

AMESim 软件在液体火箭发动机 系统动态仿真上的应用

潘 辉, 张黎辉

(北京航空航天大学 宇航学院 北京 100191)

摘 要: 根据模块化建模思想和通用仿真要求, 利用 AMESim 中的 AMESet 平台二次开发出了发动机系统通用仿真模块库, 并对不同类型发动机系统的动态特性进行了仿真。研究表明, 建模过程简单明了, 操作性及通用性强。通过计算结果与试车曲线对比, 验证了所采用仿真方法的合理性和正确性。所做的工作为今后液体火箭发动机通用仿真研究打下了良好基础。

关键词: 液体火箭发动机; AMESim; AMESet; 动态特性; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 03-0006-06

Application of AMESim in dynamic characteristic simulation of liquid rocket engine system

PAN Hui, ZHANG Li-hui

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the modular modeling idea and general simulation requirements, a general engine system simulation module library was developed on the basis of the secondary development of the AMESet platform in AMESim. The dynamic characteristic simulation of different types of liquid rocket engine systems was conducted. The research results show that the modeling process is simple and feasible. The correctness and reliability of adopted simulation method were preliminarily validated through comparison of calculated results and testing curves. The research work lays a good foundation for the general simulation of future liquid rocket engine systems.

Keywords: liquid propellant rocket engine; AMESim; AMESet; dynamic characteristic; numerical simulation

收稿日期: 2010-10-19; 修回日期: 2010-12-27

作者简介: 潘辉 (1984—), 女, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机系统

0 引言

液体火箭发动机 (LRE) 系统作为目前运载火箭和航天器的主要动力装置, 是由若干部、组件按照一定方式有机构成的复杂工程系统, 其工作状态直接决定推进系统的性能和可靠性, 因此对发动机系统的工作特性进行计算机仿真研究有重要意义。

早在 20 世纪 80 年代末, 美国马歇尔空间飞行中心开发了火箭发动机瞬态仿真系统 ROCETS^[1], ROCETS 通过一些提示性的语言来实现工程模块和系统之间的集成, 没有条件采用可视化界面, 对于比较复杂系统的仿真显得非常繁琐。法国宇航局和宇航材料研究局于 2000 年开始联合研制开发用于预测液体火箭推进系统瞬态特性的软件 CARINS^[2]。国内对液体火箭发动机系统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 [3] 依据模块化思想建模, 基于 Simulink 的发动机动态特性通用仿真在组合系统模块时, 信号之间的连接要由用户确保一一对应, 并且只能处理单向传递信号, 对流体瞬变过程中大量存在的双向信号 (如倒流) 的处理有困难。文献 [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。

工程系统高级建模和仿真平台 AMESim 是广泛应用于机电、液压、气动等领域的商业化工程软件, 采用基于物理模型的图形化建模方式, 具有丰富的通用标准元件库, 经过优化的智能求解算法, 保证了快捷的运算速度和准确可靠的运算结果, 软件所提供的二次开发功能, 为扩展软件的应用领域提供了现实可能^[5]。借助 AMESim 开发的发动机系统仿真软件, 具有物理直观性强、开发简单、修改方便、可扩展性强、运算速度快等诸多优点, 尤其是所开发的仿真模型能够最大限度地接近真实的物理模型, 这一点是其他发动机系统仿真软件所不能比拟的。

本文依据模块化建模思想, 基于 AMESim 建立了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系统工作过程仿真模块

库, 并对泵压式和挤压式推进系统展开动态过程仿真计算。结果表明这种模块化的建模仿真方法容易操作, 比较通用。

1 模块化建模与仿真

1.1 模块化建模方法

液体火箭发动机系统的结构形式复杂多样, 从简单的挤压式发动机系统到复杂的分级燃烧循环发动机系统等。不管结构形式如何复杂多变, 总是可以看成由大量的属于少数几个典型种类的部件 (或称为模块), 如贮箱、管路、阀门、容腔、离心泵、涡轮、燃烧器 (燃气发生器或预燃室、燃烧室)、喷管、喷注器等所组成, 推进剂和燃气流动过程遵守质量守恒、能量守恒和动量守恒定律, 其状态参数满足热力特性函数关系。因此, 可以根据基本的部、组件的特性建立仿真模块, 按照一定规律和方式将各个仿真模块进行组合, 构成不同类型的发动机系统, 对于不同结构形式的同类部、组件, 可以采用同一模块的方程, 很容易就解决了不同构型下的发动机系统的建模和仿真问题, 提高了仿真的通用性和灵活性, 这就是模块化的建模和仿真的基本思想^[6]。

1.2 AMESim 的仿真模块开发

AMESet 是 AMESim 图形化的二次开发工具, 用户可以根据实际需要, 利用 AMESet 自主开发的元件模型, 极大地扩展了 AMESim 软件的应用领域。AMESet 开发流程的标准化、规范化设计保证用户所开发的模型能够与已有的模型安全地连接。

根据基本元件的结构和输入输出关系, 利用 AMESet 创建元件仿真模型的一般步骤为:

- 1) 设计元件图标, 定义连接端口和端口类型;
- 2) 定义子模型的结构参数、输入变量、输出变量、内部变量等;
- 3) 利用 AMESet 为子模型生成 C 或 FORTRAN 语言代码框架;
- 4) 根据数学模型编写 C 或 FORTRAN 程序模型并导入代码框架;

5) 对子模型进行程序调试, 测试通过并生成标准的说明文档。

2 发动机系统模块库的构建

以发动机系统各组件的动力学模型为基础, 依据模块化仿真思想, 在 AMESet 平台下建立液体火箭发动机组件的仿真模块。下面以燃气发生器为例, 阐述液体火箭发动机系统各组件 AMESet 仿真模块的构建过程。

描述推进剂组元在燃气发生器中的燃烧过程方程, 可以从液体组元及气体产物的质量积累 (\dot{m}_{lox} , \dot{m}_{lf} 及 \dot{m}_g) 与液体推进剂组元燃尽 (\dot{m}_{lox}/τ_{ox} , \dot{m}_{lf}/τ_f 分别为燃烧形成的氧化剂流量和燃料流量) 之间的动态平衡条件导出^[7]。在推导燃气发生器方程时, 不考虑波动方程、混气形成动力学及燃烧不均匀性。方程组为:

1) 液体氧化剂、液体燃料及燃烧产物的质量累积

$$\frac{d\dot{m}_{lox}}{dt} = \dot{m}_{loxin} - \frac{\dot{m}_{lox}}{\tau_{ox}} - \dot{m}_{loxout} \quad (1)$$

$$\frac{d\dot{m}_{lf}}{dt} = \dot{m}_{lf in} - \frac{\dot{m}_{lf}}{\tau_f} - \dot{m}_{lf out} \quad (2)$$

$$\frac{d\dot{m}_g}{dt} = \dot{m}_{gin} + \frac{\dot{m}_{lox}}{\tau_{ox}} + \frac{\dot{m}_{lf}}{\tau_f} - \dot{m}_{gout} \quad (3)$$

式中, τ_{ox} , τ_f 分别为液体氧化剂和燃料的转化时间; \dot{m}_{loxin} , $\dot{m}_{lf in}$ 分别为经喷嘴进入的液体氧化剂和燃料的质量流量; \dot{m}_{loxout} , $\dot{m}_{lf out}$ 分别为气体带走的液体氧化剂和燃料的质量流量。

2) 推进剂的组元比

$$\frac{dK_m}{dt} = \frac{1+K_m}{m_g} \left[\frac{K_{in}}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin} + \frac{\dot{m}_{lox}}{\tau_{ox}} - K_m \left(\frac{1}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin} + \frac{\dot{m}_{lf}}{\tau_f} \right) \right] \quad (4)$$

式中: K_m 为进入燃气发生器的气体 (流量为 \dot{m}_{gin}) 中的推进剂组元比; $\frac{K_{in}}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin}$ 为进入燃气发生器的氧化剂的质量流量; $\frac{1}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin}$ 为进入燃气发生器的气体中的燃料的质量流量。

3) 气腔中燃烧产物的做功能力 RT_i

$$\tau_{stay} \frac{dRT_i}{dt} = RT(K_m, p_i) - RT_i - \alpha \Delta RT \quad (5)$$

式中: $RT(K_m, p_i)$ 为燃烧产物做功能力参数, 由热力计算得到。

4) 气体在燃气发生器中的停留时间 τ_{stay}

$$\tau_{stay} = \dot{m}_g / \dot{m}_g \quad (6)$$

5) 流出燃气发生器的燃气流量

$$\dot{m}_{gout} = \mu A \Gamma(k) \frac{p_i}{\sqrt{RT_i}} q(\lambda) \quad (7)$$

式中: μA 为考虑流场压缩性时, 容腔出口的流通截面积。

6) 气腔中压强

$$\frac{dp_i}{dt} = \frac{RT_i}{V_g} \frac{d\dot{m}_g}{dt} + \frac{p_i}{RT_i} \frac{d(RT_i)}{dt} - \frac{p_i}{V_g} \frac{dV_g}{dt} \quad (8)$$

式中: V_g 为燃气发生器中的气体容积, 且

$$V_g = V^* - \frac{\dot{m}_{lox}}{\rho_{lox}} - \frac{\dot{m}_{lf}}{\rho_{lf}}; \rho_{lox}, \rho_{lf} \text{ 分别为液体氧化剂和}$$

燃料的密度; V^* 为燃气发生器的总容积。

7) 气体容积的变化

$$\frac{dV_g}{dt} = -\frac{1}{\rho_{lox}} \frac{d\dot{m}_{lox}}{dt} - \frac{1}{\rho_{lf}} \frac{d\dot{m}_{lf}}{dt} \quad (9)$$

在 AMESet 中构建燃气发生器仿真模块时, 进入 AMESet 端口编辑窗口, 进行接口变量设置和参数设置。输入变量有: \dot{m}_{loxin} , $\dot{m}_{lf in}$; 输出变量有: p_i , RT_i , \dot{m}_{gout} ; 内部变量有: K_m , $RT(K_m, p_i)$, τ_{stay} , \dot{m}_{lox} , \dot{m}_{lf} , \dot{m}_g , V_g ; 初始参数有:

τ_{ox} , τ_f , V^* 。在定义好输入输出变量和所需参数后, 进入程序编辑界面, 采用 C 或 FORTRAN 语言, 添加计算中所用的数学模型, 经过调试, 完成燃气发生器模块的建立。其它模块的建立方法及过程与该模块相同。分别在 AMESet 平台下建立贮箱、离心泵、涡轮、燃气发生器、燃烧室、流量调节器、管路等发动机元件模块, 组成液体火箭发动机工作过程通用化仿真模块库, 如图 1 所示。

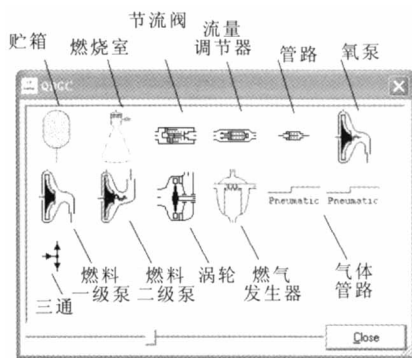


图 1 液体火箭发动机系统模块库

Fig. 1 LRE module library

在建立通用化仿真模块库时, 所采用的数学模型可描述发动机起动、关机及转级工况下各组件的工作过程。只要输入合适的初始参数和结构参数, 可计算参数在大范围工况下变化的情况。另外, 利用该模块库可对不同结构类型的推进系统的动态特性进行仿真, 研究推进系统及其分系统在起动、调节过程中各控制阀门的控制时序和发动机主要状态参数如燃烧室压强、推进剂流量、涡轮泵转速的变化及与其它参数和扰动的相互关系, 分析调节过程的可靠性、稳定性及异常, 对系统潜在的故障特性进行预测, 对发动机系统的结构和参数进行改进和优化等。

3 仿真实例

3.1 液氧煤油发动机系统起动过程仿真

根据某液氧煤油发动机的结构特点和系统起动方式^[8], 利用所开发的模型库, 建立了如图 2 所示的仿真系统。为了简化计算, 未考虑预压子系统, 将主泵入口参数作为发动机的入口参数。计算条件: 取燃气发生器氧化剂主阀打开时间为仿真起始时间, 发生器燃料阀 0.2 s 打开, 燃烧室燃料主阀 0.5 s 打开, 计算起动过程中主涡轮转速 n_t 、燃气发生器压力 p_{ge} 、燃烧室压力 p_c 随时间的变化曲线如图 3 所示。

通过与图 4 所示的某次发动机起动试车参数曲线进行对比, 得到参数的变化趋势和过渡时间与试车结果基本一致。在仿真计算中, 没有考虑

推进剂供应管路、燃气通道和燃料主阀后推力室腔道的充填过程, 以燃气发生器氧化剂主阀打开时间为仿真计算的开始时间, 图 3 中的 $t=0$ s 时刻基本对应于图 4 中实际试车 $t=1.1$ s 时刻。由于模型参数与实际发动机参数未能完全吻合, 故试车曲线与仿真计算有些差别, 但计算结果基本能够反映实际发动机起动过程的趋势, 验证了本文所采用的模块化设计方法的可行性和正确性。

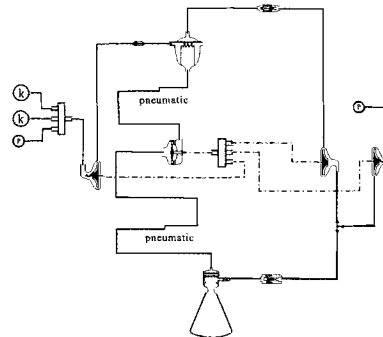


图 2 液氧煤油补燃循环发动机系统仿真模型

Fig. 2 Simulation model of LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine system

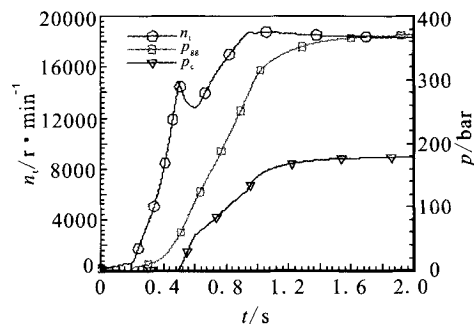


图 3 起动过程参数变化曲线

Fig. 3 Parameter curves during starting process

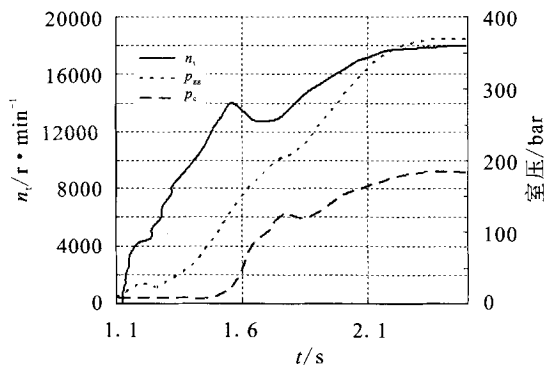


图 4 某次起动试车参数曲线

Fig. 4 Parameter curves in start testing

3.2 液氧煤油发动机系统频率特性仿真

针对上述液氧煤油发动机系统,对输入为单一干扰条件下的系统的输出响应进行模拟仿真,干扰输入为定幅扫频的正弦波曲线(幅值保持不变,频率随时间以1 Hz/s的速度递增),仿真运行60 s,绘制出发动机系统的响应曲线,对发动机频率特性进行分析。

液氧煤油发动机系统在氧泵入口压力干扰下的燃烧室压力响应如图5所示,横坐标均为时间轴(与频率相对应),纵坐标为无量纲化的响应变量参数。对搭建的发动机系统进行线性分析,得到系统的特征频率,特征值及临界阻尼系数,如图6所示。

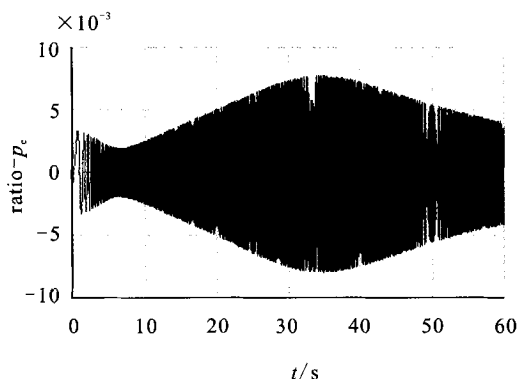


图5 燃烧室压力响应(氧泵入口干扰)

Fig. 5 Pressure response in combustion chamber (with pressure interference at oxygen pump inlet)

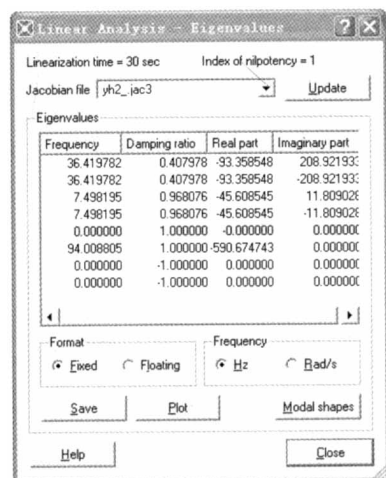


图6 线性分析结果

Fig. 6 Results of linear analysis

由图6可知系统一阶特征频率为36.4 Hz,系统一阶特征频率所对应的阻尼系数小于0.707,根据振动学原理得知,在此频率附近,系统将会产生谐振。由图5同样得到,燃烧室压力响应在36 Hz附近达到了最大值。

由于未加入对发动机频率计算产生影响的预压泵及泵后管路、泵的气蚀、推力室头部阻尼腔集中柔性等模型,所以上述频率值并不能代表发动机实际谐振频率。随着模型的进一步完善,可以更准确的计算出发动机的频率。通过本例可知AMESim的线性分析功能对发动机的频率特性分析是可行且便捷的。

3.3 空间推进系统动态过程仿真

利用所开发的液体火箭发动机系统模型库里的贮箱和燃烧室通用模块,结合AMESim自带的气瓶、阀门、过滤器等元件,搭建文献[9]所示的空间推进系统。该系统为双组元推进系统,燃料为一甲基肼(MMH),氧化剂为四氧化二氮(N_2O_4),系统为恒压式挤压系统,增压气体为氦气。整个系统由气路增压系统,推进剂贮存供应系统(1个氧化剂贮箱,1个燃料贮箱)和发动机系统(1台轨控发动机,4台姿控发动机)等部分组成。通过阀门时序控制,进行了主发动机(轨控发动机)起动过程仿真,该系统仿真模型如图7所示。主发动机(轨控发动机)的燃烧室压力仿真结果如图8所示。与文献[9]计算结果比较可知,燃烧室压力变化趋势和过渡时间基本与文献一致。

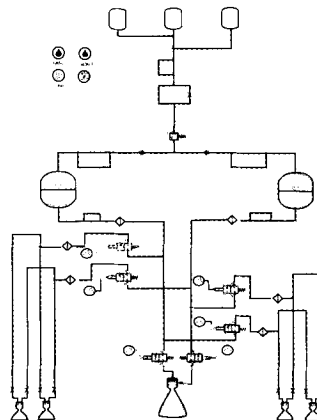


图7 某空间推进系统仿真模型

Fig. 7 Simulation model of a space propulsion system

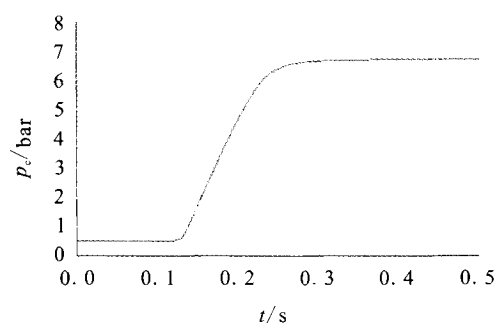


图 8 燃烧室压力变化曲线

Fig. 8 Pressure curve of combustion chamber

在 AMESim 平台下, 通过设置系统模型的下级子模型在异常状态下的参数, 可模拟系统的各种故障。以减压阀内部气体泄漏为例进行故障仿真, 仿真结束后, 利用 AMESim 的回放功能, 观察该故障对贮箱压力的影响。图 9 代表减压阀发生内漏前, 贮箱压力正常的情况。图 10 代表减压阀发生内漏后, 贮箱压力超过安全范围的情况。可见, AMESim 以其可视化的优点, 为系统故障仿真与观察带来了方便。

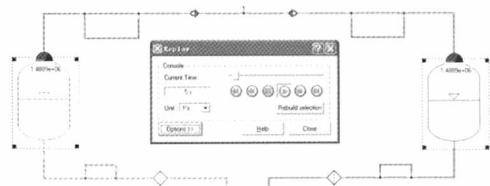


图 9 贮箱压力正常

Fig. 9 Tank pressure is normal

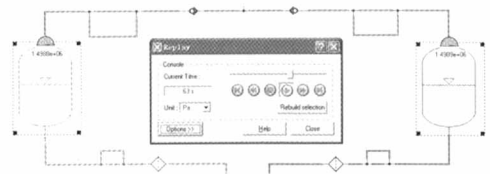


图 10 贮箱压力超标

Fig. 10 Tank pressure is exceeded

4 结论

利用 AMESim 和 AMESet 平台, 遵循模块化建模思想, 建立了液体火箭发动机各主要部件仿真模块, 开发出液体火箭发动机系统工作过程仿真模块库, 利用模型库元件可以构建不同类型的推进系统。针对推进系统动态过程进行初步仿真, 结果表明, AMESim 软件适合进行发动机系统动态特性仿真, 其建模过程简单明了, 所建立的模块库具有较好的可用性与通用性。在后续工作中, 将对现有模块功能进行完善, 并扩充模块库元件种类, 增强其通用性, 使之能够应用于更多类型推进系统的动态特性仿真。所做的工作为今后液体火箭发动机通用仿真研究打下了良好基础。

参考文献:

- [1] MASON J R, SOUTHWICK R D. Large liquid rocket engine transient performance simulation system, N91 - 24340 [R]. [S. l.]: [s. n.], 1989.
- [2] 黄兵. 液体火箭动力系统工作过程仿真系统展望[C]. 第一届液体火箭(导弹)动力系统仿真技术研讨会, 2008.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 付永领, 祁晓野. AMESim 系统建模和仿真[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.
- [6] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [7] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [8] 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.
- [9] 苏龙斐, 张黎辉, 潘海林. 卫星推进系统发动机启动过程数值仿真[J]. 航空动力学报, 2005, 20 (4): 698-701.

(编辑: 王建喜)