

深度节流补燃循环发动机系统稳定性研究

陈 文¹, 邢理想¹, 徐浩海¹, 刘志让², 李春红¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要:补燃循环发动机深度节流过程中, 系统参数大范围变化, 低工况时喷注器压降和供应系统节流元件压降较低, 容易出现推进剂供应系统与热力组件耦合的不稳定问题。针对 10:1 深度节流富氧补燃循环发动机, 通过 Nyquist 稳定性分析方法, 对发动机全工况范围内泵后供应系统和燃气系统耦合稳定性进行仿真研究。结果表明:富氧补燃循环发动机燃料供应路与燃气路形成的闭环系统在低工况时, 稳定裕度较低, 改善燃气发生器喷雾燃烧效果以缩短时滞、增加燃气停留时间、在靠近燃气发生器位置增加供应系统压降能提高系统稳定裕度。

关键词:富氧补燃发动机; 深度节流; 系统稳定性; 敏感参数分析; 数值仿真

中图分类号:V434.2 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)03-0041-08

Study on system stability of deep-throttling staged combustion cycled engine

CHEN Wen¹, XING Lixiang¹, XU Haohai¹, LIU Zhirang², LI Chunhong¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: During the deep-throttling process of staged combustion cycled engine, the system parameters vary in a large range. Under the low operating condition, the injection pressure drop and the pressure drop of feed system throttling element are relatively low, so the coupling instability between the propellant feed system and the thermal component is easy to occur. For the 10:1 deep-throttling oxygen-enriched staged combustion cycled engine, the coupling stability of the after-pump feed system and the gas system within the full operating range was studied by Nyquist stability analysis method. The results show that the stability margin of the closed-loop system composed of the fuel feed circuit and the gas circuit is low under low operating conditions of the oxygen-enriched staged combustion cycled engine. The system stability margin is able to be enhanced by improving the evaporation and combustion effect of the gas generator to shorten the time lag, increasing the gas residence time, and increasing the pressure drop near the gas generator.

Keywords: oxygen-riched staged combustion cycled engine; deep-throttling; system stability; sensitive parameter analysis; numerical simulation

收稿日期:2019-03-21; 修回日期:2019-07-31

基金项目:国家载人航天领域预先研究项目(050301)

作者简介:陈文(1990—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

为实现月球登陆和深空探索,世界各国相继进行了大范围变推力发动机研制。美国阿波罗登月飞船下降级发动机 LDME,采用挤压式循环,实现了 10:1 工况调节^[1],美国用于实现重返月球的氢氧膨胀循环发动机 CECE,目前实现了 17.6:1 的推力调节^[2-3]。俄罗斯为载人登月设计的燃气发生器循环发动机,具有 6.4:1 推力调节能力。我国嫦娥三号登月所使用的 7 500 kN 发动机,具有 5:1 变推能力^[4]。深度变推力发动机已经成为月球登陆和太空探索的关键技术。

发动机推力调节一般通过流量调节实现,小范围节流往往只需对发动机进行阀门流通面积改变或者涡轮泵转速调节即可实现^[5],目前我国研制的 120 t 级液氧煤油发动机通过流量调节器可以实现 49% ~ 105% 推力调节,俄罗斯 RD-180 发动机通过流量调节器可以实现 47% ~ 100% 推力调节。发动机深度节流时,系统参数大范围变化,面临的一个关键问题是低工况推进剂供应系统压降过低,易导致热力组件出现低频流量型不稳定燃烧^[6]。我国某富氧燃气发生器 5:1 变工况热试时,低工况出现了明显的低频振荡问题^[7]。

国外发展了较多的基于时滞的燃烧室低频稳定性分析模型,文献[8]对这些模型进行了总结、延伸和仿真计算,仿真结果能较好地预测发动机稳定性并用于指导实际中发动机稳定性设计。近些年,国内对发动机供应系统和热力组件的耦合稳定性仿真开展了一些研究,文献[9-12]提出了基于频域的稳定性计算方法与频率特性分析方法,并对固定推力发动机稳定性进行了分析。目前国内对变推力发动机不稳定性问题进行仿真研究的文献较少,因此有必要对深度节流发动机推进剂供应系统和热力组件耦合特性进行仿真计算,获得影响稳定性的敏感因素,并提出抑制不稳定问题的定量措施。

1 分析模型

1.1 系统方案

根据载人登月和深空探索对液体动力的需求,对发动机循环方式、变推力方式进行分析后^[13-15],提出了 10:1 深度节流液氧煤油补燃循环发动机方

案,系统原理如图 1 所示。

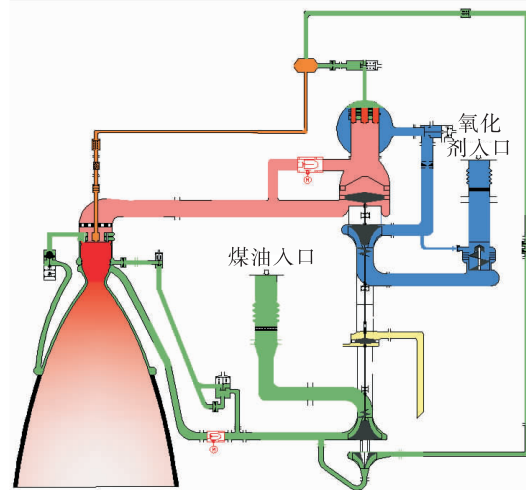


图 1 发动机系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of engine system

发动机采用液氧煤油作为推进剂,为富氧补燃循环方式。所有的液氧由氧化剂预压泵和氧主泵供应至燃气发生器;发动机燃料泵设计为两级,一级燃料泵向推力室供应大流量高压煤油,二级燃料泵向发生器供应小流量而压力更高的煤油。所有的液氧和少量煤油在燃气发生器中燃烧,产生富氧燃气,驱动主涡轮后,进入推力室与主路的煤油进行补燃^[16]。

发动机的推力调节采用燃气分流方案,在主涡轮路设置并联的旁通燃气分流路,通过调节燃气分流阀的流通面积来改变对涡轮做功的燃气流量比例,从而达到工况调节的目的。采用燃气分流推力调节方案,相对燃料路和液氧路同时调节方案,系统配置更为简单。

发生器氧化剂路、燃料路和推力室燃料路均采用双通道喷注器。在 100% ~ 20% 工况范围内,两个通道均打开;在小于 20% 工况时,关闭一个通道,喷注器总流通面积减半,喷注器流阻系数增加以改善系统稳定性。

1.2 频率传递矩阵

推进剂供应系统的动力学特性和热力组件的燃烧、气路动力学特性耦合产生的不稳定现象,振荡频率通常较低。文献[17]对液体火箭发动机工作原理和模型进行了介绍,文献[18]对中低频率范围内的液体火箭发动机各组件的线性化、无量纲化模型进行

了推导。在对各个无量纲线性化传递矩阵进行 Laplace 变换后,可得到各组件的频域传递矩阵。

对管路建立分布参数无量纲传递矩阵为

$$\begin{cases} \delta p(x) \\ \delta Q(x) \end{cases} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\omega x}{a} & -jZ_c \sin \frac{\omega x}{a} \\ -j \frac{1}{Z_c} \sin \frac{\omega x}{a} & \cos \frac{\omega x}{a} \end{bmatrix} \begin{cases} \delta p_1 \\ \delta Q_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\delta p_1, \delta Q_1$ 为管路入口压流量和压力脉动; $\delta p(x), \delta Q(x)$ 为管路 x 位置处压力和流量脉动; ω 为角频率; a 为液体声速; Z_c 为特征阻抗。

阀门、节流孔板、喷注器等局部阻力元件,可以考虑为集中参数模型。无量纲传递矩阵为

$$\begin{cases} \delta p_2 \\ \delta Q_2 \end{cases} = \begin{bmatrix} \frac{p_1}{p_2} & -\frac{2(p_1 - p_2)}{p_2} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} \delta p_1 \\ \delta Q_1 \end{cases} \quad (2)$$

式中 p_1, p_2 为集中阻力元件入口、出口压力稳态值。

燃气发生器可分为燃烧区和流动区。推进剂蒸发、雾化、混合、燃烧发生在燃烧区,认为燃烧区不占体积。液体推进剂在燃烧区内经历一个固定延迟后瞬时转化成燃气,燃烧区传递矩阵为

$$\begin{cases} \delta p_{gg} \\ \delta Q_{mgi} \\ \delta T_{ggi} \\ \delta K_{ggi} \end{cases} = e^{-s\tau_1} \begin{bmatrix} \frac{1}{e^{-s\tau_1}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{k_{ggi}}{k_{ggi} + 1} & \frac{1}{k_{ggi} + 1} \\ 0 & \psi_{gg} & -\psi_{gg} \\ 0 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{cases} \delta p_0 \\ \delta Q_{mog} \\ \delta Q_{mfg} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\delta p_0, \delta Q_{mog}, \delta Q_{mfg}$ 为燃烧区入口压力、液氧流量、燃料流量脉动; $\delta p_{gg}, \delta Q_{mgi}, \delta T_{ggi}$ 为生成燃气的压力脉动、流量脉动、温度脉动; k_{ggi} 为燃烧区混合比; δK_{ggi} 为混合比脉动; s 为复数变量; τ_1 为燃烧时滞; ψ_{gg} 为温度与混合比的无量纲比值。

对于气路流动,如燃气发生器流动区、燃气管、推力室流动区等,低频范围内都可以考虑为绝热流动模型,传递矩阵为

$$\begin{cases} \delta p_{gg} \\ \delta Q_{mt} \\ \delta T_{gg} \\ \delta K_{gg} \end{cases} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\left[\frac{s\tau}{k} + \frac{k-1}{k}(1 - e^{-s\tau})\right] & 1 & 1 - e^{-s\tau} & 0 \\ \frac{k-1}{k}(1 - e^{-s\tau}) & 0 & e^{-s\tau} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & e^{-s\tau} \end{bmatrix} \begin{cases} \delta p_{gg} \\ \delta Q_{mgi} \\ \delta T_{ggi} \\ \delta K_{ggi} \end{cases} \quad (4)$$

式中: τ 为燃气停留时间; k 为绝热指数; $\delta Q_{mt}, \delta T_{gg}, \delta K_{gg}$ 为燃气发生器流动区出口流量脉动、温度脉动、混合比脉动。

当忽略涡轮前后温度变化后,涡轮传递矩阵

$$\begin{cases} \delta p_{et} \\ \delta Q_{mt} \\ \delta T_{et} \\ \delta K_{gg} \end{cases} = \begin{bmatrix} 1 + \frac{1}{\varepsilon_t} & -\frac{1}{\varepsilon_t} & -\frac{1}{2\varepsilon_t} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} \delta p_{gg} \\ \delta Q_{mt} \\ \delta T_{gg} \\ \delta K_{gg} \end{cases} \quad (5)$$

式中: ε_t 为涡轮喷嘴流量的无量纲斜率; $\delta p_{et}, \delta Q_{mt}, \delta T_{et}$ 为涡轮出口压力脉动、流量脉动、温度脉动。实际上,所有气路流阻都可以用传递关系式(5)表示。

推力室中燃料主路燃料和富氧燃气进行补燃燃烧,将其分为燃烧区和流动区,燃烧区考虑固定时滞燃烧模型,燃烧区采用绝热流动模型,由此可推导推力室传递矩阵。

对于供应系统和燃气系统,各组件传递矩阵按照组件连接顺序相乘,可得供应系统总传递矩阵

$$\begin{cases} \delta p_0 \\ \delta Q \end{cases} = \mathbf{M} \begin{cases} \delta p_1 \\ \delta Q_1 \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\delta p_1, \delta Q_1$ 为供应系统入口压流量和压力脉动; $\delta p_0, \delta Q$ 为供应系统出口压力脉动、流量脉动; \mathbf{M} 为供应系统总传递矩阵。

燃气系统总传递矩阵为

$$\begin{cases} \delta p_{n+1} \\ \delta G_{n+1} \\ \delta T_{n+1} \end{cases} = \mathbf{M}_g \begin{cases} \delta p_0 \\ \delta Q \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\delta p_0, \delta Q$ 为燃气系统入口压力、流量脉动; $\delta p_{n+1}, \delta G_{n+1}, \delta T_{n+1}$ 分别为系统第 n 个组件出口燃气的压力脉动、流量脉动、温度脉动; \mathbf{M}_g 为燃气系统总传递矩阵。

1.3 传递矩阵边界条件

文献[19-20]指出气蚀管或者泵在声学上起着一个闭端的作用,所以供应系统以泵出口为声学闭端,由此计算供应系统出口导纳。燃气系统在涡轮喉部或者推力室喉部达到声速,所以燃气系统以涡轮喉部或者推力室喉部为声学边界,声速边界为

$$\delta p - \delta Q - 0.5\delta T = 0 \quad (8)$$

1.4 稳定性分析方法

对发动机泵后供应系统和燃气系统耦合稳定性进行分析。液氧或燃料供应系统和燃气系统组成闭合回路如图 2 所示。

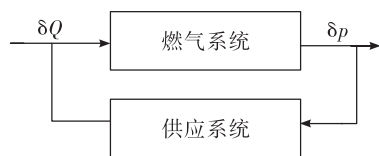


图 2 供应系统与燃气系统组成闭合回路

Fig. 2 Closed loop of feed system and gas system

由传递函数推导方法可得图 2 闭环回路传递方程为

$$G(s) = \frac{(\delta p / \delta Q)_c}{1 - (\delta p / \delta Q)_c (\delta Q / \delta p)_f} \quad (9)$$

式中: $\delta Q / \delta p$ 为系统的导纳; $\delta p / \delta Q$ 为系统的阻抗; 下标 c 为燃气系统; 下标 f 为供应系统。F 传递函数的特征方程为

$$F(s) = 1 - \frac{(\delta Q / \delta p)_f}{(\delta p / \delta Q)_c} \quad (10)$$

根据 Nyquist 稳定性判据, 推进剂供应系统和燃气系统不稳定的充分必要条件有 2 个:

- 1) $(\delta Q / \delta p)_f$ 和 $(\delta p / \delta Q)_c$ 幅值相交;
- 2) $\delta Q, \delta p$ 存在合适的相位滞后。

因此, 进行系统稳定性分析时, 可从导纳曲线上判定, 也可从 Nyquist 曲线上判定。

2 稳定性计算结果分析

2.1 全工况稳定性分析

对燃料供应系统、液氧供应系统和燃气系统仿真, 结果如图 3 和图 4 所示。

由图 3 和图 4 可知, 液氧供应系统和燃气系统在各工况下导纳幅值都未相交, 系统稳定裕度较高。燃料供应系统和燃气系统在各工况下导纳幅值曲线也未相交, 但在 40 ~ 100 Hz 范围内相隔较近, 系统稳定裕度较低。随着工况降低, 供应系统导纳幅值增加, 燃气路导纳变化较为复杂。10% 工况时双通道喷注器处于关闭状态, 供应系统导纳幅值减小, 小于双通道未关闭时 20% 工况导纳幅值。

20% 工况时, 供应系统和燃气系统导纳曲线相隔最近, 系统稳定裕度最低, 最容易发生供应系统和燃气系统耦合的低频不稳定。

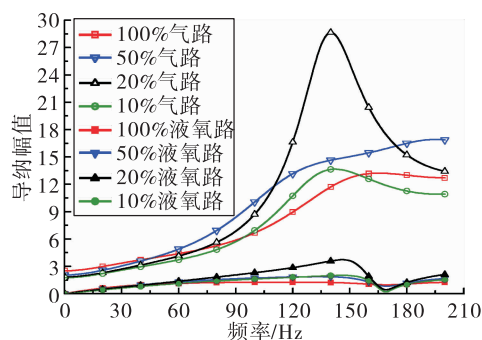


图 3 全工况液氧供应系统和燃气系统导纳

Fig. 3 Admittance of liquid oxygen feed system and gas system of all conditions

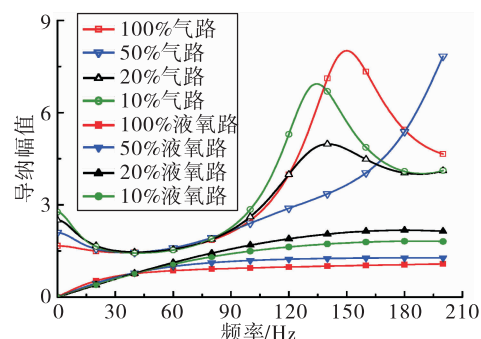


图 4 全工况燃料供应系统和燃气系统导纳

Fig. 4 Admittance of fuel feed system and gas system of all conditions

推力调节到 10% 工况, 未关闭双通道其中一个通道时, 结果如图 5 和图 6 所示。

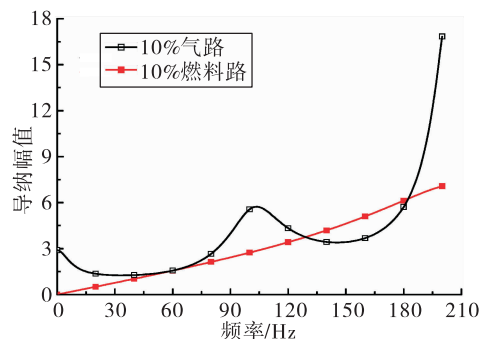


图 5 10% 工况燃料供应系统和燃气系统导纳

Fig. 5 Admittance of fuel feed system and gas system at 10% condition

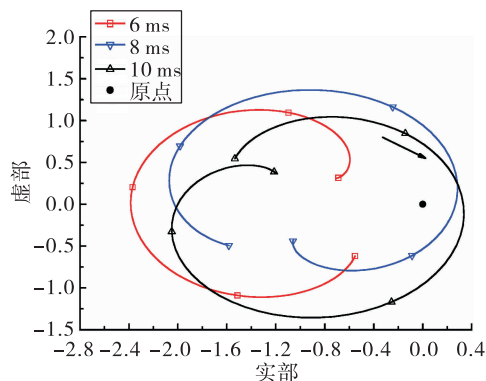


图6 10%工况燃料闭环系统 Nyquist 曲线

Fig. 6 Nyquist curve of fuel closed loop system at 10% condition

由图5和图6可知,燃料供应系统和燃气系统导纳幅值在130~180 Hz内相交,当时滞大于8 ms时 Nyquist 曲线已经包围原点,燃料供应系统和燃气系统耦合形成不稳定,所以在低工况时关闭双通道喷注器其中一个通道能提高发动机系统稳定性,发动机设置双通道喷注器能防止低工况系统不稳定发生。

2.2 稳定性敏感参数分析

2.2.1 燃气发生器时滞

时滞是关联液路和气路的重要参数,时滞和喷注条件、燃烧室工作条件相关,随着工况降低,喷注压降降低、燃气发生器压力降低,时滞可能变长。对未打开双通道喷注器的10%工况进行仿真,结果如图5和图6所示。

可以看出:气路和推进剂供应系统导纳幅值都不随时滞发生改变,所有时滞下导纳幅值曲线重合。不同滞下,稳定性仿真结果不同,当时滞大于8 ms时 Nyquist 曲线包围原点,系统不稳定,而时滞6 ms时 Nyquist 曲线不包围原点,系统稳定。时滞通过改变气路相位影响系统稳定性。发动机时滞一般都在10 ms以内,此范围内时滞变长不利于系统稳定性。

2.2.2 燃气发生器燃气停留时间

燃气发生器停留时间定义为燃气发生器中气体质量和燃气发生器出口燃气流量的比值,对20%工况不同燃气停留时间仿真结果如图7所示。

由图7可知,随着燃气停留时间增加,燃气路燃料入口导纳幅值增加,曲线向上偏移,系统稳定裕

度增加。随着停留时间增加,燃气路燃料入口导纳受熵波影响形成的起伏峰向低频方向移动。停留时间1 ms时燃料路和燃气路燃料入口导纳幅值在80~160 Hz相交,满足了不稳定的额幅值条件。80~160 Hz范围内燃料闭环系统 Nyquist 曲线如图8所示。停留时间1 ms时燃料闭环系统 Nyquist 曲线包围原点,表明燃料供应系统和燃气系统满足了不稳定的充要条件,可见停留时间过短,不利于系统稳定性。

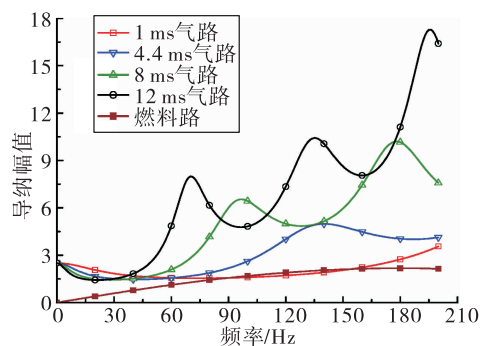


图7 不同燃气停留时间燃料供应系统和燃气系统导纳

Fig. 7 Admittance of fuel feed system and gas system of different gas residence time

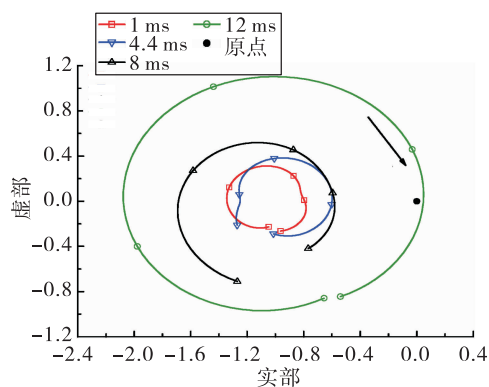


图8 不同燃气停留时间燃料闭环系统 Nyquist 曲线

Fig. 8 Nyquist curve of fuel closed loop system of different gas residence time

燃气发生器容积越大,燃气发生器中燃气质量越大,燃气停留时间越长;容积越大,燃气压缩性也越大。燃气压缩性变大使得燃气压力波动变小,在受到相同供应系统入口流量扰动时,发生器入口导纳幅值将变大,所以导纳曲线向上偏移,系统稳定

裕度提升。燃气停留时间是熵波特征时间,燃气停留时间变长,则熵波频率降低,所以熵波引起的导纳曲线的起伏峰值向低频方向移动。

2.2.3 推进剂供应系统压降

对稳定裕度最低的20%工况,给定不同供应系统压降,推进剂供应系统出口导纳和燃气路入口导纳仿真结果如图9和图10所示,图中压降倍数是氧主泵或燃料二级泵出口到燃气发生器喷注器出口压降调节为原设计压降的倍数,其中氧路压降调节时,燃料路压降保持不变,燃料路压降调节时,氧路压降保持不变。

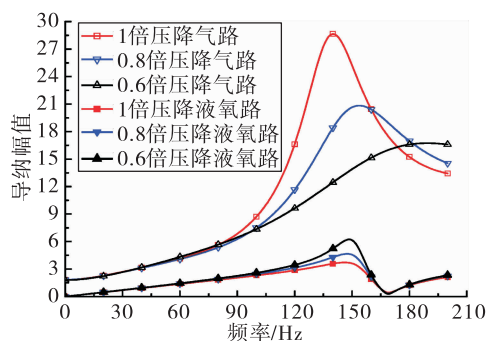


图9 不同供应系统压降液氧供应系统和燃气系统导纳
Fig. 9 Admittance of liquid oxygen feed system and gas system of different supply system pressure drop

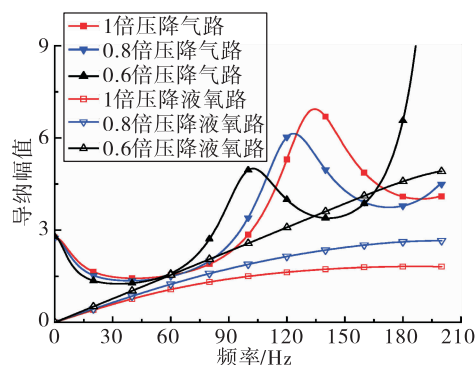


图10 不同供应系统压降燃料供应系统和燃气系统导纳
Fig. 10 Admittance of fuel feed system and gas system of different supply system pressure drop

氧主泵到发生器压降在1~0.6倍设计压降范围内调节时,压降越大,液氧供应系统导纳幅值越小,但是幅度变化不大,只在供应系统峰值频率附近变化显著。氧路导纳和气路导纳幅值曲线始终

不相交,不满足振荡幅值条件。这说明液氧供应系统与燃气系统稳定性裕度较高,从稳定性角度考虑系统设计时,不需要增加液氧路流阻,这能降低系统内部工况,有效提高发动机可靠性。

燃料二级泵到发生器压降在1~0.6倍设计压降范围内调节时,燃料路导纳在200 Hz内变化显著,压降越大,燃料路导纳幅值越小。当压降大于0.8倍时,燃料路和气路导纳曲线不相交,系统稳定。当压降降低到0.6倍时,燃料路和气路导纳幅值在40~160 Hz范围内相交,不稳定幅值条件得到满足。

160 Hz范围内燃料闭环系统Nyquist曲线如图11所示。随着压降降低,燃料闭环系统Nyquist曲线离原点距离变小,系统稳定裕度降低,压降降低到0.6倍时Nyquist曲线包围原点,表明燃料闭环系统不再稳定。

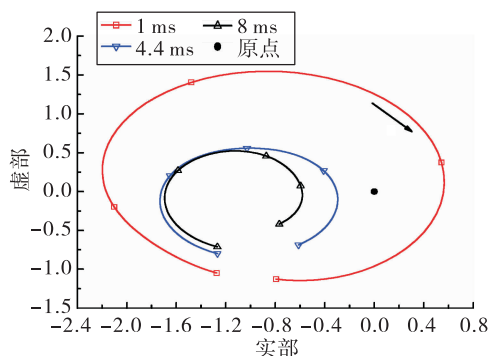


图11 不同供应系统压降燃料闭环系统Nyquist曲线
Fig. 11 Nyquist curve of fuel closed loop system of different supply system pressure drop

压降通过改变供应系统导纳幅值改变系统稳定性,压降越高,导纳幅值越小、稳定性越好;压降代表着系统的阻力水平,压力越高则阻力越大,对扰动耗散作用则越强。总体上燃料路稳定裕度较低,燃料二级泵到燃气发生器压降不应低于设计值的0.8倍。

2.2.4 流阻位置

当节流圈在供应系统不同位置时,在供应系统出口施加压力扰动,20%工况时供应系统出口导纳计算结果如图12所示,0~10代表燃料二级泵出口到头腔之间管路均匀分布的6个位置点。

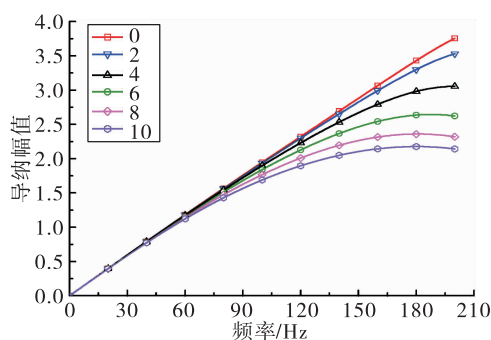


图12 不同节流圈位置燃料供应系统导纳

Fig. 12 Admittance of fuel feed system of different throttle position

由图12可知,120 Hz频率范围内,燃料路流阻位置调节,推进剂供应系统出口导纳变化较小,导纳曲线都重合在一起。在靠近供应系统导纳峰值频率处,调节流阻位置影响较大。整体上节流圈位置越靠近头腔,推进剂供应系统出口导纳幅值越小,系统稳定裕度越高。

推进剂供应系统管路不安装流阻时,在供应系统出口施加压力扰动,管路位置0到位置10流量脉动对施加的压力扰动的幅值响应如图13所示。

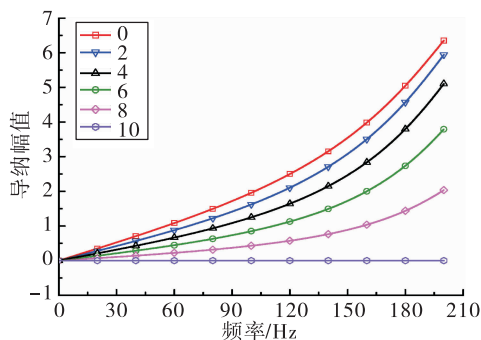


图13 燃料管路不同位置流量响应幅值

Fig. 13 Flow response amplitude at different locations along fuel pipe

由图13可知,在200 Hz频率范围内,越靠近头腔,流量对压力扰动响应的幅值越大,这是因为供应系统入口是一个声学闭端,出口是一个声学开端,供应系统形成闭—开端结构。将流阻安装在流量脉动最大的位置能最有效降低供应系统导纳响应幅值,所以流阻安装位置越靠近位置10,供应系统出口流量脉动越小,即供应系统出口导纳最小。

燃料路流量脉动在100 Hz以上时不同位置差别较大,此范围调节流阻位置影响明显。

3 结论

通过域传递函数和Nyquist稳定性判据,对深度节流补燃循环发动机系统稳定性进行了分析,主要有如下结论:

1)深度节流补燃循环发动机在目前设计参数下,液氧、燃料闭环系统在10:1变推力范围内均能稳定工作。

2)对于富氧补燃循环发动机,发生器气路与液氧路闭环系统的稳定裕度较高;发生器气路与燃料路闭环系统在40~100 Hz最容易发生不稳定,并且随着工况降低稳定裕度降低,须考虑不稳定抑制措施。

3)提出了量化的系统不稳定抑制措施:在靠近发生器位置提高供应系统压降、增加燃气停留时间、提高燃气发生器喷雾燃烧效果以缩短时滞等。其中在低工况下提高系统压降,是简单可行的措施,如采用双通道发生器,并在较低工况时关闭一路通道。

参考文献:

- [1] BETTS E, FREDERICK R. A historical systems study of liquid rocket engine throttling capabilities [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [2] GIULIANO V, LEONARD T, ADAMSKI W, et al. A deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's lunar lander [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [3] GIULIANO V J, LEONARD T G, LYDA R T, et al. Expanding the envelope of deep throttling technology in liquid oxygen/liquid hydrogen rocket engines for NASA exploration missions [Z]. 2010.
- [4] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器7 500 N变推力发动机研制 [J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(6): 569-575.
- [5] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE [R]. AIAA 2006-5220.

- [6] KIMURA T, SATO M, MASUOKA T, et al. Effects of deep throttling on rocket engine systems[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S.l.]:AIAA, 2010.
- [7] 龚南妮,李春红. 大范围变工况液氧煤油燃气发生器热试研究[C]//第五届载人航天(国际)学术大会. 西安:中国载人航天工程办公室,2018.
- [8] CASIANO M J. Extensions to the time lag models for practical application to rocket engine stability design[D]. Pennsylvania: Pennsylvania State University,2010.
- [9] 邢理想,杜大华,李斌. 液氧/煤油补燃火箭发动机氧路低频动特性分析[J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 24-28.
XING L X, DU D H, LI B. Low frequency characteristics analysis of LOX / kerosene staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(5): 24-28.
- [10] 刘上,刘红军,陈宏玉. 富氧燃气发生器动态特性分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 226-232.
- [11] 刘上,刘红军,陈建华,等. 富氧燃气发生器-供应系统耦合稳定性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(11): 1448-1458.
- [12] 刘上,刘红军,王海燕. 富氧燃气发生器液氧供应系统频率特性分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(2): 12-18.
LIU S, LIU H J, WANG H Y. Frequency characteristic analysis for LOX feed system of oxidizer-rich preburner [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(2): 12-18.
- [13] 刘上,刘红军,陈建华,等. 流量调节器在泵压式供应系统中的动力学特性[J]. 火箭推进, 2014, 40(2): 28-35.
LIU S, LIU H J, CHEN J H, et al. Dynamical characteristics of flow regulator in pump feed system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2): 28-35.
- [14] 岳春国,李进贤,侯晓,等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学(技术科学), 2009, 39(3): 464-468.
- [15] 谭永华,杜飞平,陈建华,等. 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.
- [16] 徐浩海,李春红,陈建华,等. 深度变推力液氧煤油发动机初步方案研究[J]. 载人航天, 2016, 22(2): 150-155.
- [17] 王海燕,邢理想,高玉闪,等. 富氧补燃循环液氧煤油发动机深度推力调节方案对比分析[J]. 载人航天, 2019, 25(3): 389-396.
- [18] 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.
- [19] 格列克曼 Б Ф. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初,译. 北京:宇航出版社, 1995.
- [20] 刘国球,任汉芬,朱宁昌. 液体火箭发动机原理[J]. 北京:宇航出版社,1993.