

引文格式: 任祝寅, 周华, 张健, 等. 数字孪生在航空发动机燃烧室设计阶段的应用与展望 [J]. 航空制造技术, 2022, 65(17): 34-39.

REN Zhuyin, ZHOU Hua, ZHANG Jian, et al. Application and prospect of digital twin in design phase of aero-engine combustion chambers[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(17): 34-39.

数字孪生在航空发动机燃烧室设计阶段的应用与展望*

任祝寅, 周华, 张健, 张琪

(清华大学航空发动机研究院, 北京 100084)

[摘要] 随着航空发动机性能指标和系统复杂度的不断提升, 数字孪生技术正在成为支撑航空发动机全生命周期管理的重要手段。燃烧室是发动机的核心, 其研制过程具有难度大、周期长、花费高等特点。基于数字孪生的设计技术能够预测燃烧室的性能, 评估其可靠性, 并对试验方案进行预先评估与优化, 大幅缩短燃烧室设计的时间, 同时降低经费支出。简述了航空发动机燃烧室在设计阶段面临的挑战, 并针对数字孪生在航空发动机燃烧室设计阶段的应用与关键问题进行了简要的综述与展望。

关键词: 数字孪生; 航空发动机; 燃烧室; 计算流体力学; 高保真数值模拟

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.17.034



任祝寅

教授, 博士, 杰青, 研究方向为航空宇航推进理论与技术和航空发动机燃烧仿真与测试技术。

燃烧室是航空发动机的核心, 需要在高温、高压、动态特性快速多变的严苛条件下长期保持稳定的工作

* 基金项目: 国家自然科学基金(52025062、52106122)。

状态。航空发动机燃烧室的研制过程具有难度大、周期长、花费高等特点。为满足不断提升的发动机任务需求与技术指标, 发动机系统的复杂度显著增大, 燃烧室设计也面临着跨越式发展的挑战^[1]。

燃烧室性能是流动、燃烧、传热等多学科深度耦合的综合效果, 设计极为复杂, 目前国内航空发动机燃烧室的研发仍以试验为主。随着计算流体力学的快速发展, 基于高保真数值模拟的设计技术极大提升了航空发动机的研发效率, 使得发动机的研制周期由 10~15 年缩短至 4~5 年, 同时大幅降低了研发成本, 使得样机数量由 40~50 台减少到 10 台左右^[2]。

近年来, 随着计算机技术、信息技术与数据科学的进一步发展, 以智能制造为主导的数字化制造技术正在形成。作为支撑未来物理与虚拟

世界之间虚实交融的重要手段, 基于数字孪生的设计技术将助力燃烧室跨越式发展^[3]。燃烧室的高保真数字孪生体能够预测燃烧室的性能, 评估其可靠性, 并对试验方案进行预先评估与优化, 大幅降低燃烧室设计的时间与经费支出^[4]。本文简述了航空发动机燃烧室在设计阶段面临的挑战, 并针对数字孪生在航空发动机燃烧室设计阶段的应用与关键问题进行简要的综述与展望。

1 航空发动机燃烧室设计面临的挑战

燃烧室是发动机核心机的三大部件之一, 在燃烧室中化学能通过燃烧过程转化为热能进而做功, 燃烧室因而被称为发动机的核心。燃烧室的工作条件非常严苛, 承受着发动机中最高压力(可达 7 MPa)与最高的温度(可达 2100 °C), 同时需要面

对快速多变的系统需求。在恶劣的工作条件下,燃烧室还需要具备优异的性能,包括高空、高原和高寒条件下的点火性能,慢车贫油、吞水、吞冰以及武器发射情况下的稳燃性能,高燃烧效率、低污染排放等^[2]。

目前先进燃烧室可以称作第3代,索建秦等^[5]对航空发动机燃烧室的划代进行了详细的描述,第1代燃烧室大致出现于20世纪40~70年代,典型压比约为10,火焰筒上设置有主燃孔与掺混孔,主要形式是环管燃烧室,典型的代表包括WP6发动机燃烧室和J79发动机燃烧室;第2代燃烧室出现于20世纪70~90年代末,典型的压比约为20,主要形式是短环型燃烧室,典型代表有RB-211发动机燃烧室和CFM-56发动机燃烧室;第3代燃烧室分为低污染燃烧室和高油气比燃烧室,参与燃烧的空气全部由头部进入,没有主燃孔。可以看出,每代燃烧室的构型以及对设计的要求均有所不同。以第3代燃烧室为例,由于参与燃烧的空气全部由头部进入,燃烧区的空气动力学几乎完全由头部进气决定,造成其设计和研发与前两代发动机存在显著差异。随着飞机对发动机要求的不断提高,对燃烧室的要求也越来越高,燃烧室设计也面临着跨越式发展的挑战。

航空发动机燃烧室的研制是一项典型的复杂系统工程,面临着研制需求、系统组成、项目管理、工作环境复杂等问题。燃烧室的一些性能要求往往造成互相矛盾的设计方案,比如高温升燃烧室大工况下冒烟与小工况下贫油熄火之间的矛盾,低污染燃烧室中氮氧化物排放与一氧化碳排放之间的矛盾等。另外,由于燃烧室内部流动、燃烧、传热之间的深度耦合特性,造成设计指标与设计参数之间往往缺乏简单的对应关系,而且牵一发而动全身。这些特性给燃烧室的设计带来了诸多挑战。

2 数字孪生在燃烧室设计阶段的应用、关键技术与展望

2.1 数字孪生的含义

2003年,美国密歇根大学的Michael Grieves教授提出了“数字复制品”的概念。2011年,美国空军研究实验室(AFRL)提出了“机体数字孪生”的概念。近年来,关于数字孪生的概念层出不穷,其核心元素包括物理实体、数字实体及二者之间的连接。根据文献[6]中的定义:物理实体包括物理环境和物理本体,数字实体包括数字本体和数字环境。二者之间数据双向传递:物理实体向数字实体中传递传感器等客观的数据;数字实体利用数据对数字本体和数字环境建模仿真后,向物理实体传递具备描述、诊断、预测和优化等特征的信息,它们能实时指导物理实体的行为,并为系统运行提供辅助决策。

随着航空发动机性能指标和系统复杂度的不断上升,数字孪生技术正在成为支撑航空发动机全生命周期的重要手段。金如山^[7]、索建秦^[5]等针对国内航发设计体系的建设与完善,阐述了先进航空发动机燃烧室全生命周期的设计研发体系,包括概念性预先研究阶段、方案论证选择阶段、技术研发阶段、发动机型号研发阶段和售后服务及改进阶段5个阶段。在航空发动机全生命周期的不同阶段,数字孪生均能发挥重要作用,但其表现形式与侧重解决的问题各有不同,以下主要介绍数字孪生在航空发动机燃烧室设计阶段的应用与关键问题。

2.2 数字孪生在燃烧室设计中的应用

在现阶段,虽然燃烧室的研发仍以试验工作为主,但是由于航空发动机燃烧室的性能要求越来越高、研制进度愈加紧迫,造成未来燃烧室的研发难度越来越大,从“传统设计”到“预测设计”的模式变革势在必行,基于数值仿真的正向设计研发体系是

航空发动机研发体系的发展趋势^[1,3]。基于数字孪生的双V型研发体系本质是基于数值仿真的正向设计研发体系的一种形式,其核心在于基于数值仿真技术开展数字化试验,减小对于物理试验的依赖。图1对比了传统的V型正向研发体系以及基于数字孪生的双V型研发体系,通过开展基于数字孪生技术的数字化试验,能够大幅缩减需求分析、方案设计、详细设计、工艺设计等阶段对于物理实体试验的依赖。具体来说,通过将量化的需求指标输入到数字孪生体中,可以在数字孪生的模拟环境下,对燃烧室的气动热力性能、结构强度性能等开展评估,诊断可能发生的故障及其产生机理,从而对燃烧室设计进行综合评估^[4]。与此同时,可以对数字孪生体开展大量的虚拟地面试验和高空台试验,预测燃烧室的功能、性能表现,以及可能出现的故障,评估燃烧室的可靠性,并对即将开展的试验方案进行评估与优化,以缩短试验台的建设周期,降低建设经费。

2.3 燃烧室数字孪生的关键技术与挑战

在设计阶段,燃烧室数字孪生的表现形式主要为“离线”孪生,其关键技术是高保真孪生模型的构建技术与不确定性量化技术。

2.3.1 高保真孪生模型的构建技术

目前,航空发动机燃烧室仿真广泛采用的湍流模型仍是基于雷诺平均(RANS)或是非稳态雷诺平均(URANS)的方法;燃烧模型通常采用小火焰面类(Flamelet-based)模型结合详细机理^[8-9],或是涡耗散(EDC)模型结合简化机理^[10];对于喷雾雾化的模拟多是基于经验模型给定初次破碎后的液滴粒径与速度的分布^[11],而后采用基于球形液滴的二次破碎模型,如TAB^[12]和WAVE^[13],结合经典的基于平衡态假设的蒸发模型^[14],对二次雾化与蒸发过程建模。尽管现有模型存在诸多缺陷,然而,在给定合适的边

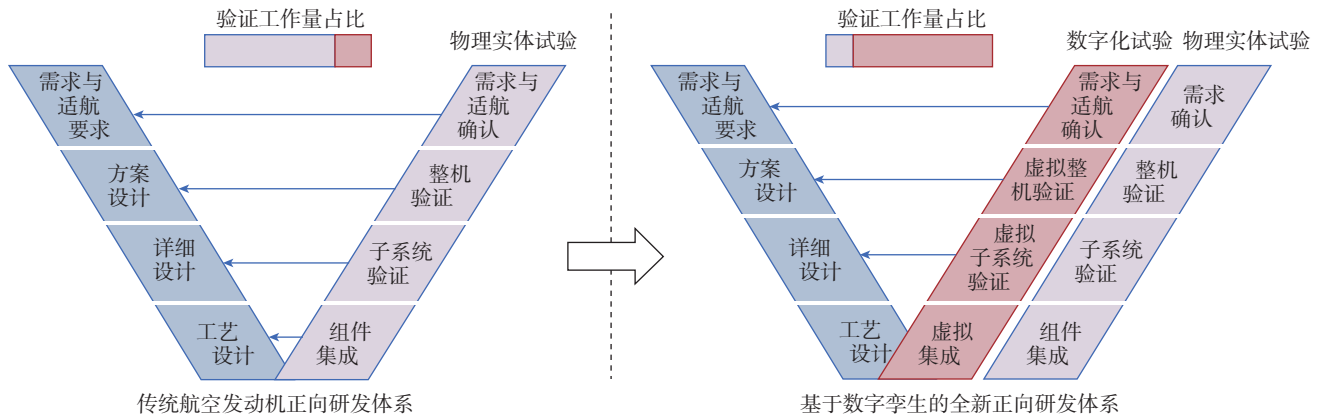
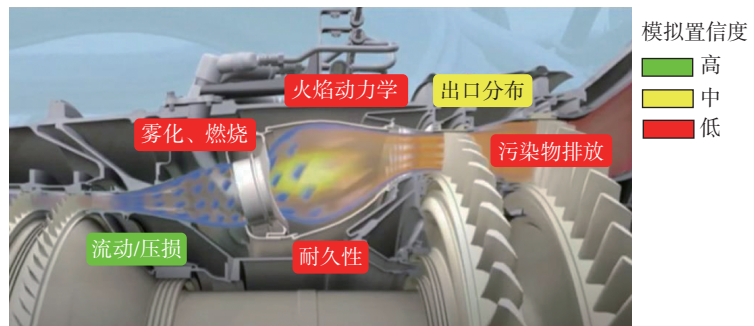


图1 航空发动机传统的V型正向研发体系与基于数字孪生的全新双V型研发体系

Fig.1 Traditional V-shaped forward R&D system of aero-engine and new double-V-shaped R&D system based on digital twin technique

界条件的前提下,现有的仿真技术对于流动分配、总压损失已达到较高的模拟置信度,对于出口平均温度径向分布也能达到中等的置信度。图2所示为燃烧室设计阶段需要考虑的部分关键问题以及现有模型、方法对于这些关键问题的预测置信度示意图。总体来说,目前对于燃烧室内部的流动、压降、油气掺混的预测结果较为可信。然而,对于贫燃吹熄、高空点火与污染物排放的预测依然面临挑战。这些挑战性问题的核心都是对于两相燃烧过程的高保真模拟,而作为两相燃烧最基本的物理过程,喷雾模型与燃烧模型的构建是燃烧室高保真数字孪生的关键。

喷雾模型方面,当前对于远离喷嘴出口的二次雾化机理的认知较为透彻,并在此基础上建立了一系列较为成熟的模型。然而,对于近喷嘴出口处发生的初始雾化的机理认识还很欠缺,各影响因素的作用机理和规律仍有待探索。航空发动机燃烧室中常用的油膜雾化方式涉及的物理过程极为复杂,包括液滴吸收、溅射、表面脱离和边界分离等,其雾化机理的研究尚处于起步阶段。初次雾化对后续的二次雾化及整个雾化性能起着决定性的作用,而目前缺乏模拟初次雾化的有效手段,目前通常依赖经验公式描述喷雾过程,给预测结果引入了极大的不确定性。

图2 燃烧室设计的关键问题以及现有模型、方法对于这些问题的预测置信度示意图
Fig.2 Schematic plot for some key issues of combustor design and the level of simulation accuracy for these issues

燃烧模型方面,当前主要包括基于总包反应的有限速率模型、火焰面类模型以及输运概率密度函数类模型3种模型,均存在不足之处。基于总包反应的有限速率模型,如涡破碎(EBU)、加厚火焰面模型(TFM),由于未考虑详细反应动力学,难以准确模拟点/熄火、污染物排放等问题;火焰面类模型,如火焰面反应进度变量(FPV)、火焰面生成流形(FGM)模型,由于低维流形假设的限制,难以准确刻画燃烧室内强烈的湍流-化学反应相互作用导致的局部熄火、再燃等问题;输运概率密度函数类模型,对于点/熄火、污染物排放等挑战性问题的预测精度较高,但其计算开销一般较高,难以应用于要求快速迭代的设计阶段。综上,现有燃烧模型面临精度与效率的挑战,难以两者兼顾。

当然,除了喷雾模型、燃烧模型,燃烧室的高保真孪生模型还涉及(近壁面)湍流模型、湍流弥散模型、蒸发模型、辐射模型等。这些模型的未来发展方向包括发展基于大涡模拟(LES)方法的湍流模型,解决RANS/URANS方法对于强旋流、回流、非稳态流动预测不准的问题;发展基于输运概率密度函数(TPDF)方法^[15]、加厚火焰面(ATF)方法^[16]的燃烧模型,增强对于湍流-化学反应相互作用的捕捉能力;发展计算量可接受的初次雾化模型,提升现有的水平集-流体体积法(Level Set-VOF)^[17]、光滑粒子法(SPH)^[18]等的计算效率,减轻对于初次破碎经验公式的依赖。由此可见,要实现燃烧室的高保真数字孪生还有很多建模方面的难点需要突破。

2.3.2 不确定性量化技术

燃烧室的高保真数字孪生涉及

的模型众多,每个模型均包含多个参数,而每个参数都包含着不确定性。因此,基于数字孪生开展的性能分析与虚拟试验必然存在不确定性,而量化数字孪生的不确定性是量化数字孪生预测结果置信度的前提,对于评估数字孪生的预测结果至关重要。在2014年,美国国家航空航天局(NASA)经过大量调研形成了一份综合分析报告,对计算流体力学所涉及的技术到2030年时的需求及能力做了分析和预测^[19]。在这份报告中,将不确定性量化单独作为一个条目,详细规划了至2030年的关键技术节点,足见不确定性量化的重要性。

燃烧室数字孪生的输入参数空间包含初始、边界条件参数和模型参数,如化学反应动力学模型的反应常数、湍流模型、燃烧模型参数等。由此构成的输入参数空间的维度极高。以化学反应动力学为例,从氢气到大分子碳氢燃料的反应机理,由数十到近千步反应组成,而每步反应均有一定的不确定性,导致仅在化学反应动力学模型中就存在海量的不确定性参数。由于参数众多且燃烧室高保真数字孪

生的计算成本高,使得燃烧室数字孪生的不确定性量化面临由于高维输入参数空间造成的“维度灾难”。

2.4 燃烧室数字孪生关键技术的展望

在高保真孪生模型的构建方面,美国航空航天学会(AIAA)在2021年梳理了当前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^[20]。图3所示为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,以及更高的精度与效率是高保真孪生模型的发展趋势。为了解决现有模型不能兼顾精度与效率的问题,构建高效、通用的自适应模型是发展趋势之一。自适应燃烧模型能够根据局部湍流-化学反应相互作用特性权衡精度与效率,自适应选取局部最优的燃烧模型。以杨天威^[21]提出的基于层流有限速率-输运概率密度函数的自适应燃烧模型为例,在湍流-化学反应相互作用弱的区域,采用基于总包机理的层流有限速率模型降低时间开销,在湍流-化学反应相互

作用强的区域,采用基于详细机理的输运概率密度函数模型保证精度。自适应湍流模型则能够实现雷诺平均(RANS)与大涡模拟(LES)方法的联合使用,达到权衡精度与效率的目的。以Han等^[22]提出的超大涡模拟(VLES)为例,该模型能够根据局部湍流尺度和计算网格尺度之间的相对大小关系,在RANS与LES之间自适应切换。自适应模型能够兼顾精度与效率,代表了高保真孪生模型未来的发展趋势。需要强调的是,此处介绍美国的技术路线,目的是提炼其中涉及的关键技术问题,做好相关的技术研发与储备工作,绝不是生搬硬套。一切的根本还是要落实技术储备。

在不确定性量化方面,为了解决高维输入参数空间带来的“维度灾难”问题,发展基于活性子空间降维的不确定性量化方法是一条极具潜力的技术路线。活性子空间方法是通过目标量(QoI)梯度的偏协方差矩阵进行特征分解,得到活跃特征方向,构建输入参数低维子空间。利用输入参数在低维子空间的投影得到活跃变量,达到降低输入参数维度

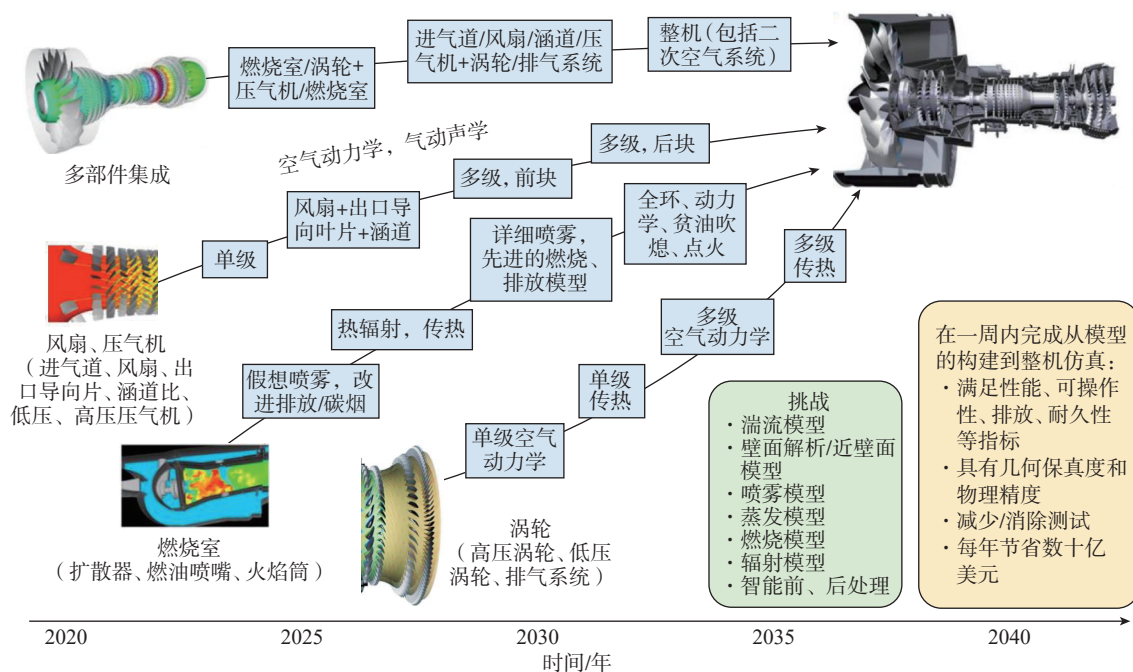
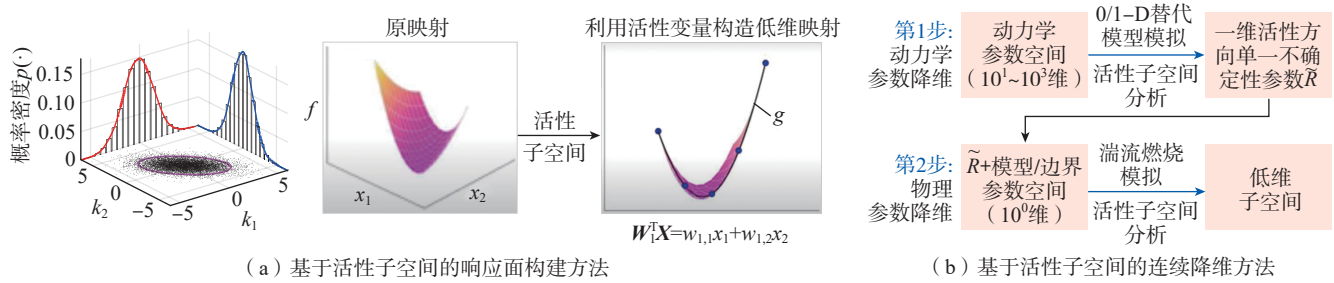


图3 航空发动机整机高保真仿真远景目标与挑战^[20]

Fig.3 Vision and challenges of high-fidelity simulation of full aero-engine^[20]

图 4 基于活性子空间的响应面构建方法和连续降维方法示意图^[23-24]Fig.4 Schematic plot of response surface construction method and successive dimension reduction method based on active subspace^[23-24]

的目的。图 4 (a) 为基于活性子空间方法构造低维映射的示意图。基于活性子空间方法, Wang 等^[23-24]提出了连续降维方法, 如图 4 (b) 所示。该方法是利用零维或一维化学动力学模型作为替代模型, 首先对动力学模型参数进行降维, 对由降维后的活性动力学参数与物理模型参数组成的新输入空间进行再次降维, 从而实现输入参数空间的连续降维。连续降维方法是实现燃烧室数字孪生海量输入参数大幅降维的有效手段, 是实现燃烧室数字孪生不确定性量化的一条具有潜力的技术路线。

在高性能计算方面, 基于高保真数字孪生的数字化试验的计算开销大, 发展与之匹配的高性能计算能力是未来重要的发展方向之一。在同等算力条件下, GPU 比 CPU 具有明显的性价比优势, 而且 GPU 的运算性能明显优于 CPU。因此, 如果能够将数字孪生中计算密集部分的工作负载转移到 GPU, 而采用 CPU 运行其余部分, 则能够大大提升计算速度, 同时降低计算成本。目前, 基于 GPU 的高性能计算已经广泛应用于分子动力学模拟、机器学习、天气预测等领域^[25-26], 基于 GPU 的计算流体力学仿真尚处于起步阶段^[27]。可以预见, 基于 GPU 的高性能计算方法将成为高保真数字孪生的助推器。

在机器学习方面, 深度学习技术能够从大数据中自动寻找隐藏的特征信息, 并且可以直接处理原始形态数据获得经验或知识, 从而预测复杂

非线性系统的未来行为^[28]。经过长足的发展, 深度学习的技术拐点正在到来, 其计算效率高、适用性强的优势正在逐步显现。其中, 基于物理约束的深度学习方法通过引入物理方程的约束, 能够使网络收敛于物理控制方程, 实现可解释的深度学习技术^[29]。这将是深度学习方法在工程领域应用的主要方向, 发展前景巨大。基于物理约束的深度学习方法构建面向航空发动机的高精度、实时仿真方法将是未来发展的重点方向之一。

3 结论

随着计算机技术、信息技术与数据科学的进一步发展, 以智能制造为主导的数字化制造技术正在形成。作为支撑未来物理与虚拟世界之间虚实交融的重要手段, 基于数字孪生的设计技术将助力燃烧室跨越发展。燃烧室的高保真数字孪生体能够预测燃烧室的性能, 评估其可靠性, 并对试验方案进行预先评估与优化, 大幅缩短燃烧室设计的时间开销, 同时降低经费开支。

在设计阶段, 燃烧室数字孪生的表现形式主要为“离线”孪生, 其关键技术是高保真孪生模型的构建技术与不确定性量化技术。在高保真孪生模型的构建方面, 关键是解决喷雾与燃烧的建模问题。除此之外, 燃烧室的高保真孪生模型还涉及(近壁面)湍流模型、湍流弥散模型、蒸发模型、辐射模型等, 要实现燃烧室的高保真数字孪生还有很多建模方面的难点需要突

破。自适应模型能够兼顾精度与效率, 代表了高保真孪生模型未来的发展趋势。在不确定性量化方面, 关键是解决高维输入参数空间带来的“维度灾难”问题。连续降维方法是实现燃烧室数字孪生海量输入参数大幅降维的有效手段, 是实现燃烧室数字孪生不确定性量化的一条具有潜力的技术路线。另外, 基于 GPU 的高性能计算方法和基于物理约束的深度学习方法将成为高保真数字孪生的助推器。

参考文献

- [1] 曹建国. 航空发动机仿真技术研究现状、挑战和展望 [J]. 推进技术, 2018, 39(5): 961-970.
- CAO Jianguo. Status, challenges and perspectives of aero-engine simulation technology [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 961-970.
- [2] 索建秦, 冯翔洲, 梁红侠, 等. 航空发动机燃烧室研发中的数值仿真探讨 [J]. 航空动力, 2021(2): 61-65.
- SUO Jianqin, FENG Xiangzhou, LIANG Hongxia, et al. Numerical simulation for research and development of aero engine combustor [J]. Aerospace Power, 2021(2): 61-65.
- [3] 刘永泉, 黎旭, 任文成, 等. 数字孪生助力航空发动机跨越发展 [J]. 航空动力, 2021(2): 24-29.
- LIU Yongquan, LI Xu, REN Wencheng, et al. Digital twin boosting leap-forward development of aero engine [J]. Aerospace Power, 2021(2): 24-29.
- [4] 刘婷, 张建超, 刘魁. 基于数字孪生的航空发动机全生命周期管理 [J]. 航空动力, 2018(1): 52-56.
- LIU Ting, ZHANG Jianchao, LIU Kui. Aero engine life cycle management based on digital twin [J]. Aerospace Power, 2018(1): 52-56.
- [5] 索建秦, 梁红侠, 黎明, 等. 航空发动机燃烧室设计研发体系 [J]. 航空发动机,

2021, 47(3): 29–34.

SUO Jianqin, LIANG Hongxia, LI Ming, et al. Design and development system of aeroengine combustor[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(3): 29–34.

[6] GRIEVES M, VICKERS J. Digital twin: Mitigating unpredictable, undesirable emergent behavior in complex systems[J]. Springer International Publishing, 2017.

[7] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.

JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016.

[8] PETERS N. Turbulent combustion[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

[9] VAN OIJEN J A, DONINI A, BASTIAANS R J M, et al. State-of-the-art in premixed combustion modeling using flamelet generated manifolds[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2016, 57: 30–74.

[10] MAGNUSSEN B F, HJERTAGER B H. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1977, 16 (1): 719–729.

[11] GEPPERTH S, MÜLLER A, KOCH R, et al. Ligament and droplet characteristics in prefilming airblast atomization[C]//ICLASS, 12th Triennial International Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Heidelberg, 2012.

[12] O'ROURKE P J, AMSDEN A A. The TAB method for numerical calculation of spray droplet breakup[C]//SAE Technical Paper Series. 400 Commonwealth Drive, Warrendale: SAE International, 1987.

[13] REITZ R. Modeling atomization

processes in high-pressure vaporizing sprays[J]. *Atomisation and Spray technology*, 1987, 3(4): 309–337.

[14] ABRAMZON B, SIRIGNANO W A. Droplet vaporization model for spray combustion calculations[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1989, 32(9): 1605–1618.

[15] POPE S B. PDF methods for turbulent reactive flows[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1985, 11(2): 119–192.

[16] COLIN O, DUCROS F, VEYNANTE D, et al. A thickened flame model for large eddy simulations of turbulent premixed combustion[J]. *Physics of Fluids*, 2000, 12(7): 1843–1863.

[17] HERRMANN M. A balanced force refined level set grid method for two-phase flows on unstructured flow solver grids[J]. *Journal of Computational Physics*, 2008, 227(4): 2674–2706.

[18] MONAGHAN J J. Smoothed particle hydrodynamics and its diverse applications[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2012, 44: 323–346.

[19] SLOTNICK J, KHODADOUST A, ALONSO J, et al. CFD vision 2030 study: A path to revolutionary computational aerosciences, NASA/CR–2014–218178[R]. NASA, 2014.

[20] ANAND M S, MEDIC G, PALIATH U, et al. Vision 2030 aircraft propulsion grand challenge problem: Full-engine CFD simulations with high geometric fidelity and physics accuracy[C]//AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021: 0956.

[21] 杨天威. 基于输运概率密度函数方法的湍流燃烧自适应建模研究 [D]. 北京: 清华大学, 2022.

YANG Tianwei. Adaptive modeling of turbulent combustion based on transport

probability density function method[D]. Beijing: Tsinghua University, 2022.

[22] HAN X S, KRAJNOVIC S. Very-large-eddy simulation based on $k-\omega$ model[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1103–1108.

[23] WANG N N, XIE Q, SU X Y, et al. Quantification of modeling uncertainties in turbulent flames through successive dimension reduction[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 222: 476–489.

[24] 王娜娜, 解青, 苏星宇, 等. 湍流燃烧机理和调控的活性子空间分析方法 [J]. *航空学报*, 2021, 42(12): 625228.

WANG Nana, XIE Qing, SU Xingyu, et al. Active subspace methods for analysis and optimization of turbulent combustion[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(12): 625228.

[25] ANDERSON J A, LORENZ C D, TRAVESSET A. General purpose molecular dynamics simulations fully implemented on graphics processing units[J]. *Journal of Computational Physics*, 2008, 227(10): 5342–5359.

[26] MICHALAKES J, VACHHARAJANI M. GPU acceleration of numerical weather prediction[J]. *Parallel Processing Letters*, 2008, 18(4): 531–548.

[27] ELSÉN E, LEGRESLEY P, DARVE E. Large calculation of the flow over a hypersonic vehicle using a GPU[J]. *Journal of Computational Physics*, 2008, 227(24): 10148–10161.

[28] LECUN Y, BENGIO Y, HINTON G. Deep learning[J]. *Nature*, 2015, 521: 436–444.

[29] RAISSI M, YAZDANIA, KARNIADAKIS G E. Hidden fluid mechanics: Learning velocity and pressure fields from flow visualizations[J]. *Science*, 2020, 367(6481): 1026–1030.

Application and Prospect of Digital Twin in Design Phase of Aero-Engine Combustion Chambers

REN Zhuyin, ZHOU Hua, ZHANG Jian, ZHANG Qi

(Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

[ABSTRACT] With the ever-increasing requirements for the better performance of aero-engines, and the increasing complexity of the aero-engine system, digital twin is becoming an important tool to support the management of the whole life cycle of aero-engines. Being the heart of an aero-engine, the design phase of the combustion chamber is known for its difficulty, as well as its high cost in time and money. The digital-twin based design process can significantly reduce the time and cost of the design phase of the combustion chamber by predicting its performance, evaluating its reliability, as well as pre-evaluating and optimizing the testing protocol. In this work, the challenges faced by aero-engine combustion chambers in the design phase are briefly described, a brief review and outlook on the application and key issues of digital twins in the design phase of aero-engine combustion chambers are provided.

Keywords: Digital twin; Aero-engine; Combustion chambers; Computational fluid dynamics; High fidelity simulations

(责编 阳光)