

液氢液氧火箭发动机预冷与启动过程数值模拟综述*

程谋森, 刘 昆, 张育林

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 从预冷与启动过程推进剂供应管路内低温瞬变流计算、启动过程涡轮泵动态模型、燃烧室内点火过程动态模型、发动机瞬变模型的降阶方法及发动机系统动态方程解算的数值方法等几个方面, 介绍了液氢液氧发动机预冷与启动过程数值模拟研究现状, 分析了存在的问题, 指出了进一步开展研究的方向。

关键词: 氢氧发动机; 启动仿真; 仿真模型; 数值算法; 述评

中图分类号: V434.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 03-0177-05

Review on the models and numerical methods for simulation of precooling and starting process of LOX/LH₂ rocket engine

CHENG Mousen, LIU Kun, ZHANG Yulin

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

Abstract: The current status of research on numerical simulation of pre-cooling and starting process of LOX/LH₂ rocket engine was surveyed, with relevant aspects as follows: numerical simulation for cryogenic fluid transient in propellant feed system, dynamic models of turbo pump and ignition process in the combustion chamber during startup, the order-reducing methods for the system transient models, and numerical solvers for the system mathematical equations. The deficiency of existing models and numerical methods were explained, and the development direction was suggested.

Key words: Hydrogen oxygen engine; Takeoff simulation; Simulation model; Numerical algorithm; Review

1 引 言

补燃循环液氢液氧发动机的系统结构与工作过程较常规推进剂燃气发生器循环发动机要复杂得多, 其中启动过程的组织是关键技术难点之一, 国外此类发动机的启动方案确定都历经大量的理论与试验研究。因此, 研究解决补燃循环液氢液氧发动机启动过程的组织问题, 具有重要的理论意义与经济价值。美国研制 SSME、日本研制 LE-7 发动机过程中, 都发展和应用了大量数值模型方法, 起到了提高效率、节省资金的重要作用。我国已有的液体火箭发动机均采用燃气发生器循环, 关于补燃循环发动机的技术储备比较少。因此, 数值模型方法对于我国研制补燃循环液氢液氧发动机也是一种廉价、安全的辅助手段。

本文从预冷与启动过程推进剂供应管路内低温瞬变流计算、启动过程涡轮泵动态模型、燃烧室内点火过程动态模型、发动机瞬变模型的降阶方法及发动机系统动态方程解算的数值方法等几个方面, 介绍了液氢液氧发动机预冷与启动过程数值模拟研究现状, 分析了存在的问题, 指出了进一步开展研究的方向。

2 预冷与启动过程供应管路内瞬变流计算

在发动机预冷、启动工况下, 低温推进剂充填管路时, 由于其临界温度低, 在从贮箱到燃烧室的流路中跨越临界点, 推进剂流动呈现不稳定的两相流状态。低温推进剂的传热流动过程对整个发动机的启动瞬变特性影响很大。Kanmuri A^[1] 指出: 液氢通过预燃室和涡轮前管路吸收壁体结构热量汽化对涡轮

* 收稿日期: 2001-05-21; 修订日期: 2001-09-07。基金项目: 国家自然科学基金资助 (59886003)。

作者简介: 程谋森 (1971—), 男, 博士后, 讲师, 研究领域为航空推进系统动态模型、仿真与控制, 飞行器导航、制导与控制。

作功能力的估算准确与否,是影响发动机启动计算能否反映实际过程的重要因素之一; Binder M P^[2]指出:氧化剂通过集液腔和喷注流道时吸收壁体结构热量,密度变小,从而使进入燃烧室的氧化剂质量流量变小,这会使启动过程延迟。

描述预冷、启动过程中低温推进剂流动,既要考虑高压时以压力波为主要传播特征的瞬变,又要考虑以流速为主要传播特征的瞬变,还要兼顾汽液两相现象。非平衡态下描述两相流的结构特性方程的确定及稳定的计算方法的建构都很困难。在使用低温推进剂的发动机系统动态特性研究中,早在 20 世纪 70 年代,•БГ•и••^[3]采用流感-流容和流阻组合的有限元分割管路形成分段集总参数模型,采用考虑气、液两相热力非平衡的瞬变两相流双流体计算模型,计算了泵后低温推进剂管路与容腔的充填过程;在上述模型中,取质量、压强和温度为基本变量,这种对管段的描述模型和对容腔及其它集总参数元部件的描述模型形式上是一致的,便于采用统一的数值方法进行计算。Kolcio K^[4]针对建立 SSME 涡轮泵动态模型需要,提出了一种低温推进剂的状态方程拟合方法。Hager D Sabbick 等^[5]针对 HM-60 发动机启动计算需要,建立了管内低温氢氧充填流动的平衡态混合物流动模型,并采用特征线差分 and 加权平均通量差分 (Weighted Average Flux, WAF) 方法对管路预冷充填过程和关机管流振荡过程进行了计算,其中充填过程计算假设推进剂和惰性保护气体不相混。国内程谋森等^[6]利用精确拟合的氢氧低温状态方程及有关热物性参数,建立了可以涵盖低温推进剂的汽、液两相流及超临界状态传热工况的管壁对低温推进剂传热的模型,能够比较细致地反映物性参数、流动特征、管壁与流体温差以及流体凝聚状态等因素综合影响下的复杂传热工况;文中提出了用声速综合反映耦合传热的流动过程中复杂质量、动量、能量传递及非平衡效应的低温瞬变两相流的一维均相拟平衡态流动计算模型,并对一个模型发动机的氢氧供应管路预冷充填动态过程进行了计算。对比研究表明此模型不确定参数少,计算简单,并且能够反映推进剂管路预冷与充填过程的低温两相流瞬变现象。

总体而言,已发展的计算模型对预冷与启动过程推进剂供应管路内低温瞬变流动的模拟结果与实际情况之间仍有较大差距。发展更完善的低温推进剂在发动机供应系统内的流动计算模型,应该可以借鉴在以水为工质的锅炉和压水堆核电站热工流体动态

学研究中已经使用的一维和三维双流体模型及快速强稳定的计算方法,并且使之能够适应包含孔、分支等连接件和一些特殊部件(如冷却夹套)中流动的复杂发动机推进剂供应系统流路结构。

3 启动过程涡轮泵动态模型

高室压分级燃烧循环液氢液氧发动机工作时,推进剂流过泵的过程是高增压过程,特别是氢,泵进出口燃料的密度和温度都有较大变化。如在 SSME 中,氢流过高压燃料泵后温度增升幅值高达 30K^[5],相应的密度变化也很大。燃料温度和密度变化后直接影响其流动特性,从而影响燃烧混合比。因此,高室压分级燃烧循环液氢液氧发动机启动计算,需要特别关注启动工况泵的增压与转矩及过流推进剂状态的变化。作为系统研究这一层次,目前泵组件的模型限于集总参数描述,而且模型中的稳态分量系数由试验数据确定。全面细致地描述泵组件在启动关机和大范围变工况及故障深度发展时的动态特性,要应用泵组件的全特性曲线,它涵盖泵组件的泵、水力制动器、水轮机和飞逸工况。

在补燃循环氢氧发动机 LE-7 启动计算研究^[1]和膨胀循环氢氧发动机 RL10A-3-3A 的瞬变模型研究^[2]中,对启动工况泵的静态特性采用比参数拟合方法描述,取得较好的模拟效果。20 世纪 70 年代 Kalnin V M^[7]等对基于流体动力学模拟的 LRE 启动特性实验方法进行了研究,所得结果对于启动过程中泵的充填模拟具有指导作用。作者给出了两个基于试验数据拟合的泵气蚀工况下压头特性唯象描述模型。在 SSME 的动态模型中^[8],假设低温推进剂流过泵时经历多方过程,利用压力功将泵的出口焓增与出口压力、比容联系起来,得到出口压力的计算式,迭代出口密度使出口压力满足压头特性。刘昆^[9]指出这一模型对多变指数十分敏感,使用这一方法对我国某发动机氢泵出口参数的校验计算表明,预示结果偏差很大。同时,他提出将泵内损失项中转化为推进剂热量的这部分能量加进来计算泵出口的推进剂比焓,进而利用压强和比焓确定密度及温度的方法具有较好的预示效果。刘红军^[10]研究液氧煤油补燃循环发动机启动计算时,在假设温度和密度变化不大的前提下,利用泵通道内流体的焓增积分来计算泵内推进剂的温升和平均密度,用状态方程确定泵内推进剂的平均密度,研究了低温氧化剂在流过泵时的温升计算模型。

对于启动工况下涡轮的效率和燃气流量响应特性, Kalnin V M^[7]指出: 在典型的液体发动机启动工况下, 转子转动加速的动态因素不影响涡轮效率, 可按准静态处理; 启动过程中过流燃气中夹杂液滴时应该考虑效率下降问题; 涡轮后集气腔的容积是启动加速这样的低频动态工况中决定性因素, 对涡轮功率影响很大; 在进行模型化分析时, 将“涡轮加气路”系统作为简单的气动流路处理, 利用等效的集中流阻和流容, 可以较好地模拟涡轮流路的动态特性, 但相对而言这种计算模型只适用于混合比不变的情形。•БГ•ИИ••^[3]的研究表明: 影响燃气涡轮流路内的流动动态特性的感抗主要集中于喷嘴流道, 容抗主要集中于涡轮后集气腔。Binder M P^[2]指出: 利用速度三角形和等熵关系式导出的一维平均模型给出的综合效率和流量在低转速工况下偏差很大, 会导致发动机加速时间预测上的巨大偏差。Kolcio K^[11, 12]在火箭发动机的涡轮及集气腔至燃烧室之间的燃气流路动态特性研究中采用一维非稳态流动离散化状态空间计算模型, 可以反映相应机构的高频瞬变动力学行为。实际上上述模型中仍然包含了一些难于实际确定的源项, 应用起来不太方便, 而且对相对短小的涡轮喷嘴流道内燃气过流计算不太适用。

考虑推进剂可压缩性时离心泵压头和转矩的动态分量可以参照不可压流估算; 而推进剂的温度和密度变化则直接与焓增相关, 摩擦损失引起的温升仅占很小的份额, 斯捷潘诺夫^[13]在高增压水泵的过流计算研究中已指出这一点。推进剂焓增与增压过程中的能量传递与转化特性有关, 不能由通过压差和体积流量表征的机械能传递效率计算, 必须有独立的能量传递效率测量来确定。

实际上, 必须注意 Binder M P^[2]在 RA10-3-3A 发动机瞬变特性计算模型研究中处理泵动态特性的方法。由于涡轮机械的复杂性, 在现有的知识储备条件下要完全依靠模型来预测一台新涡轮泵的全工况动态特性是不可能的, 较准确的动态计算仍然依赖于实测数据及其合理外推。因此, 分级燃烧循环液氢液氧发动机启动过程动态模型研究的重点应该放在试验数据的融合以及涡轮泵与系统其它部件动态计算的协调方面。

4 启动过程燃烧室内点火动态模型

作为系统的层次, 对分级燃烧循环发动机研究启动关机瞬变特性与稳定性必须考虑燃烧室对泵后管

路及涡轮燃气流路的压强反馈机理。基于燃烧室靠近喷注面的头部是燃烧反应最剧烈的部分, 同时也是推力室与其它组件的耦合点的观点, 近年来燃烧不稳定性的推进剂喷注动力学效应得到重视^[14]。燃烧室动态特性涉及推进剂雾化、蒸发、混合及燃烧过程^[15]。由于燃烧流动过程的复杂性, 还不能全面模拟影响燃烧流动过程的各种因素, 许多文献都采用纯时滞燃烧的集总参数模型, 每一瞬时的反应能量释放按热化学平衡态计算^[16]。•БГ•ИИ••^[3]对氢氧低温推进剂分级燃烧循环发动机的燃烧室点火建压动态过程, 考虑了液体蒸发、燃气和蒸汽的交混及非化学当量混和比的影响, 考虑了液相、蒸汽与燃气在燃烧室内的分布特征。Joseph Benstsman^[17]建立了面向控制的燃烧室内反应流动模型, 这是考虑了液汽两相界面动力学的比较复杂的计算模型。刘昆^[19]采用集总参数燃烧区加一维管流的模型计算推力室内的燃烧流动过程。

Kanmuri A^[1]指出: 最初通过集液腔和喷注器流道进入预燃室的氢由于传热而呈气态, 会在燃烧室建立一定的压力; Binder M P^[2]也指出: 氧化剂通过集液腔和喷注流道时吸收壁体结构热量密度变小, 从而使进入燃烧室的氧化剂质量流量变小, 这会使启动过程延迟。因此, 在发动机启动计算的燃烧室动态模型中必须耦合考虑集液腔、喷注单元和隔板传热的影响, 这需要有较好的两相流计算模型。由于启动点火过程中, 燃烧室内物态、热力参数都有较大的分布性, 已有的文献对这种状况的描述模型还显得粗糙, 迄今还没有比较好的模型来反映这些因素的影响。借鉴 •БГ•ИИ••^[3]的燃烧室分区和倪维斗等^[18]模化燃烧炉内反应流动的小室模型以考虑多部位液汽交混反应流动特性, 可望建立更细致的燃烧室点火过程动态模型。

5 发动机瞬变模型的降阶方法

发动机系统动态特性研究的特点决定了必须在部件模型的准确性与系统整体之间的复杂性之间做到合理平衡。鉴于实时仿真的必要性和发动机控制系统设计的局限性, 仍然希望以低复杂度的模型来足够精确地反映发动机启动瞬变特性。

发动机系统动态模型的集中参数方程组往往存在刚性(Stiff 方程), 迄今已经有不少文献反映了从动力学建模的角度解决这一问题的研究成果, 主要思想是通过可比性的特征时间度量, 对弛豫时间短的环节

描述采用平衡态的代数约束取代发展方程。发动机系统动态特性研究中涉及压强在管路中的传播时间, 涡轮泵的转矩平衡时间和燃烧室内燃烧反应时间, 它们的对比可以决定部件模型的形式。除此而外, 同一部件内部过程的不同因素的时间效应也可以比较, 从而选出决定性的影响因素。Kanmuri A^[1]采用上述方法建立了无刚性问题的分级燃烧循环液氢液氧发动机 LE-7 启动过程分析的集总参数模型。格里克曼^[19]考察了流路惯性和容性的可比性特征时间及其取舍模型。Ruth E K^[16]在建立 Titan 发动机瞬变分析模型时, 对长管路内的推进剂流动计算采用基于特征线方法的分布参数模型; 容腔和短管内流动按准稳态处理。陆曙军^[20]采用同样的思想方法消除了发动机系统动态方程组的特征失配问题, 实现了发动机故障过渡特性的实时仿真。Lankford D W^[21]利用合理简化的模型得以对地面试车过程进行详尽的模拟, 得到了比较满意的预示结果。

Binder M P^[2]对 RL10A-3-3A 闭式膨胀循环液氢液氧发动机瞬变特性仿真模型的研究特别具有参考价值。作者分析了发动机系统仿真中各种可资利用的信息和现有的发动机部件特性研究成果, 包括理论分析结论、数值计算软件和试验数据, 剖析了通过模型预示发动机系统动态特性的各种偏差来源及其影响程度。对于一些部件内的复杂热流体过程的建模, 比如推力室和冷却套内的流动, 作者的研究结果表明其与物性相关的特性可以通过对物性变化规律的简单拟合而获得对过程整体特性的良好近似。氧化剂通过集液腔和喷注流道时吸收壁体结构热量密度变小, 从而使进入燃烧室的氧化剂质量流量变小, 会使启动过程延迟, 这种现象很难精确模拟, 但却可以采用一个简单的传热模型考虑其效应。作者还指出: 一些随机和难于精确模拟的发动机硬件特性, 比如阀门在各种飞行状态和流体流态下的流量特性, 阀门的作动规律, 涡轮泵的阻尼转矩等, 对发动机瞬变过程影响甚大; 发动机启动前系统状态, 如温度分布, 及启动时的点火延迟特性, 也是影响发动机加速特性的重要因素。因此, 进行发动机系统模拟时必须对这些部件给予足够的重视。

如何保证发动机模型在降阶与简化的同时仍保持其可靠性, 也是研究的一个重要方面。Schley C A^[22]分析了模型仿真的可靠性; Kolcio K^[11, 12]在针对涡轮内燃气流动建立一维非稳态流动离散化状态空间的计算模型时, 采取尽量减少对模型中包含的源项

形式引入过多的不可验证假设, 以增强模型的适应面和降低模型的不确定性。Saravanan^[23]研究了利用试车数据辨识 SSME 动态模型的方法, 这是降低模型复杂性和提高可靠性的一条重要途径, 缺点是代价比较高。

Kolcio K^[11, 12]在研究气路流动时导出了兼有奇异摄动参数和耦联参数角色的无量纲参数, 可以决定流动动态的相对时间尺度及何时某些动态特性可以解耦。这种参数解耦是系统降阶的一种方法, 而涉及多部件的复杂动态系统, 结构分解是另一种有效的降阶方法。发动机系统中分立的部件形成一种自然的但却是表面的物理分解; 通过对方程的离散和变换处理得到的系统离散模型, 可实现内在的但却并非显而易见的数学分解。数学分解得到的系统离散模型应该能够自然地匹配部件衔接的物理边界条件。实现结构分解的系统, 在动态特性计算、稳定性分析和控制设计方面都可以简化。

6 发动机动态方程解算的数值方法

数值方法是发动机启动计算中的重要一环, 除了保证计算稳定性和收敛精度之外, 计算效率也是一个重要方面。数值方法本身是和模型方程特征紧密相关的。集总参数模型方程的解算属于常微分方程组初值计算问题; 一维分布参数模型方程的解算多采用特征线差分方法^[24], 也可以通过空间离散方式化成时间差分方程采用常微分方程组初值问题计算方法^[9]。采用特征线差分方法并不新颖, 时间和空间精度也不高, 但它简单, 物理概念明晰: 实际上后来出现的许多高精度差分方法都是在它的基础上发展起来的, 并特别体现依据流动特征调整各种通量差分的手段, 因此这种方法对于发动机系统动态计算仍是适用的。

当采用特征线方法解算一维分布参数模型方程时, 计算效率的问题比较突出。因为在采用分布参数和集总参数模型相结合描述发动机启动过程的情况下, 考虑复杂热流体运动的发动机模型具有非线性、非定常、变物性的特点, 计算量大, 需要高速、大存储量的计算平台, 为此需要在计算方法和计算环境方面有所改进。计算速度慢影响细致的数值计算模型的验证和使用效率, 对发动机启动过程数学模型研究的发展是一个制约“瓶颈”。近几年发展的分布式并行计算方法为基于微机网络环境的大规模数值计算提供了一种新的手段。分布式并行计算方法在计算流

体力学中的应用已有不少研究工作, 赵文涛等^[25]研究了发动机推力室内流场的 PVM 并行计算, 但在火箭发动机系统动态特性数值分析方面还未见文献报道。

7 结束语

总之, 尽管国内外针对分级燃烧循环液氢液氧发动机预冷与启动过程的数值模拟已经做了不少工作, 但在深入探讨数值方法、变物性、不确定性等因素对模型本身和发动机实际工作过程的影响等方面, 研究工作还做得不够充分。比较突出的问题集中在具有复杂几何构型的发动机推进剂输送系统内不稳定低温两相流的模拟可靠性方面, 燃烧室内点火建压过程涉及多相、多元混流及复杂的热化学反应, 也是建立高精度预示模型的难点。下一步一方面应该继续完善计算模型, 另一方面应注重开展对计算模型进行充分检验的对照实验研究, 以便有针对性地改进计算模型。

参考文献:

- [1] Kanmuri A, Kanda T, Wakamatsu Y, et al. Transient analysis of LOX/LH₂ rocket engine (Le- 7) [R]. *AIAA* 89-2736.
 - [2] Binder M P. A transient model of the RL10A-3-3A rocket engine[R]. *NASA CR-195478 (AIAA-95-2968)*.
 - [3] •БГ•Щ • •, •••ОКО • •, •аА•Бр•Ща • •. •БЦКГ а•ЩаББ•ЩЦА а•БрКГ а•БО •КД•КБ БГ•КМ]. •а КОЩ ЦБББ 1978.
 - [4] Kolcio K, Helmicki A J. Development of equations of state for compressible liquid[J]. *J. of Propulsion and Power*, 1996, 12 (1): 213~ 216.
 - [5] Hager D Sabbick, Gerd Krulle. Numerical simulations of transients in feed systems of cryogenic rocket engines[R]. *AIAA-95-2967*.
 - [6] 程谋森, 刘 昆, 张育林. 低温推进剂供应管路预冷充填瞬变流计算[J]. *推进技术*, 2000, 21(5).
 - [7] Kalnin V M, Sherstiannikov V A. Hydrodynamic modelling of the starting process in liquid propellant engines[J]. *Acta Astronautica*, 1979, 8: 231~ 242.
 - [8] Alex Deabreu-Garcle J, et al. Analysis of the space shuttle main engine simulation [R]. *N93-20251 (NASA-CR-191063)*, 1993.
 - [9] 刘 昆. 分级燃烧循环液氧液氢发动机系统分布参数
 - [18] 倪维斗, 等. 热动力系统建模与控制的若干问题[M]. 北京: 科学出版社, 1996.
 - [19] 格里克曼 • •. 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.
 - [20] 陆曙军. 液体火箭发动机实时故障诊断与仿真[D]. 长沙: 国防科技大学, 1996.
 - [21] Lankford D W, Simmons M A, Heikkinen B D. A detailed numerical simulation of a liquid propellant rocket engine ground test experiment[R]. *AIAA* 92-3604.
 - [22] Schley C A, et al. Comparision of high pressure H₂/O₂ rocket model engine reference simulation[R]. *AIAA* 95-2429.
 - [23] Saravanan, Duyar A, Merrill W C, et al. Identification of space shuttle main engine dynamic models from firing data [R]. *AIAA-92-3317*.
 - [24] 程谋森, 张育林. 航天器推进系统管路充填过程动态特性(iv): 理论模型与仿真结果[J]. *推进技术*, 2000, 21 (2).
 - [25] 赵文涛, 王正华. 火箭发动机两相喷雾燃烧的并行虚拟机仿真[J]. *推进技术*, 1999, 20(4).
- (编辑: 王居信)