

文章编号: 1000-8055(2023)06-1506-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210609

液氧煤油发动机汽蚀故障主动控制策略 仿真研究

陈一丹, 陈宏玉, 王 升

(中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 以氧化剂预压泵入口压力作为监测对象, 在氧化剂主泵汽蚀故障时通过动作流量调节器减少进入预燃室的燃料流量, 进而稳定混合比、抑制燃气温升, 达到避免过高燃气温度造成灾难性后果的目的。设置燃料路流量调控为 98.8%、97.2%、89.5% 和 74.5% 的额定流量和 0、0.15、0.23 s 和 0.30 s 四种调控延时的控制策略, 通过仿真研究其有效性。结果表明: 汽蚀故障下燃料最佳节流量是保持混合比为额定值的取值; 最大允许时间延时随着汽蚀故障严重程度的增加而降低。当贮箱压力在 0.10 s 内降低至额定压力的 53%、43% 和 33% 时, 最大允许动作延时分别为 0.23、0.17 s 和 0.13 s; 最佳控制时间延时参考值为 0.09 s, 增大延时导致部分组件参数出现超调, 减小延时会存在发动机熄火的风险。

关 键 词: 液氧煤油发动机; 预燃室; 汽蚀故障; 健康监控; 系统仿真

中图分类号: V430

文献标志码: A

Simulation of active control strategy for cavitation failure of LOX/kerosene engine

CHEN Yidan, CHEN Hongyu, WANG Sheng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: Taking the inlet pressure of the oxidizer boost pump as the monitoring object, the fuel flow rate into the gas generator can be reduced by the action flow regulator during the cavitation failure of the oxidizer main pump, then the mixture ratio can be stabilized and the combustion temperature can be suppressed, so as to avoid the catastrophic consequences of excessive gas temperature. The control strategies of 98.8%, 97.2%, 89.5% and 74.5% rated flow rate and the control delay of 0, 0.15, 0.23 s and 0.30 s were set up. The effectiveness was studied by simulation. The results showed that the optimum fuel flow rate under cavitation failure was used to keep the mixing ratio rating, and the maximum allowable time delay decreased with the increase of cavitation failure severity. When the tank pressure was reduced to 53%, 43% and 33% of the rated pressure within 0.10 s, the maximum allowable action delay was 0.23, 0.17 s and 0.13 s, respectively. The optimal control time delay reference was 0.09 s, increasing the delay led to overshoot of some component parameters, and reducing the delay led to the possibility of engine flameout.

Keywords: LOX/kerosene engine; gas generator; cavitation failure; health monitoring; system simulation

收稿日期: 2021-10-24

基金项目: 液体火箭发动机技术重点实验室基金(6142704180308)

作者简介: 陈一丹(1997—), 男, 硕士生, 主要从事液氧煤油发动机系统仿真研究。

引用格式: 陈一丹, 陈宏玉, 王升. 液氧煤油发动机汽蚀故障主动控制策略仿真研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1506-1515. CHEN Yidan, CHEN Hongyu, WANG Sheng. Simulation of active control strategy for cavitation failure of LOX/kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1506-1515.

液氧煤油发动机的增压泵在汽蚀工况下扬程和流量均会降低,进而导致其余组件参数变化,使整机工作偏离设计工况,严重时会造成发动机爆炸和载荷入轨失败等灾难性后果^[1-3]。该故障具有持续时间短、破坏力强和复现性差的特点,是目前健康监控难点之一。研究汽蚀故障下以增寿和止损为目的的主动控制策略能够有助于提高发动机的安全性、可靠性和重复使用性。

李建等^[4]通过试验研究整机对汽蚀故障的响应,讨论故障下系统参数的变化特点。晏政^[5]建立了包含组件和时间影响关系的SDG(signed directed graph)模型用于定性定量的故障诊断,在神舟推进系统中验证了该方法的有效性。聂晓^[6]针对神经网络增量问题建立权值更新和自适应系数更新算法,提高故障预测的有效性。李吉成^[7]利用聚类算法和神经网络算法提高了故障建模的精度,结合试车数据验证了对应的故障隔离方法。黄强^[8]搭建了基于云-神经网络的实时故障检测方法,在高压补燃发动机多工况中具有良好的检测精度。火箭发动机健康监控系统是主要航天国家的重点发展对象,从20世纪70年代至今,美国先后经历ICS(intelligent control system)、HMS(health monitoring system)和AHMS(advance health monitoring system)等用于航天运载器的健康监控。俄罗斯、德国、欧洲航天局和日本均已发展或计划发展液体火箭的健康监控系统^[9]。综合来看,

当前故障诊断和健康监控的研究集中在优化算法提高故障识别精度和灵敏度上,故障产生后通常采取紧急关机或启动冗余备份避免严重后果,对发动机故障状态下的主动调节过程的研究较少。

本文选取某型富氧预燃室的补燃循环液氧煤油发动机为研究对象,研究其氧化剂泵汽蚀故障下,通过主动调节保护发动机的可行性,在此基础上给出控制延时和传递函数的参考值,为发动机健康监控系统的控制层设计提供参考,同时为故障下决策系统优化提供思路。

1 仿真模型

1.1 流量调节器

流量调节器是研究中实现主动控制的主要动作元件,如图1所示,其工作过程可由下列方程描述^[10]。

流过节流口的质量流量 $q_{m,j}$ 使用下式计算:

$$\frac{dq_{m,j}}{dt} = \frac{p_1 - p_2 - \frac{\zeta_j}{2\rho A_j^2} q_{m,j} |q_{m,j}|}{\frac{L_j}{A_j}} \quad (1)$$

式中 p_1 为流量调节器入口压力; p_2 为流量调节器中间腔压力; L_j 、 A_j 分别为节流口的节流长度和流通面积; ζ_j 为节流口的流阻系数; ρ 为液体介质的密度。

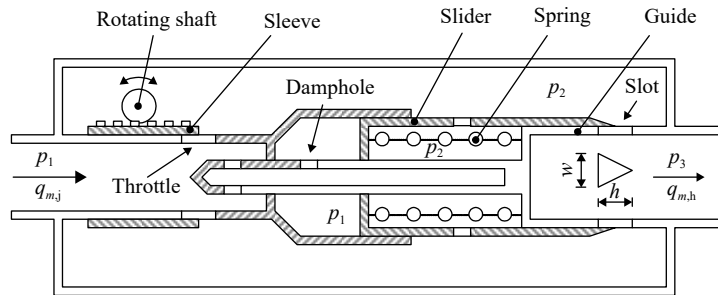


图1 流量调节器

Fig. 1 Flow regulator

流过滑阀口的质量流量 $q_{m,h}$:

$$\frac{dq_{m,h}}{dt} = \frac{p_2 - p_3 - \left(\frac{\zeta_h}{2\rho A_h^2} + R_{jh} \right) q_{m,h} |q_{m,h}|}{\frac{L_j}{A_j} + \frac{L_{jh}}{A_{jh}}} \quad (2)$$

式中 p_3 为流量调节器出口压力; A_h 为滑阀口的等效流通面积; ζ_h 为滑阀口的流阻系数; L_{jh} 、 A_{jh} 分别为中间腔的平均节流长度和平均流通面积; R_{jh} 为

中间腔的流阻。

流量调节器中间腔压力:

$$\frac{V_{jh}}{a^2} \cdot \frac{dp_2}{dt} = q_{m,j} + \rho A_p v_h - q_{m,h} \quad (3)$$

式中 V_{jh} 为流量调节器中间腔容积; A_p 为滑套的压力作用敏感面积; a 为液体介质中的声速; v_h 为滑阀运动速度。

滑阀运动速度和位移:

$$\frac{dv_h}{dt} = \frac{A_p(p_1 - p_2) + F_y - F_{t0} - B_v v_h - kx_h}{m_e} \quad (4)$$

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

式中 x_h 为滑阀位移; F_{t0} 为调节弹簧的初装力; k 为调节弹簧的刚度; m_e 为流量调节器中运动件的折算质量; B_v 为折算摩擦因数; F_y 为滑套所受的液动力。

流量调节器中运动件的折算质量 m_e 和折算摩擦因数 B_v 的表达式^[11]:

$$m_e = m_h + \rho L_z A_z \left(\frac{A_p}{A_z} \right)^2 \quad (6)$$

$$B_v = B_f + 8\pi\beta\mu L_z \left(\frac{A_p}{A_z} \right)^2 \quad (7)$$

式中 m_h 为滑阀质量; L_z 、 A_z 分别为阻尼孔长度和流通面积; B_f 为干性摩擦因数; μ 为液体介质的动力黏度, β 为折算系数。

作用在滑套上的液动力:

$$F_y = A_\delta \Delta p_h \quad (8)$$

$$\Delta p_h = \frac{L_h}{A_h} \cdot \frac{dq_{m,h}}{dt} + \frac{\zeta_h}{2\rho A_h^2} q_{m,h} |q_{m,h}| \quad (9)$$

式中 A_δ 为滑套边缘的压力作用面积; Δp_h 为流动介质的动态压力损失; L_h 为滑阀等效流通长度。

1.2 燃烧组件

故障状态下, 进入热力组件的氧化剂和燃料流量会发生变化。预燃室和燃烧室均采用文献[12]中的分区模型: 将燃烧室分为燃烧区和流动区, 如图2所示。流动区采用一维有限单元模型^[13], 燃烧区模型具体形式如下^[14-15]:

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = q_{m,lf} - q_{m,lfe} - \frac{m_{lf}}{\tau_f} \quad (10)$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = q_{m,loi} - q_{m,loe} - \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (11)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = q_{m,gi} - q_{m,ge} + \frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{m_{lf}}{\tau_o} \quad (12)$$

$$\frac{dK}{dt} = \frac{K+1}{m_g} \left[\frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{K}{K_i+1} q_{m,gi} - K \left(\frac{m_{lf}}{\tau_f + \frac{1}{K_i+1} q_{m,gi}} \right) \right] \quad (13)$$

$$\tau_g \frac{d(RT)}{dt} = RT(K) - a\Delta RT - RT \quad (14)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V_g} \cdot \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \cdot \frac{d(RT)}{dt} + \frac{p}{V_g} \left(\frac{dm_{lo}}{dt} + \frac{1}{\rho_{lf}} \cdot \frac{dm_{lf}}{dt} \right) \quad (15)$$

式中 m 为质量; q_m 为质量流量; K 为混合比; R 为理想气体常数; τ 为转化时滞; p 为压力; V_g 为预燃室容积; 下标 lf、lo、g、o、f 分别为液相燃料、液相氧化剂、燃气、氧化剂及燃料; 下标 i、e 分别为组件进出口参数。

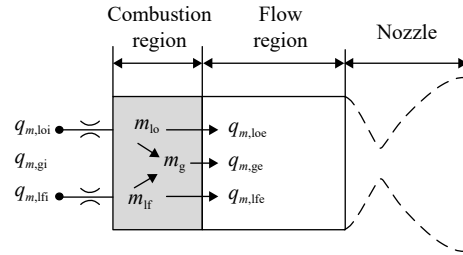


图2 燃烧室模型

Fig. 2 Combustion component

1.3 汽蚀模型

泵在正常工况下使用 Suter 全特性表达式描述^[15]。泵在汽蚀工况下, 将其入口和出口流量分别计算, 如图3所示, 具体形式如下:

$$q_{m,in} = b \left(\frac{p_{in} - p_s}{\rho g n^2} \right) + c \quad (16)$$

$$L_p \frac{dq_{m,out}}{dt} = p_{in} + \Delta p_{pc} - p_{out} - \frac{\xi}{\rho} q_{m,out} |q_{m,out}| \quad (17)$$

式中 n 为转速; L_p 和 ξ 分别为惯性流动系数和流阻系数; Δp_{pc} 为汽蚀工况下泵的扬程; p_s 为介质饱和蒸汽压; 下标 in 和 out 分别表示泵入口和出口参数; b 和 c 为流量计算系数, 其取值由文献[16]给出。

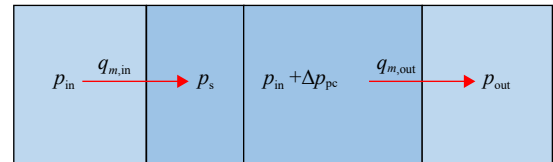


图3 汽蚀工况计算

Fig. 3 Cavitation caculation

进而通过进出口的流量差计算泵内的空泡体积, 具体形式如下:

$$\frac{dV^*}{dt} = \frac{q_{m,out} - q_{m,in}}{\rho V_p} \quad (18)$$

式中 V_p 为泵内体积; V^* 为相对空泡体积。扬程跌落系数 H^* 与相对空泡体积的关系具体形式为

$$H^* = -0.022V^{*2} - 0.02V^* + 1 \quad (19)$$

$$H^* = \frac{\Delta p_{pc}}{\Delta p} \quad (20)$$

式中 Δp 为泵正常工况下的扬程。

其余组件如头腔^[17]、一维有限元阀门模型^[18]、考虑真实流体的立方型分布参数管路模型^[19-20]等限于篇幅不再详述。

1.4 整机模型

针对某型液氧煤油发动机系统,使用 Modelica 语言搭建了如图 4 所示的整机仿真模型。在系统中增加了调节装置(processor),其输入信号为预压泵入口压力(p_{ip})。流量调节器动作原理为:控制信号使电动机旋转带动转轴调节套筒位置进

而控制入口节流孔大小,达到调节流量的目的。这里忽略电动机及转轴转动过程,设置调节装置的输出信号为流量调节器无量纲套筒位置(α),具体形式为

$$\alpha = f(p_{ip}) \quad (21)$$

$$A_j = g(\alpha) \quad (22)$$

式(21)即是需要确定的传递函数,其中 p_{ip} 为氧化剂预压泵的入口压力,该函数会在后续章节中有详细讨论。式(22)可以根据流量调节器的结构数据确定,本文仿真所使用的为

$$A_j = -2.324 \times 10^{-5} + 2.683 \times 10^{-7} \alpha \quad (23)$$

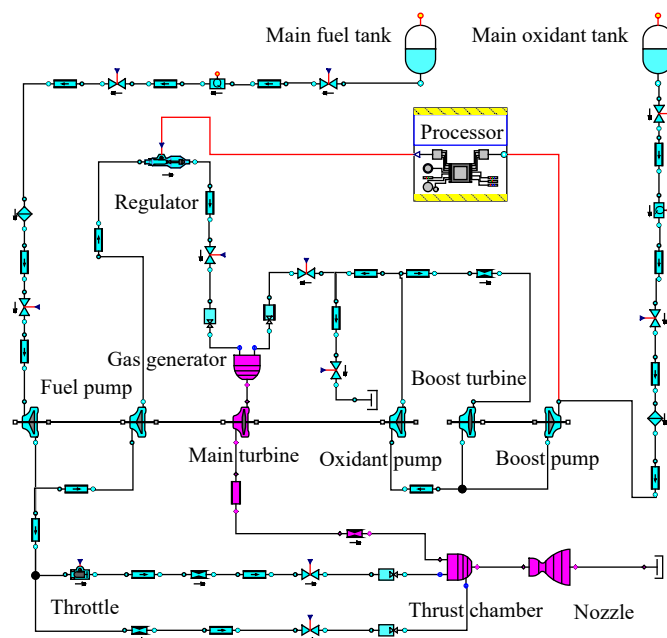


图 4 系统仿真模型

Fig. 4 System simulation model

2 控制策略的基本讨论

本部分通过设置氧化剂贮箱压力降低实现汽蚀故障注入,旨在选取主动控制策略的监测对象。在图 4 所示的系统仿真模型中屏蔽处理器(processor)的信号输入,设置其输出信号为 213,即保持流量调节器的进口节流孔为额定开度。设置氧化剂贮箱压力变化如图 5(a)所示:从 10.0 s 开始压力经历 0.10 s 线性降低至目标压力,具体数值如图例所示,其中 $0.80p_r$ 表示贮箱额定压力的 80%,余下相同。

图 5(b)所示为预燃室温度的仿真结果,可以看到,随着贮箱目标压力的降低,达到新稳态的温度值升高。其原因如图 5(c)所示:该富氧预燃

室的额定混合比为 67,泵的汽蚀导致进入发生器的氧化剂流量减少,混合比降低,趋向当量混合比。限于主涡轮材料,燃气温度过高会导致叶片烧蚀,损坏发动机结构,这是汽蚀故障造成灾难性后果的主要原因,与目前理论分析、热试车以及发射过程的结论一致。

为保证主涡轮正常工作,燃气温度一般不超过 $873.15 \text{ K}^{[21]}$ (critical- T),对应于 $0.53p_r$ 的仿真案例,此时的混合比约为 45。图 5(d)所示为该案例中部分组件的主要参数的变化情况,数据均以各组件的额定值作为标准进行归一化处理。可以看到,约从 10.5 s 开始,预燃室温度(GG- T)、主涡轮转速(MT- n)、燃料一级泵流量(FP1- q_m)和燃料二

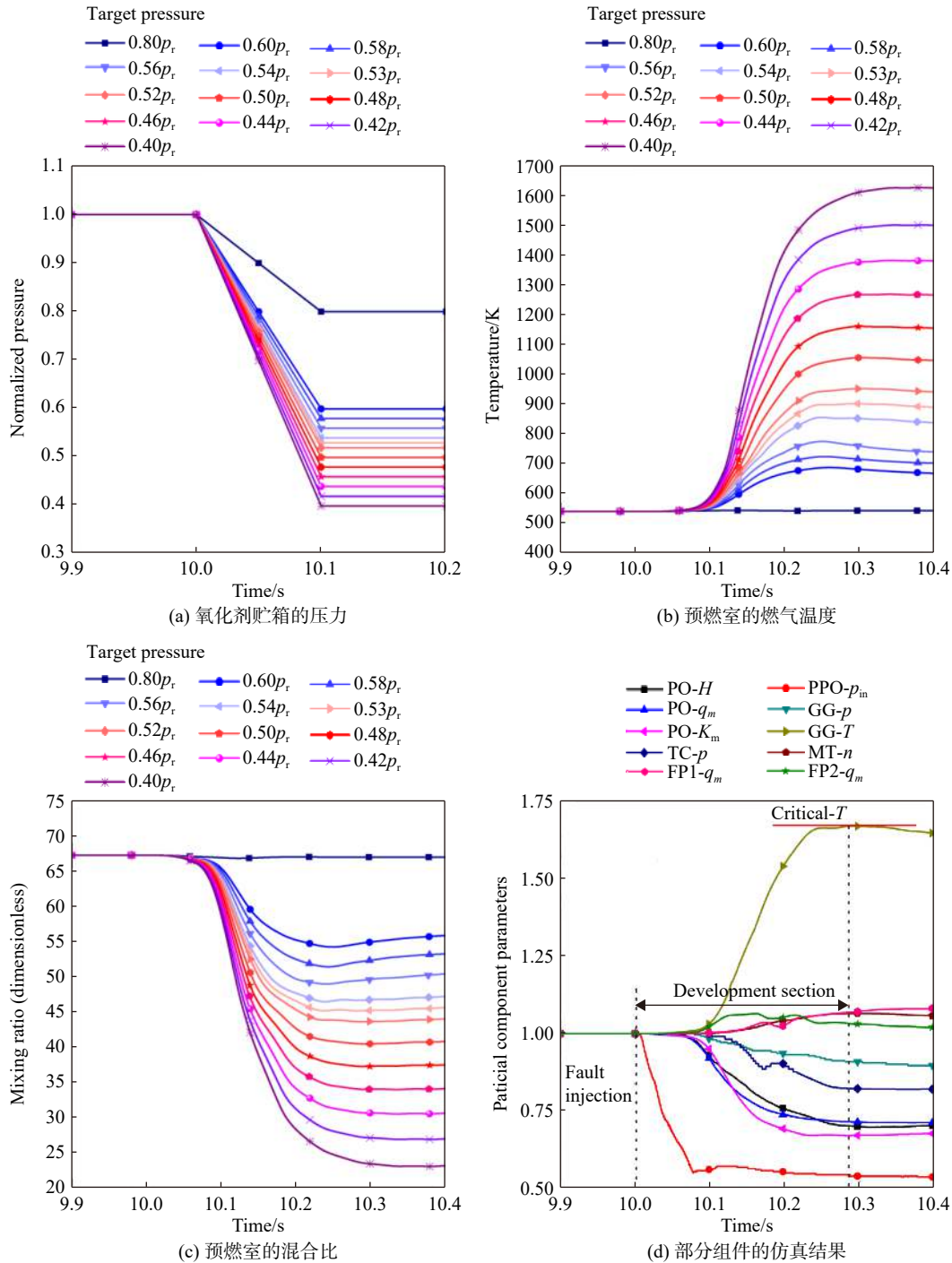


图 5 汽蚀故障仿真结果

Fig. 5 Simulation result in cavitation condition

级泵流量($FP2-q_m$)升高;氧化剂主泵扬程($PO-H$)、氧化剂主泵流量($PO-q_m$)、预燃室混合比($GG-K_m$)、预燃室压力($GG-p$)和推力室压力($TC-p$)出现跌落。从故障注入到组件参数到达新的稳定值约经历 0.30 s, 氧化剂预压泵的入口压力($PPO-p_m$)几乎与故障注入时刻相同出现跌落, 对汽蚀故障诱因响应迅速;且较快达到一个相对稳定的压力值, 对决策系统和动作元件留有更大的时间裕度。同

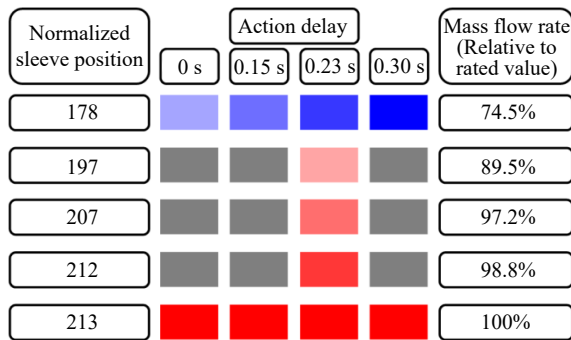
时泵前流路诸如堵塞、卡滞、增压气瓶压力不足等能够导致汽蚀的故障均会首先导致预压泵入口压力降低, 响应面较广。故选取氧化剂预压泵入口压力作为监测对象。

汽蚀故障的主动控制策略核心目的是抑制预燃室的温升。即在监测到氧化剂预压泵入口压力降低时, 通过动作流量调节器使进入预燃室的燃料量降低, 从而减少混合比的跌落幅度, 达到温

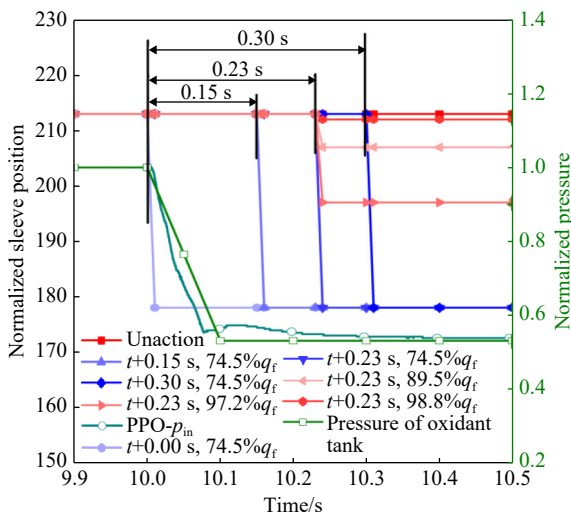
度抑制的效果。首先以 $0.53p_r$ 的仿真案例为对象,讨论控制策略的节流量和时间延时。

节流量的确定存在以下三种思路:①将预燃室混合比保持为额定值,该案例中对应 74.5% 的进入预燃室的额定燃料流量,使温度等参数保持在额定值,有利于保证热力组件的工作寿命;②轻微节流,对应于 98.8%、97.2% 和 89.5% 的进入预燃室的额定燃料流量,仅让温度低于临界值,但仍然工作在高于额定温度的范围,以较高的燃气温度来尽可能弥补汽蚀导致的发动机性能下降,有利于发射任务的顺利完成;③直接关机,对应 0% 的额定流量,本文不做详述。

时间延时的讨论旨在给出其量化的参考值,包括最大允许延时和最佳控制延时。初步选取的动作延时为 0、0.15、0.23 s 和 0.30 s。本文研究中选取的节流量和时间延时的组合形式如图 6(a) 所示,并给出节流量与流量调节器的动作信号的对应关系。仿真中氧化剂贮箱压力变化情况和预压泵入口压力和流量调节器的动作情况如图 6(b) 所示。



(a) 53%仿真组的时间延时取值



(b) 仿真的参数配置

图6 主动控制策略

Fig. 6 Active control strategy

3 主动控制策略仿真与分析

以图 6 的配置开展仿真,结果如图 7 所示。图 7(a) 和图 7(b) 给出了汽蚀故障下多种控制策略的预燃室温度和混合比的仿真结果。综合来看,除了延迟 0.30 s 节流至 74.5% 额定燃料流量策略,其余组合均能使预燃室温度低于临界温度。具体来看,最大允许延迟的参考值为 0.23 s,此时预燃室温升已经接近临界温度;以 0 s 延时节流的情况会导致预燃室温度降低和混合比升高,这是因为该过程中进入预燃室的燃料流量减小先于氧化剂流量减少,故时间延时取值过小时存在发动机熄火的可能。延迟 0.15 s 节流至 74.5% 额定燃料流量策略能够有效抑制温升,抑制后的峰值温度出现在 10.16 s,约为 140% 的额定温度。该峰值温度与发动机正常起动过程的峰值温度相当,是热力组件正常工作能够承受的温度。

图 7(c) 和图 7(d) 给出了汽蚀故障下多种控制策略的推力室压力和主涡轮功率的仿真结果。可以看到:推力室压力的跌落过程存在随着动作延时的增加而增加的超调,但从稳定性考虑超调是应尽可能避免的,故需要取短的策略动作延时;节流至 74.5% 额定燃料流量和 89.5% 额定燃料流量会对推力室压力造成约为 2% 的提高,更高的燃气温度对推力室压力未存在明显提升。在无调节的情况下,主涡轮功率在汽蚀故障后相对于额定值约升高 2%。主涡轮功率随着燃料流量的减少而减小,在 74.5% 燃料流量时可跌至 60% 额定功率以下。

汽蚀工况下未进行主动调节时:燃气流量减少,但其温度升高做功能力增强,主涡轮功率无较大变化;氧化剂主泵流量减小,但泵效率严重降低,需要的主涡轮功率无较大变化。涡轮泵组件的输入和输出能量基本持平,保持当前功率下的稳定。

进行主动调节后,即流量调节器节流之后:燃料二级泵的实际流量减小,故需要的主涡轮功率降低;燃气温度降低和燃油流量减少,主涡轮做功能力下降。涡轮泵组件输入和输出能量仍然持平,保持低功率下的稳定运行。

高燃气温度能够保证汽蚀故障下的主涡轮仍然具备额定的做功能力,此时维持的平衡是进入预燃室的燃料流量大,燃气温度高,涡轮功率高。但该平衡中涡轮产生的能量中给大流量燃料增压的部分是该工况所不需要的,因为减少进入预燃

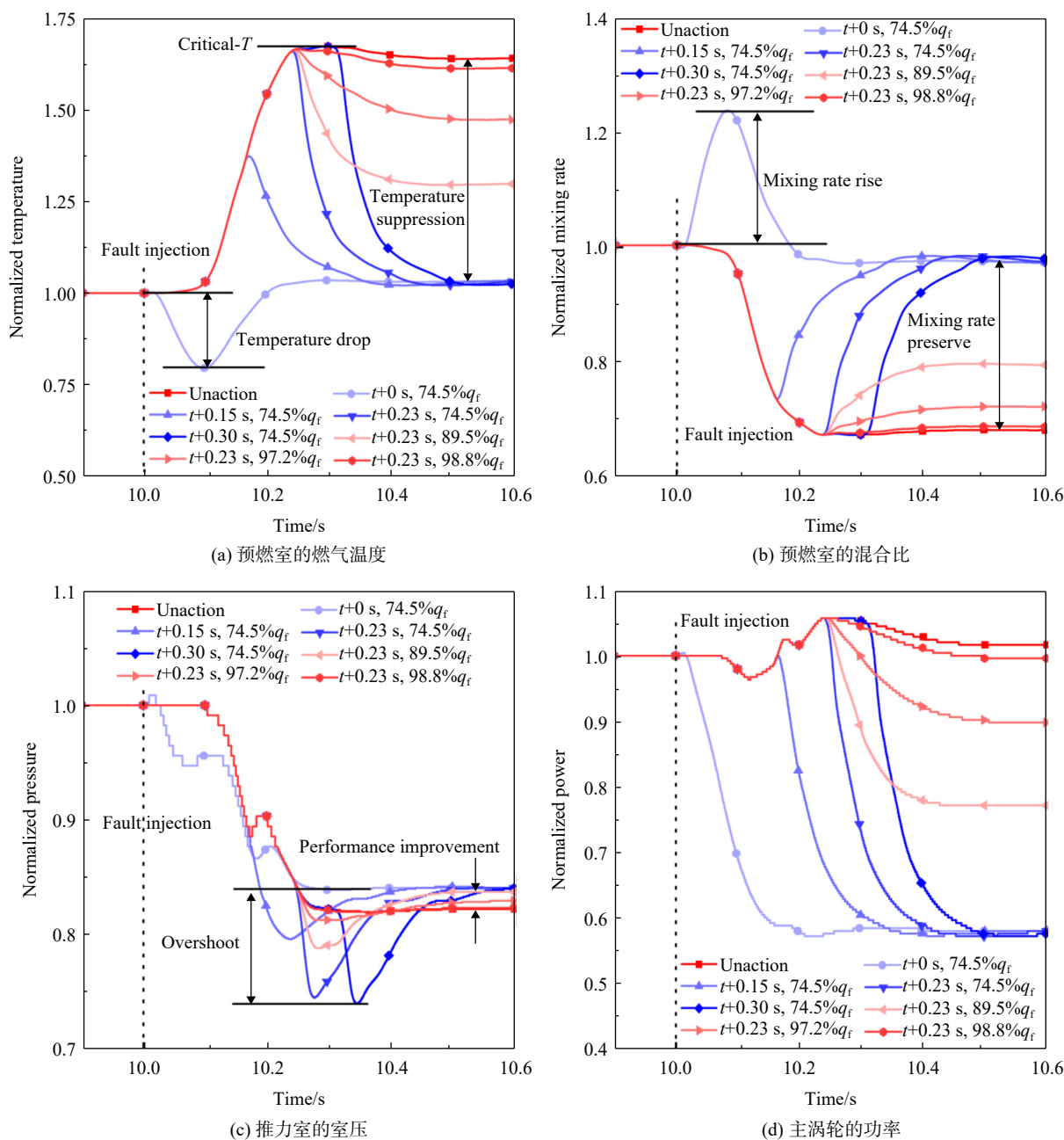


图 7 主要组件仿真结果

Fig. 7 Simulation results of main components

室的流量使之维持在小流量、低温度、低功率的平衡,对发动机性能影响不大。保持较高燃气温度的控制策略并没有明显提高发动机性能,同时考虑到高温下热力组件的损耗问题,该策略的参考评价为:不建议采用。

故主动控制策略的节流量推荐使用保持预燃室的混合比为额定值的数值;时间延时存在最大允许值,在此范围内取值偏大或偏小都存在相应问题。

本部分增大汽蚀故障的严重程度对最佳控制延时做进一步讨论。开展两组仿真,仿真配置如

图 8(a) 所示,分别使氧化剂贮箱压力经历 0.10 s 降至额定压力的 43% 和 33%,此时保持预燃室为额定混合比须将流量调节器节流至 52% 和 13% 的额定燃料流量;动作延时设置如图 8(b) 和图 8(c) 所示,每组仿真设置三个延时取值。仿真结果如图 8(d) 和图 8(e) 所示。可以看到,在更加严重的汽蚀故障下,该策略仍可有效抑制预燃室温度升高,最大允许延时分别为 0.17 s 和 0.13 s,故障严重程度的增加会导致温度升高的斜率增大,留给决策系统的时间越少,温度开始升高的时刻略有提前,但仍在 10.09 s 左右。故控制策略中最

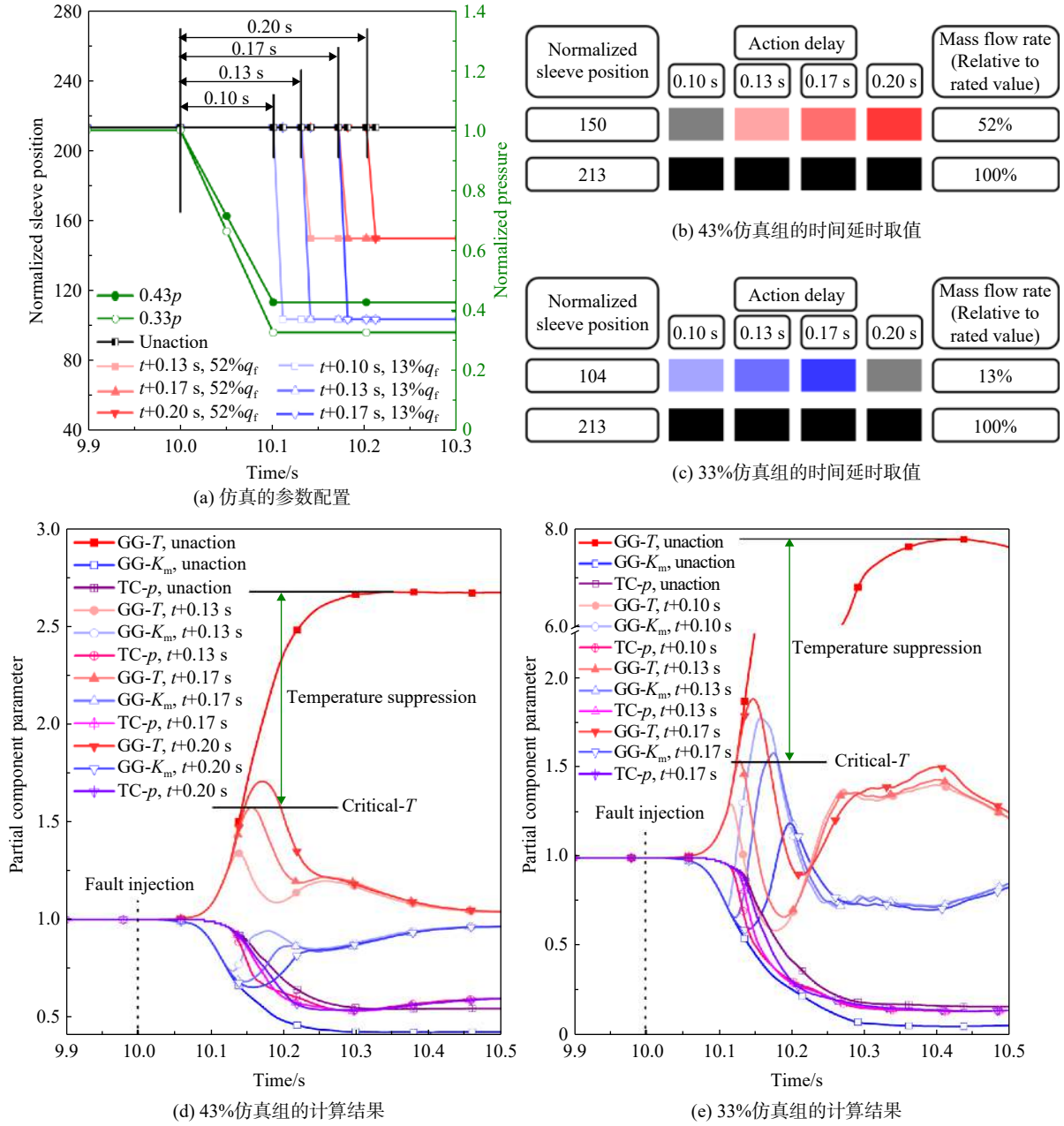


图8 增大贮箱压力跌落量的仿真结果

Fig. 8 Simulation results for increasing tank pressure drop

佳延时的参考值为 0.09 s。

最终给出汽蚀故障下的控制策略的量化形式为式(24)和式(25)所示:

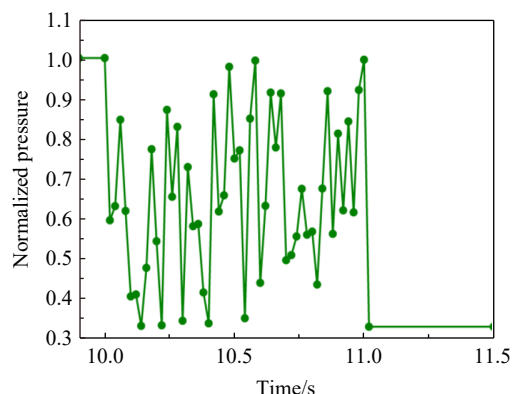
$$\alpha = -9997.82935 + 10211.325 \left[1 - \exp \left(\frac{p_{ip}}{0.10067 p_{ip,ra}} \right) \right] \quad (24)$$

$$\Delta t = 0.09 \text{ s} \quad (25)$$

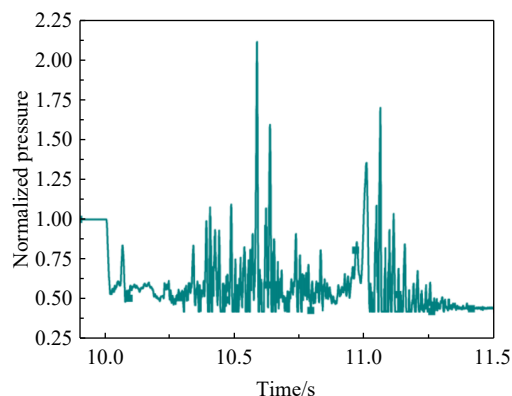
式中 $p_{ip,ra}$ 为预压泵额定入口压力, Δt 为最佳控制延时。

对该策略的实际作用效果开展仿真验证。

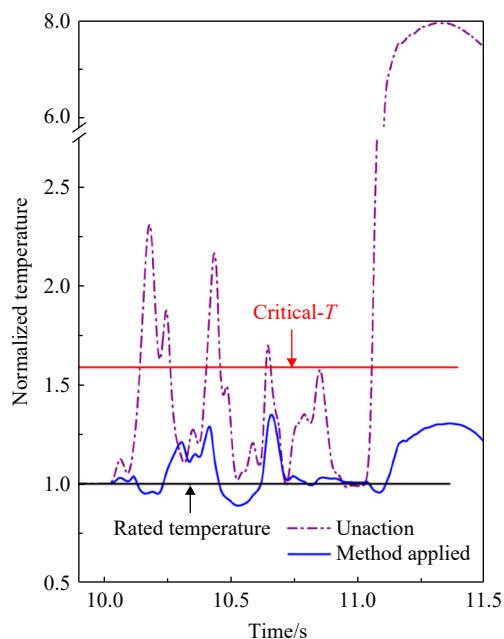
设置氧化剂贮箱压力如图9(a)所示, 这是由随机函数在 10~11.02 s 内每隔 0.02 s 产生一个压力点, 后保持在 33% 的额定压力。图9(b)所示为仿真过程中氧化剂泵入口压力的变化情况, 即是处理器的输入信号。预燃室的温度如图9(c)所示, 可以看到使用该策略能够有效抑制温升, 在 11.3 s 处的抑制效果可以达到 95%。通过主动控制, 使整个过程中预燃室的峰值温度约为 130% 的额定温度, 即 690 K; 最低温度约为 80% 的额定温度, 即 425 K。该主动控制策略是可行且有效的。



(a) 氧化剂贮箱的压力



(b) 氧化剂预压泵入口压力



(c) 预燃室的燃气温度

图9 策略与验证

Fig. 9 Strategy and verification

4 结 论

针对某型富氧预燃室的补燃循环液氧煤油发动机的汽蚀故障,研究该工况下通过动作流量调节器来保护发动机的可行性,在此基础上给出最

佳组合策略中控制延时和传递函数的参考值。本文的主要结论如下:

1) 汽蚀故障下通过监测氧化剂预压泵入口压力来动作流量调节器的控制策略是可行且有效的。

2) 控制策略的最佳调节量的参考值为保持额定混合比的取值,有利于保证发动机工作寿命。

3) 控制策略的最佳动作延时的参考值为0.09 s。

参考文献:

- [1] LUO X, JIN B, TSUJIMOTO Y. A review of cavitation in hydraulic machinery[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 2016, 28(3): 335-358.
- [2] WASHIO S. Recent developments in cavitation mechanisms: a guide for scientists and engineers[M]. Sawston, UK: Woodhead Publishing, 2014.
- [3] KUMAR P, SAINI R P. Study of cavitation in hydro turbines: a review[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2010, 14(1): 374-383.
- [4] 李建, 安阳, 石文靓. 助推分离对氧泵工作特性影响的模拟试验[J]. *火箭推进*, 2020, 46(3): 49-55.
LI Jian, AN Yang, SHI Wenjing. Effect of booster separation on operating characteristics of oxygen pump by simulation test[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(3): 49-55. (in Chinese)
- [5] 晏政. 航天器推进系统基于定性模型的故障诊断方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2013.
YAN Zheng. Investigation on model-based fault diagnosis methods for spacecraft propulsion system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [6] 聂饶. 基于过程神经网络的液体火箭发动机故障预测方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
NIE Yao. Investigation on fault prediction methods based on process neural network for liquid propellant rocket engines[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017. (in Chinese)
- [7] 李吉成. 液氧甲烷发动机故障检测与隔离方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015.
LI Jicheng. Study on fault detection and isolation methods for LOX/methane rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [8] 黄强. 高压补燃液氧煤油发动机故障检测与诊断技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
HUANG Qiang. Study on the techniques of fault detection and diagnosis for high pressure staged combustion LOX/kerosene rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [9] WU J J, CHENG Y Q, CUI X. Research status of the health monitoring technology for liquid rocket engines[J]. *Aerospace Shanghai*, 2020, 37(1): 1-10.
- [10] JUNG T. Static characteristics of a flow regulator for a liquid rocket engine[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(3): 541-544.
- [11] 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, 20(1): 60-64.

- LIU Hongjun. Investigation on dynamic response characteristics of a output-flow-stabilized regulator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(1): 60-64. (in Chinese)
- [12] 陈宏玉, 刘红军, 陈建华. 补燃发动机强迫启动过程[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3010-3016.
CHEN Hongyu, LIU Hongjun, CHEN Jianhua. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(12): 3010-3016. (in Chinese)
- [13] FRANCESCO D M. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients[D]. Rome: Sapienza University of Rome, 2011.
- [14] WATANABE D, IMAI K, OGAWARA A, et al. Cooling analysis for rocket engine combustion chamber with high fidelity simulation[R]. AIAA-2013-3844, 2013.
- [15] BELIAEV E N, CHEVANOV V K, CHERVAKOV V V. Mathematical modeling of working processes of liquid propellant rocket engines[M]. Москва: Издательство МАИ-ПРИНТ, 1999: 11-14. (in Russian)
- [16] RAMESH D, ALIMOHAMMDI H. Simulation of cavitation process in oxidizer pump of a liquid rocket engine[R]. AIAA-2009-4958, 2009.
- [17] BELYAEV E N, CHVANOV V K, CHERVAKOV V V. The out-flow of a two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of a gas generator when starting a liquid-propellant rocket engine[J]. *High Temperature*, 2005, 43(3): 446-451.
- [18] 周晨初, 李舒欣, 陈宏玉, 等. 液体火箭发动机机关水机特性仿真[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 70-75.
ZHOU Chenchu, LI Shuxin, CHEN Hongyu, et al. Simulation on water hammer during liquid rocket engine shutdown[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(1): 70-75. (in Chinese)
- [19] LI P F, LEI F P, ZHOU L X, et al. Investigation of real-fluid characteristics in high-pressure liquid rocket engines[C]//67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico: International Astronautical Congress, 2016: 42-52.
- [20] 任孝文, 陈宏玉, 李平, 等. 弱可压缩流体与可压缩流体模型的管路水击研究[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1880-1886.
REN Xiaowen, CHEN Hongyu, LI Ping, et al. Investigation on water hammer in pipes by slightly compressible fluid model and compressible fluid models[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1880-1886. (in Chinese)
- [21] 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.

(编辑: 陈 越)