

燃烧室数值仿真研究现状与发展趋势

The Progress on Numerical Simulation of Combustion Chamber

■ 静大亮 王珂 陈曦/中国航发研究院 林宏军/中国航发动动力所 肖为/中国航发动力所
王方/北京航空航天大学 任祝寅/清华大学

在航空发动机燃烧室的设计过程中,研发人员需要攻克结构的复杂性、燃烧组织的多样性、内部化学反应过程的多变性等诸多难题,而数值仿真技术的快速发展为降低研发难度和缩短研发周期提供了一条重要途径。

燃烧室是航空发动机实现能量转化的核心部件之一,它的设计直接影响到整机的性能。典型发动机燃烧室结构如图1所示,其结构的复杂性、燃烧组织的多样性、内部化学反应过程的多变性,决定了发动机燃烧室的设计具有技术难度大、研发周期长、研制风险高等特点,其研发过程仍需依赖大量的物理试验。

随着现代数学方法、计算机技术和仿真实理论的迅速发展,与燃烧室数值模拟相关的物理化学模型不断完善,数值仿真技术逐渐在燃烧室设计技术研究和工程研制中得到了应用。目前,燃烧仿真技术在工程上的应用已经贯穿了燃烧室设计、试验、制造、服务保障等产品研发和发展的全生命周期,发挥了仿真技术在燃烧室设计和研制中“以虚辅实、以虚补实、以虚预实、以虚代实”的作用。

本文对国内外航空发动机燃烧室仿真技术研究现状、差距以及未来发展趋势进行探讨。

国外航空发动机燃烧室仿真技术现状

早在20世纪70年代后期,美欧等航

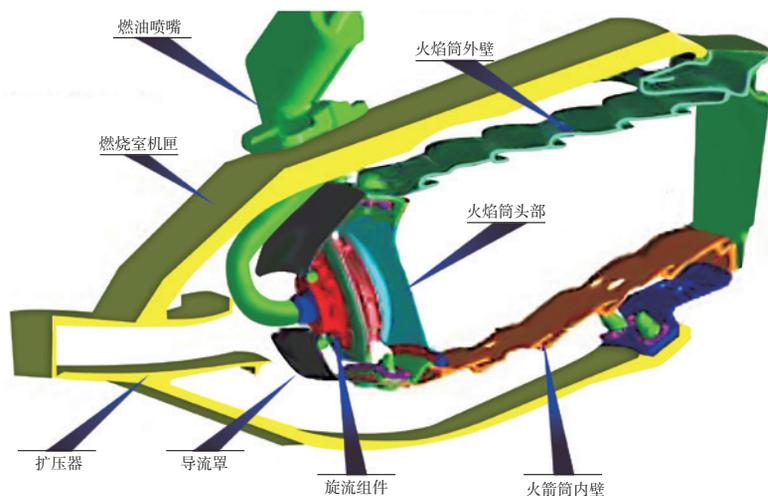


图1 典型航空发动燃烧室结构

空发达国家就相继制订并实施了针对航空发动机的数值仿真计划。例如,美国先后实施了燃烧室模拟评估(CME)、国家燃烧计算模块(NCC)、先进模拟和计算(ASC)、燃烧室设计模拟评估(CDME)、推进系统数值仿真(NPSS)等一系列数值模拟领域的重大研究计划,开发了可用于燃烧室气动稳态模拟的国家燃烧代码(NCC)等发动机数值计算核心软件。同时,各航空发动机制造商,如美国GE公司、普惠公司和英国罗罗公司等,也针对各自的工程研究需要,开发了专门的燃烧室性能仿

真软件或物理仿真模型,并结合商用计算流体力学(CFD)程序(如ANSYS Fluent)用于生产型和研究型燃烧室的性能预估,并指导燃烧室设计与研制。目前,燃烧室的工程数值模拟主要依靠传统的雷诺平均法(RANS),虽然在一定程度上可满足工程应用要求,但还达不到实际燃烧室设计及研究需要的精度。

当前,燃烧室数值仿真技术进一步朝着高保真、高效的方向发展。美国国家航空航天局(NASA)在最新公布的《CFD2030年远景规划》中也将航空发动机燃烧室高

保真、高效模拟列为四个CFD应用重大挑战性和亟须解决问题之一。随着燃烧数值模拟技术的发展,各研究机构对燃烧室数值仿真的精度提出了更高的要求,例如,美国GE公司燃烧室设计(CCD)软件对下一代燃烧综合性能模拟计算工具的预测精度提出了更高要求。高保真、高效燃烧数值仿真技术的需求,对燃烧室内强旋流、三维、非定常两相多物理过程耦合的物理过程建模和数值方法提出了新的挑战。当前,大涡模拟(LES)方法已逐渐成为模拟发动机燃烧过程的一种有效方法和发展趋势。大涡模拟是介于雷诺平均和直接数值模拟之间、精度较高但又经济可行的一种湍流燃烧模拟方法。GE公司、普惠公司从2008年左右开始大力推广大涡模拟方法在发动机燃烧室设计和优化中的应用。如图2所示,CPD、AVBP、ANSYS Fluent等商用软件中集成的大涡模拟方法,已经应用在研究发动机燃烧点火/熄火、雾化燃烧过程和出口温度分布、燃烧不稳定性、污染物生成等重要的工程实际问题中。值得一提的是,欧洲科学计算研究中心(CERFACS)在最近10年内完善并促进了燃烧大涡模拟在发动机研究中的应用。

燃烧模型方面,当前以基于总

包反应的有限速率模型、火焰面类模型和基于有限速率的燃烧模型(如概率密度函数类)大类模型为主。基于总包反应的有限速率模型,如涡破碎模型、加厚火焰面模型等因未考虑详细化学反应动力学,不能准确模拟点火/熄火和污染物排放等关键物理过程。早期基于火焰面燃烧模型的CFD模拟广泛应用于发动机燃烧室出口温度分布、熄火和燃烧不稳定性的研究。火焰面类燃烧模型能够高效模拟湍流-化学反应弱相互作用下层流火焰结构未受扰动情况,但是不能准确刻画发动机真实状态下湍流-化学反应之间的强相互作用,如出现局部熄火/再燃,同样不能准确模拟发动机点火火核形成和氮氧化物、炭烟等污染物排放关键问题。而概率密度函数燃烧模型,如蒙特卡罗(Monte Carlo)或随机场概率密度函数法等,能够准确地描述极限条件下燃烧有限化学反应速率的影响,从而能够准确刻画强湍流-化学反应相互作用,准确预测发动机点火过程和污染物排放。如图2所示,2015年GE公司已经运用基于详细化学反应动力学的有限速率燃烧模型预测航空发动机的污染物排放问题。为进一步提高发动机燃烧仿真效率,当前高效、通用的自适应湍流燃烧建模是一个国际

上研究的热点。自适应模型将兼顾仿真精度和计算效率,根据局部火焰和湍流-化学反应相互作用特性来选择合适的湍流燃烧模型。

燃烧室高保真数值仿真对两相雾化/蒸发过程等模型的构建也提出了新的要求和挑战。燃料雾化过程按先后顺序可再分为初始雾化及二次雾化两个过程,国际上开展了大量对二次雾化机理的研究,并在此基础上建立了相应的模型。但对于初始雾化机理认识还不够清晰,欠缺完整的各影响因素的作用机理和规律研究,而初始雾化过程对后续的二次雾化及整个雾化性能起着决定性的作用,需进一步开展初始雾化机理研究,完善适用于发动机实际工况的初始雾化模型。另外,主燃烧室和加力燃烧室均存在过程更为复杂的油膜雾化状况,包含液滴吸收、溅射、表面脱离和边界分离等一系列物理子过程,其雾化机理的解释和预测模型尚不成熟,针对该过程的数值方法也在逐步发展之中。蒸发方面,目前常用的蒸发模型是一维简化蒸发模型,缺乏适合燃烧室应用的考虑高温、低氧、对流、国产航空煤油性质等多因素的蒸发模型,缺乏针对燃烧室宽工况范围的有效检验。因此,构建宽工况下基于国产航空煤油的高精度两相雾化蒸发模型具有迫切的必要性。



火焰面模型

(PW6000燃烧大涡模拟, CDP, 2005年)



增厚火焰面模型

(航空发动机点火大涡模拟, AVBP, 2008年)



有限速率模型

(GE航空发动机燃烧大涡模拟, Fluent, 2015年)

图2 大涡模拟在航空发动燃烧数值仿真上的应用

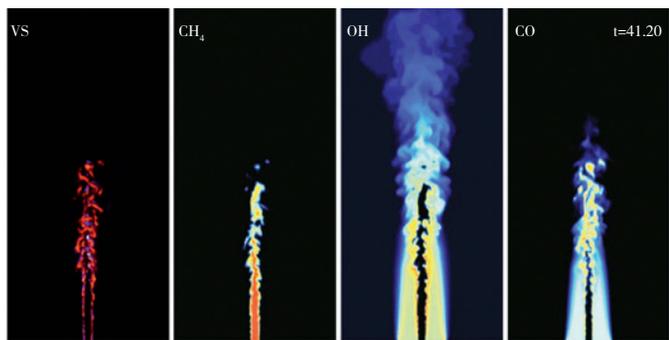


图3 湍流预混火焰的大涡模拟/概率密度函数验证

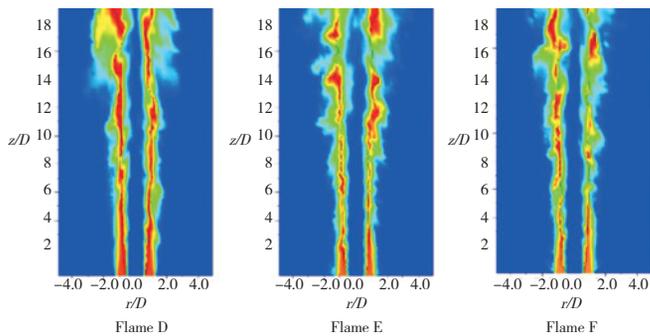


图4 非预混火焰大涡模拟/随机场概率密度函数

当前国际上已具备大涡模拟功能的主流软件，如ANSYS Fluent、AVBP、Cascade等，在两相雾化、蒸发和燃烧模型等方面模型单一或不完善。比如，AVBP或Cascade只有单一的加厚火焰面或火焰面反应进程标量模型，没有准确考虑基于有限速率的化学反应动力学影响，不能准确模拟点/熄火和污染物排放；虽然ANSYS Fluent和Star-CCM+等通用物理模型较全，但对两相雾化、蒸发等模型需要进一步完善，缺乏高效、自适应燃烧模型。针对先进发动机宽压力、强湍流的燃烧模拟，基于概率密度函数燃烧模型的高效、通用的自适应湍流燃烧模型是当前一个研究的热点。

国内航空发动机燃烧室仿真技术现状

我国的航空发动机燃烧仿真技术的研究始于20世纪80年代，随着国际燃烧室设计技术的快速发展，各大科研院所先后开展了大量针对商业软件的燃烧计算应用、验证与确认工作，对湍流模型、网格策略、进出口边界等开展了不同应用场景下的研究与验证。然而，现有的商业燃烧仿真软件的代码完全封闭，二次开发权限极为有限，并且无法为国内提供先进的两

相湍流燃烧模型，导致国内科研院所无法基于商业燃烧仿真软件进一步提升航空发动机燃烧室两相湍流燃烧仿真能力。由此可见，燃烧室仿真的瓶颈在于高保真物理模型开发、自主仿真软件的研制。中国航空发动机研究院基于开源代码发展了工程燃烧仿真软件COURAGE。该软件可基于任意形式的非结构化网格开展计算，核心求解器具备RANS/LES湍流模型、基本两相雾化和蒸发、辐射等物理模型。

在燃烧模型方面，该软件采取基于有限化学反应速率燃烧模型的技术路线，直接求解组分输运方程，从而能够把详细化学反应动力学直接用于CFD模拟。北京航空航天大学航空发动机数值仿真中心开发了三维两相湍流燃烧仿真AECSC软件，该软件燃烧模型采用随机场法的联合概率密度函数输运模型，该燃烧模型对湍流燃烧中温度、组分场特别是污染物的预测有明显的优势。

在湍流燃烧物理建模方面，清华大学、北京航空航天大学、中国科学技术大学等基于自主燃烧仿真软件开展了大量的物理模型研究和验证工作，其中包括RANS/LES混合湍流模型、随机场和蒙特卡罗概率密度函数燃烧模型建模、燃烧特征时间尺度模型、标量小尺度混合模



图5 钝体预混火焰大涡模拟/随机场概率密度函数

型、污染物模型以及雾化蒸发模型的构建等，这些模型均已在简单实验室火焰的大涡模拟中进行了充分的验证，如图3、图4和图5所示。

另外，清华大学、北京航空航天大学、上海交通大学、四川大学等还在航空煤油机理简化和高效应用方面做了大量的前沿工作。中国航空发动机研究院、中国科学院过程工程研究所、西北工业大学、浙江大学等单位开展了大量基于水平集-流体体积耦合法 (Coupled Level Set and Volume of Fluid, CLSVOF)、光滑粒子流体动力学 (Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH) 等方法的雾化仿真方法研究，如图6所示。此外，在针对工程适用的燃烧室计算方法验证中，中国航发沈阳发动机研究所、中国航发湖南动力机械研究所等主机所开展了大量的工作，基于模型和全环主燃烧室以及加力燃烧室，开展了燃烧室全流动域数值仿真和性能计算分析与仿真验证工作，初步建立了较为完整的试

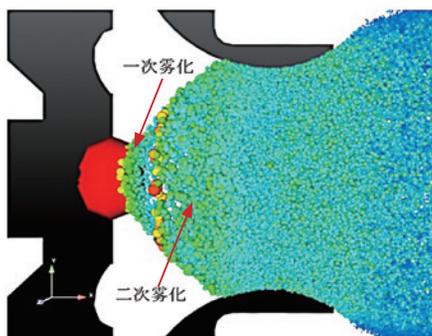


图6 燃烧室内燃油雾化模拟

验数据库。

总体而言，国内自主仿真软件开发和国际发展趋势一致，积累了一定经验：初步具备了航空发动机燃烧室设计仿真体系建设的能力；在湍流模型、两相湍流燃烧模型、雾化蒸发模型等物理模型研究方面取得了显著的进展；在软件平台开发，软件验证与确认、验证试验数据库建设等方面已经有了一定程度的发展。

国内燃烧室仿真技术的差距及未来发展趋势

通过多年来燃烧数值仿真技术研究的开展，国内已经基本具备了燃烧仿真软件开发和工程应用的基础，与国外相比，主要技术差距与未来发展方向包括：

- 燃烧室的设计和性能评估，仍然主要依赖商用软件开展，但是商用软件无法确保燃烧室工程设计中特定状态下的计算精度，难以满足型号设计的特殊需求，无法获得有效的预测结果；

- 国内工程常用的燃烧数值模拟方法仍主要依靠传统的雷诺平均法，虽在一定程度上可满足工程应用，但还达不到实际燃烧室设计所需的精度，大涡模拟方法在软件上的应

用研究仍不充分；

- 国内自主开发软件中的湍流燃烧模型较为薄弱，两相雾化、蒸发模型单一或不完善，用于燃烧计算的化学反应机理过于简单，尤其是国产航空煤油的构成和反应机理尚不明确，简化机理缺失；

- 国内用于软件验证的燃烧室构型相对有限，可直接用于软件验证试验数据缺乏，无法有效地开展软件计算精度及其通用性的验证和确认；

- 国内软件的开发均集中于高校或行业内各单位的自发研究，高校与工程单位的交互较差，并未形成有效的联合工作团队，不利于软件的完善、发展和后续软件的工程应用及推广。

总体而言，我国在燃烧仿真软件的开发、完善、工程应用和验证上仍有较大的差距，仍需在湍流燃烧模型、雾化蒸发模型构建，高效并行软件平台开发、燃烧软件的验证与确认，以及验证试验数据库的建设等方面开展深入研究。随着世界范围内燃烧数值仿真技术的不断发展，先进航空发动机燃烧室的设计对仿真精度也提出了更高的要求，未来的燃烧室数值仿真技术将进一步朝着高保真、高效的趋势发展，这将对燃烧室内强旋流、三维、非定常两相多物理过程耦合的物理建模和数值方法提出了新的挑战。在强旋流、三维、非定常的流场解析中，大涡模拟方法能够对燃烧场中大尺度的流动结构准确的求解，是介于雷诺平均和直接数值模拟之间、精度较高但又经济可行的一种湍流燃烧模拟方法，已逐渐成为模拟发动机燃烧过程的一种有效手段和发

展方向；在两相雾化蒸发模型方面，受限于试验技术难度，现有雾化模型在实际燃烧室模拟中的适用性尚有待验证，而采用基于水平集-流体体积耦合法的高精度雾化数值模拟方法来开展燃烧室复杂高温环境下的雾化机理研究，将成为雾化模型开发优化与验证的一种重要途径；在燃烧模型方面，针对先进发动机宽压力、强湍流的燃烧模拟，基于概率密度函数燃烧模型的高效、通用的自适应湍流燃烧建模是一个国际上研究的热点，自适应模型将兼顾仿真精度和计算效率，根据局部火焰和湍流-化学反应相互作用特性来选择合适的湍流燃烧模型，进而显著提高发动机燃烧仿真效率。

结束语

随着燃烧理论的突破和算法的改进，国际上燃烧室数值仿真技术已得到了大量的工程应用，使得燃烧室的工程研制周期缩短、研发成本大幅降低。国内起步稍晚，目前以各航空院所及主流高校为代表在该领域已初步具备了航空发动机燃烧室设计仿真体系建设的能力。而未来燃烧室仿真技术的发展，将需要在高保真数值模拟方法、湍流燃烧模型、雾化蒸发模型构建，高效并行软件平台开发、燃烧软件的验证与确认，以及验证试验数据库的建设等方面开展深入工作，进而为推进数值仿真技术在航空发动机工程设计上的应用提供支撑，实现航空发动机设计研发从“传统设计”走向“预测设计”的最终目标。

航空动力

（静大亮，中国航空发动机研究院，高级工程师，主要从事航空发动机燃烧仿真软件研发与工程应用研究。）