

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0410-07

全流量补燃循环发动机 系统的响应特性

胡 伟, 张振鹏

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 以全流量补燃循环氢氧发动机系统为研究对象, 对其的动态响应特性进行了研究。建立了描述全流量补燃循环发动机动态特性的非线性数学模型, 将免疫策略算法同龙格-库塔法结合起来, 提出了求解含有隐式项的常微分方程组的变步长龙格-库塔方法, 并应用该方法对全流量补燃循环发动机系统的动态响应特性进行了仿真计算。计算结果表明, 当发动机在某一个稳定工况工作时, 发动机入口推进剂压强的变化对发动机性能参数的影响不大, 发动机的参数都能比较平稳的过渡到一个新的稳定工况; 当发动机在短时间进行小范围的推力调节时, 发动机参数的过渡过程的曲线也比较平稳, 但是当在短时间进行大范围推力调节时, 参数的过渡过程的曲线振动比较剧烈, 因此应当在进行大范围推力调节时, 应当对调节时间进行适当延长, 或者分级进行推力调节。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 瞬变特性; 常微分方程组; 干扰因素;
全流量补燃

中图分类号: V434.1

文献标识码: A

Research on Response characteristics of the Full-Flow Staged Combustion Cycle Rocket Engine

HU Wei, ZHANG Zhen-peng

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Using the full-flow staged combustion cycle LH2/LOX engine as an example, the engine response characteristics were investigated. The non-linear dynamic mathematical model of the full-flow staged combustion cycle was presented. The variable step Runge-Kutta algorithm for solving the ordinary differential equations was developed. The immunity strategy algorithm and Runge-Kutta algorithm were combined to form this new algorithm. Applying the variable step Runge-Kutta algorithm, the transient performance of the full-flow staged combustion cycle was simulated. Calculating results show that variation of the propellant inlet pressure makes little impact on engine performance parameters, and the engine will transit to a new stable state. The parameter transition curves are smooth. When the engine thrust is adjusted in a small range within a short period, the parameter transition curves are also reposeful. But when the adjusting range becomes large, the parameter transition curves will fluctuate acutely. Thus, when large range adjusting is required, the time of adjusting should be lengthened or the adjusting should be

收稿日期: 2005- 05- 11; 修订日期: 2005- 10- 21

作者简介: 胡伟(1980-), 男, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究。

divided into adequate steps.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; transient performance; ordinary differential equations; interfering factor; full-flow staged combustion cycle

全流量补燃循环发动机系统作为一种很有前途发动机系统,越来越受到人们的重视,人们希望其能够成为新一代航天飞行器的动力装置。美国对全流量补燃循环发动机系统进行了比较深入的研究,对其关键部件如气气喷注器以及富氧预燃室等都进行了大量的试验和研究分析,并由洛克达因公司设计研制了样机 RS-2100。全流量补燃循环发动机系统在我国还处于系统方案的研究阶段,在这个阶段过程中利用计算机进行发动机的动态过程仿真,以预示其动态变化过程中的特性,可以尽量减少试车次数,这对发动机的工程研制是很有意义,是非常必要的。

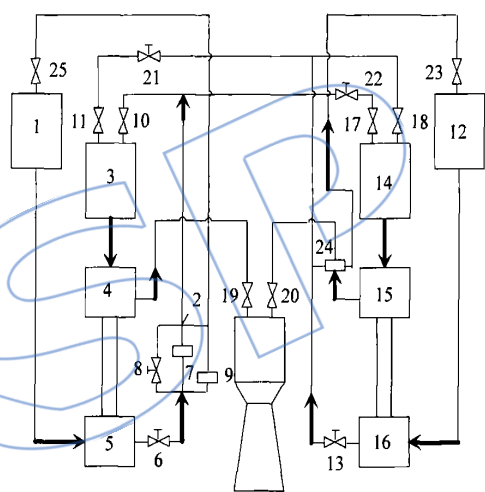
通过研究全流量补燃循环发动机系统的响应特性,可以得出诸如干扰因素对整个发动机系统性能影响的大小以及过渡状态过程中参数变化的情况,以便对发动机的过渡过程进行控制,减少过渡过程中参数变化对发动机的危害,从而提高发动机的性能和可靠性。

1 全流量补燃循环发动机系统的动力学模型

研究全流量补燃循环发动机的动态特性首先要建立起其系统相关的非线性动力学数学模型。通常,液体火箭发动机的动态过程仿真可以通过基于集中参数或者分布参数的参数模型来完成。液体火箭发动机的多数动力学问题以及控制问题具有频率较低的特点(一般低于50 Hz),基本上可以将发动机的各组件和部件看成是具有集中参数的元件,也就是说,这些元件和部件的动力学方程可以用常微分方程来描述。如果研究的频率范围扩大,那么发动机的大部分部件(包括所有组件以及有液体或气体流动的部件)必须看成是具有分布参数的元件,这时就相应地需要求解偏微分方程^[1]。基于分布参数法的动力学方程可以同时描述流体的惯性和压缩性,可以对发动机工作过程中的流动水击或者振荡现象进行比较准确的研究,但是在实际应用中还是存在比较大的计算困难。

在低频范围内,偏微分方程的解同常微分方

程的解是一致的,在这种情况下,将数学模型复杂化并未能得出更精确的解,只是给解算工作增加了困难^[1]。经验表明,补燃循环的液体火箭发动机的很多动力学问题以及控制问题处于频率较低的范围(一般低于50 Hz),在工程上把发动机组件看成是具有集中参数的元件处理是复合实际情况的。全流量补燃循环发动机系统从根本的工作原



- (1- 液氢贮箱; 2- 混合器; 3- 富燃预燃室;
4- 富燃涡轮; 5- 氢泵; 6- 氢主阀门;
7- 喷管冷却通道; 8- 冷却剂调节阀;
9- 推力室冷却通道; 10- 氢喷嘴; 11- 氧喷嘴;
12- 液氧贮箱; 13- 氧主阀门; 14- 富氧预燃室;
15- 富氧涡轮; 16- 氧泵; 17- 氢喷嘴;
18- 氧喷嘴; 19- 富氢喷嘴; 20- 富氧喷嘴;
21- 氧调节阀; 22- 氢调节阀;
23- 氧增压调压器; 24- 气换热器;
25- 氢增压调压器)

图1 全流量循环发动机的系统简图

Fig. 1 The system of the full-flow staged combustion cycle

理上来讲也是一种补燃循环系统,因此建立常微分方程就可以比较清楚地描述在此状况下的发动机动力学现象。在本文中主要讨论的是干扰因素发生变化时以及发动机工况转级时全流量补燃循环发动机系统性能参数的变化情况,并不详细研究发动机管路的水击现象以及燃烧过程,因此采

用集中参数法建立数学模型进行仿真计算和分析。

根据文献[1~6]所推导的发动机各组件的基本方程可以比较精确地描述液体火箭发动机的动

态特性。根据这些基本方程可以建立起如图1所示的全流量补燃循环发动机系统的动态过程的仿真计算模型。

$$f_1 = (1 + \gamma_{pbf}) [\dot{m}_{opbf}(t - \tau) - \gamma_{pbf} \dot{m}_{fpbf}] \frac{(RT)_{pbf}}{V_{pbf}} - \frac{d\gamma_{pbf}}{dt} = 0 \quad (1)$$

$$f_2 =$$

$$\left\{ \left[1 + \frac{\partial (RT)_{pbf}}{\partial \gamma_{pbf}} \frac{1 + \gamma_{pbf}}{(RT)_{pbf}} \right] \dot{m}_{opbf}(t - \tau) + \left[1 - \frac{\partial (RT)_{pbf}}{\partial \gamma_{pbf}} \frac{1 + \gamma_{pbf}}{(RT)_{pbf}} \right] \dot{m}_{fpbf}(t - \tau) - \dot{m}_{epbf} \right\} \cdot \frac{(RT)_{pbf}}{V_{pbf}} - \frac{dp_{pbf}}{dt} = 0 \quad (2)$$

$$f_3 = (1 + \gamma_{pbo}) [\dot{m}_{opbo}(t - \tau) - \gamma_{pbo} \dot{m}_{fpbo}] \frac{(RT)_{pbo}}{V_{pbo}} - \frac{d\gamma_{pbo}}{dt} = 0 \quad (3)$$

$$f_4 =$$

$$\left\{ \left[1 + \frac{\partial (RT)_{pbo}}{\partial \gamma_{pbo}} \frac{1 + \gamma_{pbo}}{(RT)_{pbo}} \right] \dot{m}_{opbo}(t - \tau) + \left[1 - \frac{\partial (RT)_{pbo}}{\partial \gamma_{pbo}} \frac{1 + \gamma_{pbo}}{(RT)_{pbo}} \right] \dot{m}_{fpbo}(t - \tau) - \dot{m}_{epbo} \right\} \cdot \frac{(RT)_{pbo}}{V_{pbo}} - \frac{dp_{pbo}}{dt} = 0 \quad (4)$$

$$f_5 = \left[(\dot{m}_{epbf} + \dot{m}_{epbo}) - \frac{A_{1c} p_c}{(RT)_c} k_c \left[\frac{2}{k_c + 1} \right]^{(k_c + 1)/(k_c - 1)} \right] \frac{(RT)_c}{V_c} - \frac{dp_c}{dt} = 0 \quad (5)$$

$$f_6 = \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \frac{1}{J_f \eta_f} \cdot \left\{ \dot{m}_{epbf} \frac{k_{pbf}}{k_{pbf} - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{ef}}{p_{pbf}} \right)^{(k_{pbf} - 1)/k_{pbf}} \right] \eta_f - \frac{(\dot{m}_{fpbf} + \dot{m}_{fpbo}) \Delta p_f}{\rho_f \eta_{pf}} \right\} - \frac{dn_f}{dt} = 0 \quad (6)$$

$$f_7 = \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \frac{1}{J_o n_o} \cdot$$

$$\left\{ \dot{m}_{epbo} \frac{k_{pbo}}{k_{pbo} - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{eo}}{p_{pbo}} \right)^{(k_{pbo} - 1)/k_{pbo}} \right] \eta_o - \frac{(\dot{m}_{opbf} + \dot{m}_{opbo}) \Delta p_o}{\rho_o \eta_{po}} \right\} - \frac{dn_o}{dt} = 0 \quad (7)$$

$$f_8 = p_{f1} + \Delta p_f - \zeta_1 \frac{(\dot{m}_{fpbf} + \dot{m}_{fpbo})^2}{2\rho_f A_1(t)^2} - \zeta_1 \frac{\dot{m}_{fpbf}^2}{2\rho_f} - \lambda_{f1} \frac{d\dot{m}_{fpbf}}{dt} - p_{pbf} = 0 \quad (8)$$

$$f_9 = p_{f1} + \Delta p_f - \zeta_1 \frac{(\dot{m}_{fpbf} + \dot{m}_{fpbo})^2}{2\rho_f A_1(t)^2} - \zeta_2 \frac{\dot{m}_{fpbo}^2}{2\rho_f} - \lambda_{f2} \frac{d\dot{m}_{fpbf}}{dt} - \frac{\dot{m}_{fpbo}}{2\rho_f A_2(t)^2} - p_{pbo} = 0 \quad (9)$$

$$f_{10} = p_{o1} + \Delta p_o - \zeta_2 \frac{(\dot{m}_{opbf} + \dot{m}_{opbo})^2}{2\rho_o A_3(t)^2} - \zeta_1 \frac{\dot{m}_{opbf}^2}{2\rho_o} - \lambda_{o1} \frac{d\dot{m}_{opbo}}{dt} - p_{pbo} = 0 \quad (10)$$

$$f_{11} = p_{o1} + \Delta p_o - \zeta_2 \frac{(\dot{m}_{opbf} + \dot{m}_{opbo})^2}{2\rho_o A_3(t)^2} - \zeta_2 \frac{\dot{m}_{opbf}^2}{2\rho_o} - \lambda_{o2} \frac{d\dot{m}_{opbf}}{dt} - \frac{\dot{m}_{opbf}}{2\rho_o A_4(t)^2} - p_{pbf} = 0 \quad (11)$$

其中: γ_{pbf} , γ_{pbo} 为富燃预燃室和富氧预燃室的混合比; $\dot{m}_{\phi bf}$, $\dot{m}_{\phi bo}$ 为富燃预燃室和富氧预燃室氧化剂的质量流量; $\dot{m}_{f pbf}$, $\dot{m}_{f pbo}$ 为富燃预燃室和富氧预燃室燃料的质量流量; p_{pbf} , p_{pbo} 和 p_c 为富燃预燃室、富氧预燃室以及推力室的压强; Δp_f , Δp_o 为氢泵和氧泵的扬程; n_f , n_o 为氢涡轮泵和氧涡轮泵的转速; $\dot{m}_{\phi pbf}$, $\dot{m}_{\phi pbo}$ 为富燃预燃室和富氧预燃室流出燃气的质量流量, 即富燃涡轮和富氧涡轮的工质流量; η_f , η_o , η_{pf} 和 η_{po} 为富燃涡轮、富氧涡轮、氢泵以

及氧泵的效率; $p_{\phi f}$, $p_{\phi o}$ 为富燃涡轮和富氧涡轮的出口压强; A_1 , A_2 , A_3 和 A_4 为氢主阀门、富氧预燃室氢控制阀门、氧主阀门、富燃预燃室氧控制阀门的流通面积; p_{f1} , p_{o1} 为氢泵和氧泵的入口压强。

在上面这些方程中, 只有 γ_{pbf} , γ_{pbo} , $\dot{m}_{\phi pbf}$, $\dot{m}_{\phi pbo}$, $\dot{m}_{f pbf}$, $\dot{m}_{f pbo}$, p_{pbf} , p_{pbo} , p_c , n_f 和 n_o 这 11 个变量是独立变量, 其他的参数为已知参数和中间变量, 这些中间变量可以通过下面的方程求出:

$$\dot{m}_{\phi pbf} = A_{\phi f} p_{pbf} \frac{2k_{pbf}}{k_{pbf} - 1} \frac{1}{(RT)_{pbf}} \left[\left(\frac{p_{\phi f}}{p_{pbf}} \right)^{2/k_{pbf}} - \left(\frac{p_{\phi f}}{p_{pbf}} \right)^{(k_{pbf} + 1)/k_{pbf}} \right] \quad (12)$$

$$\dot{m}_{\phi pbo} = A_{\phi o} p_{pbo} \frac{2k_{pbo}}{k_{pbo} - 1} \frac{1}{(RT)_{pbo}} \left[\left(\frac{p_{\phi o}}{p_{pbo}} \right)^{2/k_{pbo}} - \left(\frac{p_{\phi o}}{p_{pbo}} \right)^{(k_{pbo} + 1)/k_{pbo}} \right] \quad (13)$$

$$p_{\phi f} = p_{pbf} \left[\theta + (1 - \theta_f) \left(\frac{p_{\phi f}}{p_{pbf}} \right)^{(k_{pbf} - 1)/k_{pbf}} \right]^{k_{pbf}/(k_{pbf} - 1)} \quad (14)$$

$$p_{\phi o} = p_{pbo} \left[\theta + (1 - \theta_o) \left(\frac{p_{\phi o}}{p_{pbo}} \right)^{(k_{pbo} - 1)/k_{pbo}} \right]^{k_{pbo}/(k_{pbo} - 1)} \quad (15)$$

令:

$$X(t) = [\gamma_{pbf}, \gamma_{pbo}, \dot{m}_{\phi pbf}, \dot{m}_{\phi pbo}, \dot{m}_{f pbf}, \dot{m}_{f pbo}, p_{pbf}, p_{pbo}, p_c, n_f, n_o]^T$$

$$X(t) =$$

$$\left[\frac{d\gamma_{pbf}}{dt}, \frac{d\gamma_{pbo}}{dt}, \frac{d\dot{m}_{\phi pbf}}{dt}, \frac{d\dot{m}_{\phi pbo}}{dt}, \frac{d\dot{m}_{f pbf}}{dt}, \frac{d\dot{m}_{f pbo}}{dt}, \frac{dp_{pbf}}{dt}, \frac{dp_{pbo}}{dt}, \frac{dp_c}{dt}, \frac{dn_f}{dt}, \frac{dn_o}{dt} \right]^T$$

$$D(t) = [P_{f1}, p_{o1}, A_1, A_2, A_3, A_4]^T$$

为干扰因素矢量。

那么, 全流量补燃循环发动机系统动态响应特性仿真计算的数学模型就可以表述成:

$$F[X(t), Y(t), D(t), t] = 0 \quad (16)$$

2 数值计算方法

求解公式(1)~(11)这样的隐式微分方程组, 需要解决解耦、积分方法、积分步长的初值等问题。

为了解决微分项耦合问题, 我们将由公式(16)表示的微分方程组看作为一组非线性代数方程组, 变量取为 $Y(t)$, 将 $X(t)$ 作为已知量处理, 那么就可以应用免疫策略方法^[7]进行求解, 可以求出 $Y(t)$ 。

很多的研究结果表明, 对于液体火箭发动机而言, 由公式(1)~(11)组成的微分方程组是刚性方程组, 由于模型中包含了描述燃烧室、预燃室等能量高度集中释放的组件的动力学方程, 其变化频率很高, 因此对积分步长十分敏感。通过综合比

较各种数值计算方法和上机计算实践, 采用了变步长的四阶龙格-库塔法^[8]为基础来进行数值模拟。计算的初值是以发动机的额定工况下参数为基础的。

3 仿真计算结果与分析

利用上述方法对液氢/液氧全流量补燃循环发动机系统的动态响应特性进行了仿真计算, 计算结果如图2~图7所示。

图中参数为发动机各参数与额定工况参数的比值, 其中 x_1 为富燃预燃室燃气温度, x_2 为富氧预燃室燃气温度, x_3 为富燃预燃室压强, x_4 为富氧预燃室压强, x_5 为氢涡轮泵转速, x_6 为氧涡轮泵转速, x_7 为燃烧室压强, x_8 为发动机混合比, x_9 为发动机真空比冲, x_{10} 为发动机真空推力。

3.1 发动机入口参数的系统参数的影响

仿真计算时假设: $t = 0$ s 时, 发动机处于额定工作状态, 而且只有一个干扰因素发生阶跃变化。发动机燃料泵以及氧化剂泵入口压强分别是 0.2

MPa 和 0.6 MPa(额定工况时发动机燃料泵和氧化剂泵入口压强均为 0.3 MPa), 利用上述的动态数学模型进行仿真计算, 得到发动机各参数在发

各性能参数有一定的影响, 但是影响较小, 而且过渡时间也比较短, 基本上过渡时间都小于 0.5 秒, 所有的影响产生的过渡过程曲线都可以达到新的稳态值, 而不会造成发动机工作的不稳定。

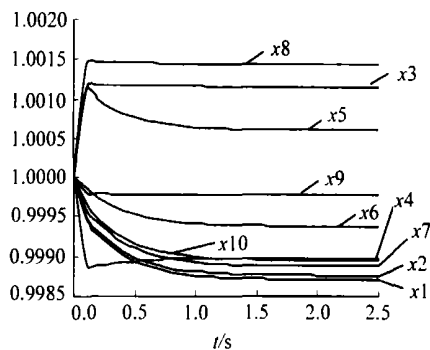


图2 发动机参数随时间变化的曲线

($p_{f1} = 0.2 \text{ MPa}$)

Fig. 2 Parameters of engine Vs. time

($p_{f1} = 0.2 \text{ MPa}$)

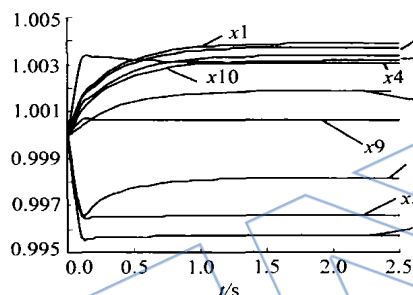


图3 发动机参数随时间变化的曲线

($p_{f1} = 0.6 \text{ MPa}$)

Fig. 3 Parameters of engine Vs. time

($p_{f1} = 0.6 \text{ MPa}$)

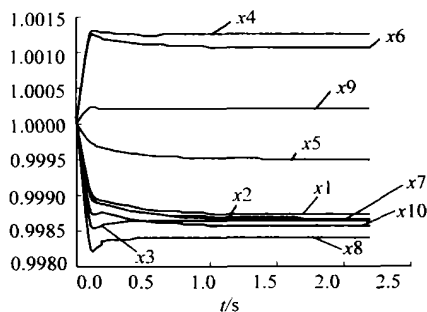


图4 发动机参数随时间变化的曲线

($p_{o1} = 0.2 \text{ MPa}$)

Fig. 4 Parameters of engine Vs. time

($p_{o1} = 0.2 \text{ MPa}$)

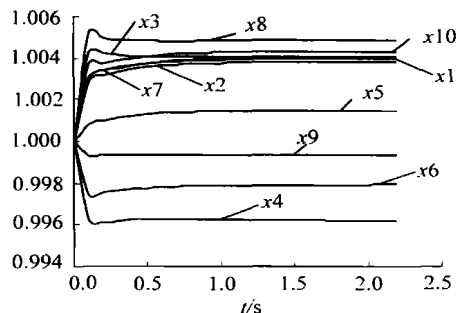


图5 发动机参数随时间变化的曲线

($p_{o1} = 0.6 \text{ MPa}$)

Fig. 5 Parameters of engine Vs. time

($p_{o1} = 0.6 \text{ MPa}$)

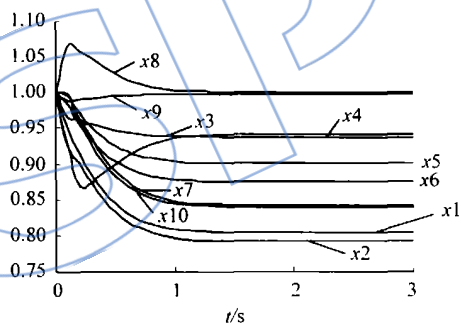


图6 发动机参数随时间变化的曲线

(84% 额定推力)

Fig. 6 Parameters of engine Vs. time

(84% thrust)

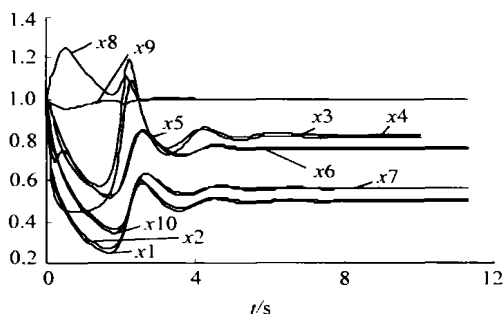


图7 发动机参数随时间变化的曲线

(55% 额定推力)

Fig. 7 Parameters of engine Vs. time

(55% thrust)

动机入口压强变化时的过渡过程的曲线(图2~图5)。从图中可以看出, 发动机入口压强对发动机的

从图中可以看出随着发动机燃料入口压强的升高, 发动机比冲增大, 推力增大, 混合比下降, 这

是由于燃料入口压强提高后, 进入发动机的燃料增加所致。另外可以看出两个预燃室的混合比和燃气温度, 氢涡轮泵转速以及发动机的混合比和比冲在最初阶段都有一个“凸峰”现象, 这是由于当燃料入口参数发生突然变化时, 进入预燃室的燃料流量变化比较大造成的混合比突然变化, 混合比的变化会引起燃气热力学参数 R_T 变化, 从而使涡轮转速变化。

从图中可知随着发动机氧化剂入口压强的提高, 发动机的比冲下降, 混合比升高, 这是由于进入发动机的氧化剂增多造成的, 但发动机的推力还是增大了。同样可以发现由于氧化剂入口压强的突然变化, 会引起两个预燃室的混合比和燃气温度, 氧涡轮泵转速以及发动机的混合比和比冲出现“凸峰”现象, 但是其他参数的过渡过程是比较平稳的。

3.2 推力调节过程中的动态响应特性

氢氧发动机在火箭上使用时, 经常要求能进行推力调节, 如果推力调节的范围不大, 则改变涡轮泵转速就可以实现, 这时只需要在副系统内改变涡轮工质的流量就可以了; 如果推力调节的范围很大, 如 SSME 那样从 109% 调节到 50%, 则必须既调节涡轮工质的流量, 又调节泵后的主系统流量^[9]。我们希望全流量补燃循环的氢氧发动机作为单级入轨火箭的动力装置或者多级火箭飞行器的芯级发动机, 那么也要求其能够在大范围内进行推力调节。在下面的内容中, 讨论和分析一下该发动机在推力调节过程中的动态响应特性。

如图1所示, 在该系统的主系统和副系统中共有4个阀门可以进行调节, 在进行推力调节的过程中, 是通过调整阀门的流通面积来完成的, 其中阀门13为氧路主阀门, 阀门21为富燃预燃室氧阀门, 阀门6为氢路主阀门, 阀门17为富氧预燃室氢阀门。因为在推力调节的过程中, 阀门流通面积的调整过程不可能以阶跃的方式完成, 故在本文模拟中采用下面的模型:

$$A(t) = \begin{cases} [1 \pm (kt)^m] A_0 & (t \leq T) \\ [1 \pm (kt)^m] A_0 & (t > T) \end{cases} \quad (17)$$

其中: T 为阀门从某额定工况位置继续开大或者关小的动作时间, A_0 为阀门在某额定工况的流通面积, k 为阀门开度曲线的斜率, m 为阀门流通面积变化规律表达式指数项, 主要由曲线的形状而定。

在进行推力调节的过程中, 调节过程完成后,

要求发动机的混合比保持不变。

从图6可以看出当发动机的推力在范围不是很大的情况下进行调节时, 发动机各参数变化的过渡过程时间比较短, 基本上在1秒的时间内都能够重新达到一个新的稳定状态。在推力增大的过程中两个预燃室的混合比变化曲线出现了“凸峰”和“凹峰”, 同时引起预燃室燃气温度曲线出现了“凸峰”和“凹峰”, 这是由于两个预燃室的推进剂阀门的流通面积在较短的时间内发生变化, 引起两个预燃室的混合比变化较快造成的, 但是燃气温度的最大值仍然在预燃室安全应用的范围之内, 并不会对发动机的可靠性造成不利的影响。同时可以看到发动机的混合比和真空比冲出现了“凸峰”, 这是由于燃气温度变化较快, 造成涡轮功率变化出现较快, 造成了燃料和氧化剂流量变化的不同步引起的, 其他参数的变换曲线比较平稳。在推力减小的过程中, 只有富氧预燃室的混合比出现了“凹峰”, 这是由于发动机氧化剂流量降低得比较慢造成的, 同时引起了发动机混合比和真空比冲变化曲线中的“凸峰”, 其他参数变化的曲线比较平稳。

从图7可以看出, 当发动机推力变化的范围比较大时, 发动机各参数变化的过渡过程时间比较长, 基本上要在5秒左右才能重新达到一个新的稳定状态。而且在变化过程中各参数的变化曲线都有变化比较剧烈的过程, 富燃预燃室的燃气温度的峰值接近了允许值的上限, 比较危险。这是由于阀门的流通面积在较短时间内进行了大范围的调节造成的, 在发动机的工作过程中应该尽量避免这种现象的出现。

4 结 论

通过建立全流量补燃循环发动机非线性动态数学模型, 进行了发动机性能参数在大范围参数扰动以及大范围推力调节过程中动态响应特性的研究, 根据仿真计算和结果分析, 可以得到以下结论:

(1) 通过结合免疫策略算法开发的变步长四阶龙格-库塔法对全流量补燃循环发动机进行了动态响应过程的仿真计算可知, 所采用的计算方法稳定性较好、精度高, 能够满足模拟计算的需要。

(2) 对于所研究的全流量补燃循环发动机系统, 在保证泵不发生气蚀的前提下, 可以知道, 发动机入口压强的变化对系统动态过程的品质影响

不大,虽然在过渡过程中出现了预燃室燃气温度以及泵的转速出现了“凸峰”或“凹峰”,但是峰值比较小,不会对发动机的性能以及可靠性造成不利的影响。

(3) 全流量补燃循环发动机在进行推力调节的过程中,如果调节的范围比较小,那么发动机大多数参数变化曲线比较平稳,有出现峰值的参数峰值也比较小,不会对发动机造成坏的影响;但是如果在短时间内在大范围内减小发动机的推力,发现发动机各系统参数过渡过程振动比较大,对发动机工作的稳定性和可靠性可能会造成不利的影响。因此在发动机进行大范围推力调节时应该将调节的时间适当延长,或者进行分级调节,每一次调节的幅度都不要太大。

参考文献:

[1] 格列克曼 В.Ф. 液体火箭发动机自动调节[M]. 北京: 宇航出

版社, 1994.

[2] 契万诺夫. 液体火箭发动机工作过程的数学模拟[M]. 中国航天科技集团公司第十一所(译). 西安: 2000.

[3] 尘军. 液氢液氧高压补燃发动机系统和瞬变特性研究[D]. 北京: 中国科技集团公司, 2002.

[4] 刘红军. 补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司第十一所, .

[5] Mason J R. Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System[R]. N 91- 24340, 1989

[6] SSM E Engine Model[R]. RSS- 8549- 2, N 76- 15264

[7] 王磊, 潘进, 焦李成, 免疫算法[J]. 电子学报, 2000, (7): 74 ~ 78.

Wang Lei, Pan Jin, Jiao Licheng. The Immune Algorithm[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2000, (7): 74 ~ 78.

[8] 徐士良. C 常用算法程序集[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.

[9] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.