

发动机推进剂增压输送系统建模仿真技术综述

郭 敬, 宋晶晶, 孔凡超
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 建模仿真是研究液体火箭发动机推进剂增压输送系统性能特性的有效手段, 仿真可缩短研制周期, 减少研制费用。总结了国内外液体火箭发动机推进剂增压输送系统的建模方法、数值求解技术的发展概况, 并针对增压输送系统模块化的特点, 介绍了航空航天领域主要流体仿真软件的功能及国内外利用商业建模仿真平台进行推进剂增压输送系统仿真研究的应用情况, 为大推力液体火箭发动机增压输送系统工作特性仿真研究提供借鉴。

关键词: 液体火箭发动机; 增压输送系统; 建模仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 05-0001-06

Overview of modeling and simulation technology for propellant pressurization feed system of liquid rocket engine

GUO Jing, SONG Jingjing, KONG Fanchao

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: Modeling and simulation are valid methods of studying the performance of propellant pressurization feed system of liquid rocket engine, which can shorten the design time and reduce the cost. In this paper, the general development situation of modeling methods and numerical calculation technologies of propellant pressurization feed system of liquid rocket engine is summarized. The functions of major fluid simulation softwares and their usage in the simulation study of propellant pressurization feed system in aeronautics and astronautics applications are introduced in allusion to their modularity characteristics. The result can be used as a reference of characteristic simulation of large thrust rocket engine.

Keywords: liquid rocket engine; pressurization feed system; modeling and simulation

收稿日期: 2015-06-14; 修回日期: 2015-07-16

作者简介: 郭敬 (1979—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

0 引言

推进剂增压输送系统的功能是确保液体火箭发动机试验过程推进剂的可靠供应,是试验台的重要组成部分,其可靠性关系着发动机试验的成败。大型液体火箭发动机试验推进剂增压系统结构复杂,涉及低温或常温推进剂、增压气体、贮箱、输送管路、阀门、燃烧组件等,且随着发动机推力越来越大,发动机工作形式的多样化,对推进剂增压输送系统的性能提出了更高的要求。同时,发动机设计部门、试验部门、航天发射场也将建模仿真技术应用于故障诊断、事故分析中,大大提高系统的可靠性。因此,为缩短发动机和试验台的研制周期,减低试验费用,提高设计可靠性,研究并引入建模仿真技术是非常必要的。

由于建模仿真技术的重要性,相关的研究从上世纪至今已经积累了大量的研究成果,美、欧、中、俄、日、印以及欧盟诸国都已经开发出相应的通用软件,许多国家的软件已经实现了商业化运作。应用情况表明,推进剂增压输送系统通用建模与仿真平台的建立以及对推进系统静、动态特性的仿真研究已经成为现有发动机试验系统方案改进和新型系统研制的基础之一。随着计算机技术的日益发展,建模仿真在揭示诸多试验现象的动力学机理方面日益表现出试验与理论无法代替的作用,当数值模型经过几次修正和检验,证明已能相当精确地描述实际工作过程时,就可用建模仿真方法解决部分试验问题。美国经过大量的研究和试验表明,仿真技术可以为1台液体火箭发动机的研制节省30%~40%的时间和费用消耗。可见,开展液体火箭发动机增压输送系统建模仿真研究具有重要的理论意义和工程价值^[1]。建模仿真技术已经成为航天领域型号研制必不可少的一部分。

基于以上原因,本文对国内外与液体火箭发动机推进剂增压输送系统相关的建模仿真技术进行综述,为未来在重型运载火箭发动机研制和试验时进行数字化设计提供研究基础。

1 推进剂增压输送系统建模仿真特性

建模仿真是建立在对系统特性深入分析的基础之上,在进行液体火箭发动机推进剂增压输送过程的特性数值研究时,通常将增压输送系统视为由一系列相互联系的动态环节组成的动力学系统,这些动态环节包括贮箱等气液容腔、流体管路、控制阀门、推力室、燃气发生器、涡轮泵组件等,在系统层面上表现为增压输送系统的启动、转级、调节、关机和故障等非稳态过程。

当前对推进剂增压输送系统建模主要有集中参数模型和分布参数模型2种。

集中参数模型主要用于频率范围较低(一般低于50 Hz)或者对仿真精度要求不高的情况^[2]。此时可将发动机的各组件看成是具有集中参数的元件(气路德姆波模型除外),用集中参数的常微分方程或代数方程来描述。液体管路模型可以忽略液体的压缩性而只考虑集中参数的流阻和流感,气体管路模型可以忽略气体的惯性而只考虑集中参数的流阻和流容^[3]。采用集中参数方法分析液体管路系统的动态特性时,为使仿真结果准确体现系统的动态特性,管路的分段长度应远小于过程最高频率所对应的波长(通常取该波长的1/6~1/12)^[4]。数值仿真的实践表明,采用集中参数方法,管路大多数低频动力学问题都可以得到足够精确的结果。文献[5]建立了一种低温液体推进剂贮箱定流量增压过程的仿真模型,考虑了气相空间与容器壁面的传热影响,但是并未考虑低温推进剂挥发传质现象对气象参数的影响。文献[6]采用集中参数法对低温贮箱在增压输送过程中的传热传质特性进行建模仿真,预测了气枕、贮箱壁面、推进剂之间的热交换,并考虑了推进剂由于传热带来的蒸发传质,仿真精确度在10%左右。大量文献说明^[7-9],推进剂在贮箱内放置较短的时间内,集中参数方法可根据对建模精度要求的不同,按照不同因素对系统传热传质影响,仿真时考虑主要因素。因此,在对仿真精度要求不十分高的情况下,采用集中参数法可以满足大多数情况下增压输送过程对推进剂贮箱模拟的要求。且简单实用,计算速度快,对于阀门、

减压器、调节器、节流阀、测量元件等增压输送系统的自动器组件, 因为内部特性复杂, 在增压输送系统总体仿真过程中, 往往采用集中参数法建模。同时考虑到某一特定阀门和调节器所建立的动态模型随着结构的复杂化, 增大了求解难度。为此, 在建模过程中通常将其视为变截面的孔板阻力元件, 用准稳态的关系式来描述上下游压力和质量流量的关系, 需要考虑附着在运动部件上的流体质量、流体与壁面摩擦造成的压力损失, 流体作用在运动部件上的流体动力等因素。描述阀门及其调节器非稳态工况的基本方程包括: 工质的连续性方程、运动方程以及作用在执行机构上的力平衡方程。对减压器的动态特性集中参数建模主要采用控制理论的方式, 根据阀芯力平衡方程、阀口流量方程和热力学方程, 研究减压器整体的静、动态特性^[10-13]。

分布参数模型适用于研究较高频率区域 (50~400 Hz) 以及精度要求较高的场合^[2]。对于管路模型, 采用分布参数模型主要用于仿真系统的频率特性和振动特性。模型主要有流体网络分析模型和有限差分数值计算模型 2 种。利用流体网络分析模型, 在低频范围考虑准稳态摩擦, 中高频范围内考虑相关摩擦, 从而求得流体管路瞬变过程的复频域解。文献 [14 和 15] 利用该模型研究了推进剂供应系统与结构系统相互作用而引发的纵向耦合震动问题, 文献 [16] 利用分段管路等效的类似电容和电感的四端元件所构成的液体管路网络, 计算了管路系统的频率响应特性。贮箱元件采用分布参数模型可获得比集中参数模型更精确的仿真效果。文献 [17] 在建立低温推进剂贮箱模型时, 考虑了液体在贮箱轴向的热分层, 可以计算加注后 8 小时内液体的分层情况, 与实际测试数据相比, 计算误差小于 5%。文献 [18] 在对气瓶增压的贮箱进行建模时, 同时考虑推进剂贮箱内气体、液体的温度压力分层情况以及贮箱内壁面轴向温度分层的情况, 较全面的描述了增压贮箱的传热传质特性。对管道组件的分布参数建模可详细的描述组件内部流场的分布情况, 以获得这些组件的腔室、部件的特性对整体动、静态特性的影响。文献 [19] 对调节阀进行

了三维分布参数建模, 就是侧重于揭示调节阀内部流场结构。文献 [20] 对某常温推进剂增压输送系统建立二维分布参数模型, 主要是用于模拟阀门打开瞬间水击对各个元件局部的压强振荡特性。

在进行推进剂增压输送系统建模时, 所采用模型要区别对待, 应同时兼顾计算过程的稳定性、计算结果的精度以及计算速度。系统所存在的相差悬殊的容腔、长度和直径不同的管路以及特征时间差异很大的部件, 造成了方程组特征根极度分散^[21]。此外, 系统的非稳态工况还存在明显的非线性特征, 如阀门的开启和关闭等带来的不连续性使得模型的数值求解更加困难。一般情况下, 集中参数模型为常微分方程, 可用龙格库塔方法求解^[22]。分布参数模型求解较困难, 当前主要有以下几种方法:

1) 直接用动态微分方程组进行数值求解计算。这种方法可以得出系统性能参数变化的大小以及过渡过程所需的时间, 模型精度较高, 但是计算速度很慢。

2) 动态微分方程和静态代数方程相结合的方法。这种方法可减少模型复杂度, 缩短运算时间。这种思想在较多难以处理的计算问题中获得了较多应用。文献 [23] 引入流量系数的阀门质量-流量代数方程代替动量微分方程, 利用这种方法处理的阀门截流过程的求解过程。文献 [14] 介绍在日本 H-II 火箭 LE-7 发动机的瞬态建模中, 特征时间大于 50 ms 的元件采用微分方程的形式, 特征时间小于 5 ms 的元件采用代数方程的形式, 将动态的守恒方程和稳态方程联系在一起, 对前者采用积分法, 对后者采用迭代法, 交替计算, 大大提高编程效率, 并易于修改程序, 而且仿真结果与载荷试验原型发动机实际试验结果吻合的很好。

3) 特征线方法。这是分布参数模型方程的常用求解方法。对一维分布参数模型采用特征线方法求解时, 时间和空间精度不高, 但简单、物理概念明晰, 是许多高精度差分方法的基础^[22], 而且这种方法可依据流动特征调整各种通量差分, 因此在增压输送系统的动态计算中获得较多

应用,获得了较好的仿真效果^[24-26]。文献 [27] 通过分段离散,在有限体积单元上将偏微分方程组化为常微分方程组,建立了有限差分模型。文献 [28] 将这种方法进一步应用到可压缩液体(如液氢和液氧)。

4) 交错网格有限体积法。文献 [29] 针对特征线不适合处理复杂的组件边界连接关系,不适合多组件建模的不足,引入空间位置交错的两种有限控制体积,提出了一维可压缩瞬变流的有限元状态变量模型,易于处理组件的连接关系,并且物理意义明确。因此,交错网格有限元法在进行复杂系统建模方面与其他方法相比具有明显优势。

2 推进剂增压输送系统模块化建模方法

对液体火箭发动机推进剂增压输送系统而言,传统的建模方式只针对某一具体的系统,如果系统结构有所改变,必须重新修改程序,必然延长了研制周期、提高了研制费用。对推进剂增压输送系统来说,无论形式如何变化,都由基本的模块,如管路、阀门组件等组成,只是具体参数不同。因此,采用模块化建模方法,把系统划分为一些典型元件(即模块)的组合,逐个建立起各模块的数值模型并封装成为独立的功能模块,再通过一定规律的组合建立起整个系统的数值模型,同种类元件使用同一个模块的模型。这样,就可方便地解决各种不同结构形式的推进剂增压输送系统的建模与仿真问题,大大提高仿真效率和仿真正确性。

当前进行液体火箭发动机增压输送系统模块化仿真主要通过2种方式:一种是自己开发仿真程序,一般由实力雄厚的研究单位或软件公司完成,国外较多采用这种方式;另一种是利用成熟的商业软件作为开发二次平台,建立自己的仿真模块库,国内多采用这种方式。

当前国内外比较成熟的液体火箭发动机模块化建模软件主要有美国联合科技公司、Pratt & Whitney 和 Government Engine Business 研制的火箭发动机仿真软件 ROCETS 和 Rockwell 国际公司

研制的通用发动机设计软件,二者均采用 FORTRAN-77 语言编写,通用性好、适应性强,均可进行发动机静、动态过程的仿真。不同之处在于前者主要用于发动机动力学仿真,后者主要用于预先设计。德国比较有代表性的软件为 GFSSP,适用于一维可压缩流体网络静、动态仿真^[30]。该软件采用模块法方法,能够计算旋转、热传递、相变、混合等现象,并且提供了计算真实流体热物理性质的功能 GFSSP 计算程序,包括前处理子程序、参数初始化和模型求解子程序、热力学性质计算子程序这3个主要部分;采用 Microsoft Visual Basic 4.0 开发,目前仍不断加入新的模块和改进算法以提高仿真的精确性^[30-31]。印度理工学院开发的液体推进系统仿真软件 CRES-P-LP 提供了推进剂增压输送系统各个组件或子系统静、动态性能评估的分析工具,按照实际的物理设备(功能组件)进行模块划分,因此模块的集成度有所提高,包括管道、阀门、推进剂贮箱、增压气瓶、气涡轮、离心泵、转子动力装置、燃烧室、喷管等模块,集成了流体热物理性质和传输性质计算的程序包 CRES-P-LP,采用 Microsoft Visual C++ 开发,具有友好的用户界面。日本 Kakuda 空间推进中心开发了用于仿真 LE-7A 发动机起动机瞬变过程的 REDS 程序,其类似于空间交错网格划分,并已成功应用于 LE-7A 发动机的起动机瞬变分析。国内投入工程应用的软件为由国防科学技术大学自主开发的 LRETMMSS,提出了流体管道系统的管道-体积模块化建模方法,将组成发动机系统的典型组件划分为21个模块,基于分布参数特性建模,可用于液体火箭发动机系统瞬变过程模块化建模与仿真^[32]。

虽然国内也开发过自己的液体火箭发动机模块化仿真平台,但是通用性不强。当前在液体火箭发动机增压输送系统建模仿真还是利用成熟的商业软件,如 Matlab 和 AMESim 等。采用 Matlab 软件中的 Simulink 工具进行建模仿真,可利用 Matlab 强大的数学函数库,而不必编制各种复杂的算法。但是采用这种算法的缺点是由于 Simulink 自身限制,不易对组件模块实现封装,而且无法对瞬变过程中存在的双向信号(例如倒

流) 进行处理, 可读性也差。尽管如此, 这种方法不失为一种方便有效的建模仿真方法, 在液体火箭发动机增压输送系统的特性研究中发挥了较大作用。如文献 [33~35] 利用 Simulink 工具, 建立了通用组件模块库, 并拼装成火箭发动机系统, 实现较精确的动态过程仿真。这两项工作均限于一维静态建模仿真。

当前, 国内针对液体火箭发动机增压输送系统建模仿真最常用的软件是法国 IMAGINE 公司的 AMESim。该软件的优点是能够实现多学科领域 (机械、液压、气动、热、电和磁等) 的建模和仿真, 为火箭发动机推进剂增压输送系统动态建模与仿真提供了一个开放平台。更重要的是该软件包括了贮箱阀门、减压器、管道、常用流体等丰富的组件模块库, 用户可以直接拿来使用, 大大减少另外开发模块库的时间。当前的研究方法主要有完全依赖于 AMESim 自身组件模块进行仿真和对关键组件进行二次开发 2 种形式。下面列出具有代表性的文章。文献 [36] 和 [37] 利用 AMESim 软件所提供的组件库分别对某封闭式增压系统和发射场整个液氢加注系统进行建模, 研究了系统正常工作状态下和故障状态下不同性能参数的变化对推进剂增压输送系统动态特性的影响。由于推进剂贮箱、燃烧组件是增压输送系统的关键部件, 工作过程中涉及了复杂的传热传质变化, 采用软件自身的模型已经不能满足某些情况研究的需要, 因此多利用 AMESet 接口对其进行二次开发。如文献 [38] 开发了贮箱、减压器、涡轮泵、推力室等组件的集中参数仿真模型, 全面地模拟了液氧贮箱增压输送系统在气瓶贮气式增压和汽化自生增压两种情况下系统在推力调节过程中的动态特性。文献 [18] 利用模块 AMESet 和 C 语言开发了液氢、液氧贮箱分布参数仿真模型, 重点研究了液氢、液氧贮箱流场的流动和热分层、贮箱内壁面热分层等分布参数特性情况, 获得了精确的仿真效果。

3 结论

航天技术的发展对液体火箭发动机的研制和试验提出了更高的要求, 建模仿真技术有助于深

入分析研究推进剂增压输送系统的性能, 应用仿真技术指导发动机试验系统设计和试验成为一种趋势。本文介绍了推进剂增压输送系统模块化建模仿真思路、国内外主要软件和利用商业软件平台进行模块化建模仿真的方法。重点分析了推进剂增压输送系统集中参数模型和分布参数模型的建模特性, 总结了这两种参数模型的数值求解方法, 为发动机试验设计和试验提供借鉴。

参考文献:

- [1] ECANS A L, FOLLEN G, NAIMAN C, et al. Numerical propulsion system simulation's National Cycle Program, AIAA98-3113 [R]. Reston, USA: AIAA, 1998.
- [2] 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: 1-10.
- [3] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [4] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科学技术大学出版社, 2004: 21-57.
- [5] 李强, 胡忠军, 李青, 等. 低温液体推进剂增压过程计算模型 [C]. 第七届制冷低温大会论文集. 中国制冷学会, 昆明, 2005: 274-277.
- [6] MAJUMDAR A, STEADMAN T. Numerical modeling of pressurization of a propellant tank[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 385-390.
- [7] ZILLIAC G, KARABEYONLU M A. Modeling of propellant tank pressurization [C]/Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson: AIAA, 2005: 111-120.
- [8] PASLEY G F. Optimization of stored pressurant supply for liquid propulsion systems [J]. Journal of Spacecraft, 1970, 7(12): 1478-1480.
- [9] HOLT K, MAJUMDAR A, STEADMAN T, et al. Numerical modeling and test data comparison of propulsion test article helium pressurization system, AIAA2000-3719[R]. Reston, USA: AIAA, 2000.
- [10] 沈涌滨. 火箭减压器及其动态特性仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2003.
- [11] 尤裕荣. 气体瞬态力对减压器动态特性的影响分析[J]. 机床与液压, 2006(5): 86-90.
- [12] 张雪梅, 张黎辉, 金广明, 等. 减压器动态过程的数值仿真[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 110-114.

- [13] 陈晓琴. 减压阀充填过程动态特性仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2006 (5): 48-52.
- [14] RUBIN S. Longitudinal instability of liquid rockets due to propulsion feedback (POGO) [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1188-1195.
- [15] RUBIN S. Prevention of coupled structure-propulsion instability (POGO) on the space shuttle, NASA TMX-52876 [C]// Proceedings of Space Transportation System Technology Symposium, 1970, 1: 249-262.
- [16] 杨本廉, 刘达广, 邹向曙. 液体管路系统网络分析及频率响应计算[J]. 宇航学报, 1985 (1): 99-109.
- [17] 张超, 鲁雪生, 田丽亭. 火箭低温液体推进剂增压系统数学模型[J]. 低温与超导, 2005, 33(2): 35-38.
- [18] 王文斌. 液体火箭增压输送系统动态特性仿真与分析[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2009.
- [19] 屠珊, 孙弼, 毛靖儒. 汽轮机 GX-1 型调节阀流动特性的试验与数值研究[J]. 西安交通大学学报, 2003, 37 (11): 1124-1127.
- [20] YANG A S, KUO T C. Numerical simulation for the satellite hydrazine propulsion system, AIAA2001-3829 [R]. Reston, USA: AIAA, 2001.
- [21] 陶玉静. 液体火箭发动机响应特性研究及稳定性的非线性分析[D]. 长沙: 国防科技大学博士学位论文, 2006.
- [22] 程谋森, 刘昆, 张育林. 液氢液氧火箭发动机预冷与启动过程数值模拟综述[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 177-181.
- [23] 沈赤兵. 液体火箭发动机静特性与响应特性仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 1997.
- [24] KANMURI A, KANADA T, WAKAMASTU Y, et al. Transient analysis of LOX/LH2 rocket engine (LE-7), AIAA89-2736[R]. Reston, USA: AIAA, 1989.
- [25] 程谋森, 张育林. 航天器推进系统管路充填过程动态特性(I)理论模型与仿真结果[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 25-28.
- [26] 聂万胜, 陈新华, 戴德海, 等. 姿控推进系统发动机机关的管路瞬变特性[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 6-8.
- [27] BADMUS O O, EVEKER K M, NETT C N. Control-oriented high frequency turbomachinery modeling, part I: theoretical foundations, AIAA92-3314[R]. Reston, USA: AIAA, 1992.
- [28] KOLCIO K, HELMICKI A J, JAWEED S. Propulsion system modeling for condition monitoring and control: part 1: theoretical foundation, AIAA94-3227[R]. Reston, USA: AIAA, 1994.
- [29] 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: 国防科学技术大学研究生院, 1999.
- [30] MAJUMDAR A K, STEADMAN T. Numerical modeling of pressurization of a propellant tank, AIAA99-0879 [R]. Reston, USA: AIAA, 1999.
- [31] HOLT K A, MAJUMDAR A K. Numerical modeling and test data comparison of propulsion test article helium pressurization system, AIAA2000-3719[R]. Reston, USA: AIAA, 2000.
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] 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, 25(2): 147-150.
- [35] 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.
- [36] 帅彤, 王占彬, 张占峰, 等. 闭式增压系统仿真分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012 (4): 5-9.
- [37] 马昕晖, 栾骁, 陈景鹏, 等. 液氢加注系统中过滤器漏热故障仿真与分析[J]. 低温技术, 2012, 40(7): 17-21.
- [38] 白晓瑞. 液体火箭推进系统动态特性仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.

(编辑: 陈红霞)