

液体火箭发动机汽蚀建模与低入口 压力起动过程仿真

陈一丹, 陈宏玉, 刘亚洲

(中国航天科技集团有限公司

西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100)

摘 要: 针对液体火箭发动机氧化剂泵的汽蚀过程, 使用入口 NPSH(net positive suction head)代替入口压力作为汽蚀发生的判据和入口质量流量的计算方法, 并通过模型与试验结果的对比发现以扬程下降 1.25% 作为断裂汽蚀发生点的模型具有良好的精度。后续开展发动机低于额定入口压力的起动仿真, 结果表明: 62% 及以上额定压力能够正常起动; 45% 及以下额定压力起动失败, 原因是燃气发生器温度过高。主要存在 0.4~0.6 s, 0.4~0.85 s 和 0.4~1.2 s 三个时间段的严重汽蚀, 分别对应氧主阀打开、主涡轮转速的快速爬升和燃气发生器参数波动。氧化剂主泵汽蚀主要影响燃气发生器和推力室, 次要影响燃料供应路组件, 轻微影响主涡轮。

关 键 词: 汽蚀模型; 燃气发生器; 起动过程; 系统仿真; 液体火箭发动机

中图分类号: V430

文献标志码: A

Cavitation modeling and start-up under-rated pressure simulation of liquid rocket engine

CHEN Yidan, CHEN Hongyu, LIU Yazhou

(National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

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

Abstract: The NPSH (net positive suction head) was used instead of the inlet pressure as the criterion of cavitation condition for liquid rocket engine cavitation process, and the model with the head drop of 1.25% as occurrence point of fracture cavitation had good prediction accuracy by comparing the simulation with the test results. Subsequently, the engine start-up simulation was performed. The results showed that the rated pressure of 62% and above can start normally; the rated pressure of 45% and below failed because the gas generator temperature was too high. There were three periods of severe cavitation in 0.4—0.6 s, 0.4—0.85 s and 0.4—1.2 s, respectively, correspondingly to the opening of the main oxidant valve, the rapid climb of the main turbine speed and the fluctuation of the gas generator parameters. The cavitation of the oxygen main pump mainly affected the gas generator and the thrust chamber, secondly affected the fuel supply path assembly, and slightly affected the main turbine.

收稿日期: 2021-05-11

基金项目: 国家自然科学基金(51606138)

作者简介: 陈一丹(1997—), 男, 硕士生, 研究方向为液体火箭发动机系统仿真。E-mail: 3150104754@zju.edu.cn

引用格式: 陈一丹, 陈宏玉, 刘亚洲. 液体火箭发动机汽蚀建模与低入口压力起动过程仿真[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1654-1663. CHEN Yidan, CHEN Hongyu, LIU Yazhou. Cavitation modeling and start-up under-rated pressure simulation of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1654-1663.

Key words: cavitation model; gas generator; start-up procedure;
system simulation; liquid rocket engine

符号表

A/m^2	等效流通面积	p_s/Pa	液体蒸汽压
$g/(\text{m}/\text{s}^2)$	质量场加速度	$q_{m,\text{pin}}/(\text{kg}/\text{s})$	泵入口质量流量
H^*	无量纲扬程跌落系数	$q_{m,\text{pout}}/(\text{kg}/\text{s})$	泵出口质量流量
$C_p/(1/\text{m})$	流体平动系数	T_t/K	流体温度
m_i^*/kg	泵内充满时的流体质量	V_c	无量纲空泡体积
$n/(\text{r}/\text{min})$	转速	$\Delta p_p/\text{Pa}$	泵正常工况扬程
N^*	无量纲汽蚀余量	$\Delta p_{pc}/\text{Pa}$	泵汽蚀工况扬程
N_c/m	汽蚀余量	η	泵实际效率
$N_{c,\text{cr}}/\text{m}$	临界汽蚀余量	η_h	泵额定工况效率
$p_{p,\text{in}}/\text{Pa}$	泵入口压力	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	液体密度
$p_{p,\text{out}}/\text{Pa}$	泵出口压力	$\xi/(1/\text{m}^4)$	流阻系数
p/Pa	额定起动压力		

连续流体在低压区断流并形成充满气体或蒸气的空泡,这些空泡随液体流至静压高于汽化压力的地方迅速凝缩、溃灭,产生局部的水力冲击,形成所谓的汽蚀。

在液体火箭发动机(liquid rocket engine, LRE)氧化剂泵中,汽蚀会导致泵的性能降低^[1-3]、叶轮损坏^[4-6]和结构的低频振动^[7]。由于LRE系统高度的复杂性和强烈的动态耦合特性,泵汽蚀会导致燃气发生器、推力室等其他组件的参数变化,严重影响发动机工作的稳定性和可靠性。因此,泵汽蚀工况下的性能预测对LRE的研制和安全运行是十分重要的。

国外学者对泵汽蚀模型开展了广泛而深入的研究。Brennen等^[8]通过对汽蚀诱导轮动态特性的理论分析,试图将其响应特性用反映流量和压力关系的四端传递矩阵来描述,并通过试验研究确定了汽蚀诱导轮动态传递矩阵的特征。格列克曼^[9]根据扬程随入口压力的变化情况把泵的汽蚀划分成为第一临界汽蚀和第二临界汽蚀。通过试验和理论分析,把泵诱导轮内空泡的体积分数与汽蚀发展程度联系起来^[10-16]。李龙贤等^[17]考虑了热力学效应对诱导轮空化的影响。综合来看,系统级仿真的泵在正常工况下使用准静态(quasi-static)模型,在第一临界汽蚀点前后需要使用不同的算法,难以平衡动态精度和计算稳定度^[18]。

第二临界汽蚀点的取值缺乏统一标准,以扬程下降2.5%、3%和4%时认为汽蚀发展到第二临界工况的观点均见诸于报道^[19-21]。随着LRE的健康监控和故障诊断的发展,必须提高泵汽蚀过程的性能预测精度,这样才能对LRE整机系统在汽蚀工况下的相互作用及影响有更为深入的认识。

本文以某型液氧煤油发动机氧化剂泵为研究对象,对其汽蚀工况下的性能预测模型建模方法进行研究,通过仿真与试验结果对比,验证了建模方法的有效性。并在此基础上开展了整机低入口压力起动过程的仿真,分析了该过程主要参数的变化情况和汽蚀发展的特点,旨在讨论降低入口压力的可行性和开展故障分析,进而为发动机优化设计提供参考。

1 数学模型

1.1 汽蚀模型

文献[22]已经给出汽蚀工况下扬程的基本计算形式,方程如下:

$$\Delta p_{pc} = \Delta p_p \cdot H^* \quad (1)$$

$$H^* = f(V_c) \quad (2)$$

$$m_i^* \left(\frac{dV_c}{dt} \right) = q_{m,\text{pout}} - q_{m,\text{pin}} \quad (3)$$

文献[23]给出了式(2)的两种具体形式:

$$H^* = -0.876\,65V_c^2 + 0.052\,91V_c + 1$$

$$H^* = -0.5446V_c^2 - 0.2168V_c + 1$$

建模时考虑以下两种假设:

在第一临界汽蚀点,此时的入口汽蚀余量为 $N_{c,cr}$,在流体温度不变的情况下可由转速确定,具体形式如下:

$$N_{c,cr} = f(n), \quad T_f = \text{const} \quad (4)$$

引入无量纲汽蚀余量:

$$N^* = \frac{N_c/N_{c,cr}}{N_{c,cr}} \quad (5)$$

在第二临界汽蚀点,考虑将 5%、2.5%、1.75%、1.25% 和 1.0% 的扬程跌落作为发展到该点的判据,对应于汽蚀模型的 Model-1~Model-5,具体形式如下:

应用 5%, 即 Model-1:

$$H^* = -0.068125N^{*2} + 0.712504N^* + 4.39798 \quad (6)$$

应用 2.5%, 即 Model-2:

$$H^* = -0.02838N^{*2} + 0.314368N^* + 5.393234 \quad (7)$$

应用 1.75%, 即 Model-3:

$$H^* = -0.02939N^{*2} + 0.300744N^* + 5.490679 \quad (8)$$

应用 1.25%, 即 Model-4:

$$H^* = -0.01365N^{*2} + 0.154029N^* + 5.828609 \quad (9)$$

应用 1.00%, 即 Model-5:

$$H^* = -0.004226N^{*2} + 0.033209N^* + 0.97102 \quad (10)$$

汽蚀工况下,泵的入口质量流量和出口质量流量由下列方程计算:

$$q_{m,pin} = \rho A \sqrt{2 \left(N_c - \frac{p_{p,in} - p_s}{\rho g} \right)} \quad (11)$$

$$C_p \frac{dq_{m,pout}}{dt} = p_{p,in} + \Delta p_{pc} - p_{p,out} - \frac{\xi}{\rho} q_{m,pout} |q_{m,pout}| \quad (12)$$

起动过程的转速变化会影响泵工作效率,可由下式进行计算^[18,23]:

$$\eta = \frac{\eta_h}{\left[\eta_h + (1 - \eta_h) \cdot (n_p/n)^{0.25} \right]} \quad (13)$$

1.2 组件模型

本部分主要介绍管路模型和热力组件模型。管路使用分布参数法进行描述,如图 1 所示。

具体形式如下:

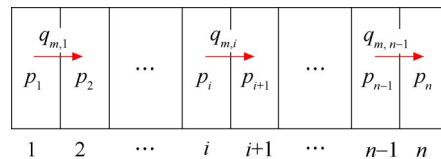


图 1 分布参数管路

Fig.1 Distributed pipe

$$\frac{L}{A} \cdot \frac{dq_{m,i}}{dt} = p_{i+1} - p_i - \frac{\xi}{\rho} q_{m,i} |q_{m,i}| \quad (14)$$

$$\frac{dp_i}{dt} = \frac{a^2}{V} (q_{m,i} - q_{m,i-1}) + \epsilon \frac{a}{A} \left(\frac{dq_{m,i}}{dt} - \frac{dq_{m,i-1}}{dt} \right) \quad (15)$$

式中 q_m 为液体质量流量; p_i 为第 i 段液体压力; V 、 A 、 L 分别为每段体积、截面积和长度; a 为流体声速; ξ 为流阻系数; ϵ 为波阻系数; 下标 i 为分段序号。

燃气发生器和燃烧室均采用零维的等效时滞模型^[24-25],具体形式为

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = q_{m,lf,i} - q_{m,lf,e} - \frac{m_{lf}}{\tau_f} \quad (16)$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = q_{m,lo,i} - q_{m,lo,e} - \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (17)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = q_{m,gi} - q_{m,ge} + \frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{m_{lf}}{\tau_o} \quad (18)$$

$$\frac{dK}{dt} = \frac{K+1}{m_g} \left[\frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{K}{K_i+1} q_{m,gi} - K \left(\frac{m_{lf}}{\tau_f + \frac{1}{K_i+1} q_{m,gi}} \right) \right] \quad (19)$$

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(K) - a\Delta RT - RT \quad (20)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V_g} \cdot \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \cdot \frac{dRT}{dt} + \frac{p}{V_g} \left(\frac{dm_{lo}}{dt} + \frac{1}{\rho_{lf}} \cdot \frac{dm_{lf}}{dt} \right) \quad (21)$$

式中 m 为质量; K 为混合比; ρ 为密度; τ 为转化时滞; R 为气体常数; T 为预燃室的燃气温度; 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。

2 汽蚀模型验证

为验证该汽蚀建模方法的准确性和有效性,对三种型号的泵开展水试试验。试验工况如表 1

所示。试验系统简图如图 2 所示,试验中首先控制贮箱压力不变,使泵达到试验转速。稳定后逐步降低贮箱压力同时保持转速不变,测量泵的进出口压力和质量流量。将扬程开始下降时的入口 N_c 和质量流量作为标准对测得数据进行归一化处理。试验仿真模型如图 3 所示。

表 1 试验工况表

Table 1 Test working condition list

泵型号	试验转速/ (r/min)	工质 温度/K	工质密度/ (g/cm ³)
Type1	6 459	302.85	1
Type2	5 991	304.05	1
Type3	12 997	301.25	1

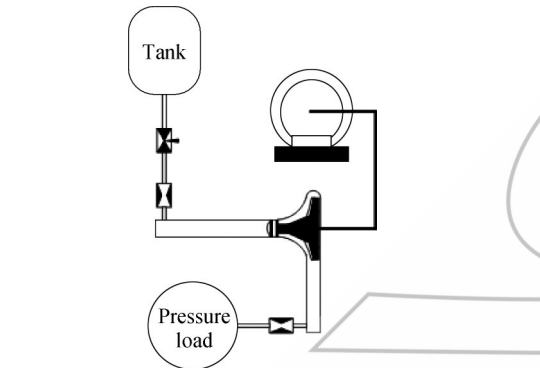


图 2 试验系统简图
Fig.2 System schematic diagram of test

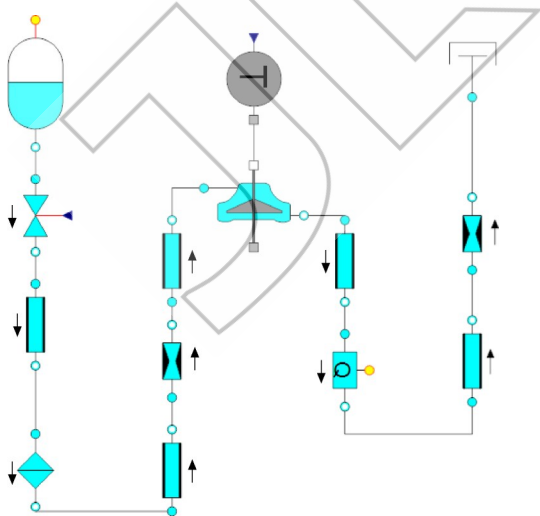


图 3 试验仿真系统图
Fig.3 Simulation system of test

图 4 和图 5 依次给出了汽蚀过程扬程和质量流量的对比情况。可以看到:Model-4 的仿真结果与试验值变化趋势和具体数值吻合很好,而进

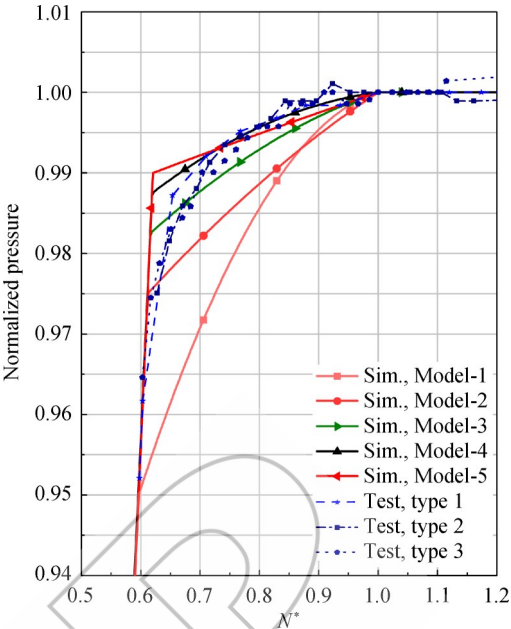


图 4 扬程对比
Fig.4 Comparison of pump head

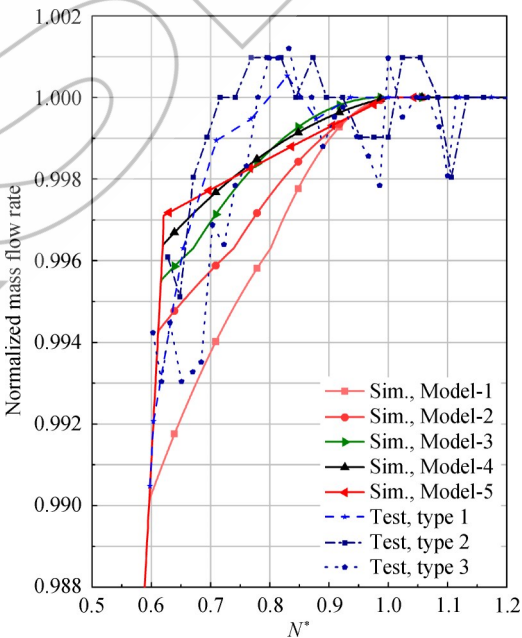


图 5 质量流量对比
Fig.5 Comparison of mass flow rate

一步降低判据取值时,如 Model-5 所示,精度会降低。整体来看,模型仿真计算准确预测到了汽蚀过程的参数变化。

3 低入口压力起动过程仿真

这里选取 Model-4 作为汽蚀工况下泵性能预测模型。设置氧化剂路额定起动压力的 100%、90%、80%、70%、60%、50%、48%、47%、46% 和 45% 开展起动过程仿真研究,其中前六个取值目

的在于研究压力逐渐降低时起动过程的变化特点,后四个取值的目的是探索起动的边界条件。起动过程的主要时序为:0.4 s 氧阀打开,0.6 s 燃料阀打开。仿真模型如图 6 所示。

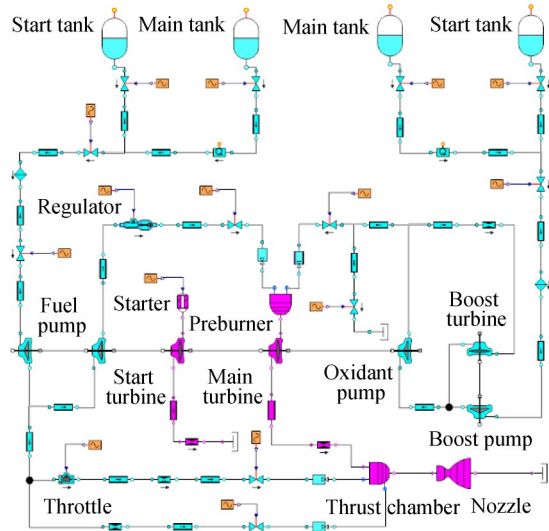


图 6 系统仿真模型

Fig.6 System simulation model

起动过程以组件分为氧化剂供应路、燃料供应路和热力组件三类分别讨论。为便于分析,所有数据均以额定压力起动过程的终值作为对应参数的标准进行归一化处理。

3.1 氧化剂供应路

该部分主要关注氧化剂主泵的质量流量和扬程的变化和氧化剂预压泵的扬程和转速的变化。

氧化剂质量流量变化如图 7 和图 8 所示。0.6p(60% 额定入口压力,下同)及以下的起动过程质量流量峰值出现明显跌落,随着压力降低,流

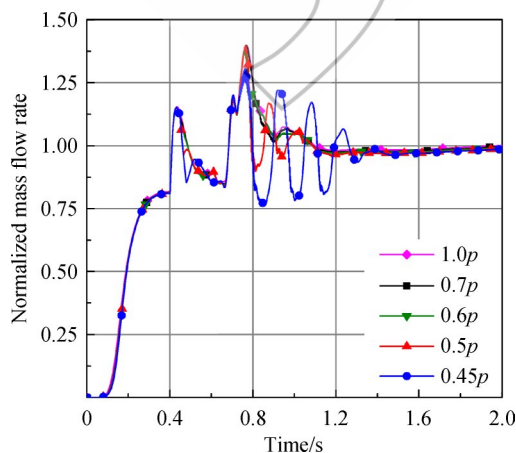


图 7 氧化剂泵质量流量(0~2 s)

Fig.7 Mass flow rate of oxidant pump (0—2 s)

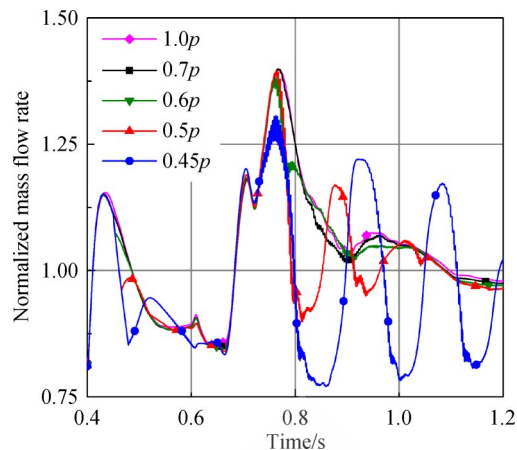


图 8 氧化剂主泵质量流量(0.4~1.2 s)

Fig.8 Mass flow rate of oxidant pump (0.4—1.2 s)

量峰值提前且峰值降低,后续出现持续波动,最大偏差可至 30%。

图 9 所示为氧化剂预压泵转速变化情况。转速未出现过大的超调量,主要存在两部分波动:一是位于 0.4 s 与 0.6 s 之间,随着起动压力降低,由于氧化剂主泵汽蚀导致泵后压力降低,导致预压涡轮做功能力下降进而造成氧化剂预压泵转速降低;第二部分是位于 0.75 s 至 1.4 s 之间,由于氧化剂预压泵自身汽蚀导致的转速波动。对比图 10 和图 11,可以看到,该过程中转速的峰值与氧化剂预压泵扬程跌落的峰值对应。

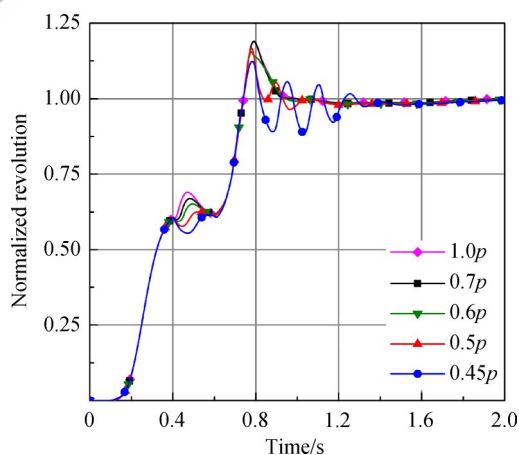


图 9 氧化剂预压泵转速

Fig.9 Revolution of oxidant boost pump

氧化剂主泵和氧化剂预压泵的扬程跌落情况分别如图 10 和图 11 所示。可以看到,随着入口压力的逐渐降低,泵的扬程跌落量逐渐增大,持续时间变长。氧化剂主泵最严重时扬程可跌至 30% 以下,氧化剂预压泵扬程最大跌落至 90% 左右。

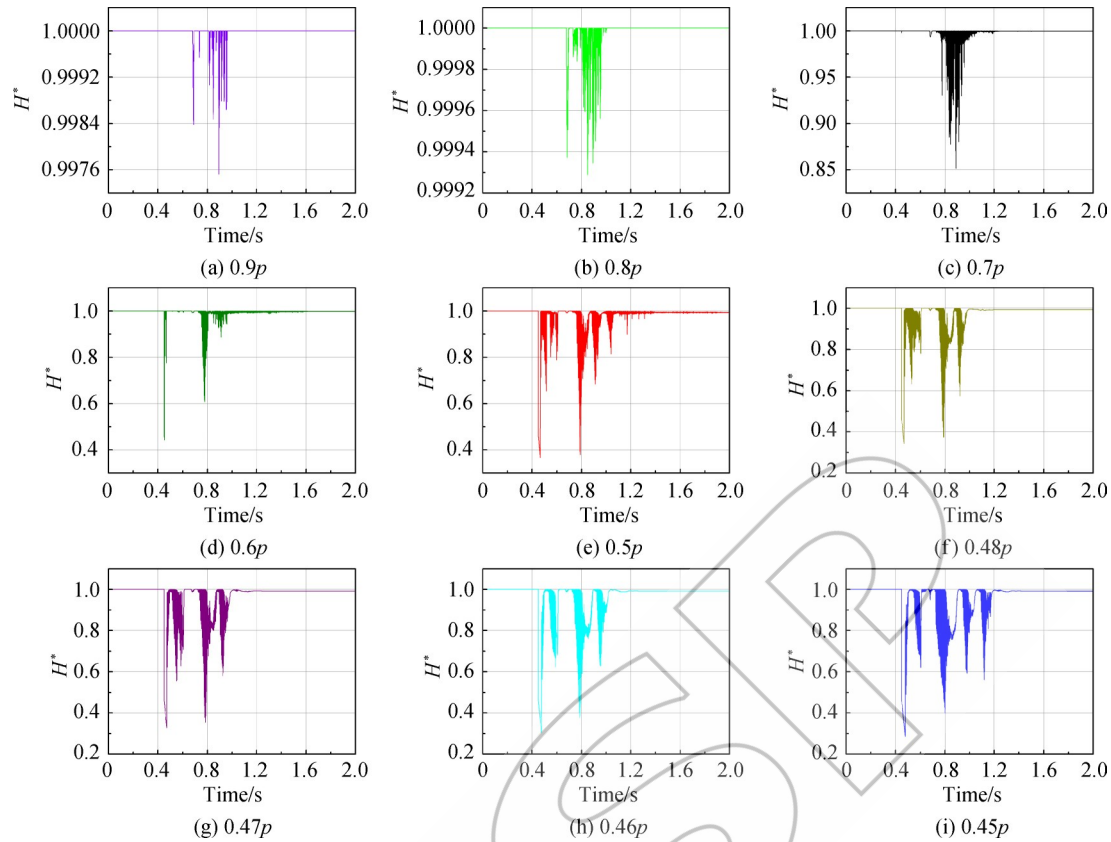


图 10 氧化剂泵扬程

Fig.10 Head drop of oxidant pump

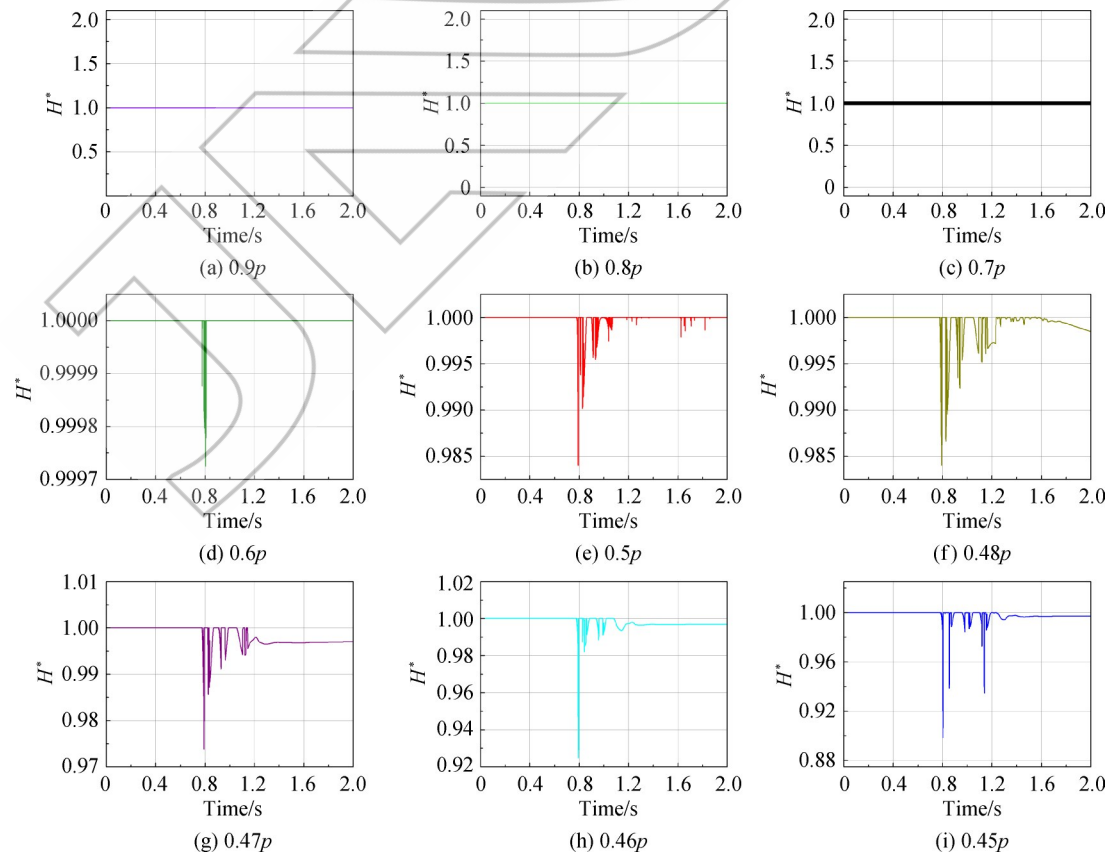


图 11 氧化剂预压泵扬程

Fig.11 Head drop of oxidant boost pump

3.2 燃料供应路

该部分主要关注主涡轮转速、燃料一级泵的质量流量和泵后压力和燃料二级泵的泵后压力。

主涡轮转速变化情况如图 12 所示。可以看到,主涡轮转速超调量仍属正常范围。与额定压力相比,不同压力下的起动过程主涡轮转速整体差别不大,仅在 0.8 s 至 1.4 s 之间出现最大约 5% 的偏差。

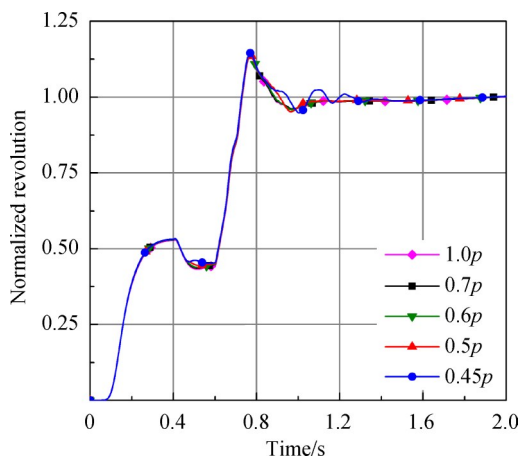


图 12 主涡轮转速

Fig.12 Revolution of main turbine

燃料一级泵的质量流量和泵后压力和燃料二级泵的泵后压力分别如图 13、图 14 和图 15 所示。可以看到,逐渐降低入口压力的起动过程中,在 0.8 s 至 1.3 s 之间,从 0.5p 开始存在明显区别。与正常起动过程,存在最大约 20% 的参数偏差。

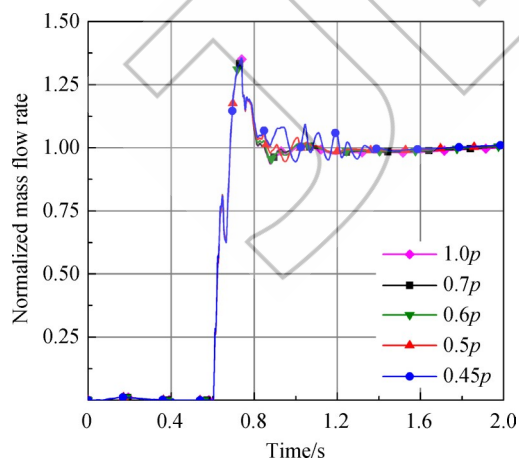


图 13 燃料一级泵质量流量

Fig.13 Mass flow rate of primary fuel pump

3.3 热力组件

该部分主要关注燃气发生器的压力、混合比、温度和推力室的压力变化情况。

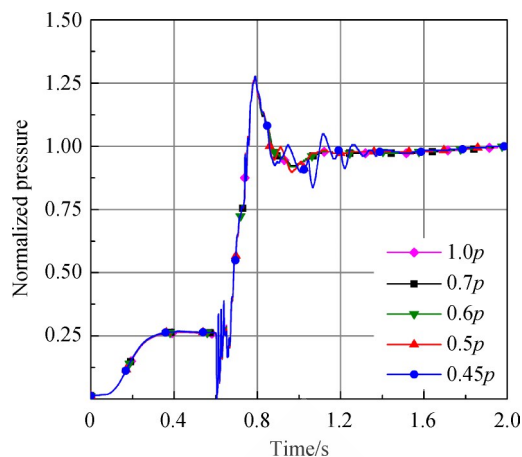


图 14 燃料一级泵泵后压力

Fig.14 Post pressure of primary fuel pump

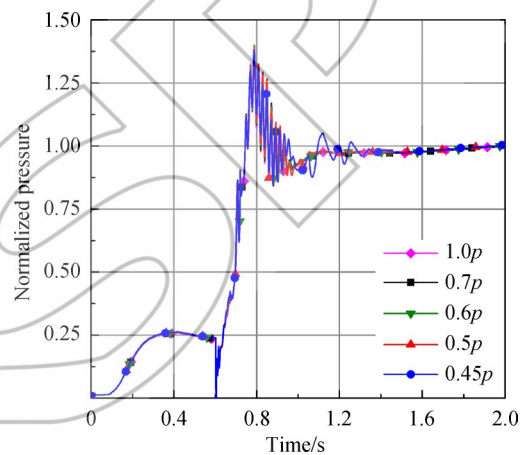


图 15 燃料二级泵泵后压力

Fig.15 Post pressure of secondary fuel pump

图 16 和图 17 分别给出不同压力起动过程中燃气发生器压力和混合比的变化情况。可以看出,参数变化规律与氧化剂主泵质量流量变化规律一致。以 0.45p 为例,燃气发生器压力和混合比出现的峰值与氧化剂质量流量约存在 0.05 s 的延时。

图 18 所示为推力室压力变化情况。可以看出,0.8 s 后随着起动压力降低,从 0.5p 开始相对于正常起动,室压出现明显波动。推力室的压力直接影响发动机的推力,在正常起动过程中,发动机推力最小出现在 1.0 s 左右,约为额定工况的 90%;而在 0.45p 起动过程中发动机最小推力出现在 1.05 s 左右,约为额定推力的 70%。

图 19 所示为燃气发生器的温度变化。可以看到,0.5p 和 0.45p 出现多个峰值温度,这是由氧化剂质量流量降低而导致混合比降低趋向当量混合比,进而造成燃气发生器燃气温度升高。

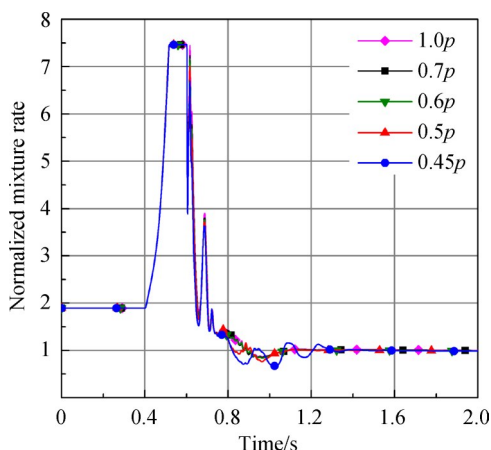


图 16 燃气发生器混合比

Fig.16 Mixture rate of gas generator

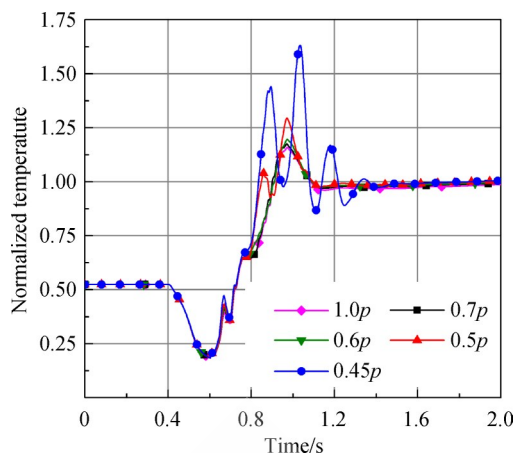
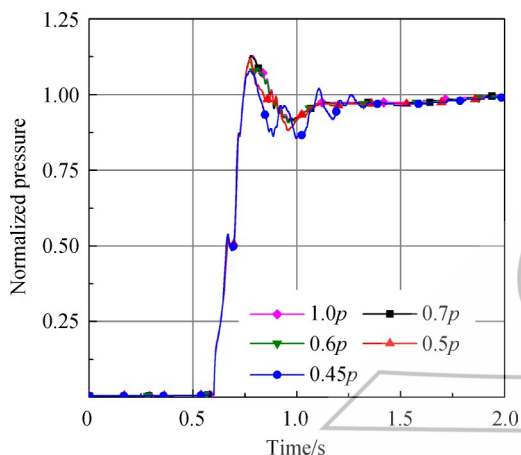
图 19 燃气发生器温度($t=0\sim 2.0$ s)Fig.19 Temperature of gas generator ($t=0\sim 2.0$ s)

图 17 燃气发生器室压

Fig.17 Pressure of gas generator

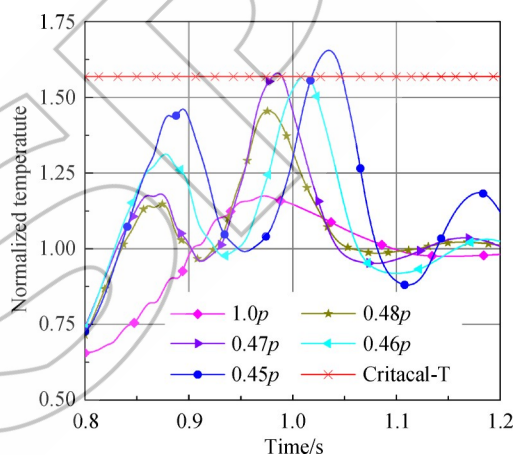
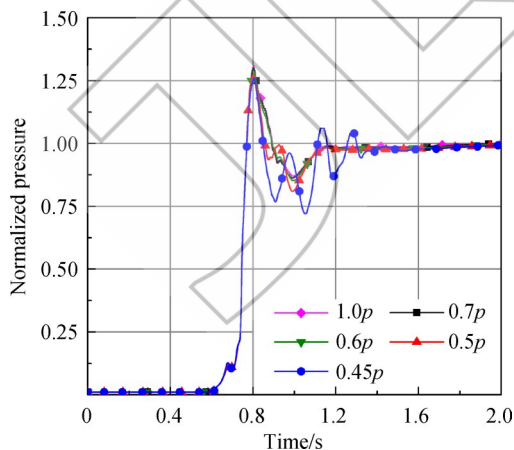
图 20 燃气发生器温度($t=0.8\sim 1.2$ s)Fig.20 Temperature of gas generator ($t=0.8\sim 1.2$ s)

图 18 推力室室压

Fig.18 Pressure of thrust chamber

对于富氧燃气发生器,其温度有一个耐受上限^[26]。超出该温度会导致壁面的烧蚀,甚至短时间可使燃气发生器烧穿。本部分针对燃气发生器的峰值温度做进一步分析。如图 20 所示,可以看

到,0.46 p 和0.47 p 的起动过程,燃气发生器峰值温度已经达到临界温度。0.45 p 时则存在持续0.03 s超出临界温度,此时认为燃气发生器已经发生严重的结构损坏,发动机起动失败。

3.4 低入口压力起动过程小结

首先根据不同入口压力的起动特点,将起动过程分为三种类型。

入口压力在100%~70%之间:起动过程主要参数无明显变化,氧化剂主泵的扬程最大跌落约为15%,氧化剂预压泵扬程无跌落,属于能够正常起动的压力范围。

入口压力在70%~60%之间,持续降低压力会导致起动过程质量流量等参数出现持续波动,为探究其确切分界点,选取0.63 p 、0.62 p 和0.61 p 开展仿真,结果如图21所示。可以看到,0.62 p 是出现参数波动的确切分界点,其成因是由于氧化剂预压泵出现扬程降低。如图22所示,在压力降

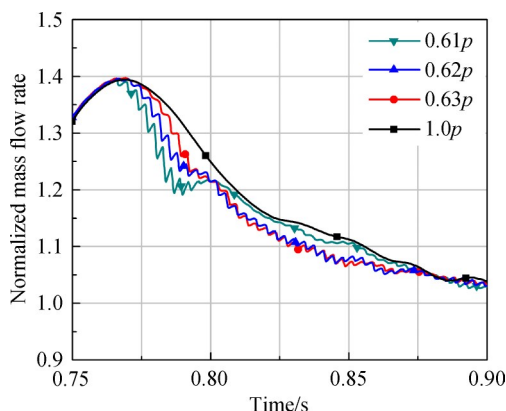


图 21 氧化剂主泵质量流量对比

Fig.21 Comparison of mass flow rate of oxidant pump

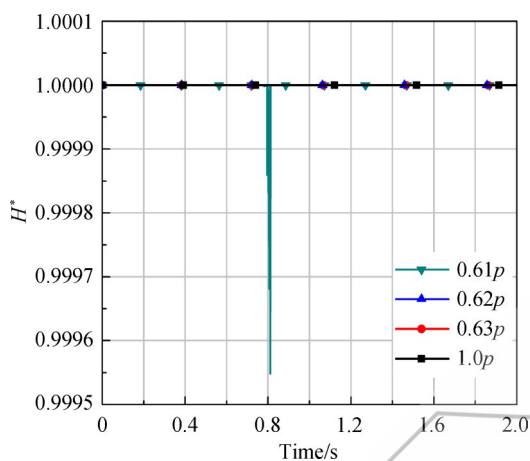


图 22 氧化剂预压泵扬程对比

Fig.22 Comparison of head drop of oxidant boost pump

至 $0.62p$, 氧化剂预压泵扬程均未出现跌落; 随着压力的继续降低, 氧化剂预压泵出现扬程降低, 由于氧化剂主泵的工作转速高, 氧化剂预压泵的轻微扬程跌落会导致氧化剂主泵的严重汽蚀。波动产生的原因则是组件之间的反馈过程, 例如氧化剂主泵质量流量的减小会影响燃气发生器的压力, 继而影响氧化剂主泵的泵后压力并影响到氧化剂主泵质量流量。

从整机的优化设计来看, 结合仿真结果, 贮箱压力可以进一步降低, 可取至 62% 的当前压力, 在起动过程中氧化剂预压泵扬程无跌落而氧化剂主泵工作在汽蚀区, 起动过程主要参数仍能保持正常。

入口压力在 62%~46% 之间, 氧化剂主泵扬程跌落可至 40% 以下, 氧化剂预压泵扬程最大跌落约 1.5%, 各组件参数出现不同程度的波动, 尤其是燃气发生器温度, 第二峰值接近危险温度, 属于起动过程的危险压力范围。

入口压力在 45% 及以下, 氧化剂主泵扬程可跌落至 30% 以下, 氧化剂预压泵扬程可跌落至 90% 以下, 燃气发生器的温度第二峰值已经超出富氧发生器的最高承受温度, 属于起动失败的压力范围。

从低入口压力起动过程的时间尺度上看, 汽蚀主要发生在三个时间段内。

第一段为 0.4~0.6 s。该段是由 0.4 s 氧化剂主阀打开导致的, 其特点是扬程跌落量大而持续时间短, 在曲线上出现尖峰, 并对结构产生冲击。

第二段为 0.6~0.85 s。该部分是由主涡轮转速快速爬升导致, 其特点是扬程跌落量大且持续时间长, 在曲线上出现裂口, 会导致结构的持续振动。

第三段为 0.85~1.2 s。该部分是由燃气发生器参数波动导致, 其特点是扬程跌落较小而持续时间长, 在曲线上存在多峰。该过程是低入口压力起动过程最危险的阶段, 伴随着热力组件的压力和温度的大幅变化, 极有可能超出结构的耐受上限, 导致起动失败。

主涡轮转速的稳定变化是低入口压力起动过程中燃料供应路参数较为稳定的主要原因。燃料路参数出现的波动是由于燃气发生器压力波动造成的, 这一点可由燃料二级泵相较于燃料一级泵提前约 0.05 s 结束波动看出。随着入口压力的逐步降低, 汽蚀故障会导致热力组件的损坏, 这与热试车的结果一致。仿真结果完整地揭示了低入口压力起动过程的各参数变化特点。

4 结 论

针对液体火箭发动机氧化剂泵的汽蚀过程, 优化了汽蚀过程的建模方法, 通过试验结果与仿真结果的对比较验证了该方法的有效性。在此基础上开展液氧煤油发动机低入口压力起动过程仿真。主要结论如下:

- 1) 对于带诱导轮的离心泵, 以扬程下降 1.25% 作为第二临界汽蚀点建模具有良好精度。
- 2) 低入口压力起动过程中, 62% 及以上的额定压力能够正常起动; 45% 及以下的额定压力起动失败, 原因是燃气发生器温度过高。
- 3) 低入口压力起动过程主要存在 0.4~0.6 s, 0.6~0.85 s 和 0.85~1.2 s 三个时间段的严重汽蚀, 分别对应氧化剂主阀打开、主涡轮转速的快速爬升和燃气发生器参数波动。

4) 氧化剂主泵汽蚀主要影响燃气发生器和推力室,其参数与正常起动相比偏差大于20%;次要影响燃料供应路的组件,参数相对偏差介于10%与20%之间;轻微影响主涡轮,参数相对偏差小于10%。

参考文献:

- [1] Беляев Е Н, Черваков В В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей[M]. Москва: Издательство МАИ - ПРИНТ, 2009.(in Russia)
- [2] 契万诺夫 В К, 比利亚耶夫 Е Н, 切尔瓦科夫 В В. 液体火箭发动机工作过程的数学模拟[M]. 张兴波, 李平, 陈建华, 译. 西安: 航天科技集团公司第十一研究所, 2000.
- [3] BRENNEN C E. Hydrodynamics of pumps[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2011.
- [4] BRENNEN C E. Cavitation and bubble dynamics[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2013.
- [5] BAKIR F, REY R, GERBER A G, et al. Numerical and experimental investigations of the cavitating behavior of an inducer[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2004, 10(1):15-25.
- [6] 古里希 J F. 离心泵[M]. 周岭, 施卫东, 译. 北京: 机械工业出版社, 2019.
- [7] SHANG Z, EMERSON D R, GU X. Numerical investigation of cavitation around a high speed submarine using OpenFOAM with LES[J]. International Journal of Computational Methods, 2012, 9(9):1-14.
- [8] BRENNEN C. Bubbly flow model for the dynamic characteristics of cavitating inducers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1978, 89(2):223-240.
- [9] 格列克曼 В Ф. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初, 郁明桂, 邱明煜, 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [10] KALNIN V M, SHESTERYANIKOV V A. Dynamic of cavitation failure of rotary pump[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1976.
- [11] KAZIOLKOV B P, EFIMCHEN A F. Cavitation mechanism of rotary pumps in nonstationary regime[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1972.
- [12] ZAKHAROV O V. Cavitation problem in rotary pumps[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1967.
- [13] PILIPENKO V V. Cavitation auto-oscillation[M]. Moscow, Russia: MAI Publications 1989.
- [14] ZADONCEV V A, PILIPENKO V V. Specification of propagation of cavitation autooscillation in rotary pumps[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1976.
- [15] PRISNYAKOV V F, PRON L V, SEREBRYANSKIY V N. The dynamic model of failures in a liquid propellant rocket engine[R]. Graz, Austria: the 44th International Astronautical Federation Congress, 1993.
- [16] SHEVYAKOV A A. Theory of control automatic of rocket engines[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1978.
- [17] 李龙贤, 丁振晓, 吴玉珍. 基于热力学修正的诱导轮空化模型研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(5):52-58.
LI Longxian, DING Zhenxiao, WU Yuzhen. Research on cryogenic inducer cavitation model modified by thermodynamic effect[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(5): 52-58.(in Chinese)
- [18] RAMESH D, ALIMOHAMMDI H. Simulation of cavitation process in oxidizer pump of a liquid rocket engine[R]. AIAA 2009-4958, 2009.
- [19] KUMAR P, SAINI R P. Study of cavitation in hydro turbines: a review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2010, 14(1):374-383.
- [20] LUO X, JIN B, TSUJIMOTO Y. A review of cavitation in hydraulic machinery[J]. Journal of Hydrodynamics, 2016, 28(3): 335-358.
- [21] WASHIO S. Recent developments in cavitation mechanisms: a guide for scientists and engineers[M]. Sawston, UK: Woodhead Publishing, 2014.
- [22] RAMESH D, AMINPOOR M. Nonlinear, dynamic simulation of an open cycle liquid rocket engine[R]. AIAA 2007-5507, 2007.
- [23] FRANCESCO D M. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients[D]. Rome: Sapienza University of Rome, 2011.
- [24] 陈宏玉, 刘红军, 陈建华. 补燃发动机强迫起动过程[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)
- [25] 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.(in Russia)
- [26] 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)