

补燃循环发动机强迫起动过程

陈宏玉, 刘红军, 陈建华

(中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所

液体火箭发动机技术国防科技重点实验室, 西安 710100)

摘 要: 以补燃循环液氧煤油发动机系统为研究对象, 对其强迫起动特性进行了研究. 建立了描述补燃循环发动机瞬变过程的数学模型, 提出了求解推进剂供应管路瞬变流控制方程的 Chebyshev 伪谱方法. 采用新的面向对象仿真语言 Modelica, 建立了可扩展的发动机仿真模型库, 在 MWorks 平台上, 利用模型库搭建了补燃循环液氧煤油发动机仿真模型. 对发动机强迫起动过程进行了仿真计算, 计算结果与试车数据基本相符, 其中稳态相对误差小于 4%, 动态相对误差小于 10%, 初步验证了模型的正确性. 进一步分析了火药起动器工作时间、阀门打开时序等因素对发动机起动过程的影响, 结果表明, 为保证该发动机可靠起动, 发生器点火应在氧化剂头腔充填完成后, 火药起动器工作时间应持续到发生器点火.

关 键 词: 液体火箭发动机; 补燃循环; 起动过程; Chebyshev 伪谱方法; 数值仿真

中图分类号: V421.42

文献标志码: A

Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine

CHEN Hong-yu, LIU Hong-jun, CHEN Jian-hua

(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: Using the advanced staged combustion cycle LOX/kerosene engine as an example, the engine start-up characteristics were investigated. The mathematical model of transient process of the engine was developed based on modular modeling means. The non-linear hyperbolic partial differential equations governing the unsteady flow of propellant pipelines were solved by the Chebyshev pseudo-spectral method. Furthermore, an extensible simulation library for liquid propellant rocket engines has been elaborated by using the new object-oriented simulation language—Modelica. Simultaneously, by using the simulation library, a staged combustion cycle LOX/kerosene engine model is built on the platform MWorks and forced start-up characteristics of the engine calculated. Results from the numerical simulation agree well with the ground-test data, the relative errors of steady-state are less than 4%, and the dynamic simulation errors are less than 10%, which indicates that the model can accurately predict the transient behavior of the engine. Some rules relating to start-up were simulated. The results demonstrate that solid propellant starter working should be lasted up to the gas generator ignition, and gas generator head should be filled with liquid oxygen when gas generator igniting.

Key words: liquid propellant rocket engine; staged combustion cycle; start-up procedure; Chebyshev pseudo-spectral method; numerical simulation

保证发动机起动过程的安全性和可靠性是现代液体火箭发动机研制和使用过程中遇到的技术难题之一^[1]。在起动过程中,系统参数剧烈变化,推进剂组元之间进行着复杂的物理化学过程,特别是对于采用补燃循环的发动机,其起动过程更为复杂,不合理的参数组合和控制方案容易使发动机组件工作条件恶化,导致发动机故障,甚至毁坏^[2]。因此,对发动机起动过程进行研究十分重要。

在液体火箭发动机发展的初期,受分析手段与计算技术的制约,对发动机瞬变过程的研究主要依靠经验性方法。这样做需花费大量的人力、物力和时间,且不能完成对发动机起动和关机过程的全面、深入的认识。因此,开展发动机起动过程的数值仿真研究在液体火箭发动机的研制过程具有重要意义。例如美国的航天飞机主发动机 SSME(space shuttle main engine)在初始设计和试验阶段,受计算机水平的限制,设计人员花费了约 1 年的时间,累计试车 50 次以上,才获得了发动机合理的起动瞬态控制过程。后来研制 MSFC-MC-1(也叫 Fastrac)发动机时,研制成本和周期与 SSME 相比,降低到难以置信的地步,而这完全归功于在研制初期进行的发动机瞬态仿真分析以及根据计算结果进行的设计指导,这种在发动机设计初期就进行瞬态仿真研究的设计方法已成为美国现代液体火箭发动机设计的标准过程^[3]。欧洲航天局在 VINCI 发动机研制初期也进行了大量的瞬态特性仿真研究,目的是预估发动机起动和关机过程的瞬态特性以及潜在的失效模式。瞬变过程建模与仿真研究成为 VINCI 发动机一次试车成功的重要因素。它也帮助 VINCI 试车次数比 Vulcain 发动机减少了将近一半^[4]。日本在研制助推级膨胀循环发动机 LE-X 和上面级发动机 MB-XX 过程中,早期可行性研究和发动机设计中包含了大量瞬态特性仿真工作^[5-6]。我国新一代运载火箭用大推力液氧煤油发动机和液氢/液氧发动机研制过程中,也开展了大量瞬态特性仿真工作^[7-10],并根据仿真结果制定了试车程序,保证了发动机试车的安全性和可靠性。

本文以某补燃循环液氧煤油发动机为研究对象,采用先进的面向对象及模块化建模技术,结合改进的谱方法进行高效数值求解,旨在通过仿真计算,深入分析发动机起动过程出现的各种现象,研究其主要影响因素,为该类型发动机研制提供必要的参考依据。

1 发动机系统起动过程

本文所研究的液体火箭发动机为泵压式富氧发生器补燃循环的单燃烧室发动机,氧化剂为液氧,燃料为煤油,采用化学点火,强迫起动。发动机系统由推力室、发生器、主涡轮、氧泵、燃料泵(包括燃料一级泵和燃料二级泵)、氧预压泵、燃料主阀、发生器燃料阀、氧主阀、火药起动器、起动涡轮以及燃气管路、液体管路等组成。系统简图如图 1 所示。

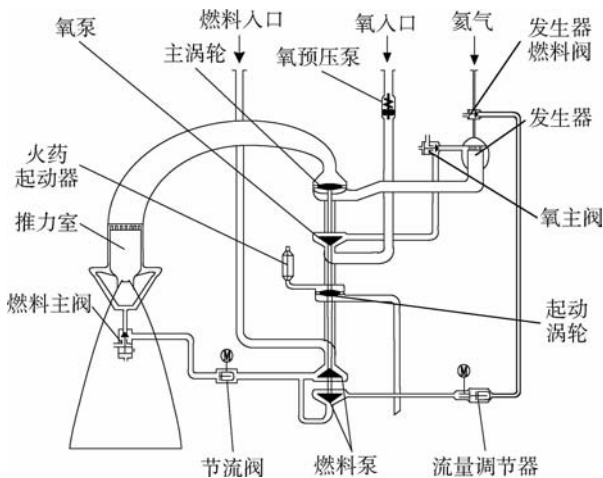


图 1 补燃循环液氧煤油发动机系统图

Fig. 1 Staged combustion cycle LOX/kerosene rocket engine system schematic

该发动机是采用强迫起动方式的补燃循环液氧煤油发动机,其起动特性与自身起动方式的补燃循环液氧煤油发动机相比,具有起动迅速,起动过程中燃烧室和涡轮泵承受的冲击大、易出现参数超调等特点。

发动机起动过程为:火药起动器点火驱动起动涡轮,主涡轮泵起旋;点火剂充填至发生器燃料阀前以后打开氧主阀,此后打开发生器燃料阀,发生器点火工作,驱动主涡轮;主涡轮接替起动涡轮,驱动涡轮泵旋转;最后打开燃料主阀,煤油进入推力室与富氧燃气点火燃烧,推力室点火,产生推力。

2 发动机起动过程数学模型

2.1 管路模型及数值解法

假设管道内推进剂流动是一维绝热有摩擦的液体瞬变流,摩擦损失均按准稳态处理,则描述管道内推进剂瞬变流的基本方程是一对拟线性双曲型偏微分方程组^[11]。对于液氧煤油发动机这样复

杂管网系统,管路分布参数模型的求解是发动机瞬态特性研究的一个核心问题.谱方法是一种偏微分方程离散方法,由于其具有有限差分 and 有限元无法比拟的“无穷阶”的收敛速度,一直受到研究者的青睐^[12].本文中管路分参数模型采用谱方法中的 Chebyshev 伪谱方法(pseudo-spectral)求解.

管道内推进剂瞬变流空间定义域为 $[0, L]$,为使与 Chebyshev 多项式定义域相同,在此做坐标变换,令 $y=2x/L-1, y \in [-1, 1]$,则变换后的管路瞬变流方程为

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{2a^2}{AL} \frac{\partial w}{\partial y} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{2A}{L} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{f}{2\rho DA} w |w| = 0 \tag{2}$$

其中 p 为流体压力; w 为流体质量流量; ρ 为流体密度; a 为压力波传播速度; f 为管壁摩擦损失系数.

选用 Chebyshev 拟谱方法求解偏微分方程式(1)和式(2),Chebyshev-Gauss-Lobatto(CGL)网格点为 $y_j = -\cos \frac{\pi}{N}j (j=0,1,2,\cdots,N)$,方程中空间导数项 $\frac{\partial p}{\partial y}$ 和 $\frac{\partial w}{\partial y}$ 在 CGL 网格点处的值可近似为

$$\frac{\partial p}{\partial y}(y_j,t) \approx \sum_{j=0}^N d_{jk} p(y_j,t) \tag{3}$$

$$\frac{\partial w}{\partial y}(y_j,t) \approx \sum_{j=0}^N d_{jk} w(y_j,t) \tag{4}$$

式中 $j=0,1,2,\cdots,N; d_{jk}$ 为 Chebyshev 微分矩阵中的元素,具体表达式为^[13]

$$d_{jk} = \begin{cases} \frac{c_j}{c_k} \cdot \frac{(-1)^{j+k}}{x_k - x_j} & j \neq k \\ \frac{x_j}{2(1-x_j^2)} & 1 \leq j = k \leq N-1 \\ -\frac{2N^2+1}{6} & j = k = 0 \\ \frac{2N^2+1}{6} & j = k = N \end{cases} \tag{5}$$

其中

$$c_k = \begin{cases} 2 & k = 0, N \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

对于具有间断解或参数大梯度变化的问题,直接应用配置点谱方法往往会导致失败.在间断点附近会有很大的振荡,这类问题可通过在方程中引入超谱黏性项加以解决^[14-15].现将近似解式

(3)和式(4)带入式(1)和式(2)中,并引入超谱黏性项,原偏微分方程离散成一组常微分方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial p}{\partial t}(y_j,t) = & -\frac{2a^2}{AL} \sum_{k=0}^N d_{jk} w(y_j,t) + \\ & \epsilon (-1)^{s+1} Q^{2s} p(y_j,t) \\ & j = 0,1,2,\cdots,N \end{aligned} \tag{6}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial t}(y_j,t) = & -\frac{2A}{L} \sum_{k=0}^N d_{jk} p(y_j,t) - \\ & \frac{f}{2\rho DA} w(y_j,t) |w(y_j,t)| + \\ & \epsilon (-1)^{s+1} Q^{2s} w(y_j,t) \\ & j = 0,1,2,\cdots,N \end{aligned} \tag{7}$$

式中黏性振幅 $\epsilon = CN^{1-2s}$; Q 是黏性算子.

$$Q = \sqrt{1-y^2} \frac{\partial}{\partial y} \tag{8}$$

这样,管路瞬变流偏微分方程式(1)和式(2)数值求解问题就转换为对 CGL 网格点处值的常微分方程组式(6)和式(7)的求解.

2.2 涡轮增压组件模型

假设涡轮增压转子作为一个整体转动,不考虑氧泵和燃料泵之间弹性轴的影响,那么根据能量守恒可以得到涡轮增压的功率平衡方程

$$J \frac{d\omega}{dt} = M_t - \sum M_p \tag{9}$$

式中 J, ω, M_t, M_p 分别为涡轮增压的转动惯量、角速度、涡轮扭矩和泵扭矩.其中涡轮扭矩 $M_t = w_t L_{\text{oad}} \eta_t / \omega, L_{\text{oad}}$ 为涡轮绝热功; w_t 为涡轮流量; η_t 为涡轮效率.泵的扭矩特性和扬程特性可以通过水试得到

$$M_p = M_p(\omega, w_p) \tag{10}$$

$$\Delta p = \Delta p(\omega, w_p) \tag{11}$$

式中 w_p 为泵的流量.

2.3 热力组件模型

热力组件包括发动机推力室、燃气导管和发生器,其动力学模型是类似的.在建立热力组件模型时作如下假设^[16]:①进入热力组件中的液相推进剂在经过一个燃烧时滞 τ 后,瞬时变为气相的燃烧产物;②每一瞬时,燃烧装置中的压力、混合比、温度分布均匀,燃气在容腔中整体变化;③气相燃烧产物遵循理想气体定律;④不考虑波动过程.

液体氧化剂、液体燃料、燃烧产物的质量积累如下:

$$\frac{dm_{\text{if}}}{dt} = w_{\text{ifi}} - w_{\text{ife}} - \frac{m_{\text{if}}}{\tau_i} \tag{12}$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = \omega_{loi} - \omega_{loe} - \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (13)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = \omega_{gi} - \omega_{ge} + \frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (14)$$

式中 m_{lf} , m_{lo} , m_g 分别为热力组件中积存的液体燃料、液体氧化剂和燃气质量; ω_{lf} , ω_{loi} , ω_{gi} , ω_{lf} , ω_{loe} , ω_{ge} 分别为流入流出热力组件的燃料、氧化剂和燃气的质量流量; τ_o , τ_f 分别是氧化剂和燃料的转化时间。

推进剂组元混合比如下:

$$\frac{dK_g}{dt} = \frac{K_g + 1}{m_g} \cdot \left[\frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{K_i}{K_i + 1} \omega_{gi} - K_g \left(\frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{1}{K_i + 1} \omega_{gi} \right) \right] \quad (15)$$

式中 K_i , $\frac{K_i}{K_i + 1} \omega_{gi}$, $\frac{1}{K_i + 1} \omega_{gi}$ 分别为热力组件入口处燃气的推进剂组元混合比以及燃气中所占的氧化剂与燃料质量。

燃气腔中燃烧产物 RT 值如下:

$$\tau_g \frac{d(RT)}{dt} = RT(K_g, p) - RT \quad (16)$$

式中 τ_g 为燃气在热力组件中停留时间; $RT(K_g, p)$ 为对应于混合比 K_g 和压力 p 时的理论 RT 值。

热力组件容腔内的压力如下:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V - \frac{m_{lf}}{\rho_f} - \frac{m_{lo}}{\rho_o}} \cdot \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \frac{d(RT)}{dt} + \frac{p}{V - \frac{m_{lf}}{\rho_f} - \frac{m_{lo}}{\rho_o}} \left(\frac{1}{\rho_o} \frac{dm_{lo}}{dt} + \frac{1}{\rho_f} \frac{dm_{lf}}{dt} \right) \quad (17)$$

式中 V 为热力组件的容积; ρ_o , ρ_f 分别为氧化剂和燃料的密度。

2.4 火药起动器模型

在采用强迫起动方式的液氧煤油发动机中, 火药起动器作用是为起动涡轮提供工质源。在建立火药起动模型时作如下基本假设: ①火药起动器内燃气工质均匀分布; ②在火药起动器内燃气无流动, 燃气的成分, 物理化学性质是固定不变的; ③装药的燃烧服从几何燃烧定律, 并且燃烧是均匀的、完全的。

质量方程如下:

$$\frac{d}{dt}(\rho_g V_c) = \omega_g + \omega_{ig} - \omega_c \quad (18)$$

式中 ρ_g 为火药起动器内燃气密度; V_c 为火药起动器自由容积; ω_g 为主装药燃气生成率; ω_{ig} 为点

火药燃气生成率; ω_n 为经喷嘴流出的燃气质量流率。

能量方程如下:

$$\frac{d}{dt}(c_v \rho_g V_c T_g) = \varphi \omega_g c_{pg} T_{pg} + \omega_{ig} c_{pig} T_{pig} - G_c c_p T_g \quad (19)$$

式中 c_v 为火药起动器内燃气的比定压热容; c_{pg} 为主装药燃气的比定压热容; T_{pg} 为主装药燃气的定压燃烧温度; c_{pig} 为点火药燃气的比定压热容; T_{pig} 为点火药燃气的定压燃烧温度; c_p 为喷嘴出口燃气的比定压热容; φ 为火药起动器内燃气的热损失修正系数。

根据火药起动器常用的压力范围, 采用指数燃速定律, 故燃速方程为

$$\frac{de}{dt} = r = ae^{-\mu(T-T_0)} p_g^n \quad (20)$$

式中 e 为某瞬时火药燃去的肉厚; μ 为主装药的温度敏感系数; a 为主装药的燃速系数; n 为主装药的燃速压强指数。

2.5 其他组件模型

用于补燃循环液氧煤油发动机起动过程仿真的其他组件, 如流量调节器模型, 燃烧装置的燃料头腔考虑了乳化吹除模型, 氧头腔考虑了低温推进剂的非稳态换热模型等。限于篇幅不再详述。

3 仿真模型的建立与验证

为降低发动机系统建模的复杂度, 增强模型的通用性和扩展性, 应用新的面向对象、非因果仿真语言 Modelica^[17], 基于 MWorks 平台^[18] 构建的补燃循环液氧煤油发动机瞬态特性模块化通用仿真模型库(命名为 RocketEngine), 并依据发动机的系统原理图及地面试车台推进剂供应系统, 调用相应的仿真模块, 连接各模块的接口, 构成发动机系统的仿真模型, 如图 2 所示。

根据某次试车发动机组件特性, 起动和关机条件以及试车台状态, 对液氧煤油发动机起动过程进行了仿真计算, 发动机起动过程中主涡轮转速 n_t 、氧预压泵转速 n_{tpbo} 、发生器压力 p_{gg} 、燃烧室压力 p_c 变化如图 3 所示。

图 3 中同时给出了该发动机的地面试验结果, 从图中的数据对比看, 上述参数的计算结果与实际试车结果的变化趋势一致, 结果较接近, 从而验证了采用上述仿真模型描述发动机动态行为的准确性。其中, 稳态工况下的发动机系统各参数的仿真值与试验测量值的相对误差不超过 3%, 瞬

态过程中发动机主要参数的仿真值与试验值的相对误差不超过 9%。

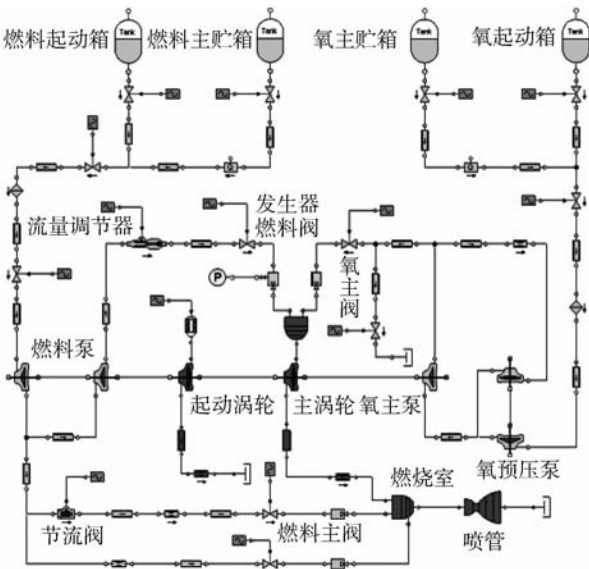


图 2 补燃循环液氧煤油发动机起动过程仿真模型
Fig. 2 Start-up simulation model of staged combustion cycle LOX/kerosene rocket engine system

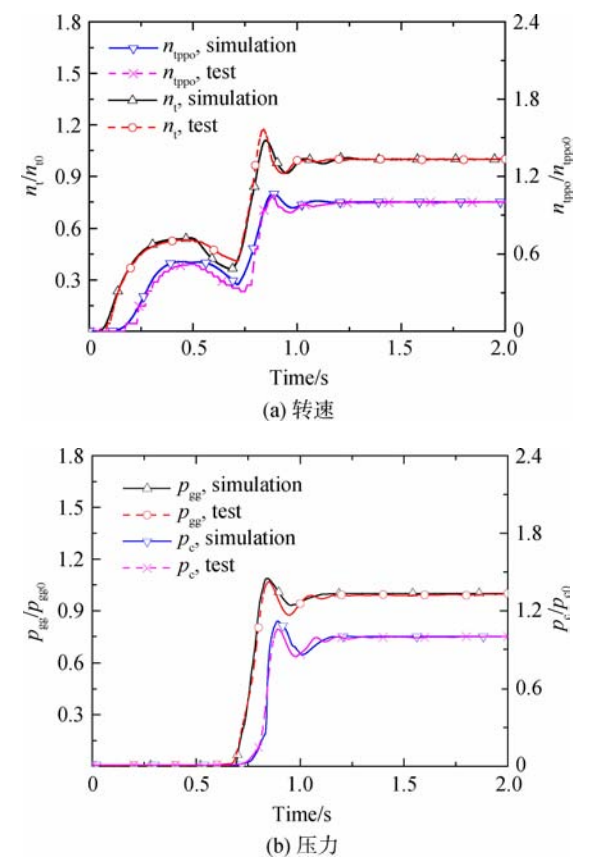


图 3 发动机起动过程仿真结果与实测结果对比
Fig. 3 Simulation results compare with ground test results of engine start-up process

4 起动过程影响因素分析

发动机起动的可靠性由一系列紧密相关、相互影响的条件来控制,不利的起动参数组合,将导致起动能量的不合理分配,引起发生器温度过高、室压过高、参数出现振荡甚至起动失败.下面将分别从火药起动器工作时间、阀门开启时序等方面对发动机起动过程的主要影响因素进行讨论和分析.

4.1 火药起动器工作时间的影响

火药起动器工作时间决定着起动涡轮和主涡轮接力过程中涡轮泵的剩余功率,如果火药起动器工作时间过短,起动涡轮和主涡轮接力过程中涡轮泵的剩余功率不足,则可能发生发动机不能正常起动的问题;相反,若火药起动器工作时间过长,涡轮泵的剩余功率过剩,就会引起起动过程中参数超调时间延长,对发动机结构带来严峻考验.图 4 给出了火药起动器工作时间分别为 $T_s - 0.1, T_s$ 和 $T_s + 0.1$ (T_s 为设计值)时,发动机起动过程中主涡轮转速 n_t 和发生器温度 T_{gg} 的仿真结果.

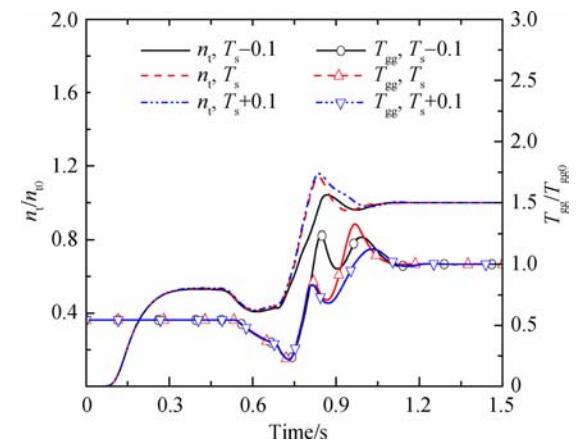


图 4 火药起动器工作时间对发动机起动特性的影响
Fig. 4 Influence of variable working time of solid propellant starter on start-up procedure

从图 4 可以看出,火药起动器工作时间由 $T_s + 0.1$ 缩短至 T_s 后,由于火药起动器工作时间缩短,发生器点火后涡轮泵的剩余功率变小,发动机主要参数的超调量减小,超调温度峰有明显下降.进一步缩短火药起动器工作时间至 $T_s - 0.1$ (早于发生器点火时间),由于发生器和火药起动器接力过程中剩余功率不足,参数的上升曲线有所延迟,发动机起动变慢.发生器点火温度峰明显升高,这是因为氧泵转速、泵后压力上升变慢,导致进入发生器的液氧流量变小.

4.2 阀门开启时序的影响

1) 氧阀和发生器燃料阀打开时差的影响

为防止发生器点火温度峰过高,补燃循环液氧煤油发动机采用富氧点火方案,起动过程中先打开氧阀,再打开发生器燃料阀.此时,两阀打开的时差直接影响发生器点火温度.图 5 给出了两阀打开时差分别为 0.15、0.20 s 和 0.30 s 时,发动机起动过程中主涡轮转速 n_t 和发生器温度 T_{gg} 的仿真结果.

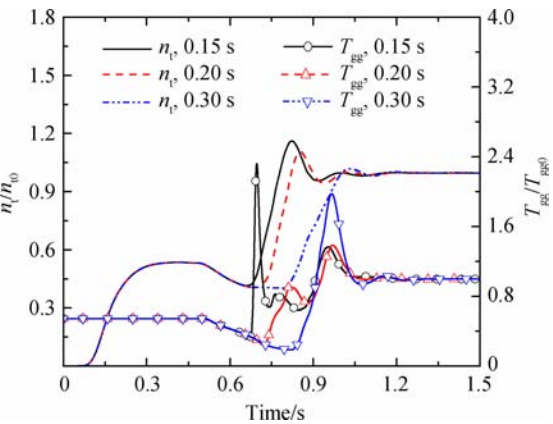


图 5 氧阀与发生器燃料阀打开时差对起动过程的影响
Fig. 5 Influence of main valve opening time difference of gas generator on start-up procedure

由图 5 可知,发生器燃料阀打开越早,发生器越早点火,点火时发生器内积存的氧化剂越少,火温度峰值越大,涡轮泵转速超调量越大;推迟发生器燃料阀打开时间(即延长两阀打开时差),即推迟了发生器的点火时间,致使起动过程中起动涡轮和主涡轮接力时涡轮泵剩余功率不足,发动机起动加速减缓,此外,发生器点火时积存的氧化剂多,点火冲击大.

2) 推力室燃料阀开启时间的影响

推力室燃料阀打开后,煤油首先充填主阀后的腔道.在燃料进入燃烧室开始燃烧后,推力室压力迅速增加.显然,推力室的建压时间取决于燃料主阀的打开时间以及阀后腔道的充填时间.图 6 为不同推力室燃料主阀打开时间下,涡轮转速 n_t 和燃烧室压力 p_c 随时间的变化.

可以看出,推力室燃料阀打开越晚转速超调就越大,其中原因有两个方面:其一是燃料阀打开晚,推力室建压亦晚,涡轮压力大,此时涡轮功率大;其二是燃料阀打开晚,流经燃料一级泵的流量为小流量,泵消耗的功率减小.此外,通过 $T_t - 0.05$ s 和 T_t 燃料阀打开时间的曲线可以发现:虽

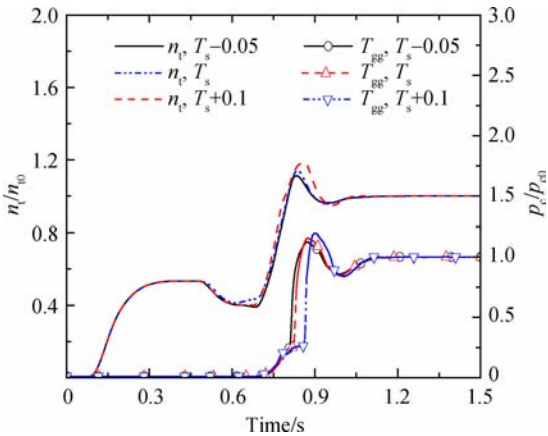


图 6 推力室燃料阀主阀开启时间对起动过程的影响
Fig. 6 Influence of variable opening time of thrust fuel valve on start-up procedure

然燃料阀打开时间相差 0.05 s,但推力室建压时间只相差 0.02 s,这是由于在发生器未点火建压前,涡轮转速、一级泵后压力不高,推力室容腔的充填过程比较缓慢.

5 结 论

本文在建立补燃循环液氧煤油发动机瞬变过程数学模型的基础上,应用谱方法进行高效数值求解技术,基于 Modelica 语言/MWorks 平台工具,开发了一套实用的液体火箭发动机瞬态特性模块化通用仿真软件.利用开发好的软件平台,对补燃循环液氧煤油发动机强迫起动过程进行了仿真计算,结果表明:

- 1) 发动机瞬变过程仿真模型的计算结果与实测数据吻合较好,验证了发动机仿真模型库以及基于该模型库中的组件模型搭建的发动机瞬变过程仿真模型的有效性.
- 2) 火药起动器工作时间应持续到发生器点火后,但不宜过长,工作时间过长会导致起动超调量大.
- 3) 为防止发生器点火温度峰过高,发生器氧化剂阀和燃料阀打开时差应保证发生器氧头腔充满液氧后点火.时差小,发生器点火时积存的氧化剂少,点火温度峰高;时差过大,发生器点火时积存的氧化剂多,点火冲击大.
- 4) 推力室燃料阀打开时间应保证发动机工况达到一定高度,但不宜过晚,过晚会导致较大的起动超调量.

参考文献:

[1] 格列克曼.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.

[2] 刘红军.补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究[D].西安:航天工业总公司第十一研究所,1998.
LIU Hongjun. Investigation on static characteristics and dynamic response characteristics of staged combustion cycle rocket engine[D]. Xi'an: The 11th Research Institute of China Aerospace General Corporation, 1998. (in Chinese)

[3] Seymour D C, Martin M A, Nguyen H H, et al. Transient mathematical modeling for liquid rocket engine systems: methods, capabilities, and experience [R]. Tennessee, USA: 15th International Symposium on Space Propulsion Chattanooga, 2003.

[4] Durteste S. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine[R]. AIAA-2007-5531, 2007.

[5] Ogawara A, Koganezawa T, Watanabe D. Progress in rocket engine simulations in MHI[R]. Okinawa, Japan: 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011.

[6] Kurosu A, Yamanishi N, Ogawara A, et al. Study of next booster engine LE-X in JAXA [R]. AIAA-2006-4700, 2006.

[7] 张小平,丁丰年.富氧补燃循环发动机启动过程[J].推进技术,2004,25(1):82-85.
ZHANG Xiaoping, DING Fengnian. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 82-85. (in Chinese)

[8] 刘红军,张恩昭,董锡鉴.补燃循环发动机启动特性仿真研究[J].推进技术,1999,20(3):5-9.
LIU Hongjun, ZHANG Enzhao, DONG Xijian. Start-up simulation of a liquid propellant staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 5-9. (in Chinese)

[9] 尘军,王珩.系统动态仿真技术在高压补燃氢氧发动机研制中的应用[J].导弹与航天运载技术,2002(5):29-35.
CHEN Jun, WANG Hang. The application of system dynamic simulation technology to the development of LOX-LH₂ staged combustion rocket engine [J]. Missiles and Space Vehicles, 2002(5): 29-35. (in Chinese)

[10] 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[J].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[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 401-405. (in Chinese)

[11] Wylie E B, Streeter V L. Fluid transient in systems[M]. Endlewood Cliffs, US: Prentice Hall, 1993.

[12] Guo B Y. Spectral methods and their applications[M]. Singapore: World Scientific, 1998.

[13] Huang W Z, Sloan D M. The pseudo-spectral method for solving differential eigenvalue equations [J]. Journal of Computational Physics, 1994, 111(2): 399-409.

[14] Ma H P, Li H Y. Super spectral viscosity method for nonlinear conservation laws[J]. Journal of Shanghai University: English Edition, 2006, 10(1): 9-14.

[15] Sarra S A. Chebyshev super spectral viscosity method for a two-dimensional fluidized bed model[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2002(4): 1-18.

[16] Beliaev E N, Chevanov V K, Chervakov V V. Mathematical modeling of working processes of liquid propellant rocket engines[M]. Moscow, Russia: MAI Publications, 1999.

[17] Tiller M M. Introduction to physical modeling with modelica[M]. Holland: Kluwer Academic Publishers, 2001.

[18] ZHOU Fanli, CHEN Liping, WU Yizhong, et al. MWorks: a modern IDE for modeling and simulation of multidomain physical systems based on modelica[R]. Vienna, Austria: Proceedings of the 5th International Modelica Conference, 2006.

(编辑:秦理曼)