

空间发动机启动过程的仿真

杨晶晶 杨凯 黄敏超

(国防科技大学航天与材料工程学院,长沙 410073)

摘要 以液氧/煤油空间推进系统为研究对象,对该系统的动态特性进行了分析和研究,建立了整个推进系统的动态过程的数学模型,并采用 Matlab 软件中的 simulink 工具仿真了液氧/煤油发动机动态过程中各参数的变化情况,并对仿真结果进行了具体的分析.虽然采用的是集中参数法,但同时考虑了液体的惯性、粘性和压缩性,所以本文建立的常微分方程组能在一定程度上反映发动机工作过程的分布特性.

关键词 液氧/煤油空间推进系统 启动过程 动态特性 数值仿真

引言

对于空间液体火箭发动机的动态工作过程中,最关键的是启动过程,启动的成功与否直接关系到航天运载器的发射成败.在发动机的启动过程中,推进剂组元发生极为复杂的物理化学变化,发动机系统参数在大范围内迅速地变化,很容易使系统组件承受较恶劣的工况,从而导致发动机故障.本文以液氧/煤油空间推进系统为研究对象,在建立动态数学模型的基础上,采用模块化仿真方法利用 MATLAB 语言的 SIMULINK 软件对系统进行仿真,以预示其动态行为,尽量减少试车次数,具有十分重要的意义.

1 空间发动机工作过程基本假设

液氧/煤油空间发动机系统启动时首先打开氧化剂(MVO)和燃料主阀(MVF),使它们充填完主管道之后,再打开液氧分阀(SVO),使其先进入推力室.经过某一时刻以后再打开燃料分阀(SVF),挤压进入推力室.建立数学模型并计算机仿真分析液氧/煤油空间发动机系统时我们假设起始时刻氧化剂和燃料主阀已经打开,氧化剂和燃料已经充填完主管道.整个系统作如下的假设:

- (1) 推进剂或燃气在管道中的流动为一维流,即流动参数沿管道横截面均匀分布,不考虑附面层的影响;
- (2) 不考虑管壁的传热;

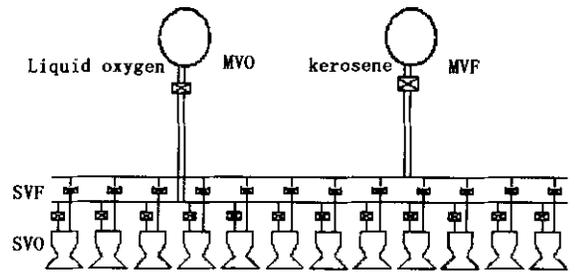


图1 12台发动机示意图

Fig. 1 Abridged general view of twelve engines

- (3) 推进剂为可压缩流体,且在管道中的流动已达到紊流状态;
- (4) 阀门为线性瞬时动作;
- (5) 燃气符合理想气体方程;
- (6) 不考虑动态传热过程.

2 模块化仿真方法

液体火箭发动机动态过程模块化仿真方法的基本思想是以发动机组件如管路、燃烧室、喷管等作为基本元件,根据基本元件的动态数学模型将其视为具有一定输入输出关系的元件模块(如图2所示),元件模块之间的连接关系则是根据具体的发动机系统方案来确定(对于具体的发动机系统,元件模块的连接总能形成闭合形式)然后采用有限差分法和模块间的循环迭代求解.

对于液体火箭发动机的各组件,描述其动态过程的数学模型(集中参数模型)可以表示成如下形式

$$\frac{dX}{dt} = f(X, Y)$$

$$g(X, Y) = 0 \tag{1}$$

其中 X, Y 分别为组件的输出和输入矢量.

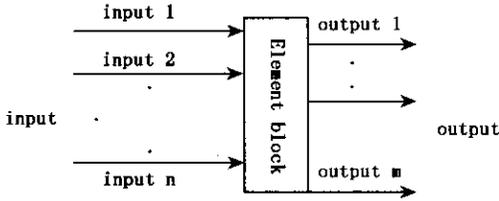


图2 元件模块示意图

Fig.2 Abridged general view of element block

上式进行有限差分,取时间步长为 Δt , 则得

$$X_t = g^{-1}(Y_t)$$

$$X_{t+\Delta t} = X_t + \Delta t * f(X_t, Y_t) \tag{2}$$

模块化仿真方法计算步骤为

- 1) $t = 0$;
- 2) 根据(1)式按元件模块的连接顺序循环, 求出 t 时刻各元件模块的参数值 X_t, Y_t ;
- 3) 根据(2)式计算 $t + \Delta t$ 时刻各元件模块的输出值;
- 4) $t = t + \Delta t$;
- 5) 如果 $t \leq t_{max}$ 转(2)步, 否则仿真停止.

3 发动机数学模型

描述液体火箭发动机管路和部件中不稳定流体动力学的基本方程(见文献[1][2])是根据质量守恒方程、冲量和能量守恒定律推导出来的.

液体火箭发动机的非线性低频动力学借助分布或者集中参数的方程组来求解. 采用何种方程组所感兴趣问题的频率范围. 数学模拟的实践证明, 如果将管路看作是带有集中参数的系统, 那么大部分的低频动力学问题都可以用简单的函数关系式表述, 并具有足够高的精度, 但要求管路各段的长度 l_{max} 应小于改过程中的最大频率波长. 计算公式为

$$l_{max} \leq \frac{2\pi a}{\omega_{max} n} \tag{3}$$

式中 ω_{max} 为最大角频率, n 为裕度系数, $n \geq 6 \sim 12$.

流体管路的主要影响因素包括惯性、粘性和压缩性, 压缩性在一定程度上反映了管路的分布特性.

3.1 管路模块

管路微分方程为(考虑惯性和粘性的动态方程)

$$R_o \cdot \frac{dq_{moT}}{dt} = P_{oT} - P_{o1} - (\xi_{Mvo} + \xi_{lo}) \times q_{moT} \cdot |q_{moT}| / \rho_o + h_o \rho_o g \tag{4}$$

$$R_f \cdot \frac{dq_{mfT}}{dt} = P_{fT} - P_{f1} - (\xi_{Mvf} + \xi_{lf}) \times q_{mfT} \cdot |q_{mfT}| / \rho_f + h_f \rho_f g \tag{5}$$

考虑压缩性的动态方程为

$$\frac{V_o \cdot \rho_o}{K} \cdot \frac{dp_{o1}}{dt} = q_{moT} - \sum_{i=1}^6 q_{moi} \tag{6}$$

$$\frac{V_f \cdot \rho_f}{K} \cdot \frac{dp_{f1}}{dt} = q_{mfT} - \sum_{i=1}^6 q_{mfi} \tag{7}$$

式中 K 为液体的体积弹性模量. 令 $\chi = \frac{V_o}{K} = \frac{V}{a^2}$, a 为液体中声速. 压缩性的影响表现在当压力变化是液路内液体的质量也在变化.

模块输入变量为 n 个子管路入口流量, 输出变量为 $t + \Delta t$ 时刻管路总流量和出口压降. 其中初始化参数为管路流阻系数, 管路惯性流阻系数, 管长, 入口与出口压降及推进剂密度.

3.2 推进剂充填模块

对于液体管路的充填, 其动态数学模型为

$$\frac{l_{oi}}{F_{oi}} \cdot \frac{dq_{moi}}{dt} = p_{oi} - p_{ci} - (\xi_{voi} + \xi_{loi} + \xi_{eoi}) \cdot \frac{q_{moi} \cdot |q_{moi}|}{\rho_o} + h_{loi} \rho_o g \tag{8}$$

$$\frac{l_{fi}}{F_{fi}} \cdot \frac{dq_{mfi}}{dt} = p_{fi} - p_{ci} - (\xi_{vfi} + \xi_{lfi} + \xi_{efi}) \cdot \frac{q_{mfi} \cdot |q_{mfi}|}{\rho_f} + h_{lfi} \rho_f g \tag{9}$$

$$\frac{dl_{oi}}{dt} = \frac{q_{moi}}{\rho_o \cdot F_{oi}} \tag{10}$$

$$\frac{dl_{fi}}{dt} = \frac{q_{mfi}}{\rho_f \cdot F_{fi}} \tag{11}$$

其中 p_{oi}, p_{fi}, p_{ci} 分别为管路入口压力和充填面所到处压力, l 为液体流过的距离, F 为管路横截面积.

模块输入变量为 t 时刻充填管路入口压降和燃烧室压降, 输出变量为 $t + \Delta t$ 时刻充填流量, 已充填管路长度; 初始化参数为管路横截面积, 推进剂密度, 充填管路的总长度, 管路的局部流阻和分布流阻.

3.3 燃烧室模块

设气路分段内氧化剂和燃料的质量瞬时值分别为 m_o 、 m_f 则分段内的混合比的平均瞬时值 k 为

$$k = \frac{m_o}{m_f} \quad (12)$$

令 $q_i = q_{m oi} + q_{m fi}$, $m_i = m_{oi} + m_{fi}$, 如果认为热导率和扩散系数为无限大(即气路瞬时充分混合模型)那么整个气路分段上的燃气温度的瞬时值(在瞬时刚进入入口的那股燃气除外)是一样的,并等于气路分段出口的温度. 忽略气路中的动能的变化,假设流动绝热.

燃烧室的微分方程为

$$\frac{V_i}{\gamma R T_{ci}} \frac{d p_{ci}}{d t} = \frac{T_i}{T_{ci}} q_i - q_{ni} \quad (13)$$

$$\frac{m_1 \cdot d T_{c1}}{d t} = (\gamma T_i - T_{ci}) q_i - T_{ci} (\gamma - 1) q_{ni} \quad (14)$$

$$\frac{d K_{ci}}{d t} = (k + 1) (q_{m oi} - k q_{m fi}) \frac{R T_{ci}}{P_{ci} V_i} \quad (15)$$

式中 R 是气体常数, V 是容腔体积, c_v 时定容比热容, c_p 时定压比热容, $\frac{c_p}{c_v} = \gamma$ (等熵指数), R, γ 为由热力计算确定, V_c 为燃烧室体积.

模块输入参数为 t 时刻进入燃烧室的氧化剂流量, 燃料流量, 输出参数为 $t + \Delta t$ 时刻燃烧室混合比, 压力及温度.

3.4 喷管模块

喷管方程为

当 $\frac{P_a}{P_{ci}} \leq (\frac{2}{\gamma + 1})^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$ 时

$$q_{ni} = \frac{p_{ci} \cdot A_{ti}}{\sqrt{R \cdot T_{ci}}} \sqrt{\gamma \cdot (\frac{2}{\gamma + 1})^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (16)$$

当 $\frac{P_a}{P_{ci}} > (\frac{2}{\gamma + 1})^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$ 时

$$q_{ni} = \frac{p_{ci} \cdot A_{ti}}{\sqrt{R \cdot T_{ci}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_a}{p_{ci}} \right)^{2/\gamma} - \left(\frac{p_a}{p_{ci}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma}} \right]} \quad (17)$$

R, γ 为由热力计算确定, A_t 为喷管喉部面积, p_a 为环境压力.

输入参数为 $t - \tau$ 时刻进入喷管的压力, 温度及混合比, 输出参数为 $t + \Delta t$ 时刻流出喷管的氧化剂流量, 燃料流量; 而该模块的初始化参数为燃烧室容积, 燃烧时滞, 燃气 RT 值与压力和混合比插

值关系或数值表格.

4 发动机数值仿真程序的 Simulink 实现

用 SIMULINK 软件将发动机系统各个模型封装成由 SIMULINK 模块组成的发动机系统仿真模型, 其仿真程序功能见图 3 所示. 为实现仿真计算对各种不同动力学系统的通用性, 前述模块库中的组件模块均单独开发成具有具有确定输入输出端口的图示模块, 鼠标双击模块图标可获得关于模块的详细说明和模块初始化参数的修改对话框. 利用 simulink 提供的编辑器可以方便组合所需的发动机模块.

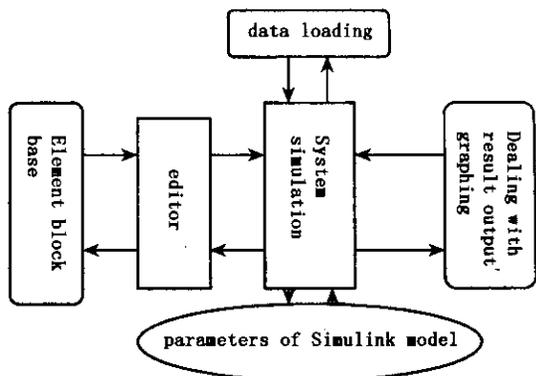


图 3 simulink 功能框图

Fig. 3 Diagram of simulink function

5 发动机工作过程数值仿真计算与分析

根据前面建立的发动机数学模型, 由模块库中的组件模块拼合的该发动机的仿真模型见图 4 所示.(限于篇幅, 省略了六台)

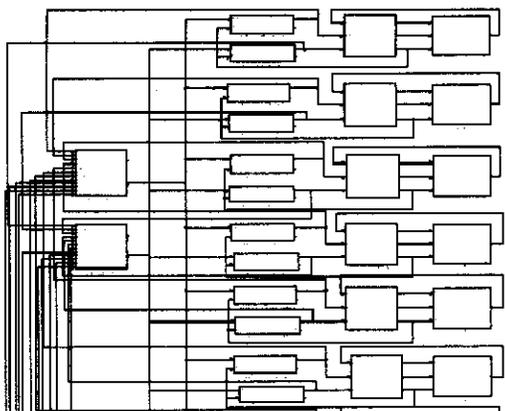


图 4 12 × 150N 液氧 / 煤油发动机系统仿真图(组合模块)

Fig. 4 Map of 12 × 150N Lox/kerosene oil engine system simulator (unit block)

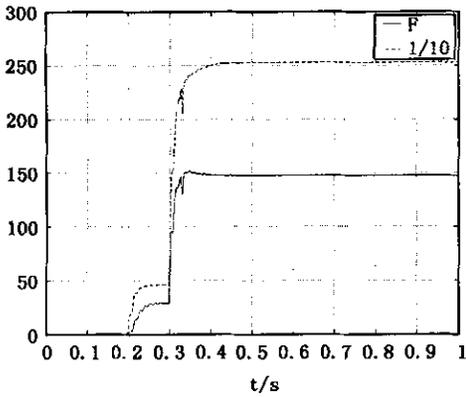


图5 推力 - 比冲曲线

Fig. 5 Curve of thrust-specific impulse

如图5所示,最大仿真时间取1 s,从图中可以看出推力在经过0.3 s的响应时间后基本达到设计要求250 N左右,并且趋于稳定,而比冲也经过0.3 s的响应时间与推力同步达到稳定,比冲的稳定值差不多在1500 m/s左右。

5.1 时序分析

DQ1, DQ2的工作时序反映的是液氧分阀和煤油分阀的打开时间,以液氧分阀打开时间(0.20 s)为基准时间,煤油分阀打开时间分别取0.22 s, 0.26 s, 0.35 s,其分类仿真结果如图6、7、8所示。

由绘制的各种变化曲线分析,推迟打开燃料阀(以保证氧化剂早于燃料进入燃烧室为前提)会使流量出现“凸峰”与大幅度的震荡,并且在燃料阀还没有打开之前,氧化剂流量和喷管出口流量曲线不能完全重合,这主要是因为氧化剂入口压力过高,使得充填完推力室后进入主燃烧室的流量较大,推力室压力上升过快所致。特别地,当燃料阀打

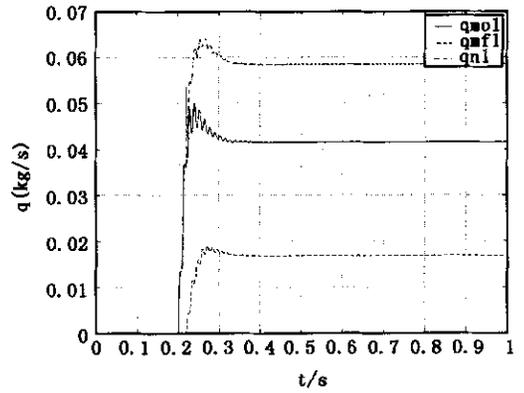


图6 (DQ2 = 0.22 s)

Fig. 6 (DQ2 = 0.22 s)

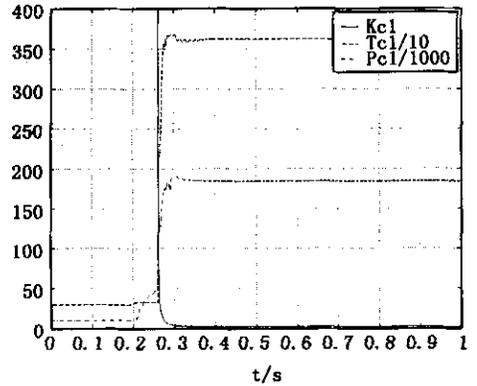
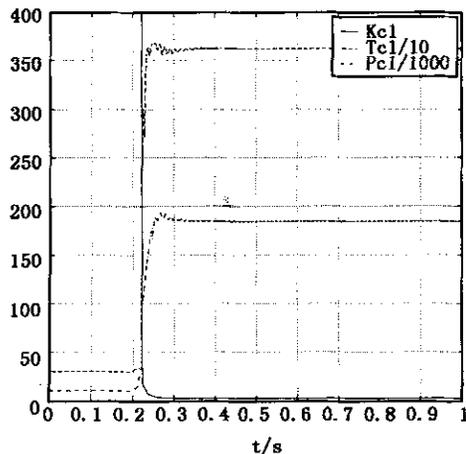
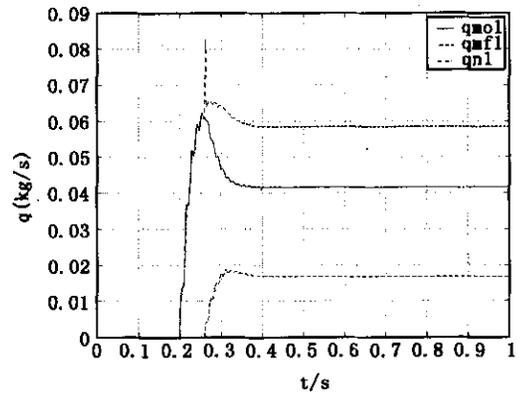


图7 (DQ2 = 0.26 s)

Fig. 7 (DQ2 = 0.26 s)



开的过晚会引起喷管出口流量的剧烈震荡,这同样是因为氧化剂入口积累压力过高,使得充填完推力室后进入主燃烧室的流量较大,推力室压力上升过快所致,此种情况下会引起发动机启动故障。

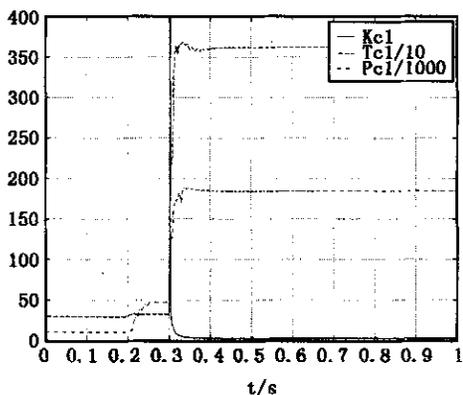
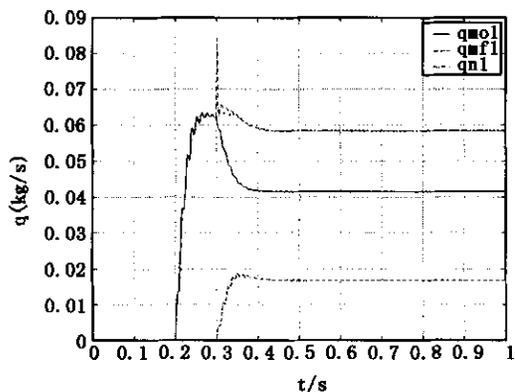


图 8 (DQ2 = 0.30 s)
Fig.8 (DQ2 = 0.30 s)



5.2 喷管喉部直径的影响

$q_{co} = 0.6 \text{ kg/s}$ $q_{cf} = 0.2228 \text{ kg/s}$ $v_c = \frac{\pi}{4} \cdot 0.01 \times 0.01 \times 0.15$ 喉部直径分别取 $dt = 0.00425 \text{ m}$ 0.0065 m 0.0085 m 的压强变化曲线如图所示。

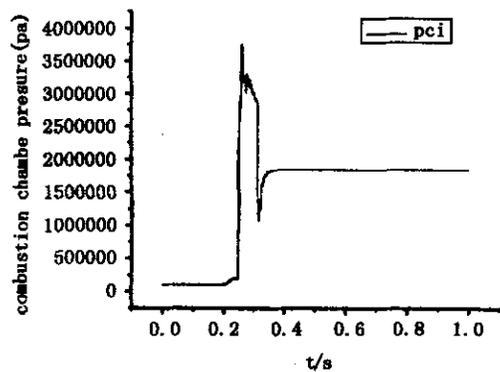


图 9 (Dt = 0.00425 m)
Fig.9 (Dt = 0.00425 m)

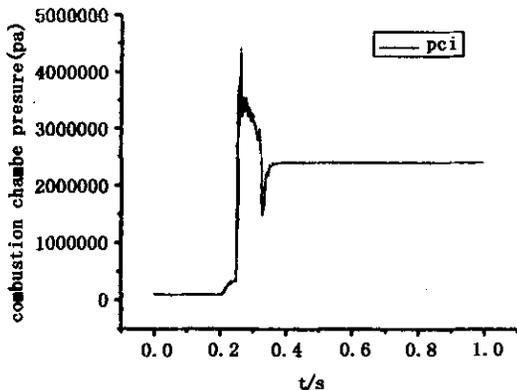


图 10 (Dt = 0.0065 m)
Fig.10 (Dt = 0.0065 m)

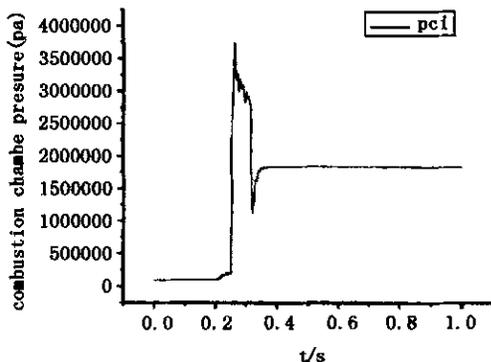


图 11 (Dt = 0.0085 m)
Fig.11 (Dt = 0.0085 m)

对上面的仿真结果进行分析得出如下结论：

喷管喉部直径增大，燃烧室压力 p_c 反而降低，因而要保持燃烧室稳定在某个值，喉部直径 dt 的设计必须合理，既不能太大也不能太小。另一方面，增大喷管喉部直径有利于系统起动过程更快达到稳定状态。

6 结论

对发动机系统的仿真分析，在很大程度上指导了发动机试车试验，节省了试车成本，帮助我们如何选择设置参数以及掌握阀门打开的时序问题，有着十分重要的意义。并且对于研究发动机其他的动态响应过程（关机、转工况）有着很好的借鉴意义。也为下一步展开稳定性、敏感性等特性的分析研究打下一定基础。

参 考 文 献

- 出版社, 2002(Liu Guoqi , design of liquid rocket engine (up, down). Beijing :National Defense Industry Press ,2002 (in Chinese))
- 2 王新建,王楠. DaFY111-1 发动机发生器—涡轮泵联试起动过程仿真研究. 长沙:国防科大出版社, 2000(Wang Xinjian, Wang Nan , engine generator- Simulation study on starting process of unit-type turbine pump. Changsha :National University of Defence and Technology Press ,2000 (in Chinese))
- 3 刘红军. 补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究. 航天工业总公司第十一研究所博士论文, 1998(Liu Hongjun , Investigation On Static Characteristics And Dynamic Response Characteristics Of Staged Combustion Cycle Rocket Engine. Doctor Dissertation Of The 11th Research Institute Of China Aerospace General Corporation , 1998(In Chinese))
- 4 张智星. MATLAB 程序设计与应用. 北京:清华大学出版社, 2002(Zhang Zhixing , MATLAB Program Design And Application. Beijing :Tsinghua Press ,2002(In Chinese))
- 5 刘昆,张育林,程谋森. 液体火箭发动机系统瞬变过程模块化建模与仿真. 推进技术, 2003, 24(5):401~405(Liu Kun Zhang Yulin, Cheng Mousen , Modularization Modeling And Simulation For The transients Of Liquid Propellant Rocket Engines. *Journal of Propulsion Technology* , 2003 , Vol. 24.(5) :401~405(In Chinese))

SIMULATION OF THE STARTING PROCESS OF SPACE ENGINE

Yang Jingjing Yan Kai Huang Minchao

(*Inst. of Aerospace and Material Engineering , National University of Defense Technology , Changsha 410073 , China*)

Abstract This paper studies the dynamic characteristics in the startup processes of liquid oxygen/kerosene space propulsion system. The dynamic mathematical model of the whole propulsion system is set up ,and the parameter changing direction of the dynamic process in the liquid oxygen/kerosene liquid rocket engines is studied using Matlab Simulink software. Though we adopt the centralized parameter method to build the engine model ,but the inertia ,stickiness ,compressibility of liquid are taken into account at the same time ,so the model can reflect the distributed characteristics of dynamic process of the engines to some extent.

Key words liquid oxygen/kerosene space propulsion system , startup process , dynamic characteristics , numerical simulation