

计算流体动力学在液体火箭发动机中的应用*

王振国 吴晋湘 庄逢辰

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 对计算流体动力学(CFD)在液体火箭发动机中的应用情况进行了全面的回顾与分析,提出了今后的发展趋势与方向。

关键词 计算流体动力学;液体火箭发动机;数值模拟

分类号 O351.2; V434

完全的 Navier-Stokes 方程是非线性强烈相互耦合的偏微分方程组,求解起来存在多方面的困难。70年代以前,由于计算机容量和速度的限制,使得计算流体动力学还不能胜任火箭发动机的分析和设计任务。那时对液体火箭发动机性能的分析仅限于一维模型。只是到了80年代,随着计算机能力的巨大进展和计算方法的不断完善,多维模型的计算流体动力学方法才在液体火箭发动机中得到应用。

1 稳态一维模型

现有描述液体火箭发动机燃烧效率的一维模型有20个以上,所有的模型都是从分开建立气流和喷雾流流动的守恒定律开始的,而且具有如下共同的特点:(1)大多数模型都把流场处理成一维的;(2)大多数模型都只考虑完全雾化的喷雾场的燃烧,并假设此喷雾场又是均匀混合的,通过液流分解而形成的液滴尺寸分布,常常用一定的液滴尺寸分组数来代替,并且总数为状态量,有些模型则完全假设一些仅有代表性的液滴尺寸;(3)假设液滴的蒸发速度控制着燃烧过程。

文献[1~3]把流场处理成一维的,并忽略气体与喷雾场之间的相互关系,这样就可以不计算液滴速度、停留时间与液滴加热。假设蒸发速率与液滴直径成正比,对液滴的流动阻力和对流的影响均未考虑。这类模型的主要优点是可以得到解析解。

MIESSE^[4]、ADLER^[5]、BITTKER 和 BROKAW^[6]在一维模型中考虑了喷雾场与燃气之间的相互耦合。BITTKER 和 BROKAW 指出,雾化、蒸发和推进剂气相的混合决定了燃烧室中的燃烧时间。在MAYER^[7]的模型中,忽略了液滴的流动阻力和对流,不考虑气液两相之间的相对速度,所以,计算求得的特征速度效率较低。Spalding^[8]扩展了MAYER的模型,引入了气体与液滴之间的耦合。为了能够得到方程组的最终解析解,作如下假设:所有的液滴都具有相同的尺寸,且在燃料液滴与氧化剂液滴之间没有差别;反

* 1994年3月23日收稿

应速率与液滴直径成反比。在这一领域内, HEIDMANN 和 PRIEM 的模型^[9]被认为是最有意义的工作, 该模型提出推进剂蒸发作为液体推进剂火箭发动机燃烧室效率的决定性影响因素。对于在液流分解时形成的喷雾场, 第一次引入了实际的液滴尺寸分布, 并且考虑了液滴加热及其对蒸发的影响。对于气体与液滴之间同时发生的传热与传质则用文献[10]中导出的关系式, 方程组仅能求得数值解。在 60 年代, 一维流系统气体和喷雾场以及物性参数的模型, 最后由 BURSTEIN 等人^[11]和 LAMBIRIS 等人^[12]的著作所采用, 这时液滴尺寸分布是作为输入参数预先给定的。通过采用 GODSAVE 的液滴反应速率关系式^[13], 并把此关系式分别应用于燃料和氧化剂, 可描述在燃烧室轴线上变化的混合比(同燃烧室压力变化一道), 其余状态参数表示成发动机轴向坐标的函数。SUTTON 和 COMBS^[14]及 HAMMER、AGOSTA 和 PESCHKE^[15]等人的新模型对以前那些方法作了进一步的改进。

描述火箭发动机效率的一维模型的可应用性, 与输入量特别是流滴尺寸和液滴分布有非常强的依赖关系。喷注区和雾化区的输入数据描述得越精确, 用这些计算模型所预示的发动机效率就越可靠。因此, 为了求得描述喷雾场所必需的数据资料, 用模拟流体进行了广泛的实验研究。为了模拟液体推进剂, 用了水和熔蜡^[16]。PUPE 及其同事在 PASADENA 喷气推进实验室所进行的喷雾场分布的实验研究^[17~20]有特别的重要性。

由于一维模型不适于描述喷注区和雾化区内喷雾场的空间分布, 所以利用上述冷试求出了一些经验相关函数, 这些函数部分地作为计算模型的子程序输入。对于一定的喷注系统, 还提出了一些准一维模型, 这就是 SUTTON、COMBS 和 SCHUMAN^[21~23]等人对同轴式喷注式系统所发展的模型, 这一模型被应用到航天飞机主发动机的研制上。撞击喷注系统直接在喷注面的后面把液流转变为喷雾场, 而与此相反, 同轴式喷注系统的中心液流却在燃烧室内运动得相当远, 这样, 雾化、蒸发和化学反应在喷流长度上强烈地耦合。在冷试中模拟这个过程, 虽然能够再现混合比分布, 但却不能再现由雾化过程所部分形成的燃烧。对于连接着的流管模型, 相关函数或准一维计算模型提供了输入量。于是, 燃烧室就按可选择的流管数目来分配, 这些流管由于从喷注器头部所形成的流强、混合比和流滴尺寸的不同值而相互不同。研究指出, 相邻流管之间的湍流交换进行很慢, 所以对于火箭发动机燃烧室中典型的气体停留时间来说, 这种交换仅有次要的作用。

在这期间, 这些计算模型中, COMBS, CHADWICK 和 CAMPBELL 的模型^[24]在 Rocketdyne 所发展的 DER (Distributed Energy Release) 程序得到了最广泛的传播。该模型对每个流管都采用一维燃烧模型, 在这种情况下, 联立解所有流管的方程组。每个流管的横截面可沿燃烧室轴线变化, 但所有流管要相互联系, 使得所有流管的总横截面积总是与燃烧室的横截面积相对应。

2 非稳态一维模型

非稳态一维模型主要是为预测火箭发动机燃烧室内燃烧过程稳定性指标而发展起来的。试验观测与记录表明, 液体火箭发动机燃烧室内的工作过程从来就不是完全平稳的, 非稳态运动总是存在, 或以随机脉动(噪音)的形式出现, 或以有序振动——通常被称为“燃烧不稳定性”的形式出现。

最先用数值方法来分析燃烧不稳定性的是 Priem 和 Guenter^[25]，它们通过数值求解一维两相流守恒方程来分析液体火箭发动机燃烧不稳定性问题。在守恒方程中考虑了粘性效应和热传导的影响，并且假定：(1) 液滴蒸发为控制过程，燃烧速率等于蒸发速率；(2) 蒸发推进剂液滴对气体动力学扰动波的响应能和液滴稳态蒸发关系式联系起来；(3) 燃烧室由许多 Δr (径向) 和 Δz (轴向) 都非常小的环面组成；(4) 环面内的质量、动量和能量守恒。Hoffman、Weight 和 Breen^[26]对 Priem 模型进行了修正，考虑了由于液滴阻力产生的两相间的动量和能量交换。推进剂液雾分析，分别考虑双组元推进剂中两相间的热量和质量交换，在写出控制方程时把燃烧速率表示成为燃料和氧化剂燃烧速率之和，这样的公式可以处理具有完全不同特性的燃料和氧气剂喷雾。模型中还改进了单滴蒸发公式。Campbell、Chadwick 和 Coultas^[27]把 Priem 模型用到了高压燃烧室的燃烧稳定性分析。针对液滴的超临界环境对其模型作了相应的修正。Lorenzetto 和 Crocco^[28]把 Priem 模型的假设从三个方面加以推广：(1) 考虑有限长度 l 的二维燃烧；(2) 对于液滴引入时间相关性参数 τ ($\tau=b/u_r$ 这里 b 是液滴消失的位置， u_r 是液滴的速度，假设为常数)；(3) 取消对质量、动量和能量假设为常数的限制。作者采用将与扰动振幅有关的小参数的指数展开的方法来求解气相控制方程组。结果表明，在环形燃烧室内的激波型波动具有横向振型不稳定性的特征，这正好证实了在试验中所观察到的结果。S. Z. Burstein 等人^[29-30]采用二维周向表面 ($\theta-x$) 横型模拟了环形发动机完全非线性流场，控制方程采用的是变截面二维两相流动方程组，没有考虑湍流效应、粘性效应，也没有考虑热流的影响。此模型能分析带隔板或不带隔板发动机的稳定性 (最多可以考虑六片隔板)。1974 年，Oberg 等人^[31]利用 Priem 模型分析了带声腔和不带声腔的液体火箭发动机的稳定性问题。总之，Priem 提出一维非稳态模型以后，许多作者对此模型进行了修改和改进，但其基本的东西却都是一样的。

3 稳态多维模型

发生在液体火箭发动机内的燃烧过程被公认为是所有燃烧与流动现象中最复杂的，必须用完全的 Navier-Stokes 方程 (包括化学反应) 进行描述，才能对这种燃烧过程有全面的了解。求解完全的 Navier-Stokes 方程一方面对计算机容量有较高的要求，另一方面又需要有稳定而有效的算法。所以 1982 年以前，由于计算机的容量和速度的限制，计算方法也不成熟，使得计算流体动力学还不能胜任火箭发动机的分析与设计任务时，火箭发动机专家都不认为计算流体动力学是火箭发动机分析和设计的有效工具^[32]。

70 年代末以来，计算机的能力有了巨大的进展，1983 年 NASA Marshall Space Flight Center (MSFC) 开始考虑将 CFD 引进火箭发动机的设计过程，1984 年召开了第一次计算流体力学会议，1987 年 5 月在 MSFC 成立了计算流体力学部。通过 1983 年以来的实践，逐渐明确在火箭发动机研制中，CFD 的主要作用是降低费用和提高性能与可靠性。现在，在 NASA MSFC 已在许多方面应用 CFD。在 MSFC 发展 CFD 的目的主要是支持项目研制计划，发展方法学和发展硬件的新概念。在初步设计阶段，CFD 的作用是对各部件的特定性能进行参数敏感度分析。当进入硬件设计阶段，要进行设计的验证和了解试验中发生的异常现象，以便完成和改进设计。

针对液氧液氢火箭发动机的工作过程 P. Y. Liang 在 Rocketdyne 发展了 ARICC (Advanced Rocket Injector/Combustor Code) 程序^[33]。该程序除了能模拟燃烧室内的气相流体动力学与湍流的质量、能量和动量输运之外, 还有能力模拟发生在火箭发动机燃烧室内的化学过程、流体流动过程和热过程。除此之外, ARICC 程序还能模拟复杂喷注器燃烧室几何形状、Lagrangian 坐标系下的液滴跟踪(轨道模型)、完全的多组分化学平衡反应和动力学控制反应, 以及液体射流喷射的流体体积分数(VOF)描述。程序中包括了雾化模型和液滴动力学模型。据称, ARICC 程序虽然是针对液氧/液氢推进剂组合而发展的, 但其它的双组元推进剂火箭发动机也能使用, 并且于 1984 年开始发展三维模型。不过, 这两方面一直没有见报道。

Przekwas^[34]采用 Eulerian-Lagrangian 方法来模拟火箭发动机燃烧室内气-液两相喷雾的流动、蒸发和燃烧, 发展了 REFLAN3D-SPRAY (Reactive Flow Analyzer 3-Dimensional, With two-phase spray) 程序。此程序是针对液氧/煤油双组元液体火箭发动机而发展的, 模型假定液氧一喷入燃烧室便立即蒸发完毕, 所以实际计算中只考虑了煤油滴的运动和蒸发。液滴的运动是在 Lagrangian 坐标系下描述的, 而气相流场则是在 Eulerian 坐标系下描述。模型考虑两相间质量传递、动量传递和能量传递。对控制方程离散时采用的是非正交贴体网格, 且求解是在物理坐标系上进行的。湍流模型采用的是 $k-\epsilon$ 双方程模型; 燃烧模型则采用的是单步反应模型和两步反应模型; 辐射模型采用的是六通量模型。模型采用控制容积法对微分方程离散化, 在推导差分方程时采用了交错网格和迎风差分格式。气相方程求解采用的是 SIMPLE 算法, 液滴运动方程则是采用的局部线化求解解析解的方法。作者用 REFLAN3D-SPRAY 程序研究了喷注器喷注异常对发动机工作过程的影响。

在文献[35]中, Przekwas 采用和上面基本相同的模型, 模拟和分析了 SSME 推力室(燃烧室加上喷管)的湍流反应流动。模型中湍流化学反应采用的是有限反应速率假设, 并且给出了一个 Arrhenius 形式的反应速率公式, 网格用的是斜交网格。计算了发动机的推力和比冲, 给出了全流场的速度向量图和马赫线的等值线分布。

Prakash 等人^[36]采用气-气扩散模型对 SSME 预燃室内氢氧在超临界压力下的燃烧进行了分析。模型是在 Eulerian-Eulerian 坐标系下描述的。燃烧是受气团的扩散所控制的。湍流模型用的是 $k-\epsilon$ 双方程模型; 燃烧模型采用的是 Spalding 的快速反应模型。数值计算中采用了物理平面上的正交矩形网格, 控制方程用凤凰(PHOENICS)^[37]程序求解。

文献[38]中, Liang 等人用 ARICC 程序模拟了 SSME 预燃室中的燃烧流动过程, 主要分析了分别由两种不同结构型式的喷嘴组成的预燃室内的流场特性, 研究喷嘴结构参数对燃烧过程的影响, 但此模型没有涉及到跨音速流场计算的问题。

Larosiliere 等^[39-40]用 CFD 方法分析了双组元可贮存推进剂小发动机(用于飞行器轨道转移)燃烧室内的工作过程。模型是用 Eulerian-Lagrangian 坐标系中描述的。湍流燃烧用的是 EBU 模型, 并且考虑了液滴与液滴之间的碰撞效应和液滴二次雾化的影响, 气相控制方程求解用的是 KIVA-II 程序(可以求解湍流两相化学反应流动方程)。

Jiang 和 Chiang^[41]计算了液体双组元变推力发动机推力室内的工作过程。模型采用的是 Eulerian-Eulerian 坐标系。网格用的是任意斜交贴体网格系统, 方程的求解是在计

算平面上进行的；湍流燃烧模型为 EBU 模型。控制方程求解用的是 GEMCHIP^[42]程序（该程序用的是 SIMPLER 算法）。作者研究了不同液滴平均直径对燃烧效率的影响，并且得出结论：对于可贮存推进剂变推力发动机存在有一个最佳雾化条件。

J. Lohr 和 H. Trinh^[43]用 CFD 方法分析了液体火箭发动机喷注器单元的混合特性。作者计算使用的是 REFLEQS (Reactive Flow Equations Solver) 程序^[44]，该程序用有限容积法来求解（控制）偏微分方程；研究了喷嘴结构参数和工作参数对混合过程的影响。

4 非稳态多维模型

1984 年 M. Habiballah 和 H. monin 首次发表了他们的文章^[45]，对 Viking 发动机燃烧室内的气液两相流动进行了分析。模型认为气相由两种液滴蒸汽 (UDMH 和 N_2O_4) 和燃气产物三种成分组成；液滴分成许多组，每组包括的液滴具有相同的化学成分、平均直径、速度和温度。采用 Eulerian—Eulerian 坐标系来描述两相流的流动过程，即假设液雾为拟流体。模型中考虑了气液两相间的质量交换、动量交换和能量交换；湍流效应采用的是亚网格尺度模型；气相反应假设为简单一步反应，其反应速率为 Arrhenius 模型；液滴蒸发速率采用的是稳态蒸发模型，强迫对流效应则用“折算薄膜”理论来考虑。控制方程的求解程序是 PHEDRE。这是欧空局自己发展的程序。

文献[46]只是对上文中的液滴蒸发模型作了一点改进，考虑了液滴蒸发速率对环境室压波动的影响延迟，以此考虑液滴蒸发和室压波动之间的耦合关系。文献[45,46]的数值求解区域都是二维矩形域。

文献[47]首先把计算域推广到了二维带收敛——扩张管的燃烧室中，这样在控制方程中就增加了变截面项。模型同时考虑了推进剂径向喷射所带来的影响；蒸发速率针对 UDMH 和 N_2O_4 分别给出了它们的经验关系式，液滴尺寸分布给出了一个对数分布函数。其它因素的影响和文献[45]、[46]中的考虑没有大的差别。

文献[48]中作者首次把他们的模型用在了“Vulcain”液氧/液氢发动机的稳定性的分析，并且首次引进了一个谐振器的模型。通过对燃气发生器推力室的数值模拟，作者得出结论：模型能够预测环形燃烧室对工作条件扰动的稳定性响应，也能预测隔板和谐振器的阻尼效应。

进入 90 年代以后，美国在用 CFD 方法进行液体火箭发动机燃烧室工作过程稳定性评估方面陆续发表了许多文章，对稳定性机理和数值方法进行了大量的研究。

宾西法尼亚大学的 J. M. Grenda 研究小组应用三维欧拉方程组，采用混合有限差分/频谱方法进行了燃烧室准二维、三维流场计算。计算结果与一维解析解比较，考察了计算方法的可靠性。计算中不稳定燃烧模型使用的是 P. J. Prem 双参数唯象模型^[49~51]。

田纳西州大学宇航学院的 R. J. Litchford 研究小组应用等效圆环模型和较完善的物理、化学过程子模型完成了二维数值分析，得到了液体火箭发动机纵向和切向不稳定燃烧的分析结果^[52~53]。

阿拉巴马州的 Y. M. Kim 和 L. P. Chen 应用二维 N—S 方程对发动机燃烧不稳定性进行了数值分析。计算结果表明，液滴尺寸和燃烧室结构参数对燃烧稳定性有重要影响，隔板对不稳定燃烧有明显的抑制作用^[54~55]。

综上所述, 经过长期的努力, 目前计算流体力学在液体火箭发动机中的应用已取得显著进展。应用现在的一些程序已经能够对发动机稳态工作过程进行定量和定性分析, 得到发动机工作参数和结构参数对其性能和稳定性的影响规律, 为发动机的改进提供理论依据。但由于火箭发动机内部流动、燃烧和传热过程的复杂性, 对其进行准确的数值模拟是非常困难的。今后应该在以下几个方面进行研究:

(1) 液体火箭发动机内部工作过程的气液两相湍流带有化学反应的三维流动的建模问题, 包括稳态、非稳态模型和辅助方程;

(2) 有燃烧的气液两相湍流流动的稳态和非稳态湍流模型及三维数值模拟方法问题;

(3) 液体火箭发动机喷管内气液两相湍流化学反应流动的三维跨音速流场计算问题;

(4) 高温、高压条件下推进剂的喷射与雾化问题;

(5) 高温、高压条件下液滴的运动、蒸发与燃烧过程的稳态和非稳态数值计算模型的建立及与气液两相湍流运动的相互耦合问题;

(6) 高温、高压条件下喷注器面附近喷雾中液滴的扩散与二次雾化问题。

(7) 求解液体火箭发动机内部工作过程控制方程组的快速收敛的数值计算方法。

参 考 文 献

- 1 R P PROPERT. *Philosophical Magazine and Journal of Science*, 1946, 37: 94
- 2 Y TANASAWA, T TEISMA. *Bulletin JSME*, 1958, 36
- 3 F A Williams. *Combustion Theory*, Reading/Mass: Addison-Wesley, 1965 (536.46/w723)
- 4 C C MIESSE. *Industrial and Engineering Chemistry*, 1958, 50: 1303~1304
- 5 J ADLER. *ARC Techn. Report*, 1959, 20: 180~446
- 6 D A BITTKER, R S BROKAW. *ARS-Journal*, 1960, 30(2): 179
- 7 E MAYER. *ARS J.* 1959, 29(7): 505
- 8 D B SPALDING. *ARC Techn. Reoprt*, 1959, 20~125
- 9 PRIEM, R J HEIDMANN, M F, *NACA TR R-67*, 1960
- 10 E L WAKILL, M M PRIEM, R J BRIKOWSKI, *NACA TN* — 3490, 1956
- 11 BURSTEIN, S Z HAMMER, S S AGOSTA, V. D., *Results, Progress in Astronautics and Rocketry*, Academic Press, 1962, 6
- 12 LAMBIRIS, S COMBS, L P LEVINE, R S. . *Combustion and Propulsion, Fifth AGARD Colloquium on High Temperature Phenomena*, Mcmillan Comp. , Baltimore , 1962
- 13 CODSAVE, G A E. *Fourth Symposium (International) on Combustion*, 1953, 818~830
- 14 SUTTON, R D COMBS, L P. *IAF49(632)-1705*, 1970
- 15 HAMMER, S S AGOSTA, V D PESCHKE, W T. *AD-258255*
- 16 BURICK, R J. *NASA CR-120936*, 1972
- 17 RUPE. J H. *NASA CR-84302*
- 18 RUPE J H. *Progress Report Pasadena*, 1956, 20~195
- 19 RUPE, J. H. *JPL Progress Report, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena*, 1956, 20~209
- 20 RIEBLING R W *Journal of Spacecraft* 4, 1967, (6): 817~819
- 21 COMBS, L P SCHUMAN, M. D. *AD-623401*
- 22 SUTTON, R. D. ph. D. Thesis, University of California, Berkeley, Sept. 1971
- 23 SUTTON, R D SCHUMAN, M. D. *Research Memorandum, Rocketdync*, 1970
- 24 COMBS, L P CHADWICK, W. D. *NASA CR-111000*, 1970

- 25 R J Priem and D C Guentert, NASA TN D-1409, October, 1962
- 26 R J Hoffman, R W Wright and B P Breen. NASA CR-920, Jan. 1968
- 27 D T Campbell, W D Chadwick and T A Coultas. AD-846889, 1968
- 28 J H Lorenzetto and L Crocco. NASA CR-120781, Sept. 1971
- 29 S Z Burstein and H S Schechter. NASA CR-115872, August, 1970
- 30 S Z Burstein, W Chinitz and H S Schechter, AIAA; 72~1146
- 31 C L Oberg, R C Kesselring and C Warner NASA CR-134387, June. 1974
- 32 陈启智. 国外液体火箭发动机研究新进展综述. (中国)液体火箭推进技术联合研究中心成立暨第一届学术研讨会报告, 1992
- 33 P Y Liang NASA CP-2372 1984, 696~716
- 34 A J Przekwas, A K Singhal and L T Tan. NASA CR-174702
- 35 A J Przekwas, AIAA-86~1517
- 36 C Prakash, A K Singhal. AIAA-86~1425
- 37 D B Spalding. CHAM Report CFD/84/18, 1984
- 38 R Y Liang, R J Jensen and Y M Chang. AIAA-86~0454
- 39 L M Larosiliere and San Mou Jeng. AIAA 91~2197
- 40 M G Giridharan, J G Lee, A Krishnan and A J Przekwas. AIAA 92~3768
- 41 T L Jiang, W T Chiang and S D Jang. AIAA 92~3769
- 42 周晓青. 两相紊流燃烧及其数值计算. 航空工业部第六〇六研究所, 1984
- 43 J Lohr and H Trinh. AIAA 92~3767
- 44 A J Przekwas, S D Habchi. CFDRC Report GR-88-4, Jan 1990
- 45 M Habiballah and H Monin. 9th. Int. Conf. on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Saclay 1994
- 46 M Habiballah, B. Marraffa and H Monin. 10th Int. Colloquium on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Berkely, 1986
- 47 M Habiballah, D Lourme, F Pit. AIAA 88~0086
- 48 I Dubois, M Habiballah. A91~41636
- 49 J M Grenda, S Venkateswaran and C L Merkle. AIAA 92~3764
- 50 S Venkateswaran, J M Grenda and C L Merkle. AIAA 91~1609
- 51 J M Grenda, S Venkateswaran and C L Merkle. AIAA 91~2085
- 52 S M Jeng and R J Litchford, AIAA 91~1985
- 53 R J Litchford, S M Jeng. AIAA 92~3227
- 54 Y M Kim, C P Chen, J P Ziebarth. AIAA 93~3763
- 55 Y M Kim, C P Chen and J P Ziebarth. AIAA 92~0775

Application of CFD in Liquid Rocket Engine

Wang Zhenguo · Wu Jinxiang · Zhuang Fengchen

(Department of Astronautics Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract

This paper overviews the application of computational fluid dynamics in liquid propellant rocket engine, presents its trends of development in future.

Key words computational fluid dynamics; liquid rocket engine; numerical simulation