

# 液体火箭发动机工作过程数值仿真

吕鹏翔

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 建立了液体火箭发动机工作过程数学模型并进行了数值仿真计算。以开式循环发动机为原型样机, 建立了工作过程数学模型, 开发了数值仿真软件。通过与试车实际数据对比分析, 仿真结果与实际试车数据基本吻合。还仿真了发动机起动过程中可能出现的故障模式, 给出了明确结论。

**关键词:** 发动机; 数学模型; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)05-0010-08

## Numerical Simulation of Operation Process of Liquid Rocket Engine

L ü Pengxuan

(Shaanxi Engine Design Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In this paper, the mathematics model is established for open cycle liquid rocket engine operation process. The associated numerical simulation software is then developed. The simulation results are in accordance with the fire tests. The fault modes of starting are also simulated. The clear conclusions are given.

**Key words:** engine; mathematics model; numerical simulation

符号说明:

$A$	面积、截面积, $\text{m}^2$	$n$	转速, $\text{r/min}$
$C_d$	流量系数	$p$	压强, $\text{Pa}$
$F$	发动机推力, $\text{N}$	$q_m$	质量流量, $\text{kg/s}$
$k$	定熵指数	$c$	内半径, $\text{m}$
$L$	长度, $\text{m}$	$P$	功率, $\text{kW}$
$L_{ad}$	绝热膨胀功, $\text{J}$	$\Delta p$	泵扬程, $\text{MPa}$

收稿日期: 2003-12-24; 修回日期: 2004-01-06。

作者简介: 吕鹏翔, 1959-11-12, 男, 高级工程师, 研究领域为发动机系统设计。

$m$	质量, kg/s	$r_m$	推进剂组元质量混合比
$t$	时间, s	$R$	燃气常数, J/(kg·K)
$V$	体积, m <sup>3</sup>	$T$	燃气温度, K
$\rho$	密度, kg/m <sup>3</sup>	$\hat{i}$	流阻系数
$\mu$	系数	$\zeta$	效率
$I$	涡轮泵转子转动惯量, kg·m <sup>2</sup>	$w$	涡轮
$c$	燃烧室	$ct$	燃烧室喉部
$e$	出口	$tc$	推力室
$f$	燃料	$ei$	涡轮喷嘴
$ff$	副系统燃料管路	$ej$	音速喷嘴
$gg$	燃气发生器	$fo$	副系统氧化剂管路
$b$	氧化剂主管路与氧化剂副系统管路分支处		

## 1 引言

液体火箭发动机研制是一项十分复杂的工作。从方案论证到发动机定型,要经过多次反复修改设计,需要大量热试车进行验证,因而往往周期很长、耗资巨大。

随着计算机技术的发展,各种工程系统的数值仿真也有了很大发展。对液体火箭发动机工作过程的数学模拟和数值仿真,国外已进行了大量研究工作,并应用于实际,取得了一些成就。这一技术在我国也已开始研究和应用。

建立液体火箭发动机工作过程数学模型和进行仿真计算,对于研制工作有十分重要的意义。在方案选择阶段,可用以优选最佳方案。在研制试验阶段,可用于分析试车故障,找出薄弱环节,指导设计改进,而不必凡事都要通过热试车来确定。这样,不仅节约了研制经费,也大大缩短了研制周期。为此,以发动机为原型样机,建立了工作过程数学模型,编制了数值仿真软件。软件编制采用了在学术界、工业领域动态系统建模和仿真方面应用最广泛的软件包之一——SIMULINK专用仿真软件,它的最大特点是具有强大的功能和简便、直观的操作界面。

利用编制的数值仿真软件,对开式循环发动

机两次热试车进行了实际仿真计算,计算与实际试车结果十分吻合;同时利用该数学模型,模拟了环境温度对发动机起动加速性的影响,模拟了发动机起动过程中的故障模式,对发动机故障分析及方案改进也具有一定的借鉴意义。

## 2 基本假设

- (1) 阀门瞬时工作,不考虑响应时间;
- (2) 不考虑组件和管路的形变;
- (3) 不考虑液体的压缩性;
- (4) 流动为紊流状态,不考虑充填时层流的影响;
- (5) 不考虑液体在管路中的波动。

## 3 发动机数学模型的建立

发动机工作原理见图1。

当氧化剂和燃料启动阀门按预定指令打开后,氧化剂和燃料进入各自的泵向主系统、副系统管路、推力室、发生器开始自由充填,火药启动器按给定指令点火后,自由充填转变为强迫充填,氧化剂和燃料在燃烧室相遇燃烧建压,发动机进入起动工作段。当涡轮转速和推力达到额定值时,发动机起动过程结束进入稳定工作段。

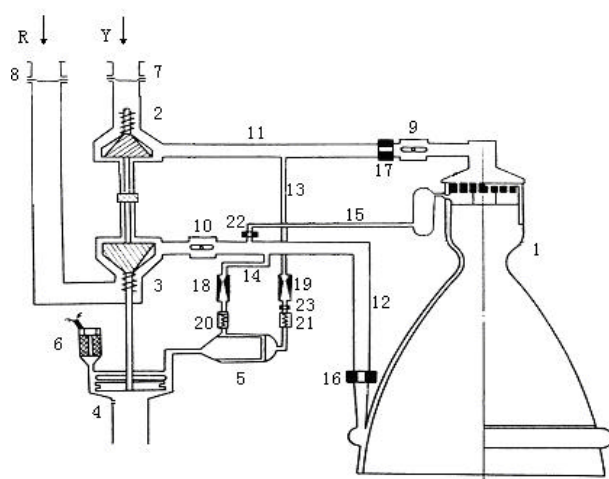


图1 发动机工作原理图

Fig.1 Flow diagram of liquid propellant rocket engine

- 1—推力室; 2—氧化剂泵; 3—燃料泵; 4—涡轮;  
5—燃气发生器; 6—火药起动器; 7—“Y”启动阀门;  
8—“R”启动阀门; 9—“Y”主阀; 10—“R”主阀;  
11—氧化剂主管路; 12—燃料主管路;  
13—氧化剂副系统管路; 14—燃料副系统管路;  
15—燃料隔板管路; 16, 17, 22, 23—节流圈;  
18, 19—汽蚀管; 20, 21—单向阀门

### 3.1 发动机主系统数学模型的建立

#### 3.1.1 管路数学模型

$$\frac{L}{A} \frac{dq_m}{dt} = p_{ip} - p_{ep} - x_0 q_m^2 \quad (1)$$

#### 3.1.2 氧化剂泵和燃料泵数学模型

$$\frac{L}{A} \frac{dq_m}{dt} + E \frac{dn}{dt} = p_{ep} - p_{ip} +$$

$$A n^2 - B n q_m - x q_m^2 \quad (2)$$

#### 3.1.3 推力室集液腔和喷注器动力学模型的建立

$$\frac{L}{A} \cdot \frac{dq_{mc}}{dt} = p_{ic} - p_c - x q_{mc}^2 \quad (3)$$

#### 3.1.4 推力室喷注器动力学模型的建立

$$\frac{L_{in}}{A_{in}} \cdot \frac{dq_{mc}}{dt} = p_{in} - p_c - \frac{m_j / (V \cdot r)}{2r (C_d \cdot A_{in})^2} q_{mc}^2 \quad (4)$$

#### 3.1.5 推力室动力学模型的建立

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{\eta_c}{V_c} \left[ RT_c + \frac{\partial(RT_c)}{\partial r_c} \cdot (1 + r_{mc}) \right] \cdot q_{mok} +$$

$$\frac{\eta_c}{V_c} \left[ RT_c - \frac{\partial(RT_c)}{\partial r_c} \cdot (1 + r_{mc}) \cdot r_{mc} \right] \cdot q_{mfk} -$$

$$\frac{\mu_c}{V_c} \cdot \sqrt{RT_c} \cdot \Gamma_c \cdot A_{ic} \cdot p_c \quad (5)$$

$$\frac{dr_{mc}}{dt} = \frac{\eta_c \cdot RT_c}{V_c \cdot p_c} \cdot (1 + r_{mc}) \cdot (q_{mok} - r_{mc} \cdot q_{mfk}) \quad (6)$$

对于液体火箭发动机, 燃烧室的实际参数为

$$\Gamma_c = \sqrt{k_c \cdot \left( \frac{2}{k_c + 1} \right)^{\frac{k_c + 1}{k_c - 1}}}$$

$$RT_c = f(p_c, r_{mc})$$

$$\approx a_0 + a_1 \cdot r_{mc} + a_2 \cdot r_{mc}^2 + a_3 \cdot r_{mc}^3 +$$

$$a_4 \cdot r_{mc}^4 + a_5 \cdot r_{mc}^5 + a_6 \cdot r_{mc}^6$$

注  $RT_c$  拟合公式中  $r_{mc}$  的取值范围为  $0.5 \leq r_{mc} \leq 5$ ,  $RT_c$  是  $p_c$  和  $r_{mc}$  的函数, 主要取决于  $r_{mc}$ 。

当推力室喉部燃气流速为亚音速时, 有效喉部面积随着燃气流速的变化呈指数变化, 相应的动力学模型由喉部面积项改为呈指数变化规律项。

#### 3.1.6 发动机推力室推力模型的建立

对于液体火箭发动机, 标准状态为海平面环境, 推力模型为

$$F_{tc} = C_{Fsl} \cdot A_{ct} \cdot C_d \cdot p_c \quad (7)$$

$$C_{Fsl} = h_n \cdot C_{FVth} - \frac{p_{sl}}{p_c} \cdot \frac{e}{C_d}$$

$$C_{FVth} = (2w_e + p_e) \cdot e \quad (8)$$

### 3.2 发动机副系统数学模型的建立

#### 3.2.1 副系统管路

氧化剂:

$$\frac{L_{fo}}{A_{fo}} \frac{dq_{mfo}}{dt} = p_{ifo} - p_{efo} - \zeta_{fo} \cdot q_{mfo}^2 \quad (9)$$

燃料:

$$\frac{L_{ff}}{A_{ff}} \frac{dq_{mff}}{dt} = p_{iff} - p_{eff} - \zeta_{ff} \cdot q_{mff}^2 \quad (10)$$

在建立模型时,为了简化计算,对于副系统管路中的汽蚀管,认为在未达到完全汽蚀时,汽蚀管与管路的流阻特性相同。

### 3.2.2 发生器集液腔动力学模型的建立

氧化剂:

$$\frac{L_{ggo}}{A_{ggo}} \cdot \frac{dq_{mggo}}{dt} = p_{iggo} - p_{gg} - \left( x_{ggo} + \frac{m_{ggJo}}{2r_{ggo}(C_{dggo} \cdot A_{ggino})^2} \right) q_{mggo}^2 \quad (11)$$

燃料:

$$\frac{L_{ggf}}{A_{ggf}} \cdot \frac{dq_{mggf}}{dt} = p_{iggf} - p_{gg} - \left( x_{ggf} + \frac{m_{ggJf}}{2r_{ggf}(C_{dggf} \cdot A_{gginf})^2} \right) q_{mggf}^2 \quad (12)$$

对于开式循环发动机,发生器氧化剂集液腔和燃料集液腔损失系数分别为

$$\frac{L_{ggo}}{A_{ggo}} = \frac{L_{ggo1}}{A_{ggo1}} + \frac{L_{ggo2}}{A_{ggo2}}$$

$$\frac{L_{ggf}}{A_{ggf}} = \frac{L_{ggf1}}{A_{ggf1}} + \frac{L_{ggf2}}{A_{ggf2}} + \frac{L_{ggf3}}{A_{ggf3}}$$

式中,  $L_{ggo1}$ 、 $L_{ggo2}$ 、 $A_{ggo1}$ 、 $A_{ggo2}$  分别表示燃气发生器氧化剂入口管路、头腔的长度和平均面积,  $L_{ggf1}$ 、 $L_{ggf2}$ 、 $L_{ggf3}$ 、 $A_{ggf1}$ 、 $A_{ggf2}$ 、 $A_{ggf3}$  分别表示燃气发生器燃料入口集气器、身部冷却套、头腔集气器、头腔的长度和平均面积。

### 3.2.3 发生器动力学模型的建立

对于开式循环发动机,发生器的实际数学模型为

$$\frac{dp_{gg}}{dt} = \frac{1}{V_{gg}} \left[ RT_{gg} + \frac{\partial(RT_{gg})}{\partial r_{magg}} \cdot (1+r_{magg}) \right] \cdot q_{mggo} + \frac{1}{V_{gg}} \left[ RT_{gg} - \frac{\partial(RT_{gg})}{\partial r_{magg}} \cdot (1+r_{magg}) \cdot r_{magg} \right] \cdot q_{mggf} \quad (13)$$

$$\frac{m_{gg}}{V_{gg}} \cdot \sqrt{RT_{gg}} \cdot \Gamma_{gg} \cdot A_{ggt} \cdot p_{gg}$$

$$\frac{dr_{gg}}{dt} = \frac{RT_{gg}}{V_{gg} \cdot p_{gg}} \cdot (1+r_{magg}) \cdot (q_{mggo} - r_{magg} \cdot q_{mggf}) \quad (14)$$

式中

$$\Gamma_{gg} = \sqrt{k_{gg} \cdot \left( \frac{2}{k_{gg} + 1} \right)^{\frac{k_{gg} + 1}{k_{gg} - 1}}}$$

$$RT_{gg} = f(p_{gg}, r_{magg})$$

$$\approx a_0 + a_1 \cdot r_{magg} + a_2 \cdot r_{magg}^2 + a_3 \cdot r_{magg}^3 + a_4 \cdot r_{magg}^4 + a_5 \cdot r_{magg}^5 + a_6 \cdot r_{magg}^6 \quad (15)$$

注:  $RT_{gg}$  拟合公式中  $r_{magg}$  的取值范围为  $0.01 \leq r_{magg} \leq 0.8$ ,  $RT_{gg}$  是  $p_{gg}$  和  $r_{magg}$  的函数,主要取决于  $r_{magg}$ 。

当涡轮喷嘴的燃气流速达到超音速时,燃气发生器的有效喉部面积(为流过涡轮喷嘴燃气有效流通面积)和等效体积(包括了发生器和涡轮集气腔的体积)与实际产品结构尺寸有些差别。

当涡轮喷嘴的燃气流速为亚音速时,燃气发生器的有效喉部面积随着燃气流速的变化呈指数变化,相应的动力学模型由喉部面积项改为呈指数变化规律项。

### 3.3 涡轮泵动力学数学模型的建立

#### 3.3.1 涡轮功率平衡数学模型

$$\left( \frac{p}{30} \right)^2 \cdot I \cdot n \cdot \frac{dn}{dt} = P_t - P_{po} - P_{pf} - P_u \quad (16)$$

#### 3.3.2 涡轮功率数学模型

$$P_t = q_{mt} \cdot L_{adt} \cdot h_t \quad (17)$$

$$q_{mt} = \frac{A_{ei}}{A_{ei} + A_{ej}} \cdot q_{mgg} \quad (18)$$

$$q_{mt} = \frac{p_{gg}}{\frac{\sqrt{RT_t}}{A_{tt} \cdot \Gamma_t} + x_t} \quad (19)$$

$$\Gamma_t = \sqrt{a \cdot \left( \frac{2}{a+1} \right)^{\frac{a+1}{a-1}}} \quad (20)$$

$$L_{ad} = \frac{a}{a-1} \cdot RT_t \cdot \left( 1 - b^{\frac{a-1}{a}} \right) \quad (21)$$

其中,  $\beta = p_{oi}/p_{it}$ ;  $R$ 、 $T_t$  分别为涡轮入口的燃气常数和燃气温度;  $T_t = 0.781815T_{gg}$ ;  $a$  为燃气多变指数。

$$h_t = b_0 \cdot \frac{u}{C} + b_1 \cdot \left( \frac{u}{C} \right)^2 \quad (22)$$

$$u = \frac{p}{30} \cdot r \cdot n$$

$$C = \sqrt{2 L_{ad}}$$

经过涡轮喷嘴的燃气流速达到超音速时, 涡轮喷嘴的有效喉部面积为  $0.83052A_{tt}$ , 燃气流速为亚音速时, 涡轮喷嘴喉部面积随着燃气流速的变化呈指数变化, 相应的模型由喉部面积项改为呈指数变化项。

### 3.3.3 泵功率数学模型

氧化剂:

$$P_{po} = \Delta p_o \cdot q_{mo} / (h_{po} \cdot r_o) \quad (23)$$

燃料:

$$P_{pf} = \Delta p_f \cdot q_{mf} / (h_{pf} \cdot r_f) \quad (24)$$

泵扬程增量和实际效率由下面公式计算:

氧化剂泵:

$$\Delta p_{os} = A_1 \cdot \left( \frac{r_{o0}}{r_o} \right) \cdot q_{mo}^2 + \frac{B_1}{n_0} \cdot q_{mo} \cdot n + \frac{C_1 \cdot r_o}{n_0^2 \cdot r_{o0}} \cdot n^2 \quad (25)$$

$$h_{pos} = a_1 \cdot n_0^2 \cdot \left( \frac{r_{o0}}{r_o} \right)^2 \cdot \frac{q_{mo}^2}{n^2} + b_1 \cdot \left( \frac{n_0 \cdot r_{o0}}{r_o} \right) \cdot \frac{q_{mo}}{n} + c_1 \quad (26)$$

式中,  $A_1$ 、 $B_1$ 、 $C_1$  为水试扬程拟合方程系数;  $a_1$ 、 $b_1$ 、 $c_1$  为水试效率拟合方程系数;  $n_0$ 、 $n$  为泵的额定转速、实际转速;  $r_{o0}$ 、 $r_o$  为介质的额定密度、实际密度。下标“0”表示额定值。

燃料泵:

$$\Delta p_{fs} = A_2 \cdot \left( \frac{r_{f0}}{r_f} \right) \cdot q_{mf}^2 + \frac{B_2}{n_0} \cdot q_{mf} \cdot n + \frac{C_2 \cdot r_f}{n_0^2 \cdot r_{f0}} \cdot n^2 \quad (27)$$

$$h_{pfs} = a_2 \cdot n_0^2 \cdot (r_{f0})^2 \cdot \frac{q_{mf}^2}{n^2} + b_2 \cdot \left( \frac{n_0 \cdot r_{f0}}{r_f} \right) \cdot \frac{q_{mf}}{n} + c_2 \quad (28)$$

式中,  $A_2$ 、 $B_2$ 、 $C_2$  为水试扬程拟合方程系数;  $a_2$ 、 $b_2$ 、 $c_2$  为水试效率拟合方程系数;  $n_0$ 、 $n$  为泵的额定转速、实际转速;  $r_{f0}$ 、 $r_f$  为介质的额定密度、实际密度。下标“0”表示额定值。

将泵实际扬程和效率方程代入泵功率数学模型得到实际氧化剂和燃料泵功率数学模型:

氧化剂:

$$P_{po} = \Delta p_{os} \cdot q_{mo} / (h_{pos} \cdot r_o) \quad (29)$$

燃料:

$$P_{pf} = \Delta p_{fs} \cdot q_{mf} / (h_{pfs} \cdot r_f) \quad (30)$$

### 3.3.4 涡轮废气产生附加推力数学模型

$$F_{tw} = [q_{mt} \cdot v_{ew} + A_{ew} \cdot (p_{ete} - p_{sl})] \quad (31)$$

$$v_{ew} = \sqrt{2 \cdot h_{nw} \cdot \frac{n}{n-1} \cdot RT_{te}^* \cdot [1 - (\frac{p_{ete}^*}{p_{lte}})^{\frac{n-1}{n}}]} \quad (32)$$

$$n = \frac{a}{1 - (1-j^2)(a-1)} \quad (33)$$

$$\overline{p_c} = \left( r_{gr} \cdot c^* \cdot a \cdot \overline{A} / A_t \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (34)$$

$$\overline{g} = a \cdot \overline{p_c}^n \quad (35)$$

式中,  $p_{ete}^* = p_{ete} \cdot \left( \frac{n+1}{2} \right)^{\frac{n}{n-1}}$  (排气管出口总压)

### 3.3.5 火药起动器数学模型的建立 (排气管入口压力)

#### 发动机火药起动器数学模型

## 4 发动机数值仿真模型

用 SIMULINK 软件将主系统实际工作过程仿真模型、副系统实际工作过程仿真模型和涡轮泵系统数字仿真模型封装成由 SIMULINK 模块组成的发动机系统仿真模型, 其发动机系统实际工作过程仿真模型见图 2。

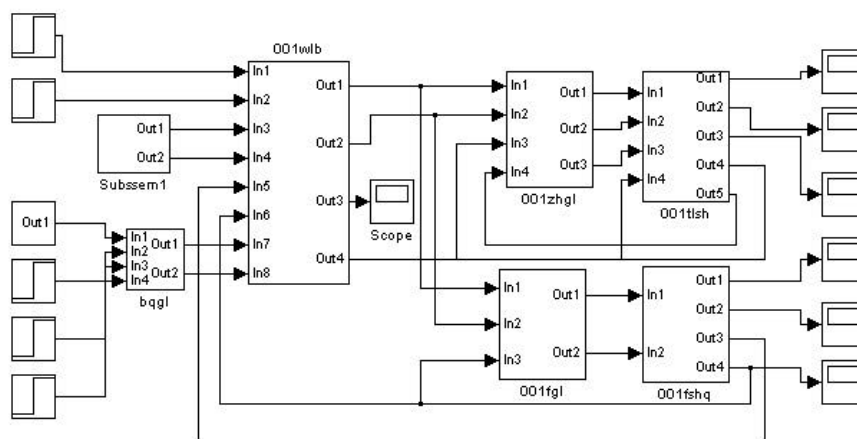


图 2 发动机仿真模型

Fig.2 Simulation model of the engine

## 5 发动机工作过程数值仿真计算与分析

### 5.1 发动机工作过程数值仿真结果和实际热试车结果比较

根据以上建立的数学仿真模型, 将发动机各组合件 (如: 推力室、涡轮泵、发生器) 水试数据及调整计算结果输入给数学仿真模型, 对额定工况工作过程进行了数值仿真。从图 3~6 的曲线看出, 数值仿真达到稳态时结果 01 发动机转速为 9983 r/min, 起动加速性  $t_{Nw}=1.0s$ 、02 发动机推力为 732.5kN, 起动加速性  $t_{Nw}=1.01s$ ; 实际试车结果 01 发动机转速为 10087r/min, 起动加速性

$t_{Nw}=0.89s$ 、02 实际换算推力为 731.6kN、起动加速性  $t_{Nw}=0.95s$ 。

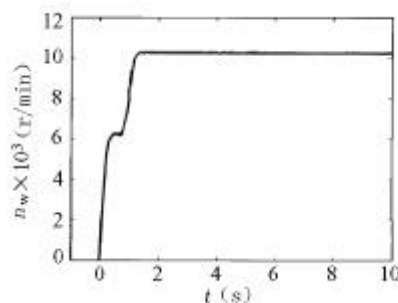


图 3 01 发动机数值仿真实际启动过程转速和时间历程曲线

Fig.3 Start process simulated rotating speed time history of 01 engine

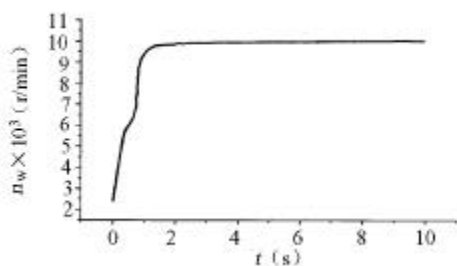


图 4 01 发动机实际试车启动过程转速和时间历程曲线

Fig.4 Start process rotating speed time history of 01 engine in hot run

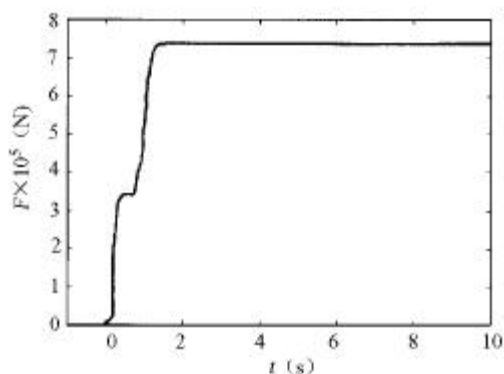


图 5 02 发动机数值仿真实启动过程推力和时间历程曲线

Fig.5 Simulated thrust time history of 02 engine start process

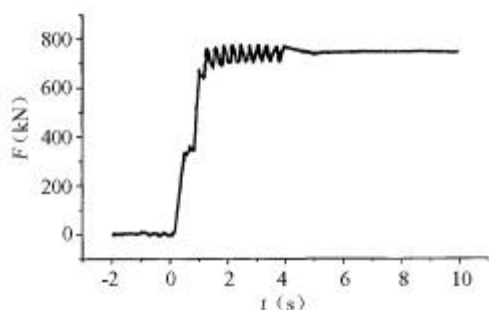


图 6 02 发动机数值仿真实启动过程推力和时间  $t(s)$  历程曲线

Fig.6 Thrust time history of time of 02 engine start process

图 6 启动过程推力时间历程曲线载有 3.3Hz、幅值 10~15kN 的衰减振动波形,是试车台受发动机启动推力冲击后和发动机一起共振缘故,不是发动机实际推力的真实表现。将数值仿真和实际试车结果进行比较,数值仿真结果和实际试车结果吻合很好。

### 5.2 “副系统未工作”故障模式数值仿真

发动机故障诊断是一门高新技术,专门研究发动机故障征兆和故障类型。各种故障模式的数值分析是有必要的。

对火药起动器启动后,副系统未工作的故障模式,进行了数值仿真,通过仿真给出的此故障模式下发动机的工作过程见图 7。如果火药起动器启动的同时副断阀门误关闭,可造成此类故障的发生。

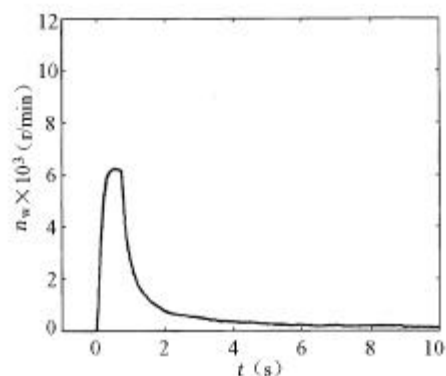


图 7 火药起动器启动时副断阀门误关闭故障模式下发动机涡轮转速仿真曲线

Fig.7 Simulation curve of turbine rotating speed under auxiliary valve cutoff failure mode

### 5.3 发动机自生启动工作过程数值仿真

图 8 曲线显示的是发动机火药起动器未点火、在箱压的作用下实现自生启动故障类型的数值仿真结果。给出的结论是:火箭在发射时,如果一级某发动机火药起动器未工作,在氧化剂和燃料起动阀门均已打开的情况下,该发动机可以实现能自生启动,自生启动过程大约需要 3.6s (包括了自由充填时间);如果储箱提供发动机氧化剂阀门入口压力小于 0.30MPa,燃料阀门入口压力小于

0.20MPa, 在火药起动器未工作的情况下, 发动机不能实现自生起动。

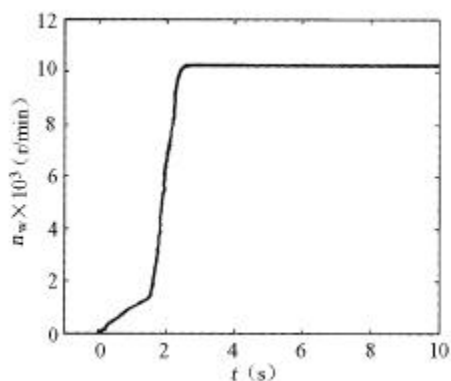


图 8 发动机自生起动工作过程曲线

Fig.8 Self-start process curve of the engine

对此类故障模式的数值仿真, 具有很高的实际意义, 比如载人航天火箭安全性和可靠性分析和故障监测中, 都要求给出发动机能否实现自生

起动的明确结论以及自生起动的准确时间预估。数值仿真可以精确地回答这一问题。

## 6 结论

(1) 发动机数值仿真结果和实际试车结果表明, 本文提供的发动机数值仿真模型真实地反映了发动机动态过程和稳态过程;

(2) 本数值仿真模型适用于发动机各种工况、飞行过载、故障模拟仿真;

(3) 本数值仿真方法可以推广到其他液体火箭发动机上。

## 参考文献:

- [1] 空间姿控、末修级发动机系统动态性能分析[J]. 推进技术, 1997, (3).

(编辑: 王建喜)

# 敬告读者

为适应我国信息化建设, 扩大本刊与作者知识信息交流渠道, 本刊已加入中国期刊全文数据库、——数字化期刊群和中文科技期刊数据库, 其作者文章著作权使用费与本刊稿酬一次性给付。作者若不同意文章被以上数据库无偿转载和摘编, 请在来稿时向本刊声明, 本刊将做适当处理。