

发动机湍流燃烧基础

湍流燃烧是航空/空天发动机实现燃料化学能向热能快速转化的重要形式,也是发动机实现热功转化的重要前提。湍流与化学反应的有效匹配直接关系燃烧室火焰稳定、燃烧效率等性能。随着先进航空发动机向着高温升、低污染排放、近极限工作条件的方向发展,湍流与化学反应间的有效匹配迎来新的挑战,发动机燃烧室可能面临火焰稳定困难、污染物排放高、喷嘴积碳、局部热点、高空熄火、燃烧振荡等一系列问题。加深对流动、雾化、蒸发、反应等多物理过程耦合的湍流燃烧基本现象和规律的深刻认识是有效调控、匹配湍流与化学反应,实现先进发动机燃烧室高效、稳定、清洁燃烧的关键。

本章将介绍湍流燃烧的基本特性、控制方程及发动机湍流燃烧数值仿真的研究进展。

1.1 湍流燃烧基本特性和控制方程

1.1.1 湍流燃烧基本特性

湍流燃烧是燃烧科学中最具挑战性的研究领域之一。发动机燃烧室需要在毫秒量级的时间内实现燃料和空气的快速混合和充分稳定的燃烧,涉及湍流、化学反应等复杂物理化学过程之间的相互作用。研究发动机湍流燃烧的难点主要源于湍流的多尺度效应、湍流燃烧过程的多物理耦合及化学反应动力学的复杂性这三方面因素。

首先,湍流本身具有多尺度特性。湍流流动相关理论已在经典著作如 *The Structure of Inhomogeneous Turbulent Flows*、*Turbulent Flows* 中得到了充分介绍。从物理结构上,湍流中分布着无数大小和形状各不相同的涡旋(turbulent eddies),如图 1.1 所示,涡的尺度与旋转方向分布随机。大尺度涡主要受惯性力影

响,而小尺度涡主要由黏性力决定。大尺度涡拉伸破裂后形成小尺度涡,小尺度涡拉伸破裂后形成更小尺度涡。在充分发展的湍流区域内,大尺度涡不断从主流获得能量,通过涡之间的相互作用,能量逐渐向小尺度涡传递,最后由于分子黏性的作用,小尺度涡不断耗散,机械能转化为流体的热能。雷诺数(Re)是流体力学中用于表征流动状态的无量纲参数,反映流体流动中惯性力与黏性力的相对重要性, Re 的取值表征了湍流涡团的尺度跨度。燃烧室内的雷诺数大约在几万到几十万之间。因此,燃烧室内最大尺度和最小尺度的涡旋相差可达几个数量级,具有典型的多尺度特征。这些不同尺度涡旋间的相互作用,直接影响了燃料与氧化剂的混合效率和燃烧速率。

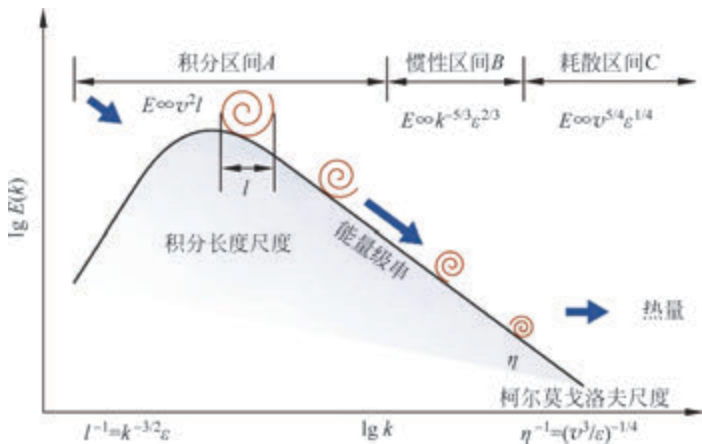


图 1.1 基于理查森相似理论的涡旋和能谱图

其次,湍流与化学反应存在强烈的相互作用。一方面,湍流涡旋通过局部剪切改变火焰面结构、温度场、组分小尺度混合,从而影响局部化学反应速率。另一方面,化学反应放热改变了局部密度与黏性,从而影响流场和湍流结构。湍流和化学反应之间的相互作用决定了火焰的结构和分布。在发动机燃烧室中,湍流燃烧是高度复杂的多物理耦合过程,涉及湍流、化学反应、相变、传热传质、压力波动等多种现象的相互作用。这些过程的耦合直接影响燃烧效率、污染物排放及燃烧稳定性,耦合不当可能引起诸如局部熄火/再着火、回火、吹熄等恶化燃烧的现象,直接影响燃烧组织效果及发动机的燃烧性能。

最后,燃烧过程涉及多组分之间的化学反应。燃烧反应动力学与传统化学动力学相比,其复杂性体现在研究的分子更大、温度和压力范围更宽、机理更复杂。发动机燃料的成分通常极为复杂,以航空煤油为例,描述航空煤油的详细机理的组分数可达数千、反应数可达数万。在燃烧过程中,化学反应的复杂性远超传统气相反应动力学,其核心挑战在于多组分、宽工况、多尺度反应路径的耦合。燃烧化学反应的复杂性主要体现在以下方面:在分子尺度上,从轻质气体的简明链式反应到重质碳氢燃料的裂解-氧化-聚合网络,反应路径呈指数级膨胀;在极端工况下,

温度(300~3000 K)和压力(0.1~100 atm, 1atm=101325 Pa)的剧烈变化导致动力学行为产生非线性突变,如低温氧化、负温度系数和高压第三体效应;多尺度反应耦合导致点火、燃烧与污染物生成相互交织,自由基链式反应与传热传质动态竞争。这种多尺度、非平衡的复杂性使得发动机燃料燃烧动力学建模和数值模拟面临巨大挑战。

综上,湍流的多尺度效应、湍流燃烧过程的多物理耦合及化学反应动力学的复杂性,共同导致发动机湍流燃烧的精细过程难以准确描述。

1.1.2 湍流反应流控制方程

发动机燃烧过程的本质是三维、两相湍流反应流的演化,其中涉及三维流动、燃料蒸发、燃烧释热、组分演化等物理化学过程。描述三维、两相湍流反应流演化的控制方程包含质量、动量、能量守恒方程及组分输运方程。建立两相湍流反应流控制方程的基础框架可分为欧拉-拉格朗日框架、欧拉-欧拉框架及拉格朗日-拉格朗日框架。本书主要介绍基于欧拉-拉格朗日框架的控制方程与建模方法(详细介绍见6.1节)。在欧拉-拉格朗日框架下,气相采用欧拉描述,液相采用基于点源假设的拉格朗日描述。基于点源假设,液相引起的气相质量、动量、能量的变化可被简化为守恒方程的源项,由此得到的质量、动量、能量守恒方程及组分输运方程如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = \rho S^m \quad (1.1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = \rho A_i \quad (1.2)$$

$$\frac{\partial \rho Y_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial \rho Y_\alpha u_j}{\partial x_j} = \rho \Theta_\alpha \quad (1.3)$$

$$\frac{\partial \rho h}{\partial t} + \frac{\partial \rho h u_j}{\partial x_j} = \rho \Theta_h \quad (1.4)$$

其中, Y_α 为各组分的质量分数, $\alpha=1,2,\dots,n_s$,代表不同的组分; n_s 为总组分数量; h 为比焓,其表达式为 $h=h_s+h_f$,其中 h_s 是比显焓, h_f 是比生成焓; ρS^m 是蒸发导致的质量源。动量、组分质量分数及比焓的右端项表达式如下:

$$\rho A_i = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + \rho S_i^v, \tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (1.5)$$

$$\rho \Theta_\alpha = -\frac{\partial J_j^\alpha}{\partial x_j} + \rho R_\alpha + \rho Y_\alpha^f S^m \quad (1.6)$$

$$\rho \Theta_h = -\frac{\partial J_j^h}{\partial x_j} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \rho S^h \quad (1.7)$$

其中, ρS_i^v 表示液体施加在气体上的力, $J_j^\alpha = -\rho \Gamma \frac{\partial Y_\alpha}{\partial x_j}$ 表示由于组分扩散而产生的

质量通量。

虽然原理上采用数值方法求解式(1.1)~式(1.4)就能捕捉三维、两相湍流反应流的精细演化过程,但是由于发动机工况下湍流的多尺度效应、湍流-化学反应的强烈耦合及化学反应动力学的复杂性,直接求解式(1.1)~式(1.4)的计算成本巨大,现有算力条件无法满足燃烧室设计优化的迭代需求。在目前的发动机燃烧室仿真中,雷诺平均(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)方法仍占主导,大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法则在迅猛发展。在控制方程的层面, RANS 与 LES 方法求解的方程形式相同:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \widetilde{S^m} \quad (1.8)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + \bar{\rho} g_i + \bar{\rho} \widetilde{S_i^v} \quad (1.9)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_\alpha \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \bar{\rho} \widetilde{\Theta}_\alpha \quad (1.10)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \bar{\rho} \widetilde{\Theta}_h \quad (1.11)$$

式(1.8)~式(1.11)中的上标波浪线代表 RANS 仿真中的法夫雷平均(Favre average)或 LES 仿真中的法夫雷过滤。法夫雷平均/过滤的操作降低了三维、两相湍流反应流数值仿真对网格解析度的需求,从而降低了数值仿真的计算成本。然而,该操作在方程中引入了未封闭项,其中 $\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j}$ 、 $\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_\alpha \tilde{u}_j}{\partial x_j}$ 、 $\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h} \tilde{u}_j}{\partial x_j}$ 分别代表法夫雷平均/过滤的气相动量、组分、能量的输运,其建模方式将在第3章详细介绍; $\bar{\rho} \widetilde{\Theta}_\alpha$ 、 $\bar{\rho} \widetilde{\Theta}_h$ 代表法夫雷平均/过滤的气相组分、能量源项,其中化学反应源项的建模方式将在第4章详细介绍; $\widetilde{S^m}$ 、 $\bar{\rho} \widetilde{S_i^v}$ 代表液相引起的法夫雷平均/过滤的质量、动量源项,其建模方式将在第6章详细介绍。

1.2 发动机湍流燃烧数值仿真

数值仿真通过物理模型与计算机算法的结合,对复杂的物理现象进行模拟和分析,为工程设计、科学研究及技术验证提供了强有力的工具。作为现代科学技术的重要组成部分,数值仿真在发动机研究与设计领域具有举足轻重的地位,其意义与重要性体现在以下几个方面。首先,数值仿真能够有效降低实验成本和风险。传统的发动机物理实验往往需要耗费大量的人力、物力和时间。而数值仿真可以进行大量的虚拟实验,通过调整参数和边界条件,快速评估不同设计方案的性能,从而减少对物

理实验的依赖,降低研发成本和风险。其次,数值仿真具有更高的灵活性和可重复性。它能够便捷地模拟各种极端条件和复杂工况,如高超声速飞行、极端气象条件等。数值仿真还可以对同一问题进行多次重复计算,以验证结果的可靠性和稳定性,为工程决策提供更充分的依据。最后,数值仿真在多学科融合和协同设计中发挥着关键作用。先进动力系统涉及多个学科领域,如气动、结构、热、声学等,数值仿真能够实现这些学科之间的紧密耦合和信息共享,支持多学科分析与优化(multidisciplinary design analysis optimization, MDAO),从而提高系统的整体性能和可靠性。

早在 20 世纪 70 年代后期,美欧的航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(combustion modeling and evaluation, CME)、先进模拟和计算(advanced simulation and computing, ASC)、燃烧室设计模拟评估(combustor design modeling and evaluation, CDME)、推进系统数值仿真(numerical propulsion system simulation, NPSS)等一系列燃烧室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计算代码(National Combustion Code, NCC)等发动机数值模拟核心软件。同时,各航空发动机制造商,如美国通用电气公司、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(computational fluid dynamics, CFD)软件(如 ANSYS Fluent)评估燃烧室性能,指导燃烧室设计与研制。

美国航空航天学会(American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA)在 2021 年梳理了航空发动机整机高保真仿真面临的重大挑战,并提出了在 2040 年达到一周内完成航空发动机整机高保真仿真的远景目标。图 1.2 展示了

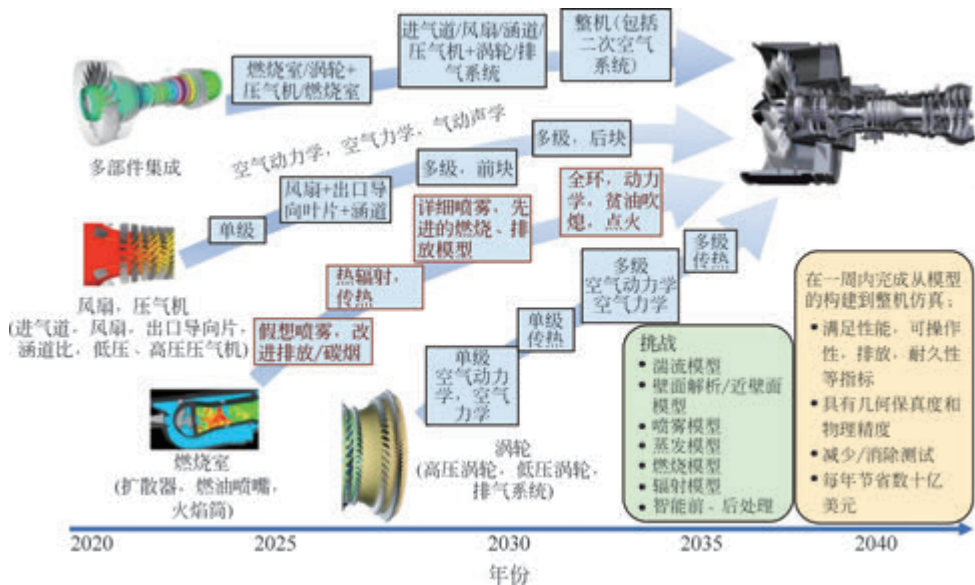
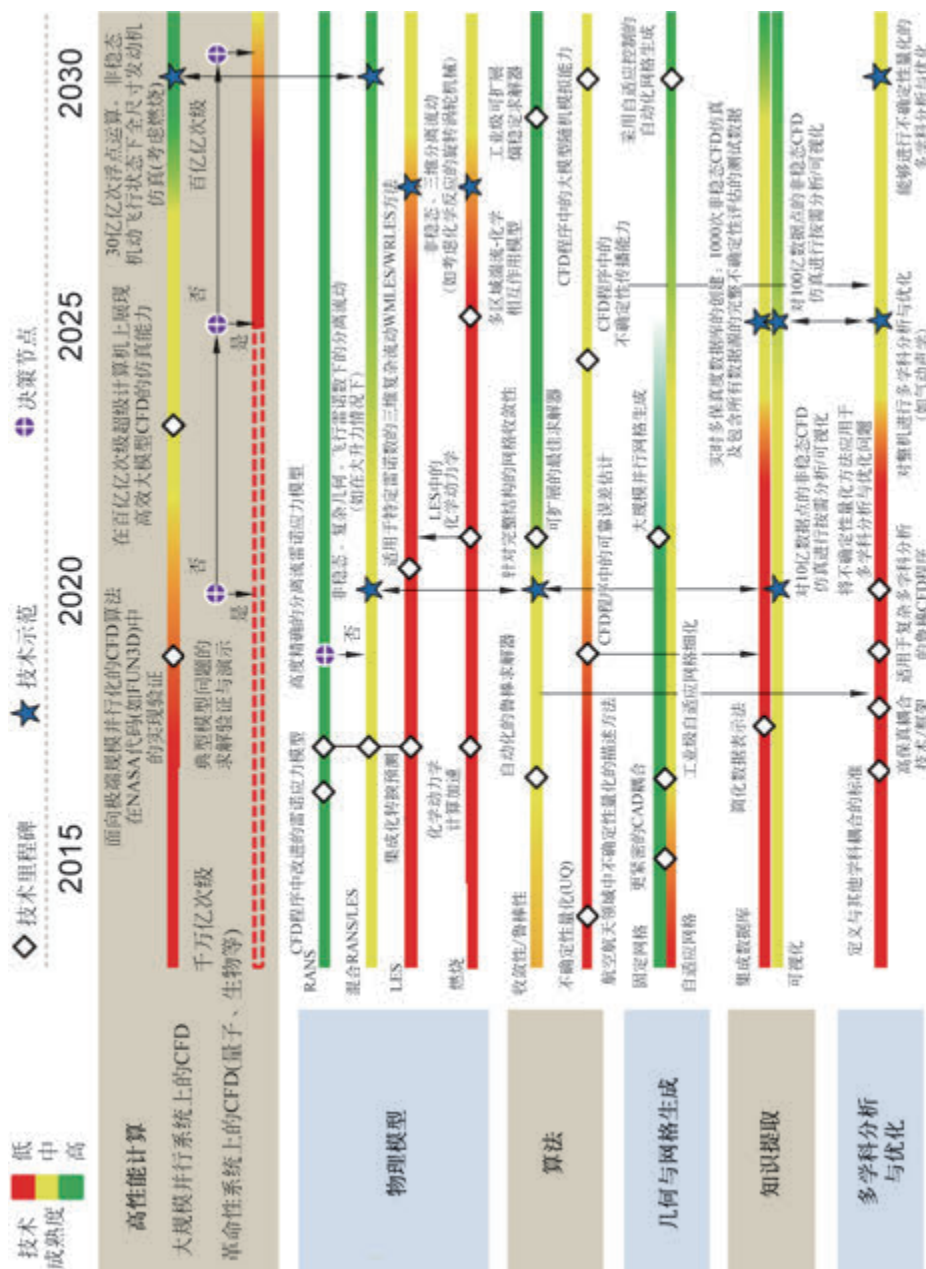


图 1.2 2040 航空发动机高保真模拟的远景目标^[1]

实现这一远景目标过程中的关键里程碑节点与面临的挑战,从中可以看出多物理场的耦合能力,更高的精度与效率是高保真孪生模型的发展趋势。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)在最新公布的《CFD2030年远景规划》中也将航空发动机燃烧流场高保真、高效模拟列为4个CFD应用面临的重大挑战性和亟须解决问题之一。

要实现《CFD2030年远景规划》的目标(图1.3),需要突破以下几方面内容。发展高保真物理模型,有效管理误差和不确定性,开发先进的数值算法,提升数值仿真的自动化程度,发展知识提取方法,提升高性能计算资源的利用效率,以及构建多学科设计与优化的框架。

针对高保真物理模型,在湍流模型方面,燃烧室的工程数值模拟主要依靠传统的雷诺平均法,虽然在一定程度上可以满足工程应用要求,但还达不到实际燃烧室设计及研究需要的精度。大涡模拟方法已成为模拟发动机燃烧室复杂湍流流动的一种有效方法和发展趋势。通用电气公司、普惠公司从2008年前后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。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。欧洲科学计算研究中心(Centre Européen de Recherche et de Formation Avancée en Calcul Scientifique, CERFACS)在近十年内完善并促进了燃烧大涡模拟方法在发动机研究中的应用。在燃烧模型方面,当前的燃烧模型可分为两类,一是以火焰面反应进度变量为代表的火焰面类模型,二是以输运概率密度函数为代表的有限速率类模型,如图1.4所示。基于总包反应的有限速率模型,如涡破碎模型、增厚火焰面模型等因未考虑详细的化学反应动力学,难以准确模拟点火/熄火和污染物排放等关键物理过程。火焰面类的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,广泛应用于发动机燃烧室出口温度分布的仿真研究,但是该方法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导致的燃烧现象,如局部熄火/再燃。同样,该方法难以准确模拟发动机点火和氮氧化物、碳烟等污染物排放问题。概率密度函数燃烧模型,如蒙特卡罗颗粒(Monte Carlo particle)或随机场方法等,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-化学反应的相互作用,准确预测发动机点火/熄火过程和污染物排放,但也面临计算成本较高的问题。为进一步提高发动机燃烧仿真的效率,开发高效、通用的自适应湍流燃烧建模成为当前国际研究的热点之一。自适应模型可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。此外,还需开发更高效的化学动力学简化方法,进一步降低计算成本以满足实际工程应用中的计算成本约束。

图 1.3 CFD2030 年远景规划^[2]

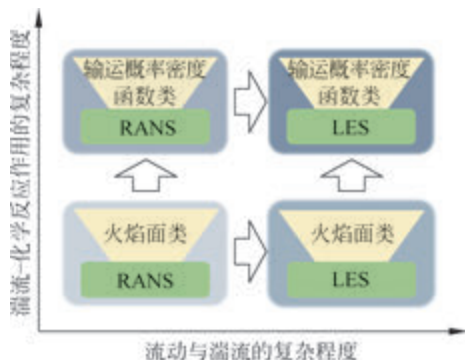


图 1.4 湍流-化学反应相互作用建模与仿真

针对误差和不确定性量化与管理,当前技术在复杂场景下面临诸多挑战。现有误差估计技术在复杂流动和多物理场耦合问题中存在显著局限性,难以准确量化数值误差及模型与现实的误差。在化学反应模拟中,复杂几何和自适应网格的误差估计缺乏有效方法。此外,不确定性量化方法在处理高维度随机输入、强非线性系统及多物理场耦合问题时也有困难,难以全面刻画不确定性来源并准确传播其对输出的影响。同时,在多学科耦合问题中,误差和不确定性管理缺乏统一框架,各学科误差和不确定性相互影响却难以协同处理。复杂误差和不确定性分析方法对计算资源需求巨大,现有方法在大规模并行计算环境下的效率和可扩展性有限。针对上述问题,误差和不确定性管理的发展方向如下。首先,需开发更精确且适应复杂问题的误差估计技术,借助伴随方法(adjoint method)等数学工具考虑耦合特性,推导适用于复杂几何和非结构网格的误差估计指标,同时结合机器学习构建智能误差估计模型。其次,拓展不确定性量化方法,开发适用于复杂系统的通用方法,改进多项式混沌展开方法,结合蒙特卡罗与机器学习方法求解复杂耦合问题中的不确定性传播。再次,构建实时反馈与优化机制,使误差和不确定性管理贯穿数值模拟全过程,开发自适应模型修正算法,根据反馈动态调整模型参数。在化学反应模拟中,根据误差和不确定性反馈自动修正反应动力学参数、调整网格和时间步长等。此外,建立多学科协同的误差和不确定性管理框架,研究耦合界面处的误差和不确定性传递机制,开发适用于多学科耦合的误差估计和不确定性量化方法。最后,充分利用高性能计算资源,加速复杂误差和不确定性分析方法的研发与应用,开发高效的并行误差和不确定性分析算法,提高计算效率,为模型验证和优化提供数据支持。

针对多学科分析与优化(MDAO),现有方法仍存在局限性,主要表现在以下几个方面。首先,多学科耦合问题的求解效率和精度有待提高。发动机燃烧室仿真涉及多学科耦合,不同学科之间的相互作用和影响机制复杂,现有 MDAO 方法在处理这类问题时,往往难以同时保证求解的效率和精度。其次,优化算法的适应性

和鲁棒性不足。面对不同类型、不同规模的多学科优化问题,现有方法往往需要进行大量参数调整和定制化开发,缺乏足够的适应性和鲁棒性,难以满足复杂多变的工程需求。此外,多学科数据的集成与管理困难。在实际的 MDAO 过程中,涉及多个学科的大量数据,而这些数据通常分散在不同的学科模型和仿真工具中,具有不同的格式和语义,难以实现有效的集成和共享。最后,缺乏有效的可视化和决策支持工具。在多学科优化过程中,需要对大量优化结果进行分析和比较,以辅助决策者做出合理的决策。然而,由于缺乏有效的可视化和决策支持工具,难以直观地理解优化结果,从而影响决策的准确性和效率。针对上述局限,MDAO 的发展路线包含以下内容。首先,在多学科耦合求解方面,开发更加高效和精确的耦合算法,充分利用高性能计算资源,实现大规模复杂多学科耦合问题的快速求解。同时,发展基于模型降阶和代理模型的多尺度耦合方法,以提高求解效率并降低计算成本。其次,改进优化算法。研究和开发具有更强适应性和鲁棒性的优化算法,自动识别和适应不同类型的多学科优化问题,减少对人工参数调整的依赖。结合人工智能和机器学习技术,开发智能优化算法,自动学习和优化问题的特征,提高优化效率和质量。此外,构建多学科数据集成与管理平台。建立统一的多学科数据标准和格式,开发高效的数据转换和集成工具,实现多学科数据的无缝集成和共享。开发基于数据库和知识库的多学科数据管理系统,对大量多学科数据进行有效的存储、检索和分析。最后,开发直观易用的可视化和决策支持工具。设计和开发能够直观展示多学科优化结果的可视化界面,提供多种可视化方式和交互功能。结合专家系统和决策理论,开发多学科优化决策支持工具,为决策者提供科学合理的决策建议和依据。

综上,随着燃烧理论、数值理论、算力等方面的长足发展,燃烧室数值仿真技术已在发动机研发中得到了广泛应用,大幅缩短燃烧室的工程研制周期并降低研发成本。面向未来,发动机湍流燃烧仿真技术将向着高效、高保真方向发展,亟须在自适应湍流燃烧模型、雾化蒸发模型、高效并行软件平台、燃烧仿真软件的验证与确认、验证实验数据库建设等方面取得突破。航空发动机领域的科研人员应进一步推进数值仿真技术在航空发动机工程设计上的应用,促进航空发动机设计研发体系从传统试错迭代设计向正向预测设计转变。

湍流火焰动力学

火焰在湍流条件下的传播、稳燃、回火、吹熄等动力学特性是理解和优化航空发动机燃烧室燃烧过程的重要基础。例如,火焰固有的不稳定性是燃烧室中振荡燃烧的关键诱因;火焰的传播特性直接影响燃烧室的燃烧效率和火焰稳定性;回火和熄火特性直接关乎燃烧室运行的安全边界与可靠性。因此,深入理解湍流火焰的动力学特性,不仅是实现燃烧过程精准调控的理论基石,更是突破下一代低排放、宽工况发动机燃烧组织技术瓶颈的关键所在。然而,由于湍流流动与化学反应之间存在强耦合、非线性的相互作用给研究发动机工况湍流火焰的动力学特性带来了严峻挑战。围绕湍流火焰动力学已开展大量研究,针对火焰传播的研究集中于湍流火焰传播机理及传播速度标度律^[3-14],针对回火特性的研究聚焦于回火模式与回火判据^[15-36],针对熄火特性的研究主要涉及熄火机理及熄火模型^[37-40]。

本章主要介绍发动机相关工况下的湍流火焰动力学特性,包括湍流-化学反应相互作用、湍流火焰传播速度的标度率、火焰固有不稳定性、回火特性和熄火特性。特别聚焦于湍流火焰传播的多级加速、自着火协助的火焰传播,以及由差异扩散引起的回火加速方面近期的研究成果。

2.1 湍流-化学反应相互作用

湍流与化学反应的相互作用体现在两个方面。一方面,火焰改变了湍流结构。火焰的局部释热造成附近的流体密度与黏性突变,改变了湍流小尺度结构,增强了湍流场局部异性并导致标量谱偏离经典标度率。另一方面,湍流改变了温度与组分的空间分布,影响火焰特性。该过程可以通过组分梯度的输运方程^[41]详细阐释:

$$\frac{D}{Dt} \left(\frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right) = \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \left(\rho D \nabla \left(\frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right) \right) - \frac{\partial U_k}{\partial x_j} \frac{\partial Y_i}{\partial x_k} + \frac{\partial S_i}{\partial Y_k} \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \quad (2.1)$$