

## 航天器推进系统气液路故障仿真\*

聂 饶,程玉强,吴建军

(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要:**为了研究和分析航天器推进系统气液路故障的发展变化规律及对整个推进系统性能的影响,在某挤压式航天器推进系统仿真模型的基础上,分别采用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型和一维可压缩流模型对气路泄漏和堵塞故障进行动态仿真,采用一维不可压瞬变管流模型与变流量系数模型对液路泄漏和堵塞故障进行仿真分析。仿真结果表明:推进系统增压气路堵塞和泄漏故障,会导致增压不足,使推进剂供应管路压强下降;推进剂供应管路堵塞故障和泄漏故障会导致混合比偏离设计值,使推进系统性能降低。两类故障都会引起推力不足,致使系统性能降低。两者的不同之处在于:堵塞故障下,故障组件上游压强高于额定工况,推进剂消耗低于额定工况;泄漏故障下,故障组件上游压强低于额定工况,推进剂消耗高于额定工况。

**关键词:**航天器推进系统;增压气路;推进剂供应管路;故障仿真;故障特性

**中图分类号:**TP316 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)02-032-10

## Numerical simulation on fault in gas and liquid lines of spacecraft propulsion system

NIE Yao, CHENG Yuqiang, WU Jianjun

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In order to investigate the failure mechanism, dynamic changing law and the effect of leakage and blockage fault of spacecraft propulsion system, a dynamic simulation of some pressure-fed propulsion system was conducted based on the modular model library previously. The leakage and blockage fault of gas pressurization lines were simulated with the method of Realizable  $k-\varepsilon$  model and one-dimensional compressible duct model respectively. The leakage and blockage fault simulation for propellant lines were carried out with the finite element state-variable model and variable flow coefficient model respectively. The dynamic simulation of the propulsion system was carried out and some interesting results have been obtained as follows. Firstly, due to the leakage and blockage fault of gas pressurization lines, the pressure boost couldn't meet the need of operational state, resulting in the propellant inadequacy and pressure drop in propellant lines. Secondly, because of the leakage and blockage fault in propellant lines, the mixture ratio would deviate from the designed ones, resulting in the sliding down of the propulsion system performance. Although both of the leakage and blockage fault would make the propulsion system performance slide down, there are differences between the two faults. Firstly, due to the blockage fault, the upstream pressure of faulty component is substandard and less propellant is consumed. Secondly, due to the leakage fault, the upstream pressure of leaking object is lower than normal value and too much propellant is consumed.

**Key words:** spacecraft propulsion system; gas pressurization lines; propellant lines; fault simulation; fault characteristics

航天器推进系统故障仿真是研究故障发生机理、发展变化规律和对系统性能影响的重要手段,在推进系统的研制和使用中有非常重要的作用<sup>[1-3]</sup>。通过仿真各类故障,分析推进系统性能和结构参数的变化,可以为故障特性分析提供数据支持,为系统设计和改造提供依据<sup>[4-6]</sup>。在推进系统的研制和实际使用中,同一故障出现概率低,试验成本高,对某些特殊故障试验危险性较大,可用于故障特性分析的数据样本极其有限。

而数值仿真技术具有良好的可控性、便捷性和无破坏性,是分析推进系统故障产生原因,研究故障发展规律,分析故障对系统性能影响的有效手段,在某些情况下也是唯一手段。

近年来,国内外不少学者对航天器推进系统动力学建模和故障仿真进行了研究,并取得不少成果<sup>[7-11]</sup>。这些研究成果极大地丰富了故障仿真的研究内容,但尚存在以下不足:①研究对象大多针对单一部件,采用化简模型,仿真精度有待提

\* 收稿日期:2015-10-09

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51206181, 51506219)

作者简介:聂饶(1984—),男,吉林吉林人,博士研究生,E-mail:nieyao121@163.com;

吴建军(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:jjwu@nudt.edu.cn

高;②单独对增压气路或者推进剂供应管路的仿真研究较多,对增压气路和推进剂供应管路耦合仿真的研究较少;③研究多以启动和关机过程的故障仿真为主,仿真时间较短,难以反映故障长时间的累积效果和发展变化规律。

针对上述问题,本文在文献[12-13]所建的减压阀、贮箱、发动机等仿真模型的基础上,搭建了某挤压式推进系统仿真模型。利用 AMESim 良好的二次开发和动态仿真能力<sup>[14-15]</sup>,重点对航天器推进系统泄漏与堵塞两大典型故障模式进行了仿真研究。

## 1 系统仿真模型

### 1.1 推进系统模型

针对某挤压式航天器推进系统<sup>[16]</sup>(系统结构如图1所示),在已建立的仿真模块基础上搭建如图2所示的系统模型<sup>[17-18]</sup>。其中气瓶初始压强为 30 MPa(气体压强均为绝压),容积为 100 L。贮箱容积为 1000 L,其中 5% 为气枕(初始压强为 1.5 MPa)。燃料和氧化剂分别为一甲基肼(MMH)

和四氧化二氮(MON),其他主要参数设置见表1。从增压气瓶到推进剂贮箱入口电磁阀为增压气体管路,以下简称气路。推进剂贮箱出口电爆阀至姿/轨控发动机为推进剂供应管路,以下简称液路。

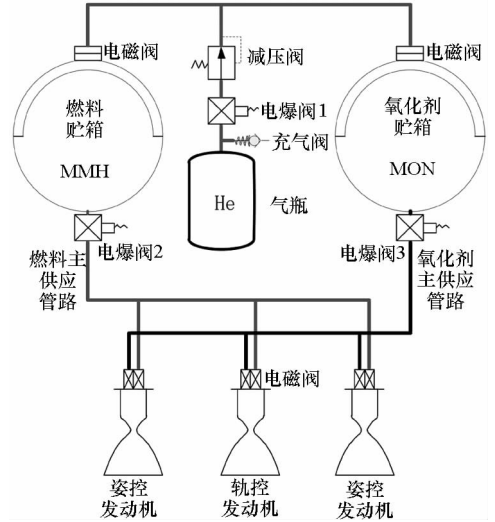


图1 航天器推进系统结构示意图

Fig. 1 Sketch of spacecraft propulsion system structure

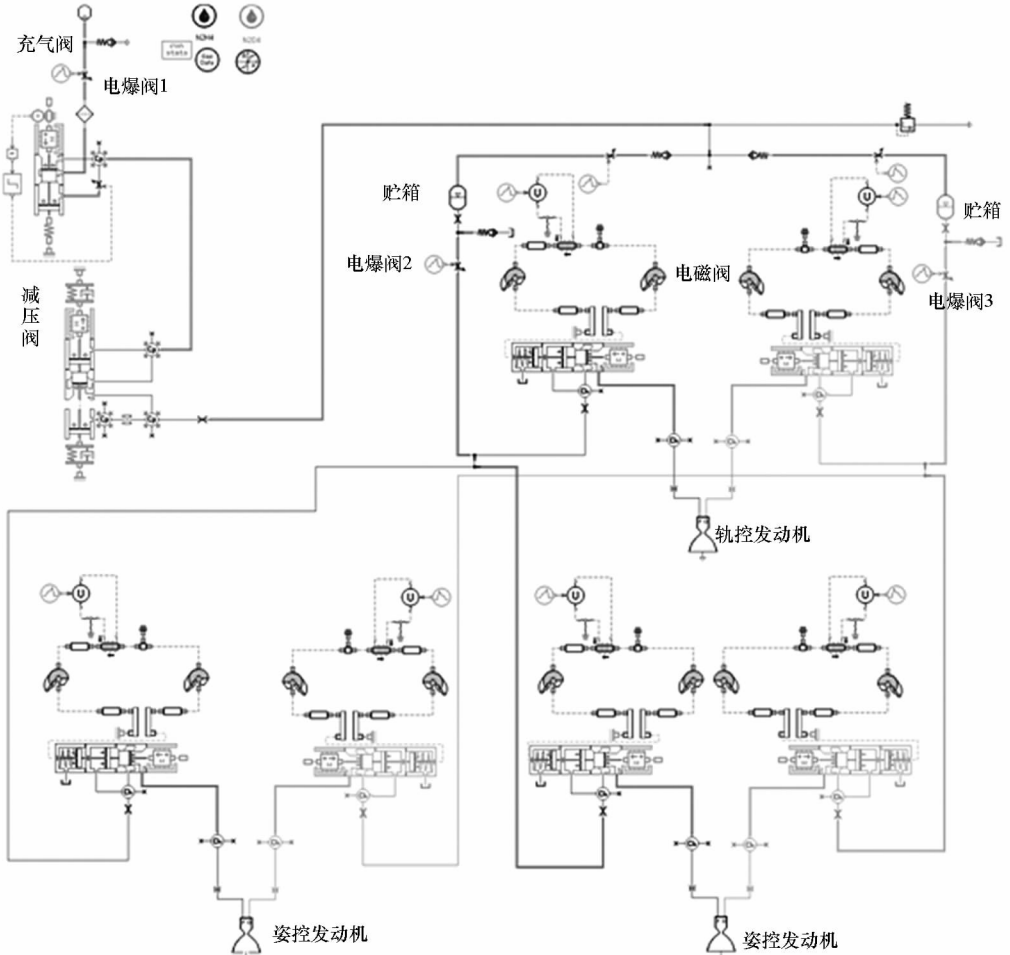


图2 航天器推进系统仿真模型示意图

Fig. 2 Sketch of spacecraft propulsion system simulator

表 1 仿真模型主要参数

Tab. 1 Main parameters of simulator

参数	参数值
电磁阀响应时间	10 ms
电爆阀响应时间	1.0 ms
电爆阀 1 至减压阀气路初始压强	4 MPa
减压阀至贮箱气路初始压强	1.80 MPa
气体管路内径	4 mm
轨控发动机供应管路内径	8 mm
姿控发动机供应管路内径	6 mm

## 1.2 故障仿真模型

在系统模型的故障部位增加不同的节流孔模型(如图 3 所示)可方便地进行故障仿真<sup>[17]</sup>。通过调整节流孔模型的时变输入信号,即可描述其流通面积的变化规律,实现泄漏和堵塞故障的仿真。

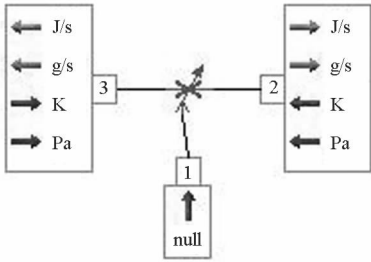


图 3 节流孔 AMESim 模型

Fig. 3 AMESim model of orifice

### 1.2.1 增压气路故障模型

#### 1) 泄漏故障

忽略引力对气体的影响,节流孔内的物性参数由质量、动量、能量三大守恒定律确定,即

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} = q_s \\ \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u^2}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial \tau}{\partial x} \\ \frac{d\rho e}{dt} = -p \frac{\partial u}{\partial x} + R + \Phi + Q \end{cases} \quad (1)$$

其中, $q_s$ 为质量源项, $e$ 为内能, $R$ 为能量源项, $\Phi$ 为黏性力做功, $Q$ 为模型与环境的换热。

由于气体管路内压强较大,泄漏初始流速较大,采用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型对泄漏故障进行仿真。其控制方程为:

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (2)$$

$$\rho \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right] + C_{1\varepsilon} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

$$\mu_t = C_{\mu\rho} \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

其中: $\mu_t$ 为湍流黏度; $t$ 为时间; $G_k$ 为平均速度引起的湍流动能产生项; $G_b$ 为由浮力引起的湍流动能产生项; $Y_M$ 为可压缩湍流中脉动扩张影响; $\sigma_k$ 和 $\sigma_\varepsilon$ 为湍流普朗克常数,分别取 $\sigma_k = 1, \sigma_\varepsilon = 1.2$ ;  $C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_{3\varepsilon}, C_{\mu\rho}$ 均为常数,分别取 $C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.9, C_{3\varepsilon} = 1, C_{\mu\rho} = 0.09$ 。

设 $P_0$ 为环境压强, $P$ 为节流孔内部压强, $r$ 为气体绝热系数。若

$$\frac{P}{P_0} \leq \left( \frac{2}{r+1} \right)^{\frac{r}{r-1}} \quad (5)$$

则泄漏气体为音速流动。此时泄漏流量为:

$$Q_m = C_{dg} A p \sqrt{\frac{kM}{RT} \left( \frac{2}{k+1} \right) \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{2}{k}} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (6)$$

若 $\frac{P}{P_0} > \left( \frac{2}{r+1} \right)^{\frac{r}{r-1}}$ ,则泄漏气体为亚音速流动。此时泄漏流量为:

$$Q_m = C_{dg} A p \sqrt{\frac{kM}{RT} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (7)$$

其中: $Q_m$ 为泄漏气体质量流量; $C_{dg}$ 为气体泄漏系数,取 $C_{dg} = 1$ ;取 $r = 1.3$ ;  $M$ 为气体分子量; $T$ 为气体温度; $R$ 为气体常数; $A$ 为泄漏口截面积。

#### 2) 堵塞故障

为简化计算,假设堵塞时流动等熵,忽略节流孔来流速度,则节流孔处流量为:

$$Q_m = A \cdot C_q \cdot C_m \frac{P_u}{\sqrt{T_u}} \quad (8)$$

其中, $A$ 是流孔面积, $C_q$ 是流量系数, $C_m$ 是流量参数, $P_u$ 是上游绝对压强, $T_u$ 是上游温度。通过控制 $A$ 的变化规律来实现堵塞故障仿真。

### 1.2.2 推进剂供应管路故障模型

#### 1) 泄漏故障

设推进剂密度为 $\rho$ ,泄漏处压强为 $P$ ,环境压强为 $P_1$ ,则泄漏流量为:

$$q_m = \mu A \sqrt{2\rho(P - P_1)} \quad (9)$$

$$q_{m2} = q_{m1} - q_m \quad (10)$$

其中, $q_m$ 为推进剂质量流量, $\mu$ 为流量系数, $A$ 为泄漏面积, $q_{m2}$ 为泄漏下游流量, $q_{m1}$ 为泄漏上游流量。

#### 2) 堵塞故障

设 $P_1$ 为入口压强, $P_2$ 为出口压强, $\mu$ 为流量系数, $A$ 为节流孔横截面积,则节流孔流量为:

$$q_m = \mu \cdot A \cdot \sqrt{2\rho |P_1 - P_2|} \quad (11)$$

此时如果取 $\mu$ 为常数,则初始时刻 $\Delta P = P_1 -$

$P_2$  的微分梯度为无穷大。为了解决这一问题,假定某一时刻雷诺数为:

$$\lambda = \frac{D}{v} \sqrt{\frac{2|\Delta P|}{\rho}} \quad (12)$$

其中,  $D$  是等效直径,  $v$  是比体积。则流量系数可由式(13)得到,即

$$\mu = \mu^{\max} \tanh\left(\frac{2\lambda}{\lambda_{\text{crit}}}\right) \quad (13)$$

由此,将流量系数处理为变量,从而计算出流量。通过调整  $A$  的变化即可实现堵塞故障仿真。

## 2 故障特性仿真分析

### 2.1 推进系统稳态故障效应分析

#### 2.1.1 增压气路故障

##### 1) 泄漏故障

增压气路泄漏故障主要是由振动、阀门关闭不严和疲劳破坏等原因产生的<sup>[6]</sup>,故障多出现于接头和焊缝处。

故障描述:增压气路在充气阀处发生泄漏故障,设置节流孔等效直径为 0.20 mm 来模拟泄漏孔的大小。轨控发动机于 1200 s 开始工作,工作至 5500 s 关机。

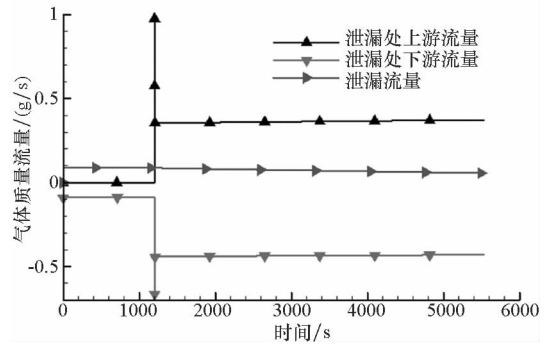
在上述条件下进行仿真可以得到如图 4 所示的推进系统主要参数的变化。在故障出现到工作结束这段时间内气体泄漏流量为 0.088 g/s,约占故障后总气体流量的 19.8%。由于气体泄漏量较小,故障对推进系统性能的影响并不明显,如图 4(a) 所示。其中,气体质量流量正值表示流量增加,负值表示流量减少。所以,增压气体泄漏故障很难通过检测系统的性能参数来进行判断。但是如果泄漏故障持续时间较长就会引起气瓶压强和温度的过快下降,加速气体损失,导致推进系统使用寿命缩短,如图 4(b) 和图 4(c) 所示。

##### 2) 堵塞故障

电爆阀在开启后可能会产生碎片,较大的碎片在通过过滤器时会发生堵塞故障。堵塞故障会引起过滤器气体流通面积缩小,导致管路流阻增大。

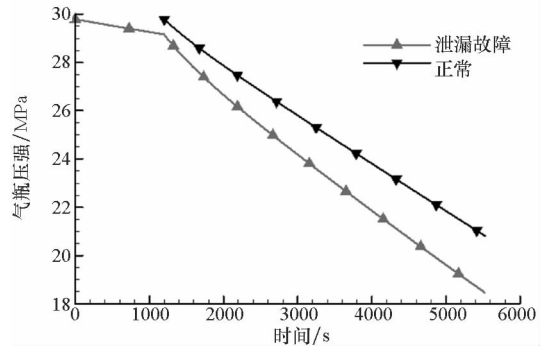
故障描述:1200 s 推进系统轨控发动机开始工作,主增压气路处过滤器发生堵塞,调整节流孔等效直径在 1.5 s 内减小到原来的 7% 来模拟堵塞故障。

不同于泄漏故障,增压气路堵塞故障发生后会引起性能参数的显著变化,如图 5 所示。由于



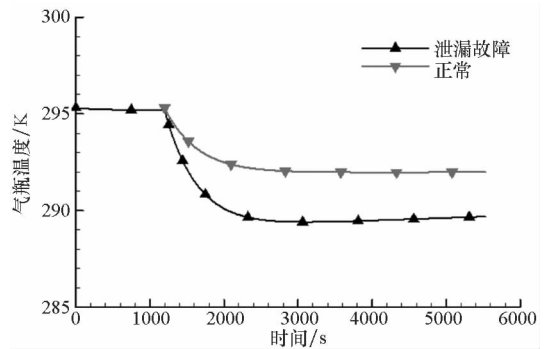
(a) 泄漏处气体流量分配

(a) Gas flowrate distribution of leakage



(b) 气瓶压强

(b) Pressure in gas cylinder



(c) 气瓶温度

(c) Temperature in gas cylinder

图 4 增压气路泄漏的故障效应

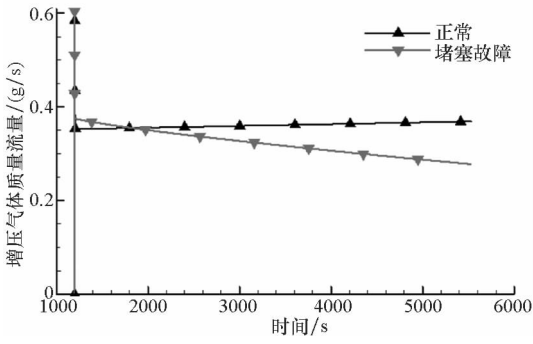
Fig. 4 Leakage fault effect of gas pressurization lines

过滤器堵塞后气体可流通的面积大幅减小,气体流动速度迅速减小且大量拥堵在堵塞部位,导致增压气体流量快速减小,如图 5(a) 所示。当堵塞故障发生一定时间后会对故障部位上游气路和下游液路产生以下影响:①下游贮箱气枕压强在上升一段时间后,随着推进剂的消耗快速下降,如图 5(b) 所示;②轨控发动机燃烧室压强下降导致推力下降,如图 5(c) 所示。

#### 2.1.2 推进剂供应管路故障

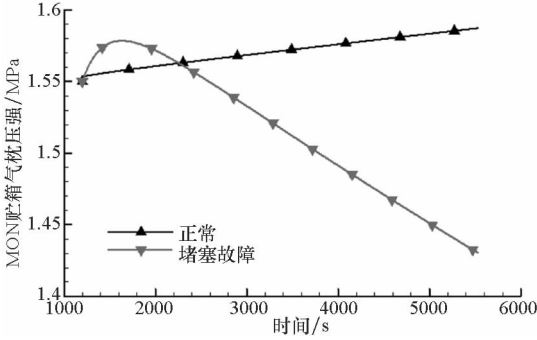
##### 1) 泄漏故障

与增压气路泄漏故障类似,多发生在接头或



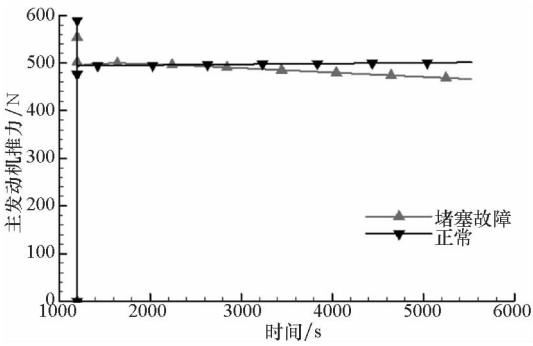
(a) 增压气体流量

(a) Flowrate of pressurization gas



(b) MON 贮箱气枕压强

(b) Ullage pressure in MON tank



(c) 主发动机推力

(c) Thrust of main engine

图 5 增压气路堵塞的故障效应

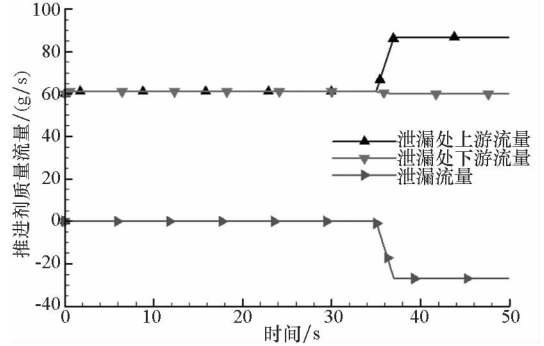
Fig. 5 Jam fault effect of gas pressurization lines

者焊缝处,节流孔设置与增压气路类似。

故障描述:轨控发动机于 0 s 开始工作,工作至 35 s 时,电爆阀 2 发生泄漏故障,节流孔等效直径在 1.8 s 内扩大到 1 mm,泄漏持续到仿真结束。

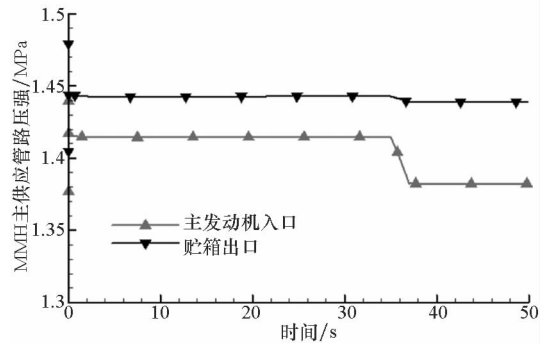
如图 6 所示,泄漏故障发生后导致多个性能参数发生显著变化。故障处泄漏流量为 26.97 g/s 约占故障后总流量的 30%,如图 6(a)所示。同时,轨控发动机入口和贮箱出口压强均有下降,如图 6(b)所示。故障发生一段时后,流量与压强的变化会对故障部位上游和下游产生明显的影响,具体如下:①流入发动机的燃料变少使燃烧室压

强降低,如图 6(c)和图 6(f)所示,经计算可知,混合比由 1.6 变化到 1.7;②贮箱出口压强下降,如图 6(d)所示;③气体对燃料路和氧化剂路的供应发生变化,如图 6(e)所示。



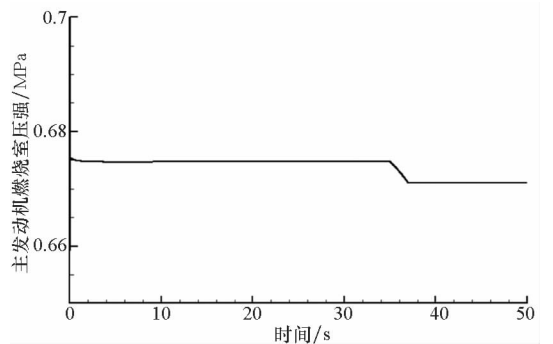
(a) 泄漏处流量分布

(a) Flowrate distribution of leakage



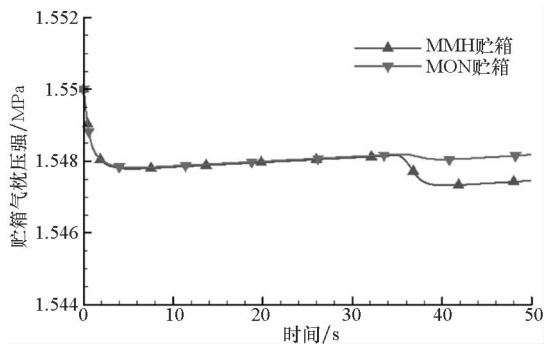
(b) MMH 主供应管路压强分布

(b) Pressure distribution of MMH lines



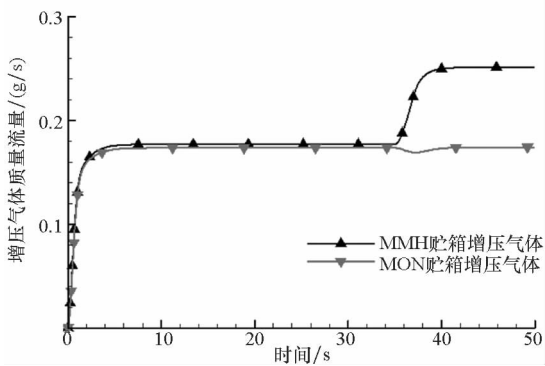
(c) 主发动机燃烧室压强

(c) Chamber pressure of main engine



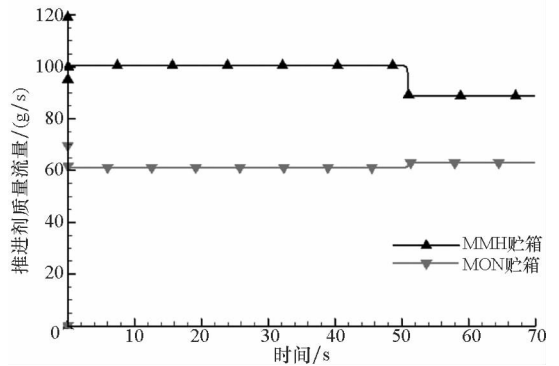
(d) 推进剂贮箱气枕压强

(d) Ullage pressure in propellant tank



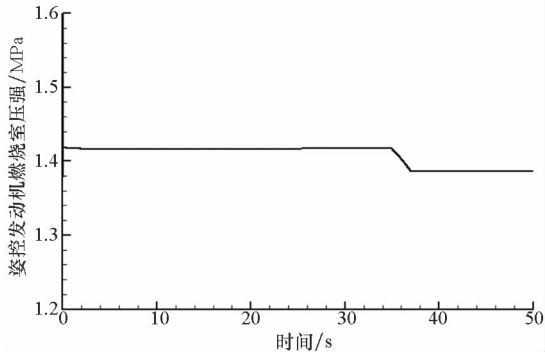
(e) 增压气体流量分配

(e) Flowrate distribution of pressurization gas



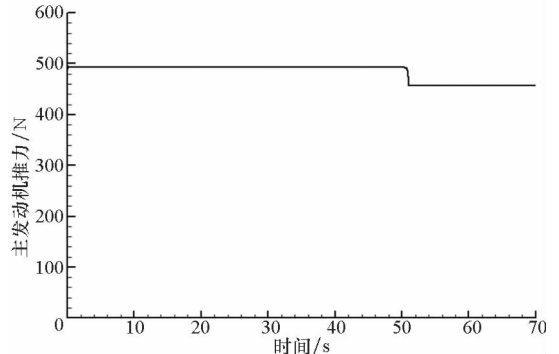
(a) 主发动机流量

(a) Propellant flowrate in main engine



(f) 姿控发动机燃烧室压强

(f) Chamber pressure of attitude control engine



(b) 主发动机推力

(b) Thrust of main engine

图6 推进剂供应管路泄漏的故障效应  
Fig.6 Leakage fault effect of propellant lines

### 2) 堵塞故障

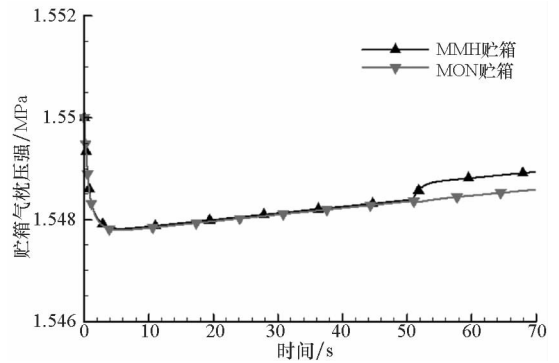
推进剂中的杂质和由电爆阀产生的碎片都有可能使过滤器发生堵塞,减小液体流通面积,使液体管路的流阻增大。

故障描述:轨控发动机于0 s开始工作,工作至50 s氧化剂主供应管路发生堵塞故障,节流孔等效截面积在1.2 s内减小到原来的10%,堵塞故障持续到仿真结束。

如图7所示,氧化剂主供应管路堵塞故障会引起多个性能参数的明显变化。进入轨控发动机的氧化剂流量从100 g/s下降到88.7 g/s,降幅约为11.3%,如图7(a)所示。主供应管路压强由1.41 MPa减小到1.2 MPa,降幅约为14.7%。氧化剂供应流量和压强的下降也会影响到上游和下游组件,具体如下:①轨控发动机燃烧室压强下降导致推力下降,如图7(b)所示;②氧化剂贮箱出口流量有所下降,在增压气体的作用下贮箱内压强增大,如图7(c)所示;③堵塞故障还导致燃料和氧化剂供应管路压强重新分配,使得燃料供应有所增加,导致混合比由1.6下降到1.4。

### 2.1.3 阀门故障

推进系统中的管路阀门,主要有电爆阀、自锁



(c) 推进剂贮箱气枕压强

(c) Ullage pressure in propellant tank

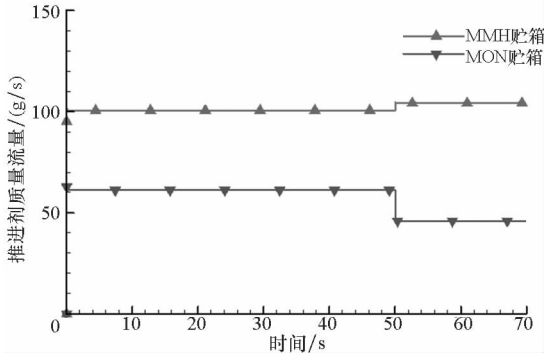
图7 推进剂供应管路堵塞的故障效应  
Fig.7 Jam fault effect of propellant lines

阀、单向阀和电磁阀等。电爆阀的主要故障是无响应或误响应,其故障效应十分明显,这里不再进行仿真研究。自锁阀和单向阀的主要故障为泄漏故障,可根据2.1.1节和2.1.2节中相应的泄漏故障仿真方法进行模拟。电磁阀的主要故障为打开不到位,其故障效应等效于减小了阀门的流通横截面积。

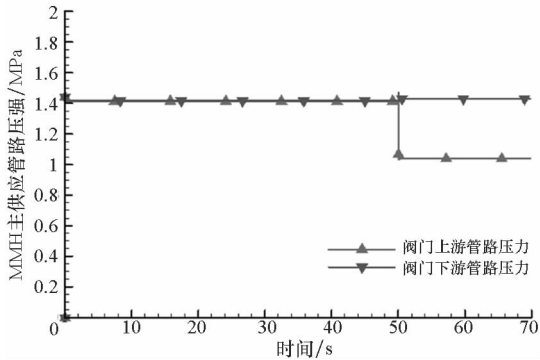
故障描述:0 s轨控发动机正常开始工作,工作50 s时燃料主供应管路电磁阀打开不到位,阀门流通横截面积缩小至正常值的1/20,并且一直持续到仿真结束。在AMESim仿真平台下,通过时变输入信号调整节流孔模型中阀门流通横截面积的变

化规律,实现电磁阀打开不到位故障的仿真。

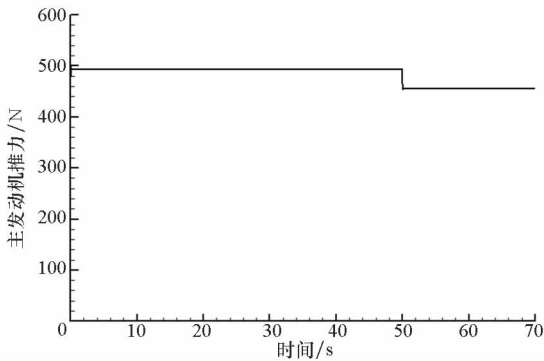
燃料主供应管路阀门打开不到位故障会引起整个推进系统的连锁反应,使多个参数发生显著变化,故障效应如图 8 所示。在上述故障仿真条件下,燃料主供应管路阀门打开不到位的故障效应与图 7 所示的氧化剂主供应管路堵塞的故障效应相似,这里不再分析。



(a) 主发动机流量  
(a) Propellant flowrate in main engine



(b) MMH 主供应管路压强分布  
(b) Pressure distribution of MMH lines



(c) 主发动机推力  
(c) Thrust of main engine

图 8 主发动机 MMH 阀门打开不到位的故障效应

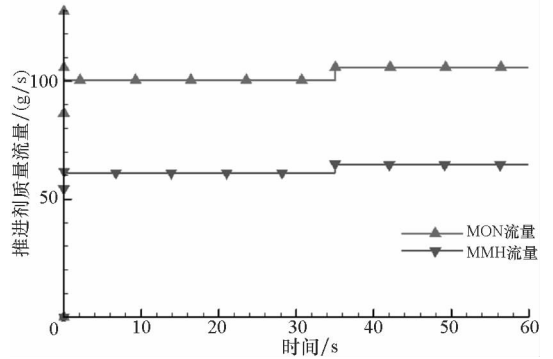
Fig. 8 Jam fault effect of MMH valve open lacking

### 2.1.4 发动机故障

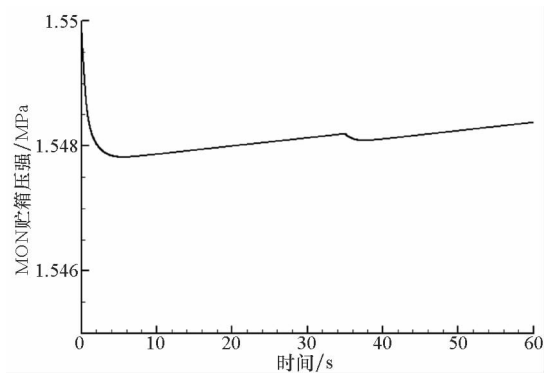
推进系统发动机的故障主要有喷管喉部堵塞与烧蚀以及喷注器堵塞与烧蚀等。通过调整喷管喉部等效直径可以模拟喷管喉部堵塞与烧蚀故障,

喷注器堵塞与烧蚀故障仿真方式与之相同。这里以喷管喉部烧蚀故障仿真为例进行故障效应分析。

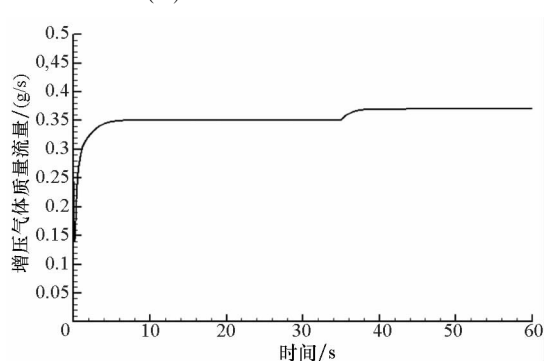
故障描述:0 s 轨控发动机正常开始工作,运行至 35 s 时喷管喉部烧蚀发生烧蚀故障,使喉部等效直径扩大 1.1 倍。在 AMESim 仿真平台下,通过动态调整喷管喉部的直径,即可实现对喉部烧蚀故障的仿真,其故障效应如图 9 所示。



(a) 主发动机流量  
(a) Propellant flowrate in main engine



(b) MON 贮箱压强  
(b) Pressure in MON tank



(c) 增压气体流量  
(c) Flowrate of pressurization gas

图 9 主发动机喉部烧蚀的故障效应

Fig. 9 Jam fault effect of MMH valve open lacking

由图 9 可知,喉部的烧蚀故障会对轨控发动机的流量产生影响导致流量增加,如图 9(a) 所示,同时导致燃烧室的压强下降。喉部的烧蚀故障效应还会影响系统上游液路和增压气路。如

图9(b)所示,当喉部发生烧蚀后推进剂贮箱内部压强会有短暂下降,然后逐步上升。如图9(c)所示,喉部发生烧蚀还会导致增压气体流量增加。

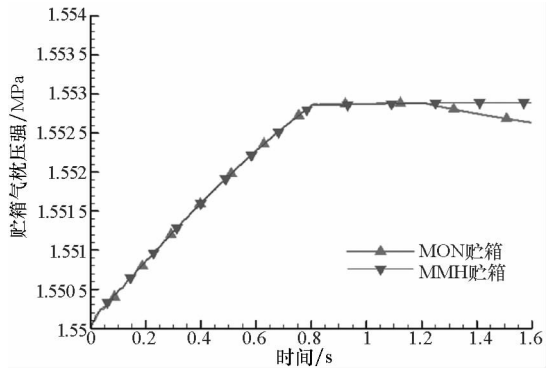
### 2.2 推进系统故障过渡特性分析

用上述故障仿真模型不仅可以对航天器推进系统故障的发展变化和对整个系统的影响进行仿真,还可对故障发生的瞬变特性进行分析研究。通过引入故障模块,按照2.1节的故障仿真方法可对推进系统进行故障过渡特性的仿真。对于贮箱压强波动产生的影响,可以通过在贮箱模型的入口压强上叠加波动方程来实现<sup>[7,17]</sup>。

#### 2.2.1 推进剂供应管路泄漏故障

故障描述:系统参数设置同2.1.2小节,推进剂供应管路充填0.8 s后,轨控发动机开始工作,电磁阀响应时间设为10 ms,发动机工作到1.2 s时,氧化剂主供应管路电磁阀发生泄漏故障,在0.01 s内泄漏孔等效直径由0 mm发展到1 mm,且泄漏故障持续到仿真结束。

图10显示了氧化剂主供应管路泄漏故障的过渡特性。泄漏发生后,轨控发动机的氧化剂流量迅速下降,如图10(a)所示;故障会引起燃烧室压强、温度等参数下降,进而导致轨控发动机性能发生变化,如图10(b)所示。但是,随着推进系统达到新的平衡,上述故障过渡特性逐渐被系统补



(c) 推进剂贮箱气枕压强

(c) Ullage pressure in propellant tank

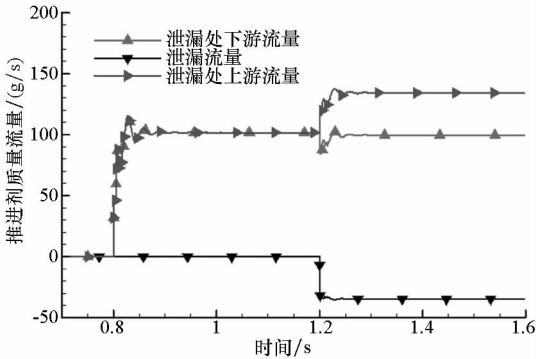
图10 氧化剂主供应管路泄漏的故障过渡特性  
Fig. 10 Leakage fault transient response effect of oxidant propellant lines

偿。故障的积累效应与2.1.2节中稳态故障效应类似,如图10(c)所示。

#### 2.2.2 推进剂供应管路堵塞故障

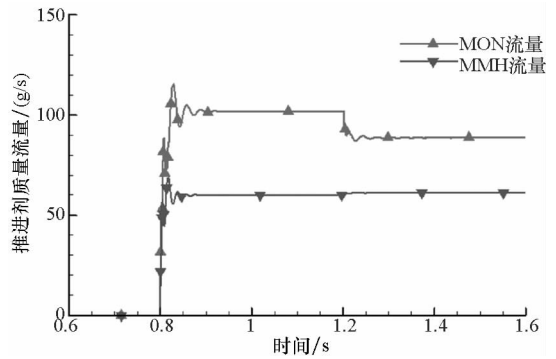
故障描述:系统参数设置同2.1.2节,推进剂供应管路充填0.8 s后,轨控发动机开始工作,电磁阀响应时间为10 ms,工作至1.2 s时氧化剂主供应管路发生堵塞故障,在0.01 s内造成管路等效截面积缩小至原来的1/10,并且故障一直持续到仿真结束。

氧化剂主供应管路堵塞故障的过渡特性如图11所示。堵塞故障的过渡特性与2.1.2节所述



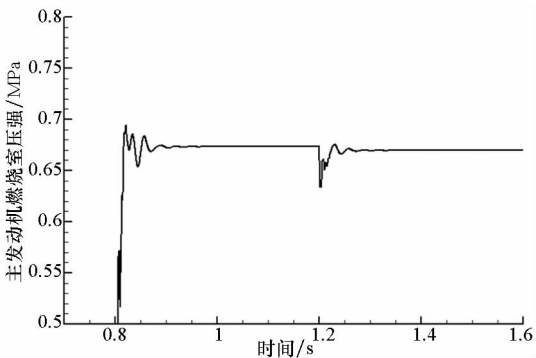
(a) 泄漏处流量分布

(a) Flowrate distribution of leakage



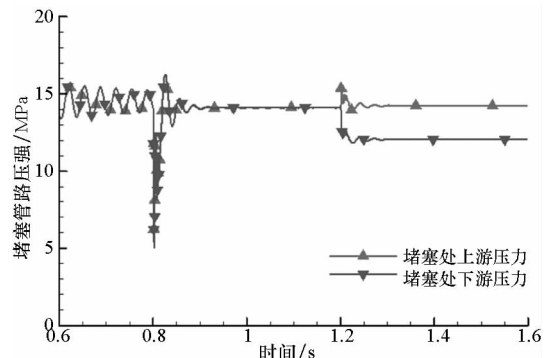
(a) 主发动机流量

(a) Propellant flowrate in main engine



(b) 主发动机燃烧室压强

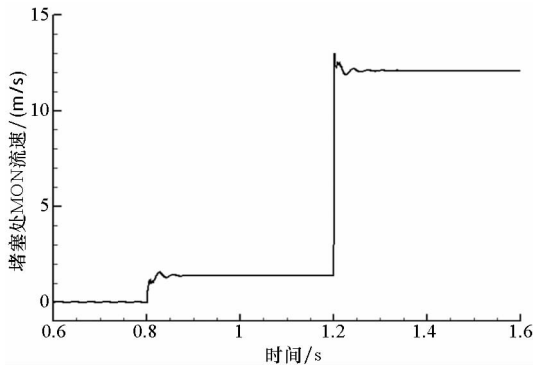
(b) Chamber pressure of main engine



(b) MON管路堵塞处压强

(b) Pressure of MON jam line





(c) 堵塞处 MON 流速

(c) Fluid velocity of MON

图 11 氧化剂主供应管路堵塞故障过渡特性

Fig. 11 Jam fault transient response effect of oxidant propellant lines

稳态过程故障效应类似,不再赘述。

### 3 结论

本文在航天器推进系统组件仿真模型的基础上,搭建了某挤压式航天器推进系统仿真模型。分别对增压气路泄漏、增压气路堵塞、燃料主供应管路泄漏、氧化剂主供应管路过滤器堵塞、电磁阀打开不到位、轨控发动机喉部烧蚀这 6 种典型故障效应,以及氧化剂主供应管路泄漏和氧化剂主供应管路堵塞这 2 种典型故障的过渡特性进行了仿真分析。研究表明,增压气路发生的泄漏故障和堵塞故障会使推进剂供应管路增压不足,严重故障条件下会使液体管路各处压强快速下降。推进剂供应管路发生的泄漏故障和堵塞故障会使推进剂供应比例发生变化,使混合比偏离设计值,导致系统性能下降。泄漏故障和堵塞故障的不同之处在于:①泄漏故障会引起推进剂消耗高于额定工况,而堵塞故障会使推进剂消耗低于额定工况。②泄漏故障会使泄漏部位上游压强低于额定工况,堵塞故障会使堵塞部位上游压强高于额定工况。通过故障效应分析,得到航天器推进系统气液管路典型故障的稳态效应和过渡特性,不仅为掌握典型故障对推进系统性能的影响和分析典型故障条件下各性能参数变化提供了支撑,还对系统设计和后续的故障诊断提供数据支持。

### 参考文献 (References)

[1] 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机实时故障仿真系统实现[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 26-30.  
WU Jianjun, ZHANG Yulin, CHEN Qizhi. The real-time fault simulation system for liquid propellant rocket

engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(1): 26-30. (in Chinese)

[2] Lijo V, Kim H D, Setoguchi T, et al. Numerical simulation of transient flows in a rocket propulsion nozzle[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2010, 31(3): 409-417.

[3] 张新邦, 索旭华. 卫星控制系统故障仿真技术研究[J]. 航天控制, 2002, 20(1): 51-60.  
ZHANG Xinbang, SUO Xuhua. Study on the failure simulation techniques for satellite control system [J]. Aerospace Control, 2002, 20(1): 51-60. (in Chinese)

[4] 张黎辉, 李家文, 张雪梅. 航天器推进系统发动机动态特性研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 546-549.  
ZHANG Lihui, LI Jiawen, ZHANG Xuemei. Dynamic characteristics study of spacecraft propulsion system engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 546-549. (in Chinese)

[5] 魏鹏飞, 吴建军, 刘洪刚. 液体火箭发动机一种通用模块化仿真方法[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 147-150.  
WEI Pengfei, WU Jianjun, LIU Honggang. Investigation of a general model simulation method for liquid propellant rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 147-150. (in Chinese)

[6] 樊忠泽, 黄敏超, 余勇. 空间推进系统工作过程的模块化建模[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(2): 29-33.  
FAN Zhongze, HUANG Minchao, SHE Yong. model of space propulsion system in the whole operating process[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(2): 29-33. (in Chinese)

[7] Bandyopadhyay A, Majumdar A. Network flow simulation of fluid transients in rocket propulsion systems [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 30(6): 1646-1653.

[8] 魏鑫, 孙冰, 于子文. 火箭推进系统充液管路的流固耦合响应分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 852-856.  
WEI Xin, SUN Bing, YU Ziwen. Dynamic response analysis of fluid-structure interaction in liquid-filled pipes of rocket feed system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 852-856. (in Chinese)

[9] 张青松, 张振鹏, 杨雪, 等. 液体火箭发动机试验台气液管路系统故障仿真及分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 403-409.  
ZHANG Qingsong, ZHANG Zhenpeng, YANG Xue, et al. Fault simulation and analysis for the fluid systems of LPRE test-bed[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 403-409. (in Chinese)

[10] 蔡益飞. 某液体火箭发动机故障仿真分析[J]. 上海航天, 2004, 21(5): 34-38.  
CAI Yifei. The simulation analysis of some liquid rocket engine fault[J]. Aerospace Shanghai, 2004, 21(5): 34-38. (in Chinese)

[11] 王建波, 于达仁, 王广雄. 液体火箭发动机泄漏故障实时仿真[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 1-5.  
WANG Jianbo, YU Daren, WANG Guangxiang. Real-time simulation of leak fault of liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 1-5. (in Chinese)

[12] 晏政, 彭小辉, 程玉强, 等. 航天器推进系统水击及其抑

- 制方法[J]. 航空动力学报, 2010, 27(9): 2028 - 2034.
- YAN Zheng, PENG Xiaohui, CHENG Yuqiang, et al. Research of water hammer and its suppression methods for spacecraft propulsion system [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2010, 27(9): 2028 - 2034. (in Chinese)
- [13] 晏政, 刘泽军, 程玉强, 等. 航天器推进系统模块化建模方法[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(4): 28 - 32.
- YAN Zheng, LIU Zejun, CHENG Yuqiang, et al. Modular modeling of spacecraft propulsion system [ J ]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(4): 28 - 32. (in Chinese)
- [14] Lu X H, Chen H, Gao B Z, et al. Data-driven predictive gearshift control for dual-clutch transmissions and FPGA implementation [ J ]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(1): 599 - 610.
- [15] Wang B, Jin X, Huang R, et al. Simulation and experimental verification of a fuel calibration system based on metering cylinder[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2014, 38: 131 - 138.
- [16] 王申. 航天器推进系统动态特性数值仿真与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- WANG Shen. Numerical simulation and analysis of dynamic characteristics for spacecraft propulsion system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [17] 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: 国防科学技术大学, 2013.
- YAN Zheng. Investigation on model-based fault diagnosis methods for spacecraft propulsion system [ D ]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [18] 张路. 变轨动力系统动态特性仿真与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- ZHANG Lu. Numerical simulation on dynamic characteristics of orbit maneuvers propulsion system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)