

液体火箭发动机一种通用模块化仿真方法^{*}

魏鹏飞, 吴建军, 刘洪刚, 陈启智

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为了研制一种较为通用的液体火箭发动机工作过程的仿真软件, 依据模块化建模思想, 建立发动机各组件的 Simulink 仿真模块。根据发动机系统中各组件之间的参数信号传递关系, 连接各模块的相应输入输出端口即形成整个发动机系统的仿真模型。对某型发动机的起动过程进行仿真计算, 结果表明这种模块化的建模仿真方法易操作, 较通用。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 模块化设计; 仿真模型; 数值仿真

中图分类号: V434.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 02-0147-04

Investigation of a general module simulation method for liquid propellant rocket engines

WEI Peng-fei, WU Jian-jun, LIU Hong-gang, CHEN Qi-zhi

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract According to module modeling requirements, the components and the parts in a liquid propellant rocket engine (LRE) were classified firstly. Then, the simulation blocks of LRE components and parts based on MATLAB Simulink were constructed, which can be used to develop a universal simulation software for LRE dynamic characteristics study. Based on the parameter signal transfer relations between LRE components and parts, the LRE simulation model can be set up by connecting the corresponding LRE component input and output ports. The startup process of a certain LRE was simulated. The results show that this simulation method is effective, easier to operate, and more general.

Key words Liquid propellant rocket engine; Modularized design; Simulation model; Numerical simulation

1 引 言

液体火箭发动机动态过程的模块化建模与通用性仿真研究还处于初步阶段, 文献 [1] 应用 ROCETS 仿真软件建立液体火箭发动机模型并进行瞬态性能的仿真, ROCETS 是通过元件模块的函数调用来实现其通用性的, 因此在模拟与仿真发动机系统时, 需要进行复杂繁琐的接口信号定义。文献 [2] 依据模块化建模思想, 基于 Simulink 建立的发动机动态特性通用仿真软件, 在组合发动机系统时根据所仿真的对象将相互关联的部件集成为一个组合件模型, 没有明确定义模块的输入输出端口, 不便于移植于其他发动机

上。文献 [3, 4] 基于 C++ 语言开发的发动机动态特性仿真软件, 在开发与构模时比较复杂。

为了研究一种较为通用的发动机工作过程仿真软件, 本文分析了发动机各组件的数学模型及其仿真方法, 基于 Simulink 建立发动机各主要组件的仿真模块, 开发了具有通用性的液体火箭发动机工作过程仿真模块库 LRESim。通过对某发动机起动过程的仿真计算, 结果表明建模过程简单明了, 可操作性强。

2 液体火箭发动机的模块化建模与仿真方法

由于构成液体火箭发动机的同类组件结构与功

^{*} 收稿日期: 2004-05-09 修订日期: 2004-10-26。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50276068)。

作者简介: 魏鹏飞 (1975—), 男, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机系统分析、减损与延寿控制技术。

Email: nudwp@hotmail.com

能的相似性,因此其数学描述在形式上具有一致性。根据模块化建模思想^[2,3,5],要求所划分的模块能够完成独立的物理功能且具有数学独立性,且模块需具有明确的边界和接口,于是可将发动机系统所包含的众多组件分类为:涡轮、离心泵、液体管路、气体管路、燃气发生器、推力室(包含燃烧室与喷管)、燃气导管、调节器和阀等。发动机的每一个组件均可视为具有一定输入输出关系的基本元件模块,其集中参数形式的动态过程数学模型为

$$\begin{cases} \dot{X}/dt = F(t, X, U, D) \\ H(X, Y, U, D) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中 $X = (x_1, x_2, \dots, x_m)^T$ 为模块的状态变量, $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)^T$ 为模块的输出变量,根据具体的模块对象, X 的各分量可能部分或全部包含于 Y , $U = (u_1, u_2, \dots, u_p)^T$ 为模块的输入变量, D 为模块的结构参数,相应的模块元件如图 1 所示。各模块既可作为发动机系统模型的一个有机组成部分,也可单独用于相应部件的动态特性研究。液体火箭发动机各部件集中参数形式的数学模型见文献[2,5]。

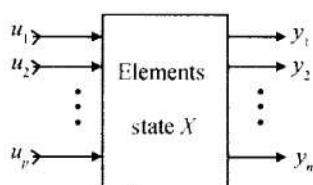


Fig 1 Sketch of basis LRE component module

进行模块的仿真计算时,首先为其结构参数 D 赋值,并给定初始状态 $X(t_0)$ 以及输入参数 U ,则计算式(1)中的微分方程得到 t_0 时刻状态变量 X 的微分值,然后通过积分算法求得 $X(t_0 + \Delta t)$,并以此值更新状态变量,带入式(1)中的代数方程求解得到 $t_0 + \Delta t$ 时刻的输出变量 $Y(t_0 + \Delta t)$,如此循环求解即可。

3 LRESim 模块库的构建

MATLAB Simulink 是一种图形化仿真程序开发工具,基于 MATLAB 提供的科学与工程计算环境,可以方便地进行大型复杂的工程系统仿真计算,借助 MATLAB 其他工具箱,同时可对仿真结果进行显示、分析以及拓展研究内容,并且 MATLAB 中提供的 GUI 功能可以完成人机交互式仿真界面的设计。综合上述功能,可以在较短的时间内花费较少的情况下编制出比较完美的大型复杂工程系统的仿真软件。在进行液体火箭发动机动态特性仿真研究时,其所具有的高可靠性、可操作性以及便于开发性可使这项非

常繁复、艰难的工作比较容易地实现。

利用 Simulink 提供的数学运算、信号组合、连续微积分、输入输出端口、查表以及子系统等各种功能模块,依据模块化仿真思想,分别建立液体火箭发动机组件的仿真模块,下面以燃烧室为例,阐述液体火箭发动机各部件 Simulink 仿真模块的构建过程。考虑燃烧室的集中参数形式的数学模型,燃烧室中积存的燃气质量 m_g 的变化率

$$\dot{m}_g/dt = \dot{m}_{gi} + \dot{m}_{lo} + \dot{m}_{lf} - \dot{m}_{ge} \quad (2)$$

燃烧室中燃气混合比 Km 的变化率

$$\frac{dKm}{dt} = (1 + Km)(\dot{m}_o - Km \times \dot{m}_f) \frac{RT}{VP} \quad (3)$$

燃烧室中燃气热值 RT

$$RT = RT(Km) \quad (4)$$

燃烧室中压强 P 的变化率

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT}{V} \frac{dm_g}{dt} + \frac{P}{RT} \frac{dRT}{dt} - \frac{P}{V} \frac{dV}{dt} \quad (5)$$

燃烧室出口燃气流量 $\dot{m}_{ge}$

$$\dot{m}_{ge} = \begin{cases} \frac{WAP}{\sqrt{RT}} \sqrt{\left| \frac{2}{k+1} \right|^{\frac{k+1}{k-1}}} & \left| \frac{P_c}{P} \right| \leq \left| \frac{2}{k+1} \right|^{\frac{k+1}{k-1}} \\ \frac{WAP}{\sqrt{RT}} \sqrt{\frac{2k}{k-1}} \left| \frac{P_c}{P} \right|^{\frac{2}{k}} - \left| \frac{P_c}{P} \right|^{\frac{k+1}{k}} & \left| \frac{P_c}{P} \right| > \left| \frac{2}{k+1} \right|^{\frac{k+1}{k-1}} \end{cases} \quad (6)$$

式中 $\dot{m}_{gi}$ 为进入燃烧室的气体流量, $\dot{m}_{lo}$ 为进入燃烧室的液体氧化剂流量, $\dot{m}_{lf}$ 为进入燃烧室的液体燃料流量, $\dot{m}_o$ 为燃烧室内氧化剂的质量变化率, $\dot{m}_f$ 为燃烧室内燃料的质量变化率, V 为燃烧室容积, W 为燃烧室的出口流阻, k 为燃烧室内气体的多方指数, P_c 为燃烧室出口压强。

在构建燃烧室仿真模块时,输入变量为进入燃烧室的液体燃料流量 $\dot{m}_{lf}$, 进入燃烧室的液体氧化剂流量 $\dot{m}_{lo}$, 进入燃烧室的气体流量 $\dot{m}_{gi}$, 入口燃气混合比 Km_g 与出口压强 P_e , 输出变量为燃烧室内燃气混合比 Km , 压强 P , 燃气热值 RT 与出口燃气流量 $\dot{m}_{ge}$ 。初始化参数为出口流阻 W , 涡轮反力度、燃烧室容积 V , 混合比插值数组、燃气热值插值数组与绝热指数

插值数组,在确定了模块的输入输出以及初始化参数后,通过调用 Simulink 模块库中的相应计算模块模拟式 (2) ~ 式 (6) 所表示的功能,即可得如图 2 所示燃烧室的 Simulink 仿真模块。再将该模型封装为子系统,并编辑封装参数即可得到燃烧室的 Simulink 仿真模块。其它模块的建立方法及过程与该模块相同。

在得到液体火箭发动机各部件的 Simulink 仿真模块后,通过平台软件提供的组建模块库功能,将各部件模块集成到液体火箭发动机工作过程通用化仿真模块库 LRESim 中。

4 实例仿真分析

在液体火箭发动机的工作过程中,在短暂的时间内,发动机由零工况转移到额定工况,随后保持在额定工况稳定工作。发动机的起动过程是一个高度非线性动态过程,在此过程中,发动机各性能参数变化的幅度大、速率快。国内外大量的研制实践已经证明:液体火箭发动机工作过程中发生的故障,绝大多数发生在起动阶段。因此,进行起动过程的仿真研究具有重要意义。为了验证所开发的液体火箭发动机工作过程通用仿真软件 LRESim, 特对某型发动机的起动过程进行仿真研究。

依据发动机的系统原理图,调用相应的仿真模块,并对初始化参数赋值,根据实际系统各部件之间

的信号传递关系,连接各模块的输入输出端口,构成发动机系统的仿真模型,如图 3 所示。在发动机起动过程中,各阀门的开启时序决定了发动机是否能够顺利平稳地起动,因此,在仿真过程中,考虑了氧化剂与燃料阀门的五种不同的开启时序。仿真求解器的相关参数设定如表 1 所示。

经仿真计算所得到的某发动机起动过程的燃烧室压强与主涡轮转速 N 的瞬态响应如图 4 5 所示,图中给出的是该发动机的氧化剂与燃料阀门在五有不同的开启时序情况下的仿真结果,与相应的研究结果吻合较好,验证了 LRESim 软件的可用性。其中,稳态工况下的燃烧室压强的仿真值与设计值的相对误差不超过 4%,与试车结果的相对误差不超过 3%;而主涡轮转速的仿真值与设计值的相对误差不超过 1%,与试车结果的相对误差不超过 7%,由于模型参数与实际发动机参数未能完全吻合,故造成上述误差。

5 结 论

本文根据模块化建模思想,探讨了液体火箭发动机部件及子系统的建模及其仿真方法;基于 Simulink 平台软件,建立了液体火箭发动机各主要部件及子系统的仿真模块,开发出液体火箭发动机动态过程仿真模块库 LRESim。针对液体火箭发动机起动过程的仿真研究结果表明,该方法的建模过程简单明了,所建

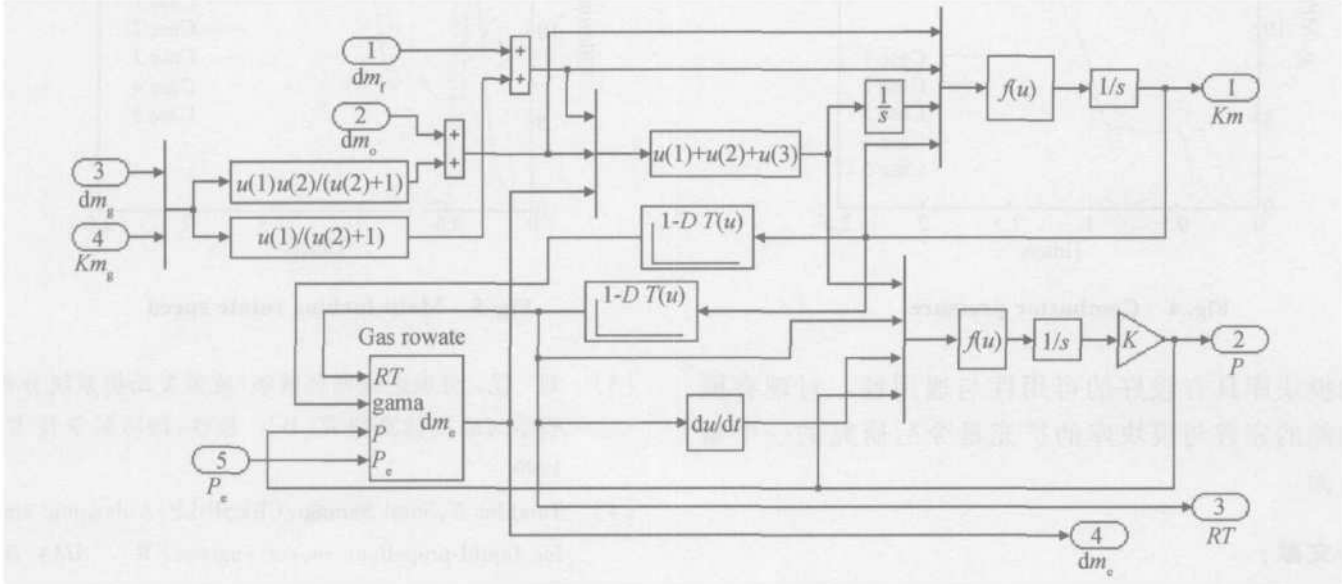


Fig 2 Simulink simulation model of combustion chamber

Table 1 Simulation solver parameters setup

Simulation time	Solver options	Simulation step size			Error tolerance		Other options
		M in step size	Max step size	Initial step size	Relative tolerance	Absolute tolerance	
2.5s	Variable-step ode45	Auto	10 ⁻³	Auto	10 ⁻³	Auto	Defaults

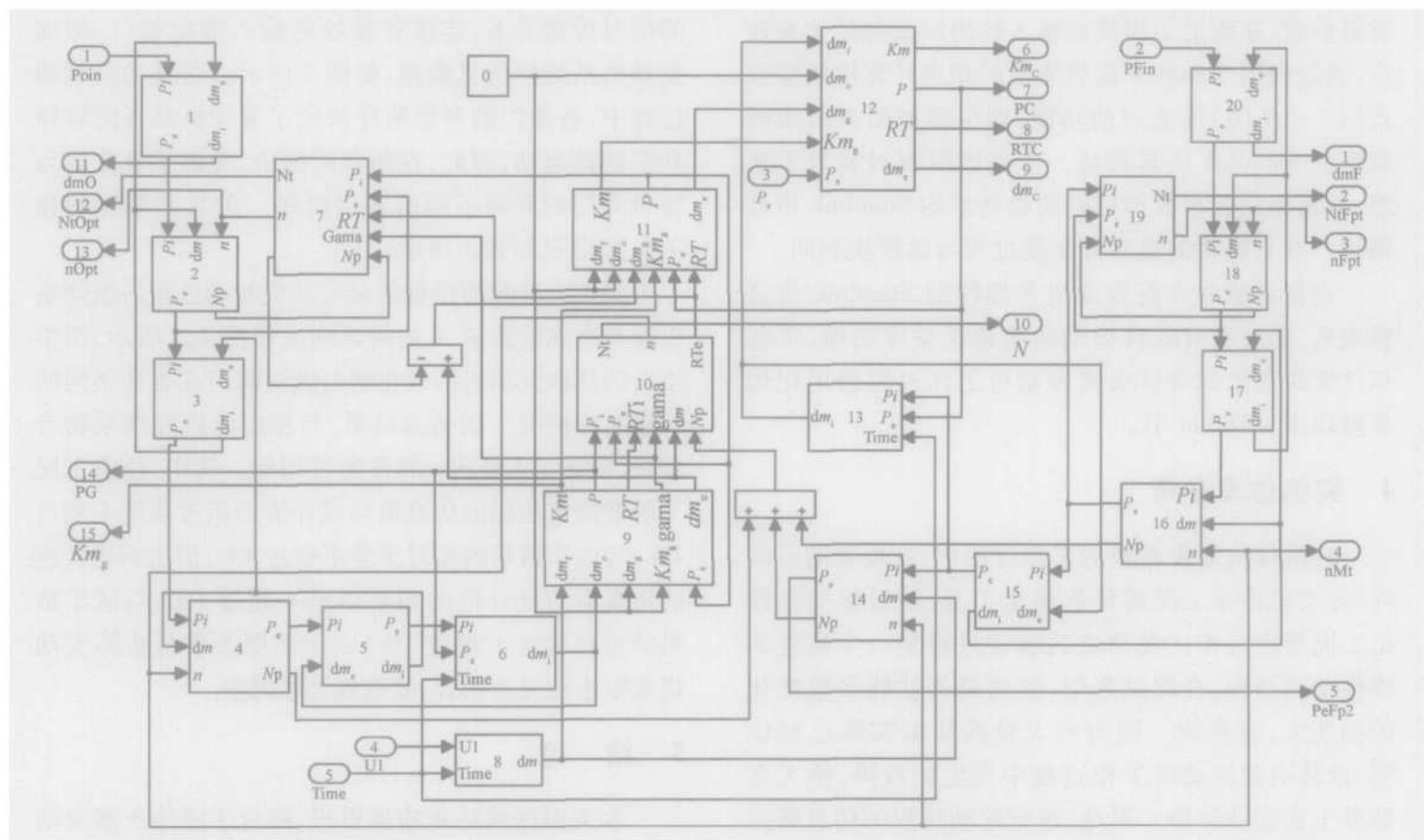


Fig 3 LRE simulation model

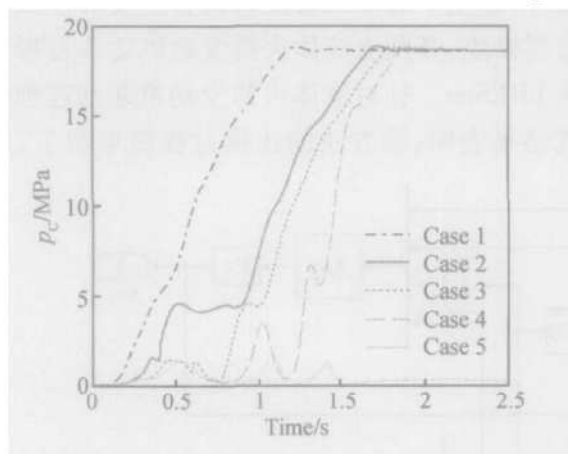


Fig 4 Combustor pressure

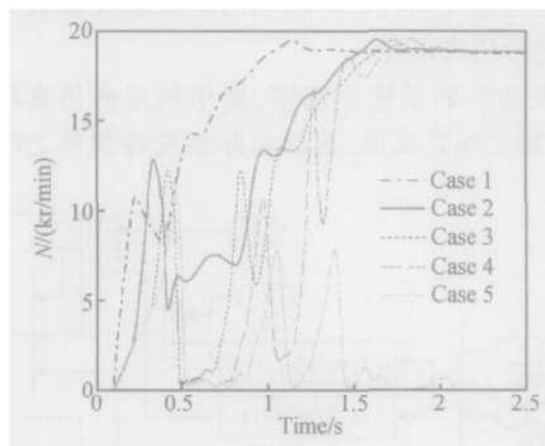


Fig 5 Main turbine rotate speed

立的模块库具有较好的可用性与通用性。对现有模块功能的完善与模块库的扩充是今后研究的一个重要方面。

参考文献:

- [1] Binder M P. An RL10A-3-3A rocket engine model using the rocket engine transient simulator (ROCETS) software [R]. AIAA 93-2357.
- [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.

- [3] 刘 昆. 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 1999.
- [4] Tarafder A, Sunil Sarangi CRESO-LP: A dynamic simulator for liquid-propellant rocket engines [R]. AIAA 2000-3768.
- [5] 契万诺夫. 液体火箭发动机工作过程的数学模拟[M]. 西安: 航天工业总公司第十一研究所, 2000.

(编辑: 梅 瑛)