

基于EASY5的液发系统建模 与仿真可行性研究

李莹, 潘宏亮, 秦飞, 魏祥庚

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要: 为在方案设计和系统性能估算阶段, 对液体火箭发动机进行方便快捷的系统研究, 基于MSC.EASY5仿真平台, 采用模块化建模思想, 建立了液体火箭发动机系统工作过程主要组件的仿真模型, 通过Fortran/C等自编程序与EASY5链接, 进一步扩展了模型元件范围, 并扩充了流体种类, 使其适用于液体火箭发动机的研究, 并根据发动机循环方式, 搭建液体火箭发动机系统模型。为验证模型的正确性, 针对RD-170发动机系统建立系统模型, 并进行稳态点仿真计算, 仿真结果与已有资料相符合, 且仿真快速便捷, 仿真结果精度高。以上结果表明, 本文建模与仿真方法具有较强的实用性。

关键词: 液体火箭发动机; EASY5; 模块化建模; 仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0070-06

Feasibility study on EASY5-based modeling and simulation of liquid rocket engine

LI Ying, PAN Hong-liang, QIN Fei, WEI Xiang-geng

(Key Laboratory of Combustion, Thermal Structure and Internal Flow Field,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the MSC.EASY5 platform, the simulation models of main components in the operation process of liquid rocket engine were developed to improve the analysis ability in the steps of project design and system performance estimation. By linking the Fortran or C code with EASY5, the component models and fluid types were extended further to make them applied to the study of liquid rocket engine. The system model of the liquid rocket engine were established according to the circulation way of the engine. The system model of RD-170 engine was built and simulating calculation of steady-state points was conducted to validate the correctness of the models. The simulation result coincides with the available materials. The simulation accuracy is high. The results show that the modeling and simulation methods are practical. It will provide a reference for project

收稿日期: 2014-09-13; 修回日期: 2014-10-29

作者简介: 李莹 (1989—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统

design and performance estimation of liquid rocket engine with continuous efforts of improving the models.

Keywords: fluoroplastic capsule; fracture mechanism; anti-crack performance

0 引言

液体火箭发动机由推力室组件、推进剂供应与控制系统、涡轮驱动系统、控制器系统和发动机总装元件组成^[1], 组件间相互关联, 相互影响, 变化规律复杂。在液体火箭发动机设计过程中, 性能仿真、参数优化、变工况分析已经成为必不可少的研究环节。然而, 单独设计、模拟各个组件的性能、工况, 不仅工作量巨大, 缺乏实际可操作性, 而且会造成误差累积, 导致最终得到的结果与实际有较大偏差。因此, 在火箭发动机方案论证和系统性能估算方面, 使用简便、精确的系统仿真工具可以达到事半功倍的效果。

国外对液体火箭发动机建模与仿真的研究已经逐步成熟, 开发的通用仿真软件已应用到诸多飞行器模拟与实验中。20 世纪 80 年代, Pratt & Whitney 公司开发了火箭发动机瞬态仿真软件 ROCETS^[2], 根据集中参数和准稳态关系建立元件模型, 并建立了辅助求解元件模型的子程序模型。NASA 刘易斯航天研究中心利用该软件建立了 RL10 发动机系统仿真模型, 利用地面试验和飞行数据对软件进行校核。Space Works Engineering Inc.(SEI)公司基于 C++ 语言开发的 RED-TOP-2 软件^[3], 可进行发动机性能分析、质量、成本和可靠性预估, 应用在空间运输系统的概念和预研设计中。美国宇航局高级工程环境(AEE)计划在 SLI/NGLT RLV 项目中, 利用这一工具开展了许多飞行器的研究。

国内液体火箭发动机建模与仿真技术一直在不断完善。陈杰基于集中参数法得到了液体火箭发动机静态特性通用计算方法^[4]。刘昆等考虑到供应系统的分布参数特性, 提出管路-体积模块化分解方法, 自主开发了分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统瞬态变化过程的模块化建模与仿真软件(LRETMMSS)^[5], 该软件可方便地计算发动机组件及系统的动态特性。张黎辉等基于特征线

法开发了液体火箭推进系统的静动态仿真分析软件^[6]。重新编写仿真软件, 周期长, 工作量巨大, 研究者多是在其他软件基础上搭建或开发模型。刘红军、魏鹏飞等建立发动机各组件的 Simulink 仿真模块^[7-8], 根据参数传递关系形成系统动态仿真模型, 但在处理双向信号时存在困难。北京航空航天大学运用 AMESim 中的 AMESet 平台二次开发液体火箭发动机系统通用仿真模块库, 能对不同类型的发动机系统进行动态特性仿真^[9], 但在二次开发时需考虑数学模型, 并进行复杂的程序编写。

随着商业软件的兴起, 图形化建模工具的应用领域不断拓展。MSC.EASY5 (以下简称 EASY5) 作为一套面向控制系统和多学科动态系统的综合性仿真软件, 开发了热和液压、气动、燃料及控制等丰富的专业部件库, 不需要推导数学模型, 可将用户搭建的图形化系统模型转化成相应的 Fortran 或 C 代码, 并编译成可执行文件, 同时具备强大的二次开发功能, 已应用到航空航天、汽车及机械等领域。其液压、气动库部件包含了大部分液体火箭所需要的部件, 尤其是该软件平台源于波音公司研发部门, 元件数学物理方程模型所含的参数经过大量验证, 奠定了元件模型高置信度基础。此外 EASY5 的强大数学求解与系统控制分析功能大大降低了仿真研究工作量, 本文探索将 EASY5 仿真框架应用于液体火箭发动机系统仿真, 补充完善部分元件, 研究用于液体火箭发动机系统仿真的可行性。

1 模型建立

本文基于模块化建模的思想, 搭建液体火箭发动机系统模型。模块化建模的原则^[9]: 所划分的模块具有数学独立性且能完成独立的功能; 模块具有明确的边界和接口; 模块按部件进行划分。根据上述划分原则, 液体火箭发动机可分为以下典型部件: 推进剂贮箱、管路、离心泵、涡

轮、阀门、喷注器、燃气发生器（或预燃室）、燃烧室及喷管等组成。对泵压式火箭发动机系统进行分析、简化，可将供应系统模型分为以下几个子模型：推进剂模型、涡轮泵模型、调节器模型、燃烧模型、管路模型和分流器模型，并分别进行建模。依据发动机循环方式，调用各组件模块，并根据各部件数据传递关系建立不同构型的发动机系统，提高仿真软件的通用性。

1.1 推进剂模型

常用的液体火箭推进剂有：液氢、液氧、四氧化二氮、硝酸、肼类、煤油等。EASY5 流体库中包含 22 种流体，可用于液体火箭发动机推进剂组元的仅有燃油 JP4 和 JP8。软件自带的流体明显不能满足液体火箭发动机的需要。而 EASY5 自带的高级建模功能，可实现流体库的扩充。

以液氧为例，液氧在低温高压下，其物性参数随温度、压力变化明显，忽略此变化会影响模型的准确性。由以下公式拟合液氧密度方程，根据氧的物性参数表，利用最小二乘法拟合系数 a_i ($i, j=0, 1, 2$)。

$$\rho = (a_{00} + a_{01}T + a_{02}T^2) + (a_{10} + a_{11}T + a_{12}T^2)p + (a_{20} + a_{21}T + a_{22}T^2)p^2$$

液氧动力黏度、定压比热、热传导系数、焓及比热比等物性参数均按以上方法得到物性方程和拟合系数。

根据所得公式，用 Fortran 语言编译方程，

定义推进剂编号，生成 EASY5 可编译文件，计算时连接并调用。其他推进剂按此种方法进行扩充，可大大提高模型的精度。同理也可以对气图库进行种类扩充。

1.2 涡轮泵模型

软件中离心泵、涡轮部件要求输入相应的特性列表。

一般根据模型泵结构和额定工况计算泵扬程特性方程和功率特性方程^[1]。为充分考虑泵的结构对性能的影响，本文根据额定工况点扬程、流量等参数，设计泵的主要结构尺寸，计算泵特性，实现泵特性曲线快速预估^[10]，得到非设计点下泵的特性曲线。建模时用 Fortran 语言编写泵特性插值程序，生成 obj 文件，在运行时调用。

涡轮的工作特性根据稳态通用特性曲线来近似，包括流量特性和效率特性曲线，表现为折合流量、效率 η 、落压比 π 及折合转速 N/\sqrt{T} 4 个参数。在落压比、折合流量和折合转速 3 个参数中，任 2 个参数确定，涡轮便有一个确定的工作状态。流量特性和效率特性曲线均由二维插值表得到。

涡轮泵系统由燃气涡轮、离心泵和转子组成。泵和涡轮具有惯性力，为建立其动态过程，需添加 shaft 部件（即转子）。转子传递转速和力矩，等转速下根据功率平衡连接泵和涡轮的结构图如图 1 所示。

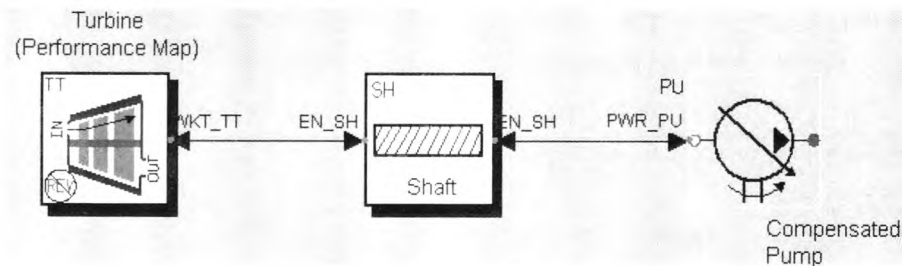


图 1 涡轮泵模型

Fig. 1 Model of turbopump

转子的动态模型由动量方程确定：

$$\frac{\pi}{30} \frac{dn}{dt} = \frac{1}{J_{TP}} (T_T - T_{P1} - T_{P2} - \cdots - T_R)$$

式中： J 为涡轮泵的转动惯量； T_T 为涡轮力矩；

T_R 为涡轮所带动的离心泵力矩； i 为离心泵个数。

1.3 调节器模型

EASY5 液压库中包含有节流元件（orifice）、容腔元件（volume and accumulator）和阀类元件

(valve), 如单向阀、提升阀、溢流阀及伺服阀等, 这些元件或可直接应用, 或通过组合方式与反映容腔效应的元件联合, 建立功能各异的调节阀。以补燃循环火箭发动机为例, 推力调节器用来改变预燃室燃料流量 (即氧燃比), 从而改变驱动涡轮的燃气做功能力, 实现推力调节和工况稳定。推力调节器设计为节流阀加压差补偿串联结构, 在 EASY5 建模时, 如图 2 所示, 元件 VM 表示节流阀, 其开度大小由作动执行机构将开度

调节到位, 代表 1 个确定工况。2 个容积元件 VX, VX2 表示节流阀 VM 前后的容积变化, 反映节流阀前后压力变化, 其作用力分别通过力转换 CD, CD2 元件施加到压差补偿阀芯 VM2 上, 同时 PM 元件反映补偿阀芯惯性及摩擦因素。任何干扰因素破坏了补偿阀芯力平衡时, 会引起阀芯 VM2 运动, 直至达到作用力重新平衡, 阀芯位于新平衡位置。OA 将阀芯位置转换成其节流面积。

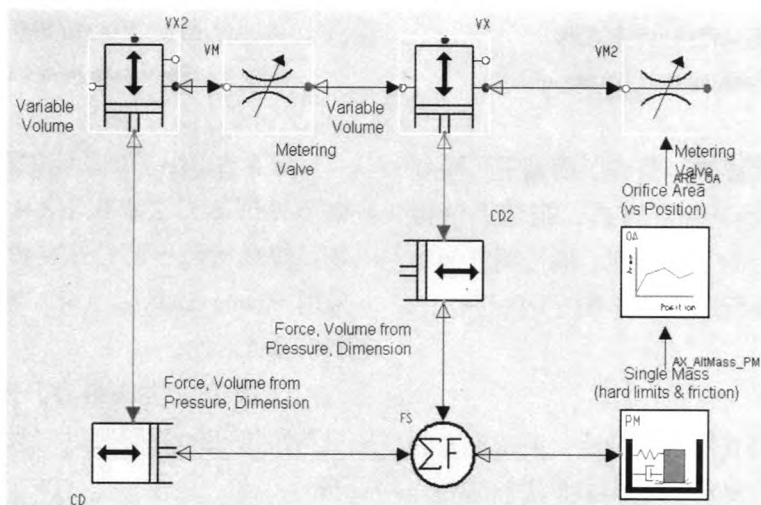


图 2 推力调节器模型

Fig. 2 Model of thrust regulator

1.4 反应器模型

反应器用以描述燃烧区的燃气压力、组元比的动态变化过程。反应器模型包括：燃气发生器或预燃室及燃烧室模型。且影响燃气特性的主要参数是反应器的混合比。由于软件中自带的绝热化学平衡反应过于简单, 不能用于液体火箭发动机复杂的燃烧过程。因此可通过以下 2 种方法进行反应器的建模：一是直接嵌入热力计算的 C 语言程序；二是由热力计算软件计算出相应压力时各混合比下的燃烧温度, 采用线性插值的方式计算燃气热力特性。本文采用第二种方法得到预燃室和燃烧室的模型。

1.5 管路模型和分流器模型

液体火箭发动机管路大多工作在湍流状态, 要充分考虑压力、温度对流体密度、运动黏度及比热等的影响。在起动、关机时管道存在水击问题, 此时必须考虑流体瞬时动量和连续性, 采用 PB 组件。

对于推进剂组元存在分叉流动的情况, 可直接应用分流器 (splitter) 元件。

1.6 推力室模型

包含反应器和喷管 2 个元件。EASY5 有自带的喷管元件模型, 分收敛型和拉伐尔型。

2 模块封装

各部件模型准备完毕后, 可运用 FORTRAN 或 C 代码方便地创建用户自定义部件库, 创建部件的主要步骤有:

- 1) 编辑部件图标, 确定端口类别;
- 2) 定义输入、输出及变量;
- 3) 在程序框中编写相应的 FORTRAN 或 C 程序;
- 4) 测试仿真部件。

建立的用户自定义库如图 3 所示, 其中: CC 为推力室组件; CV 为流量调节器组件; GG 为燃

气发生器组件；TS 为涡轮转子组件。其他模型均采用软件已有的部件进行搭建。

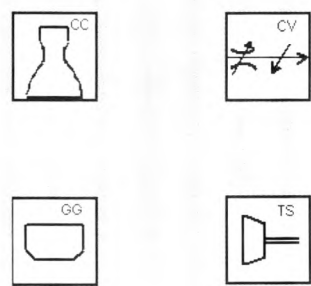


图 3 自定义液体火箭模块库

Fig. 3 User-defined module library of LRE

根据模块化建模思想，将各子模型进行模块封装，并根据发动机的循环方式，搭建系统模型。利用各模块搭建的系统模型，通过调整初始条件和结构参数，进行发动机调节能力的研究。

3 模型验证

为验证此种建模方法的可行性，采用典型的富氧分级燃烧循环发动机 RD-170 进行验证。RD-170 发动机由一体化的液氧、煤油预压涡轮泵，一级液氧泵，两级煤油泵，富氧预燃室，主涡轮及 4 个喷注器 / 推力室等组成。

煤油预压涡轮由煤油一级泵增压后的液体煤油驱动，液氧预压涡轮由流经主涡轮泵的富氧燃气驱动。所有氧化剂均通过预燃室与部分燃料混合，产生的富氧燃气驱动单级涡轮。单台高压涡轮同时供给四个相同的喷注器和推力室。大部分燃料冷却发动机壁面后到推力室头部。

- 计算过程中做以下简化：
- 1) 忽略从气瓶到贮箱推进剂增压输送系统；
 - 2) 未考虑预压子系统，取主泵入口参数作为模型入口参数；
 - 3) 燃料路未添加换热部件，仅考虑压力变化；
 - 4) 管路压降设为常数；
 - 5) 煤油选取软件中自带的 JP-4。
- 初始条件：压力源压力均为 3 MPa。液氧温度 97 K，煤油温度 301 K。

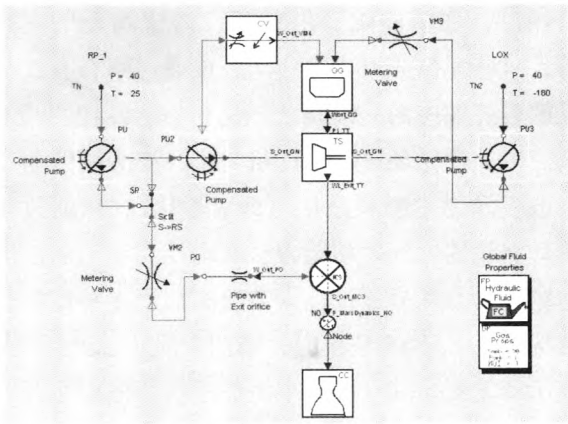


图 4 RD-170 系统仿真模型

Fig. 4 Simulation model of RD-170 system

图 4 为 RD-170 系统仿真模型。通过 EASY5 稳态分析的方法求出 RD-170 在额定点工作参数。仿真结果分别与 RD-170 实际数据及文献^[11]采用 System Analysis (ST) 系统分析方法的计算结果进行对比：

- 1) 仿真获得的推力、比冲及燃气流量数据与发动机实际数据接近（见表 1），误差不超过 2%。
- 2) 部件参数与文献[11]对比（见表 2~ 表 5），两者偏差在 8% 以内。

表 1 推力室参数对比

Tab. 1 Contrast of thrust chamber parameters

单台发动机参数	RD-170	文献	本文	真值误差/(%)
推力/kN	1 814.8		1 779.5	1.9
比冲/(m·s ⁻¹)	3 028		3 024	0.2
流量/(kg·s ⁻¹)	3 028	598.75	588.03	1.7

表 2 液氧泵参数对比

Tab. 2 Contrast of oxygen pump parameters

参数	文献	本文	偏差/(%)
泵出口压力/MPa	54.827	52.066	5.0
流量/(kg·s ⁻¹)	1 757.22	1 708.14	2.8
轴总功/MW	108.1	108.6	0.5
效率	0.740	0.73	0.8

表 3 煤油一级泵参数对比

Tab. 3 Contrast of primary kerosene pump parameters

参数	文献	本文	偏差/%
泵出口压力/MPa	44.076	42.387	3.8
流量/(kg·s ⁻¹)	772.72	704.62	8.8
轴总功/MW	53.15	50.02	5.9
效率	0.740	0.739	0.1

表 4 煤油二级泵参数对比

Tab. 4 Contrast of second-order kerosene pump parameters

参数	文献	本文	偏差/%
泵出口压力/MPa	62.001	61.506	0.8
流量/(kg·s ⁻¹)	33.07	34.67	4.8
轴总功/MW	0.9 925	0.989 9	0.3
效率	0.740	0.725	2.0

表 5 涡轮参数对比

Tab. 5 Contrast of turbine parameters

参数	RD-170	文献	本文	偏差/%
涡轮入口压力/MPa	-	51.24	47.95	6.4
涡轮出口压力/MPa	-	27.83	27.00	3.0
轴转速/rpm	14 600	-	14 245	-
流量/(kg·s ⁻¹)	-	1 800	1 743	3.2
涡轮前温度/K	790	772	786	1.8

因为没有部件工作参数的准确数据, 本文采取与现有文献[11]对照部件仿真结果。从表 2~ 表 5 可看出, 具体部件仿真结果与文献[11]结果比较一致, 在某些参数上偏差较大, 如煤油一级泵流量偏差达 8.8%。尚不好进行原因分析。考虑到推力室仿真结果与发动机实际数据接近, 误差不超过 2%, 因此, 本文建模与仿真方法可以作为液体火箭性能预估及方案设计的辅助工具。

4 结束语

基于 EASY5 仿真平台, 封装了液体火箭发动机仿真的元件模型, 搭建富氧分级燃烧系统并与 RD-170 在稳态点下的数据进行对比, 论证了该方法进行液体火箭发动机系统仿真的可行性, 可望作为发动机方案论证和系统设计的仿真工具并通过实际应用不断修正完善。

参考文献:

[1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

[2] BINDER M. An RL10A-3-3A rocket engine model using the rocket engine transient simulator (ROCETS) software, AIAA 1993-2357 [R]. USA: AIAA, 1993.

[3] BRADFORD J E, CHARANIA A, GERMAIN B S. RED-TOP-2: rocket engine design tool featuring engine performance, weight, cost, and reliability, AIAA 2004-3514[R]. USA: AIAA, 2004.

[4] 陈杰. 航天运载器液体火箭推进剂发动机机构型分析[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 1991.

[5] 刘昆, 张育林, 程谋森. 液体火箭发动机系统瞬态变化过程模块化建模与仿真[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 401-405.

[6] 李家文, 张黎辉, 张振鹏. 液体火箭发动机数值模拟的计算模型建立方法[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 363-365.

[7] 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.

[8] 魏鹏飞, 吴建军, 刘洪刚, 等. 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.

[9] 潘辉, 张黎辉. AMESim 软件在液体火箭发动机系统动态仿真上的应用[J]. 火箭推进, 2011, 37(3): 6-11.

[10] VERES J P. Centrifugal and axial pump design and off-design performance prediction, NASA 106745 [R]. USA: NASA, 2010.

[11] 邢继发. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.

[12] MANSKI D, GOERTZ C. Cycles for earth-to-orbit propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 588-604.

(编辑: 马 杰)