体火箭发动机启动过程的特点, 提出了一种变结构控制系统。这种系统结构简单且具有较强的鲁棒性, 使发动机启动过程的稳定性增强。仿真研究验证了该系统的有效性。

参考文献

- [1] 刘红军, 张恩昭, 董锡鉴. 补燃循环发动机启动特性仿真研究[J]. 推进技术, 1999, 20(3).
- [2] 张小平. 涡轮泵内部流路和轴向力数值计算[J]. 火箭推进, 2001, (3).

- [3] 刘 昆. 分级燃烧循环液氧液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 1999.
- [4] XU JX, CAO W J. Learning variable structure control approaches for repeatable tracking control tasks [J]. Automatica, 2001, 37, 997-1006.
- [5] HEDRICK J K, YIP P P. Multiple sliding surface control: theory and application [J]. J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2000, 122(4): 586-593.
- [6] YILMAZ C, HURMUZLU Y. Eliminating the reaching phase from variable structure control [J], J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2000, 122(4): 753-757.
- [7] SHTE SSEL Y, HALL C, JACKSON M. Reusable launch vehicle control in multiple-time-scale sliding modes [J]. J. of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(6): 1013-1020.
- [8] LIAW D C, LIANG Y W, CHENG C C. Nonlinear control for missile terminal guidance [J]. J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2000, 122(4): 663-668.
- [9] 黄敏超, 王新建, 王 楠. 补燃循环液体火箭发动机启动过程的模块化仿真[J]. 推进技术, 2001, (2).