

DOI:10.16329/j.cnki.zrht.2023.04.009

# 全流量补燃循环发动机流量调节器起调过程仿真研究

刘子岩, 苏展, 高玉闪, 邢理想, 武晓欣  
(西安航天动力研究所, 西安 710100)

**摘要:**针对全流量补燃循环液氧甲烷发动机流量调节器起调过程,建立了流量调节器、涡轮泵等发动机组件起动过程数学模型,对发动机起动过程进行了仿真计算,分析了不同的流量调节器特性参数对发动机起动过程的影响。结果表明,起动过程中流量调节器会经历未起调—起调—稳态工作这3个过程,不合适的起动参数会造成流量调节器流量相较于节流窗口开度而超调,引起发动机各系统参数波动,对发动机结构形成压力冲击。通过适当增大流量调节器阻尼孔开度、推迟转初级起始时间可抑制超调现象以及发生器温度峰过高等危险情况,可提高发动机起动品质。

**关键词:**液体火箭发动机;全流量补燃循环;液氧/甲烷推进剂;起动过程;流量调节器  
**中图分类号:**V434 **文献标识码:**A **文章编号:**1674-5825(2023)04-0478-09

## Study on Simulation of Start-up Process of Flow Regulator of Full-flow Staged Combustion Cycle Engine

LIU Ziyan, SU Zhan, GAO Yushan, XING Lixiang, WU Xiaoxin  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Targeting the start-up process of the flow regulator of the full flow combustion cycle liquid oxygen methane engine, the mathematical model of the start-up process of the engine components such as the flow regulator and the turbopump were established. The simulation model of the start-up process was also established, and the influence of the characteristic parameters of the flow regulator on the start-up process of the engine was analyzed. The simulation results showed that the flow regulator underwent three processes including the non-start-up process, during start-up process and the steady-state operation process. The unsuitable start-up characteristic parameters could cause the flow of the flow regulator to overshoot compared to the opening of the throttling window, leading to the fluctuation of the parameters of the engine system, and forming a pressure impact to the engine structure. The engine start-up quality could be improved by appropriately increasing the damping hole of the flow regulator, postponing the conversion time of the flow regulator to suppress overshoot and the danger of over-high gas generator temperature peak.

**Key words:** liquid rocket engine; full-flow staged combustion cycle; LOX/ methane propellant; start-up procedure; flow regulator

收稿日期:2023-02-24;修回日期:2023-06-06

第一作者:刘子岩,男,硕士研究生,研究方向为液体火箭发动机系统仿真。E-mail:liuziyan\_htdl@163.com

## 1 引言

全流量补燃循环具有性能高、涡轮入口温度低、端面密封相容性好等优点<sup>[1-2]</sup>,加之液氧甲烷推进剂的性能优势,可以有效提高发动机的可重复使用性能。不过全流量补燃循环发动机系统复杂、组件间耦合性强、研制难度大,仅美国 SpaceX 公司研制的全流量补燃循环液氧甲烷发动机 Raptor 成功进行过飞行试验。北京航空航天大学从 2003 年开始进行了全流量补燃循环氢氧发动机的相关研究工作<sup>[2-8]</sup>。近年来,西安航天动力研究所开展了全流量补燃循环发动机系统方案论证<sup>[9]</sup>和燃气喷注器缩尺试验研究<sup>[10]</sup>,而全流量补燃循环发动机起动过程需要同时考虑富氧燃气发生器和富燃燃气发生器与 2 台涡轮泵的匹配性,这与中国现有的补燃循环发动机<sup>[11-13]</sup>起动方案存在较大差异,因此有必要针对其起动过程进行研究。

流量调节器作为一种流量调节和稳定的装置,在现代液体火箭发动机中得到了广泛的应用<sup>[14]</sup>,例如俄罗斯 RD-180、RD-0120 发动机以及中国 120 吨级高压补燃循环液氧煤油发动机 YF-100<sup>[15]</sup>和 500 吨级液氧煤油发动机<sup>[16]</sup>。流量调节器通常安装在发生器燃料副路上,全流量补燃循环发动机的流量调节器同样安装在富氧燃气发生器燃料副路上。当流量调节器开度略微变化,就可以使发生器内混合比产生较为明显的变化,从而改变发动机推力,并且可以稳定进入发生器的燃料流量,而不受外部因素变化的影响<sup>[17]</sup>。

国内外研究人员对流量调节器从静态特性<sup>[18]</sup>、动态特性以及稳定性方面<sup>[19-20]</sup>进行了大量研究。其中刘红军<sup>[21]</sup>对流量调节器动态响应特性进行了研究,发现当压降小于某一起调压降时,调节器阀芯无法克服弹簧的预紧力,套筒无法作动,此时调节器相当于一个带孔板的短管;王昕<sup>[22]</sup>对调节器进行了动态特性研究,发现阻尼孔对流量调节器实现流量控制具有重要影响,当阻尼孔直径变小,滑套移动速度变慢,当直径增大,调节器抗低频扰动能力增强;管杰等<sup>[23]</sup>设计了一种液流试验系统,通过试验分析了流量调节器的起调过程。

高压补燃循环液氧煤油发动机 YF-100 借助高压起动箱,其流量调节器在发动机的起动过程

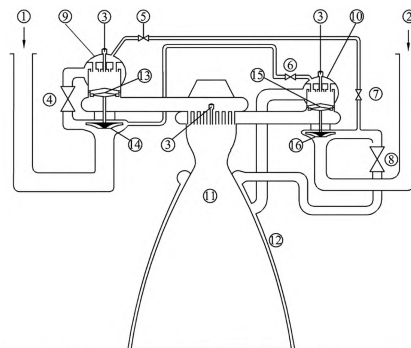
中均处于起调工作状态,即流量调节器始终可以对进入发生器的燃料流量进行有效控制;而全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动时,其位于富氧燃气发生器燃料供应路上的流量调节器需要经历从初始未起调状态过渡到稳态工作状态过程,这与 YF-100 明显不同,因此有必要对流量调节器的起调过程以及不同的流量调节器特性参数对发动机起动过程的影响进行分析研究。

本文针对全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动过程,建立描述发动机起动过程数学模型,使用面向对象仿真语言 Modelica,分析流量调节器阻尼孔大小、流量调节器转初级起始时间这 2 个特性参数对自身起调过程以及发动机起动过程的影响,可为其他类型推进剂的全流量补燃循环发动机及部分补燃循环发动机的研制提供参考。

## 2 数学模型

### 2.1 发动机系统组成

图 1 给出了全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统简图,发动机系统由推力室、富氧燃气发生器、富燃燃气发生器、氧涡轮泵、燃料涡轮泵、流量调节器、以及控制阀门组成。



①液氧入口;②燃料入口;③火炬点火器;④富氧燃气发生器氧化剂阀;  
⑤富氧燃气发生器燃料阀;⑥富燃燃气发生器氧化剂阀;⑦流量调节器;  
⑧富燃燃气发生器燃料阀(燃料主阀);⑨富氧燃气发生器;  
⑩富燃燃气发生器;⑪推力室;⑫冷却夹套;⑬氧涡轮;⑭氧主泵;  
⑮燃料涡轮;⑯燃料主泵

图 1 全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统简图  
Fig. 1 Schematic diagram of full-flow staged combustion cycle LOX/Methane engine system

发动机起动时,氢气首先驱动两涡轮泵起旋,随后分别打开富氧/富燃燃气发生器推进剂供应阀门,发生器在火炬点火器的作用下点火燃烧,产生燃气接力氢气继续驱动涡轮转速进一步快速爬升,随后在流量调节器和阀门的控制作用下使发动机转入初级以及主级工况。

## 2.2 流量调节器模型

流量调节器的结构如图2所示,发动机还未起动时,滑阀此时位移为0,流量调节器相当于一个节流装置;随着发动机逐渐开始起动,当流量调节器前后压差逐渐增大超过其起调压降后,滑阀开始克服弹簧初装力向滑阀窗口减小的一侧移动;当调节器前后压差达到稳态值后,滑阀也运动到稳态位置。此后,当前后压差在一定范围内变化时,滑阀均可通过运动改变滑阀窗口的流通面积,从而抵消压差变化的影响,达到稳定流量的目的。当流量调节器主动转级时,控制信号通过调节齿轮改变节流窗口的流通面积,从而改变通过调节器的流量。

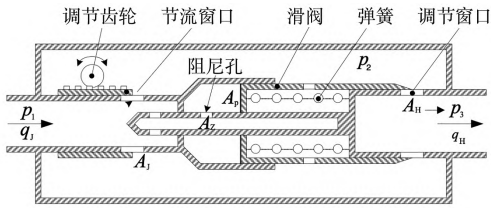


图2 流量调节器示意图

Fig. 2 Schematic diagram of flow regulator

流过节流窗口的质量流量  $q_j$  为式(1):

$$\frac{L_j}{A_j} \frac{dq_j}{dt} = p_1 - p_2 - \frac{\xi_j}{2\rho A_j^2} q_j |q_j| \quad (1)$$

式中,  $L_j$ 、 $A_j$  分别为节流窗口的节流长度和流通面积,  $\xi_j$  为调节器节流窗口静态流阻系数,  $p_1$ 、 $p_2$  分别为调节器入口和中间腔的压力,  $\rho$  为介质密度。

流过滑阀口的质量流量  $q_h$  为式(2):

$$\frac{L_h}{A_h} \frac{dq_h}{dt} = p_2 - p_3 - \frac{\xi_h}{2\rho A_h^2} q_h |q_h| \quad (2)$$

式中,  $L_h$ 、 $A_h$  分别为滑阀口的平均节流长度和平均流通面积,  $p_3$  为调节器出口压力,  $\xi_h$  为滑阀口的静态流阻系数。

调节器中间腔压力  $p_2$  为式(3):

$$\frac{V}{a^2} \frac{dp_2}{dt} = q_j - q_h + \rho A_p v \quad (3)$$

式中,  $V$  为中间腔体积,  $A_p$  为滑阀作动面积,  $a$  为液体的声速,  $v$  为滑阀运动速度。

滑阀的运动方程式如(4)、(5)所示:

$$m \frac{dv}{dt} = (p_1 - p_2) A_p - K x_h - B_v v - F_T + F_Y \quad (4)$$

$$\frac{dx_h}{dt} = v \quad (5)$$

式中,  $m$  为流量调节器中运动件的折算质量,  $K$  为阀滑弹簧的刚度,  $x_h$  为滑阀的行程,  $B_v$  为折算摩擦系数,  $F_T$  为弹簧的初装力,  $F_Y$  为滑阀边缘承受的液动力。

## 2.3 热力组件模型

热力组件包括燃气发生器和主燃烧室,采用等效时滞模型进行描述<sup>[23-24]</sup>。

燃烧产物的做功能力  $RT$  由式(6)确定:

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(K_g, p) - a\Delta RT - RT \quad (6)$$

式中,  $\tau_g$  为燃气在热力组件中的停留时间,  $RT(K_g, p)$  为对应于液氧/甲烷混合比  $K_g$  和压力  $p$  时的理论  $RT$  值,  $a$  为逻辑损失系数,  $\Delta RT$  为涡轮做功后燃气下降值。

推进剂组元混合比  $K_g$  为式(7):

$$\frac{dK_g}{dt} = \frac{K_g + 1}{m_g} \left[ \frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{K_i}{K_i + 1} q_{mgi} - K_g \left( \frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{1}{K_i + 1} q_{mgi} \right) \right] \quad (7)$$

式中,  $K_i$ 、 $\frac{K_i}{K_i + 1} q_{mgi}$ 、 $\frac{1}{K_i + 1} q_{mgi}$  分别为热力组件入口处燃气的推进剂组元混合比、燃气中所占的氧化剂质量和燃料质量,  $m_g$ 、 $m_{lo}$ 、 $m_{lf}$  分别为热力组件中积存的燃气质量、液氧质量、液态燃料质量,  $\tau_o$ 、 $\tau_f$  分别为液氧、燃料的转化时间。

热力组件中压力  $p$  为式(8):

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V_g} \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \frac{d(RT)}{dt} - \frac{p}{V_g} \frac{dV_g}{dt} \quad (8)$$

式中,  $V_g$  为热力组件中的气体容积。

## 2.4 涡轮泵模型

涡轮泵转子转动方程式为式(9):

$$J \frac{2\pi}{60} \frac{dn}{dt} = M_t - M_p \quad (9)$$

式中,  $J$  为涡轮泵转子的转动惯量,  $n$  为转速,  $M_t$ 、 $M_p$  分别为涡轮力矩和泵的负载力矩。

涡轮力矩  $M_t$  为式(10)、(11):

$$M_t = \frac{60P_t}{2\pi n} \quad (10)$$

$$P_t = \eta_t q_{mt} \frac{k}{k-1} RT_{it} \pi_t^{\frac{1-k}{k}} \quad (11)$$



式中,  $P_t$  为涡轮功率,  $\eta_t$  为涡轮效率,  $q_{mt}$  为涡轮流量,  $k$  为绝热指数,  $R$  为气体常数,  $T_{it}$  为涡轮入口温度,  $\pi_t$  为涡轮压比。

涡轮燃气流量  $q_{mt}$  为式(12):

$$q_{mt} = \mu A_t \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} q(\lambda) \frac{P_{it}}{\sqrt{RT_{it}}} \quad (12)$$

式中,  $\mu A_t$  为当量流通面积,  $q(\lambda)$  为气体流量函数,  $P_{it}$  为涡轮入口压力。

泵的负载力矩  $M_p$  为式(13):

$$M_p = \frac{60 \Delta p q_{mp}}{2 \pi n \rho_p \eta_p} \quad (13)$$

式中,  $\Delta p$  为泵的扬程,  $q_{mp}$  为泵的流量,  $\rho_p$  为泵工作介质密度,  $\eta_p$  为泵的效率。

### 2.5 其他组件模型

用于全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动过程仿真的其他组件,如液体管路模型<sup>[15]</sup>、节流阀模型<sup>[16]</sup>及考虑低温推进剂充填的非稳态换热模型<sup>[25]</sup>等,限于篇幅不再详述。

## 3 仿真结果与分析

### 3.1 仿真模型建立

利用上述数学模型,基于采用 Modelica 语言开发的液体动力系统动态特性仿真模型库(Transient Simulation of Liquid Propulsion System, Tullips)<sup>[26]</sup>,通过对发动机组件模型的补充建模与二次开发,利用面向对象建模思想,对各组件仿真模型进行连接,建立起全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动过程仿真模型如图3所示。

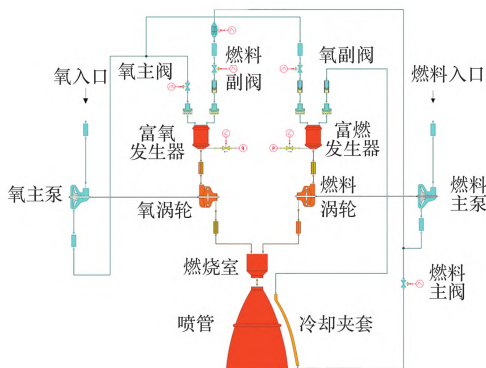


图3 全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动过程仿真模型

Fig.3 Start-up simulation model of full-flow staged combustion cycle LOX/Methane engine

### 3.2 流量调节器起调过程分析

对于未配置高压起动箱的流量调节器,其起调过程会在发动机的起动过程中完成,并且流量调节器特性参数的选取将影响流量调节器自身的起调过程以及发动机的起动特性。图4给出了当流量调节器转初级起始时间这一特性参数选取不合适时,发动机起动过程中流量调节器节流窗口开度  $A_j$ 、滑阀运动距离  $x_H$ 、调节器前后压差  $\Delta p$  以及富氧燃气发生器燃料副路气液总流量  $q_{mfgo}$  的变化曲线。为便于观察,  $A_j$ 、 $x_H$ 、 $\Delta p$  和  $q_{mfgo}$  均以该数值在起动过程中的最大值为基准,作归一化处理。

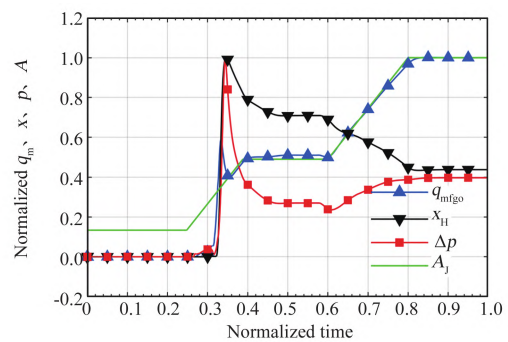


图4 特性参数选取不合适时流量调节器各参数曲线  
Fig.4 The curve of each parameter of flow regulator when the characteristic parameters are not suitable

若流量调节器已起调并进入稳态工作状态,则燃料副路的流量曲线理应从于节流窗口开度的变化曲线而变化,对应图4归一化时间0.36~1内,  $q_{mfgo}$  跟随  $A_j$  的变化而变化的过程。定义流量曲线超过节流窗口开度曲线时为流量超调,即对应归一化时间0.32~0.36内,  $q_{mfgo}$  超过  $A_j$  的现象。在归一化时间0~0.36内,流量曲线并未依从于节流窗口开度曲线,此时间内流量并未完全受流量调节器的控制,流量调节器还未进入稳态工作状态,下面对归一化时间0~0.36内流量调节器的起调过程进行分析:

1) 在归一化时间0~0.26内,滑阀处于全开位置,流量调节器相当于一个节流阀,0.26时调节器节流窗口面积开始增大,流量随节流窗口面积的增大而增大。

2) 在归一化时间0.27时,流量调节器总压差开始增加,而由于归一化时间0.27~0.31内总压差过小,滑阀未能克服弹簧初装力,流量调节器处

于未起调状态,此时经过流量调节器的流量随压差的增大而增大。

3) 归一化时间为 0.31 时,在压差的作用下,滑阀得以克服弹簧力开始向滑阀窗口面积减小的方向运动,这会抑制流量增长的趋势,不过此时富燃燃气发生器已点火产生燃气驱动燃料泵快速起旋,压差快速增大,流量继续快速增大。

4) 归一化时间为 0.31~0.36 时,流量持续增大并于 0.34 时刻达到超调峰值点;随后在 0.34~0.36 时流量回落,并在 0.36 时开始依从于节流窗口开度变化。需要注意的是,前后压差及滑阀移动距离在 0.31~0.36 时继续增大,于 0.36 时刻才达到超调峰值点,这意味着在 0.34~0.36 内,由于滑阀口面积持续减小,流量变化的主导作用已由前后压差变为了滑阀口面积。

5) 在归一化时间 0.36 之后,流量调节器流量可以很好地跟随节流窗口开度变化而变化,认为流量调节器已处于稳态工作状态。

流量调节器位于富氧燃气发生器燃料供应路上影响着燃料副路流量,若燃料副路流量超调会对发动机其他各参数产生不利影响。图 5 给出了流量调节器特性参数选取不合适时,发动机起动过程中氧/燃料涡轮转速  $n_{to}/n_{tf}$ 、氧/燃料泵后压力  $p_{epo}/p_{epf}$  的变化情况, $n_{to}$ 、 $n_{tf}$ 、 $p_{epo}$  和  $p_{epf}$  均以该数值对应的稳态值为基准作归一化处理。

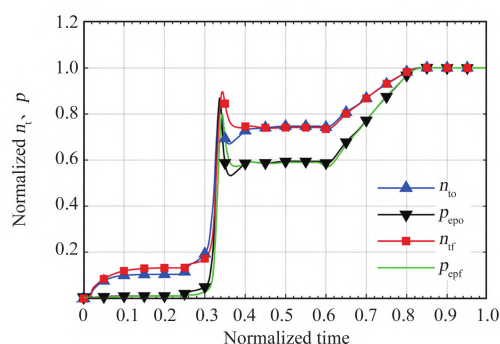
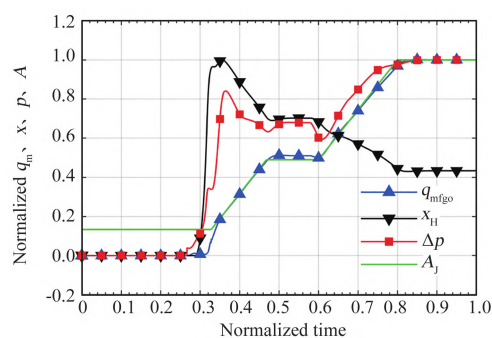


图 5 特性参数选取不合适时涡轮泵各参数曲线  
Fig. 5 The curve of each parameter of turbo-pump when the characteristic parameters are not suitable

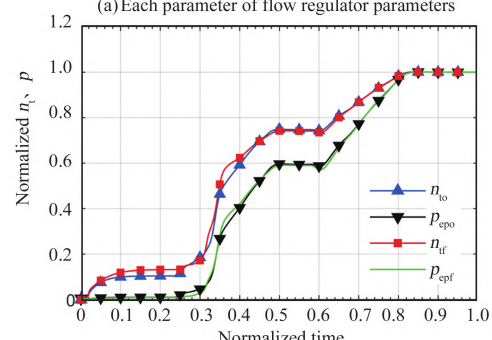
由图 5 可知,燃料副路的流量超调使得富氧燃气发生器起动能量增多,驱动氧涡轮泵快速起旋,并出现转速和泵后压力的超调。这使进入富燃燃气发生器的氧化剂流量增多,富燃燃气发生

器温度同样升高,产生高温燃气驱动燃料涡轮泵快速起旋并形成超调,这可能会使得发动机结构受到冲击而破坏,甚至导致发动机起动失败。

因此,合适的起动过程应尽量避免由于调节器有一段时间的非稳态工作过程而导致的流量超调,图 6 给出了在合适的流量调节器特性参数下发动机起动过程中各参数的变化情况。



(a) 流量调节器各参数  
(a) Each parameter of flow regulator parameters



(b) 涡轮泵各参数  
(b) Each parameter of turbopump parameters

图 6 合适的特性参数下发动机起动过程仿真曲线  
Fig. 6 Simulation curve of engine start-up process under normal sequence

可以看到,在归一化时间 0~0.36 内,即使流量并没有完全依从于节流窗口开度的变化,但起动过程中未出现燃料副路的超调、波动,发动机各项参数变化平稳,起动品质较高。

由此可以得知,全流量补燃循环发动机起动过程中流量调节器会经历:未起调一起调但未进入稳态工作状态—稳态工作状态这 3 个过程。而危险则容易发生在起调但未进入稳态工作状态的第 2 个过程内,此时涡轮泵快速起旋,压力、流量迅速升高,若发动机起动参数设置不合理,则易出现燃料副路流量超调,造成起动能量超调,甚至导致起动失败。

### 3.3 起动过程影响因素分析

发动机能否安全、可靠、平稳地起动,需要起

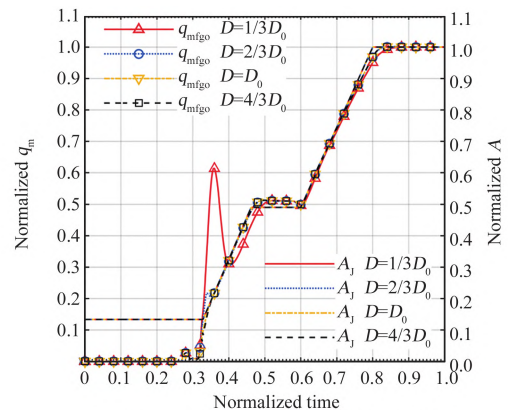
动参数的合理组合与起动能量的合理分配,由前文分析可知,不合适的起动参数,将出现流量调节器流量的超调,造成发动机起动能量的超调,下面将从流量调节器阻尼孔大小、转初级起始时间 2 个方面的特性参数的变化,分析其对全流量补燃循环液氧甲烷发动机起动过程的影响。

### 3.3.1 流量调节器阻尼孔大小的影响

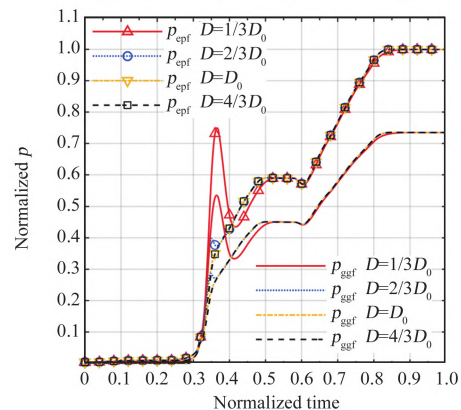
阻尼孔大小对流量调节器实现流量控制起着重要的影响,其从流量调节器自身结构的角度决定了流量调节器阻尼腔取压通道的通畅程度,从而影响流量调节器的起调过程。图 7 给出了将阻尼孔面积  $D$  变为设计值  $D_0$  的  $1/3$ 、 $2/3$  以及  $4/3$  时,对发动机起动过程的影响。图 7(a) 为富氧燃气发生器燃料副路流量  $q_{\text{mfgo}}$  和流量调节器节流窗口面积  $A_j$  的变化情况,左、右纵轴分别为流量和面积。图 7(b) 为燃料泵后压力  $p_{\text{epf}}$  和富燃燃气发生器压力  $p_{\text{gsf}}$  的变化情况,以燃料泵后压力为基准归一化。图 7(c) 为氧泵后压力  $p_{\text{epo}}$  和富氧燃气发生器压力  $p_{\text{ggo}}$  的变化情况,以氧泵后压力为基准归一化。

从图 7(a) 中可以观察到,当阻尼孔大小为  $D_0$  和  $4/3D_0$  时,燃料副路流量很好地依从于节流窗口面积变化曲线,当阻尼孔大小为  $2/3D_0$  时,观察发现燃料副路流量在归一化时间 0.32 时相对于节流窗口面积出现了小幅度的超调;当阻尼孔大小为  $1/3D_0$  时,燃料副路流量在归一化时间 0.35 时相对于节流窗口面积出现了较大幅度的超调。

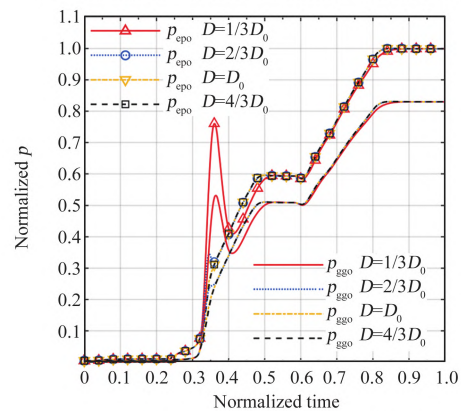
当阻尼孔较小时,流量调节器响应能力较弱,滑阀移动速度较慢,流量调节器需要较长的时间才可将流量变化的主导作用由前后压差变为滑阀窗口面积,故大量的超调流量通过调节器进入了发生器内,这会使得富氧燃气发生器燃气能量较高,驱动氧涡轮泵起旋速率过快而同样产生超调,继而使得进入富燃燃气发生器的氧副路流量增多,富燃燃气发生器燃气能量升高,驱动燃料涡轮泵快速起旋。最终导致图 7(a)、(b) 中发动机氧/燃料泵出口压力、富氧/富燃燃气发生器压力等参数均产生了较大的超调量,由此会对发动机结构带来高压、高冲击的不良影响。因此可适当增大阻尼孔的大小,以抑制超调现象的发生,改善



(a) 燃料副路流量、流量调节器节流窗口面积  
(a) Fuel by-pass flow rate, flow regulator throttling window area



(b) 燃料泵出口压力、富燃燃气发生器压力  
(b) Fuel pump outlet pressure, fuel-rich gas generator pressure



(c) 氧泵出口压力、富氧燃气发生器压力  
(c) Oxidizer pump outlet pressure, oxidizer-rich gas generator pressure

图 7 阻尼孔大小不同对起动过程的影响

Fig. 7 Influence of different damping hole size on start-up process

起动品质。

### 3.3.2 流量调节器转初级起始时间的影响

发动机在点火初期各组件工作状态远偏离额定点,不宜在点火初级工况下长时间停留,需要在流量调节器的控制作用下进行转级动作。流量调



节器转初级将使富燃燃气发生器燃料副路流量增大,富氧燃气发生器内燃气温度升高,驱动氧涡轮泵转速快速爬升,氧泵做功能力快速增强,促使富燃燃气发生器氧化剂副路流量增大,富燃燃气发生器内燃气温度同样升高,驱动燃料涡轮泵转速快速爬升,燃料泵做功能力快速增强。因此流量调节器转初级起始时间是一个非常重要的参数,参考典型大推力液氧煤油发动机流量调节器转初级起始时间的选择情况<sup>[14-16]</sup>,对全流量补燃循环发动机进行设置。

图8给出了流量调节器转初级起始时间 $t$ 分别为归一化时间0.25、0.33和0.41时,对发动机起动过程的影响。图8(a)为富氧燃气发生器燃料副路流量 $q_{mfo}$ 和流量调节器节流窗口面积 $A_j$ 的变化情况,左、右纵轴分别为流量和面积;图8(b)、(c)分别为富氧燃气发生器温度 $T_{ggo}$ 和富燃燃气发生器温度 $T_{ggf}$ 的变化情况;图8(d)为燃料

泵出口压力 $p_{epf}$ 和氧泵出口压力 $p_{epo}$ 的变化情况,以燃料泵后压力为基准归一化。

由图8(a)可以看出,当转初级起始时间较早时,富氧燃气发生器燃料副路流量相对于节流窗口面积出现了较为明显的超调量,富氧燃气发生器内燃料流量较多。由图8(b)可见造成富氧燃气发生器温度峰较高,其超过了稳态工作温度的1.5倍,且超过稳态工作温度的持续时间也较长。若假设不烧蚀富氧燃气发生器及氧涡轮结构,高温的燃气驱动氧涡轮泵快速起旋,氧泵做功能力迅速增强,使得进入富燃燃气发生器的氧流量迅速增加。由图8(c)可见,富燃燃气发生器出现了极高的温度峰,甚至超过了稳态工作温度的3.5倍,极大可能烧蚀富燃燃气发生器以及燃料涡轮。若继续假设不烧蚀富燃燃气发生器及燃料涡轮结构,高温的富燃燃气也驱动燃料涡轮泵快速起旋,调节器前后压力迅速升高,调节器滑阀来不及响

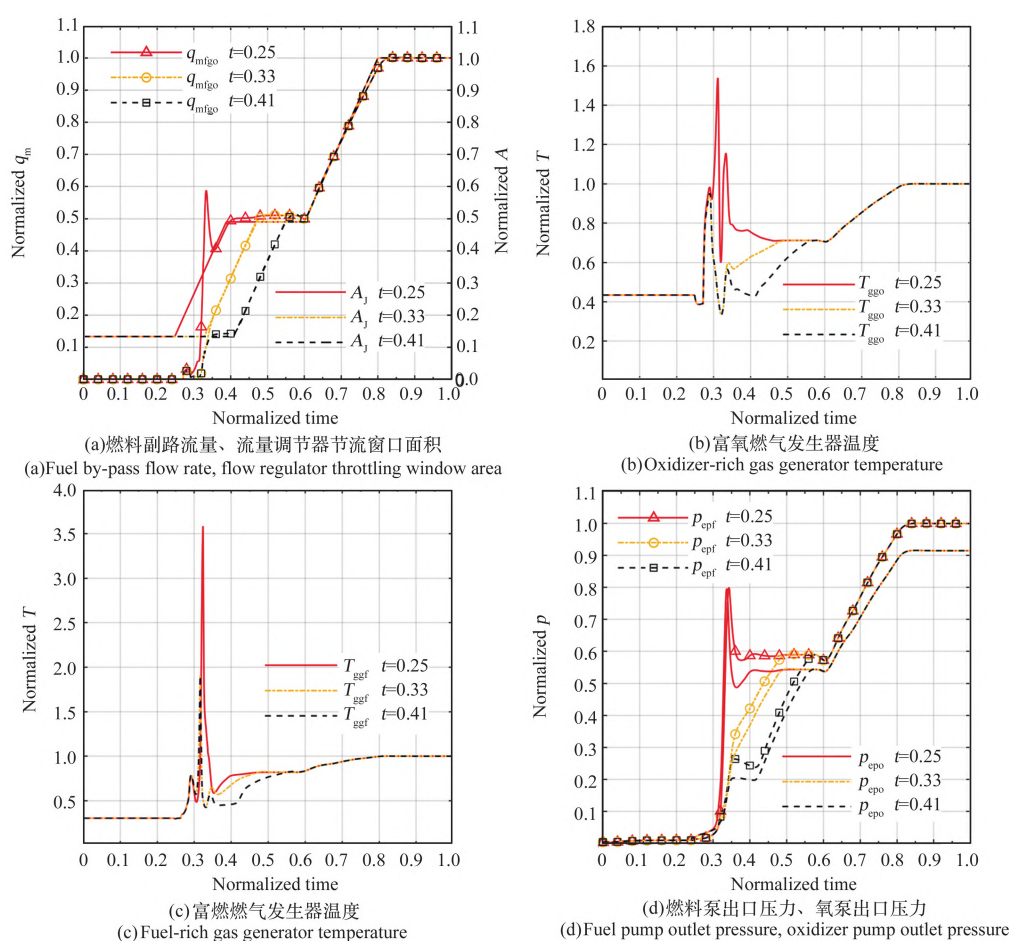


图8 转初级起始时间不同对起动过程的影响  
Fig. 8 Influence of different conversion time on start-up process

应,从而出现了流量的超调。流量的超调意味着起动能量的超调,从而会造成由图 8(d)可见的富氧/富燃泵出口压力的超调,对发动机的结构带来冲击,因此可以适当推迟流量调节器转初级时间以抑制超调的发生,提高起动品质。

而当转初级起始时间较晚时,由图 8(a)可知富氧燃气发生器燃料副路流量可以依从于节流窗口面积开度变化,不过由于其他阀门已按程序转级,所以富氧燃气发生器温度会快速降低,由图 8(b)可见,在归一化时间 0.35~0.4 内,有发生器火焰熄灭的风险,因此转初级起始时间也不可过晚。

#### 4 结论

本文以全流量补燃循环液氧甲烷发动机及流量调节器为研究对象,利用 Modelica 语言建立了发动机起动过程仿真计算模型,研究了流量调节器起动过程及不同的流量调节器参数对起动过程的影响,结论如下:

1) 全流量补燃循环发动机起动过程中流量调节器会经过未起调一起调—稳态工作这 3 个过程,在达到稳态工作状态之前,通过流量调节器的流量无法完全受流量调节器的控制;

2) 流量调节器流量超调会带来起动能量的超调,引发泵出口压力、发生器压力等参数的波动,对发动机结构造成冲击,或造成发动机起动失败;可通过适当增大流量调节器阻尼孔开度、推迟流量调节器转初级起始时间,抑制超调现象的发生以提高发动机起动品质;

3) 流量调节器转初级起始时间过早,会使富氧燃气发生器产生超过其稳态温度 3.5 倍的温度峰,富氧燃气发生器产生超过其稳态温度 1.5 倍的温度峰。

#### 参考文献 (References)

- [1] Kramer R, Martin J. Undeveloped rocket cycle applications to advanced earth to orbit transportation[R]. AIAA, No. 1990-2438, 1990.
- [2] Goracke B, Levack D, Nixon R. Margin considerations in SS-TO  $O_2/H_2$  engines[R]. AIAA, No. 1994-4676, 1994.
- [3] 金平,蔡国彪. 全流量补燃循环发动机及其特点[J]. 火箭推进, 2003, 29(4): 43-47.  
Jin P, Cai G B. Full flow staged combustion cycle engine and its characteristics[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003, 29(4): 43-47. (in Chinese)

- [4] 蔡国彪,汪小卫,李茂,等. 液体火箭发动机气态燃烧及气态喷射技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2012: 1-2.  
Cai G B, Wang X W, Li M, et al. Gas-Gas Combustion and Gas-Gas Injector Technology of Liquid Propellant Rocket Engine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 1-2. (in Chinese)
- [5] Cai G B, Jin P, Yang L J, et al. Experimental and numerical investigation of gas-gas injectors for full flow stage combustion cycle engine[R]. AIAA, No. 2005-3745, 2005.
- [6] 汪小卫,金平,俞南嘉,等. 富氧预燃室试验启动过程研究[J]. 航空动力学报, 2007(12): 2119-2123.  
Wang X W, Jin P, Yu N J, et al. Start-up experimental research on oxidizer-rich preburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2007(12): 2119-2123. (in Chinese)
- [7] 汪小卫,金平,张国舟,等. 全流量补燃循环试验发动机启动过程[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 407-411.  
Wang X W, Jin P, Zhang G Z, et al. Start-up in a subscale full flow staged combustion cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 407-411. (in Chinese)
- [8] 高玉闪,刘小勇,金平. 全流量补燃循环气态燃烧相似性缩尺试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1554-1559.  
Gao Y S, Liu X Y, Jin P. Reduced-scale test of gas-gas combustion similarity in full-flow stage combustion engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1554-1559. (in Chinese)
- [9] 王海燕,高玉闪,邢理想. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统方案研究[J]. 载人航天, 2019, 25(2): 236-242.  
Wang H Y, Gao Y S, Xing L X. Research on schemes of full flow staged combustion cycle liquid oxygen /liquid methane engine system[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(2): 236-242. (in Chinese)
- [10] 汪小卫,高玉闪,金平,等. 单喷嘴大流量气-气喷射器设计与试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 691-698.  
Wang X W, Gao Y S, Jin P, et al. Design and experiment of high flowrate single element gas-gas injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 691-698. (in Chinese)
- [11] 王春民,张晓光,高玉闪,等. 液氧煤油补燃发动机起动过程氧预压泵加速起旋方案研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1441-1448.  
Wang C M, Zhang X G, Gao Y S, et al. Investigation on schemes for accelerating oxidizer boost pump during start-up of LOX/kerosene staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1441-1448. (in Chinese)
- [12] 李程,刘站国,徐浩海. 双推力室起动同步性研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(4): 16-21+56.  
Li C, Liu Z G, Xu H H. Study on synchronous ignition of dual-thrust chamber engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(4): 16-21+56. (in Chinese)
- [13] 管杰,刘上,刘志让. 补燃发动机完全自身起动过程富氧燃气温度控制[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 33-40.  
Guan J, Liu S, Liu Z R. Temperature control of oxygen-riched gas during complete self start-up process for staged combustion cycle engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 33-40. (in Chinese)
- [14] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社, 2005: 315-316.  
Zhang G T. High Pressure Staged Combustion LOX/Kerosene Rocket Engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 315-316. (in Chinese)
- [15] 徐浩海,刘站国. 补燃循环发动机起动过程涡轮功率控



- 制[J]. 火箭推进, 2006(4): 10-14.
- Xu H H, Liu Z G. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006(4): 10-14. (in Chinese)
- [16] 李程, 杨永强, 徐浩海, 等. 500 t 级液氧煤油补燃发动机启动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 1-7.
- Li C, Yang Y Q, Xu H H, et al. Numerical simulation of start-up process for 500 t thrust LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 1-7. (in Chinese)
- [17] Li B, Zhang R W, Zhang M, et al. A review of throttling technology development for large-thrust liquid rocket engines[J]. Aerospace China, 2021, 22(2): 14-24.
- [18] 许志宇, 李小明. 过载对流量调节器静态特性的影响研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 63-67.
- Xu Z Y, Li X M. Effects of overload on static characteristics of liquid-flow regulator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 63-67. (in Chinese)
- [19] 张森, 徐浩海, 李斌, 等. 流量调节器管路系统自激振荡特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1493-1500.
- Zhang M, Xu H H, Li B, et al. Auto oscillation of flow regulator pipe system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1493-1500. (in Chinese)
- [20] 刘上, 刘红军, 徐浩海, 等. 流量调节器-管路系统频率特性及稳定性[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 631-638.
- Liu S, Liu H J, Xu H H, et al. Frequency characteristics and stability of the flow regulator-pipe system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(4): 631-638. (in Chinese)
- [21] 刘红军. 稳流型流量调节器动态响应特性研究[J]. 推进技术, 1999(1): 61-65.
- Liu H J. Investigation on dynamic response characteristic of a output-flow-stabilized regulator[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999(1): 61-65. (in Chinese)
- [22] 王昕. 流量调节器动态特性研究[J]. 火箭推进, 2004(3): 19-24.
- Wang X. Study on dynamic characteristics of flow regulator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004(3): 19-24. (in Chinese)
- [23] 管杰, 何宏疆, 董万峰, 等. 流量调节器快速起调过程[J]. 火箭推进, 2022, 48(5): 61-68.
- Guan J, He H J, Dong W F, et al. Rapid start-up process of liquid-flow regulator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(5): 61-68. (in Chinese)
- [24] 陈宏玉, 刘红军, 陈建华. 补燃循环发动机强迫启动过程[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3010-3016.
- Chen H Y, Liu H J, Chen J H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12): 3010-3016. (in Chinese)
- [25] 杨永强, 刘站国, 徐浩海. 液氧煤油发动机低温组元两相充填过程研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 11-15.
- Yang Y Q, Liu Z G, Xu H H. Research on two-phase filling process of cryogenic propellant for a LOX/Kerosene LRE[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(2): 11-15. (in Chinese)
- [26] 张睿文, 李斌, 王丹, 等. 大推力液氧煤油补燃发动机分级启动仿真分析[J/OL]. 航空动力学报, 2023: 1-10 [2023-02-23]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20221226.1614.017.html>.
- Zhang R W, Li B, Wang D, et al. Simulation analysis of staged startup of large thrust staged combustion LOX/kerosene rocket engine[J/OL]. Journal of Aerospace Power, 2023: 1-10 [2023-02-23]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20221226.1614.017.html>. (in Chinese)

(责任编辑: 庞迎春)