

网站地图 (<http://www.imech.cas.cn/serv/wzdt/>) |

联系我们 ([http://www.imech.cas.cn/serv/lxfs/201212/t20121205\\_3698646.html](http://www.imech.cas.cn/serv/lxfs/201212/t20121205_3698646.html)) |

所内网 (<http://www.imech.cas.cn/serv/szxx/>) | 所内网 (<https://ioa.imech.ac.cn>) |



<https://mail.imech.cas.cn/> | [English \(\[http://english.imech.cas.cn\]\(https://english.imech.cas.cn/\)\)](https://english.imech.cas.cn/) | [中国科学院 \(http://www.cas.cn/\)](http://www.cas.cn/)

[\(http://www.imech.cas.cn/\)](http://www.imech.cas.cn/)

Search



当前位置：首页 (././././.)>>科学传播 (./././.)>>力学园地 (././.)>>前沿动态 (./.)

# 【前沿动态】从发现火到预测燃烧（Ⅱ）——受控制的燃烧

2022-11-11 13:50

[【放大 缩小】](#)

编者按：中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室的姚卫研究员运用数值模拟方法对于航天超燃冲压发动机中的燃烧过程进行了系统深入的研究。针对超声速燃烧这样一个多尺度多物理场耦合的复杂系统，他提出了“分区解耦+整场耦合”的策略，并运用自主发展的煤油骨架机理、自主模型和算法，在国际上首次开展了基于多步骨架机理和亿级网格规模的煤油超声速燃烧大涡模拟研究，更加详细地展示了煤油超声速燃烧室内部的流动、混合与燃烧等瞬态过程，揭示了自点火、稳焰与流动失稳等对燃烧室性能至关重要的物理机理，相关研究被美国航空航天学会(AIAA)授予高超声速系统与技术最佳论文奖。接受了《力学园地》编辑部的约请后，姚卫研究员送来了一个“科普盛宴”，不仅仅介绍了工作进展，而且从人类发现火一直讲到了预测燃烧。本刊将分两期连载，这是第二篇。

## 从发现火到预测燃烧（Ⅱ）——受控制的燃烧

姚卫

### 2 受控制的燃烧

#### 2.1 化石燃料与工业革命

随着人类社会的发展,对燃烧的控制和利用与时俱进,从早期的“草木时代”开始向工业革命时期的“煤炭时代”和“油气时代”等不断前进,开启了化石燃料的燃烧与利用发展。虽然,煤炭和石油等的发现远早于工业革命时期,如我国宋代沈括的著作《梦溪笔谈》和明代宋应星的著作《天工开物》中即详细地记载了煤炭和石油的利用和开采工艺。然后受限于当时的生产力水平,煤炭和石油等占能源消费的比例极低,未能得到大范围的利用。直至英国的工业革命时期发明的蒸汽机在矿井采煤和运输中得以应用,从而大幅提升了煤炭的生产水平,同时煤炭也迅速替代草木等生物燃料,成为生活中和工业上最重要的直接能源。进入20世纪,随着石油、天然气等的勘探和开采技术逐渐成熟,石油、天然气部分取代煤炭成为重要的化石能源。即使在全球“碳中和”行动如火如荼的今天,化石能源仍然占全球一次能源的80%以上(参见图16)。可以不夸张地说,自工业革命以来,基于化石燃料燃烧供能的各类机械设备,一直是社会高效运转的最主要推动力。从蒸汽机到内燃机,从火车、船舶到各类航空航天飞行器等等。

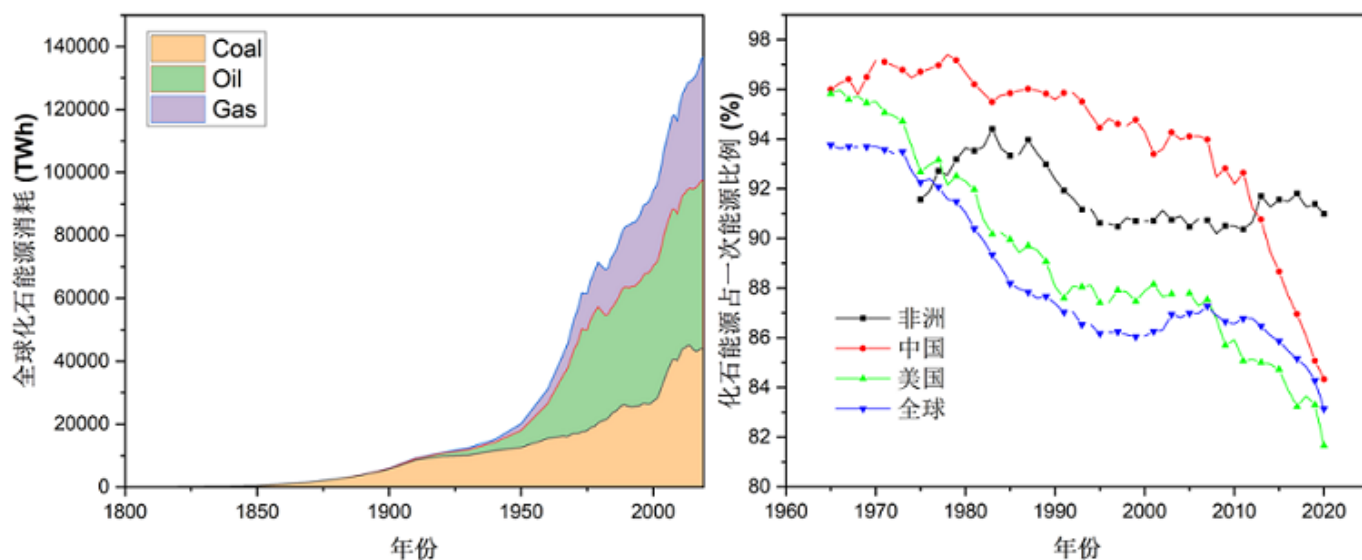


图16 化石能源使用情况: (左)化石能源消耗总量; (右)化石能源占比 (Fossil Fuels - Our World in Data (<https://ourworldindata.org/fossil-fuels>))



图17 化石能源燃烧驱动的各类交通工具 (图片来源:网络)

## 2.2 发动机中的燃烧

### 2.2.1 航空涡轮发动机中的燃烧

航空发动机以化石燃料作为能源，将化学能转化为机械能，为飞行器提供动力。它是飞机等各类航空飞行器的核心和动力之源，更是整个航空工业的动力之源。由于航空发动机具有高度的技术难度和复杂性，被称为“工业皇冠上的明珠”和“工业之花”。从1842年第一份关于航空发动机的专利出现到现在，航空发动机产业走出了一条从活塞式到涡轮喷气式（涡喷）再到涡轮风扇（涡扇）发动机的发展道路。相比于涡喷发动机，涡扇发动机推进效率高、噪音低，因此被目前大多数商业航空飞机和军用战斗机采用。例如，应用于F35战斗机的美国普惠 F-135 发动机，应用于空客、波音、和中国商飞等多种机型的CFM 国际 Leap 发动机。



图18 美国普惠 F-135 发动机（左）和CFM 国际 Leap 发动机（右）（图片来源：网络）

涡轮风扇发动机由风扇、低压压气机、高压压气机、燃烧室、驱动压气机的高压涡轮、驱动风扇的低压涡轮和排气系统组成（参见图19）。经过压气机压缩后的高压空气与燃料混合之后将在旋流燃烧室中燃烧以产生高温高压燃气来推动燃气涡轮的运转。为了揭示航空发动机内部的流动和燃烧过程，人们开展了全尺寸的航空发动机高保真的大涡数值模拟，图19中示出了发动机内温度场的云图。



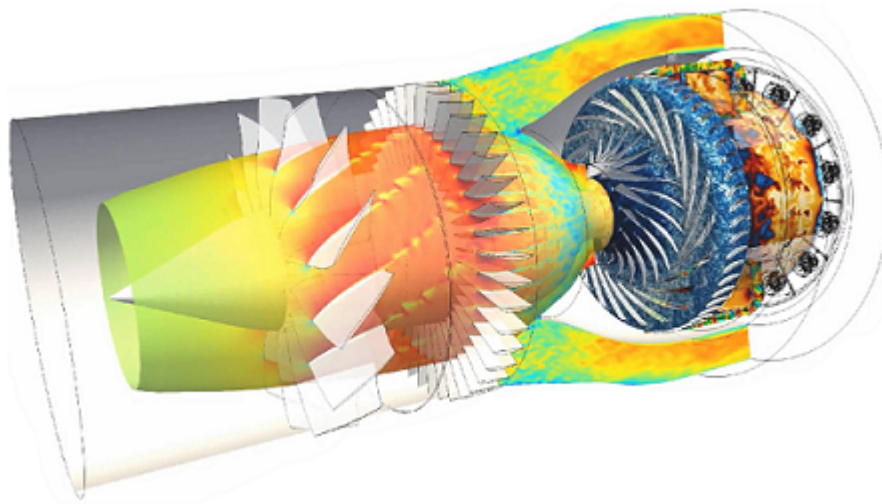


图19 航空发动机整机大涡模拟流场 (CERFACS, 2021)

### 2.2.2 航天火箭发动机中的燃烧

火箭发动机是由飞行器自带推进剂、不利用外界空气（作为氧化剂）的喷气发动机。它可以在稠密大气层以外的空间里工作，推进剂在火箭发动机内转化为工作介质的动能，形成高速射流排出而产生推力。液体火箭发动机(比如发射载人飞船的长征二号F运载火箭)中的推进剂通过喷注器注入燃烧室，经雾化、蒸发、混合和燃烧等过程生成燃烧产物，以高速（2500~5000米/秒）从喷管中冲出而产生推力。燃烧室内压力可达200大气压，温度可达3000~4000℃。

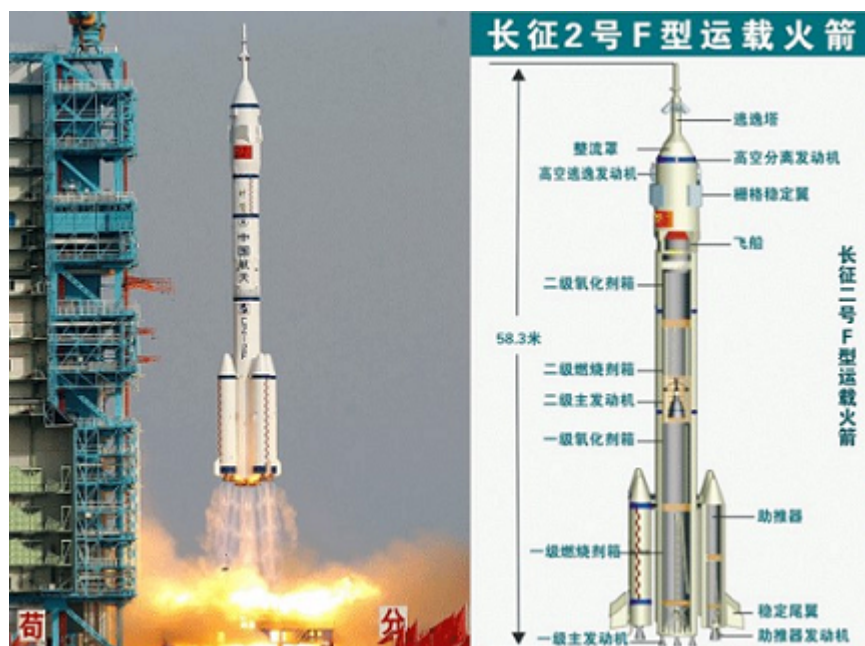


图20 长征运载火箭发动机 (图片来源: 网络)

固体火箭发动机是使用固体推进剂的化学火箭发动机。推进剂是由氧化剂、燃料和其他添加剂按一定配方组成的固态混合物，也称作“药柱”，点火后推进剂在燃烧室中燃烧并产生高温高压燃气排出。目前我国推力最大、已实现飞行验证的是中国科学院力学研究所“力箭一号”采用的直径2.65米，推力200吨的固体火箭发动机。

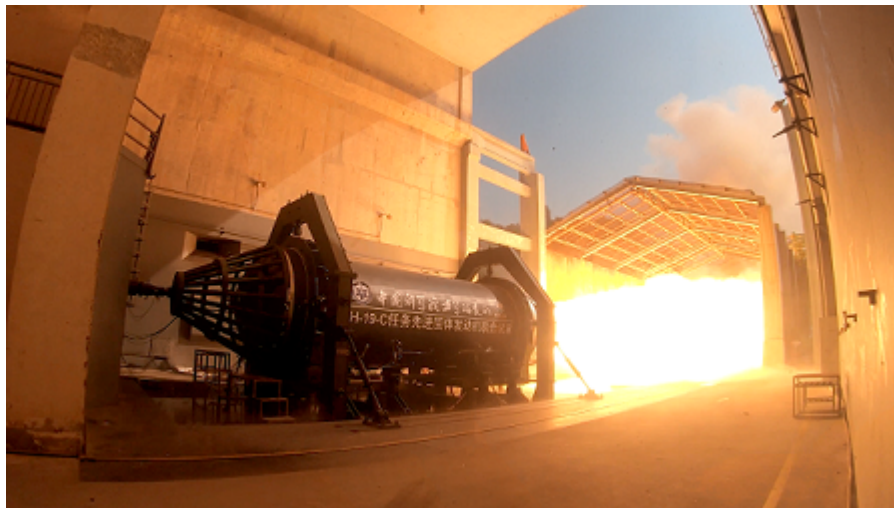


图21 固体火箭发动机

### 2.2.3 航天超燃冲压发动机中的燃烧

飞得更快、更高、更远是人类探索自然与挑战自身的永恒追求，过去50年里高超声速飞行界限不断地被上拓下延。面向天地往返的高超声速飞行对动力装置提出了高水平的要求：能够在马赫数2-10+宽速域范围内工作。在高超声速条件下（飞行马赫数5以上），气流以超声速进入发动机与燃料进行混合和燃烧，这便是所谓“超燃冲压发动机”的概念。由于超声速流体驻留在发动机通道内的时间极短，一般仅为几毫秒，这给超燃冲压发动机的正常运行带来了极大的技术困难。因为发动机需要在有限时间和空间内完成对高超声速来流的减速增压，并使得空气和燃料在超声速流动状态下高效率地掺混、点火并且燃烧。一个常用的比喻是，超燃冲压发动机内部实现稳定超声速燃烧好比在十级飓风中点燃一根火柴。

人类对超声速燃烧推进的研究始于20世纪60年代，历经了60余年的失败尝试，这从一个侧面说明了基于超声速燃烧获取净推力的困难。世界上最早证明超燃冲压发动机概念可行性的飞行试验是美国完成的。在2004年他们成功开展了马赫9.68高超声速飞行器X43A的飞行试验，采用氢燃料；在2013年他们又开展了马赫5.1高超声速飞行器X51A的飞行试验，使用碳氢燃料。目前，世界上唯一已经进入工程实用化阶段的超燃冲压发动机驱动的高超声速飞行器是俄罗斯马赫9“锆石”吸气式高超声速导弹，它于2016试射成功。尽管现在“锆石”尚未完全部署，但它已经对以美国“宙斯盾”为代表的反导防御系统构成了严重威胁。



图22 高超声速试验飞行器X43（左）和X51A（右）（图片来源：网络）



图23 海基平台发射的‘钻石’高超声速巡航导弹（图片来源：网络）



准确认识超声速气流中的燃料喷射、掺混、点火以及火焰稳定是实现超燃冲压发动机工程实用化的前提。由于发动机结构上的差异，超燃冲压发动机的工作原理与火箭发动机、常规航空发动机存在着很大的差异（参见图24）。因而要在高速气流中实现高效且稳定的燃烧，涉及到的关键技术包括：乘波前体/进气道一体化设计、多模态燃烧组织、主动热防护、进气道再起动、超临界燃料喷注、激波诱燃/助燃、边界层减阻、耐高温材料等。这里又涉及了为数众多的科学问题：可压缩湍流效应、多尺度湍流-化学反应交互作用、高超声速边界层转捩与分离、真实气体效应、高度欠膨胀射流失稳、激波/边界层相互作用、碳氢燃料高温化学反应机理等。

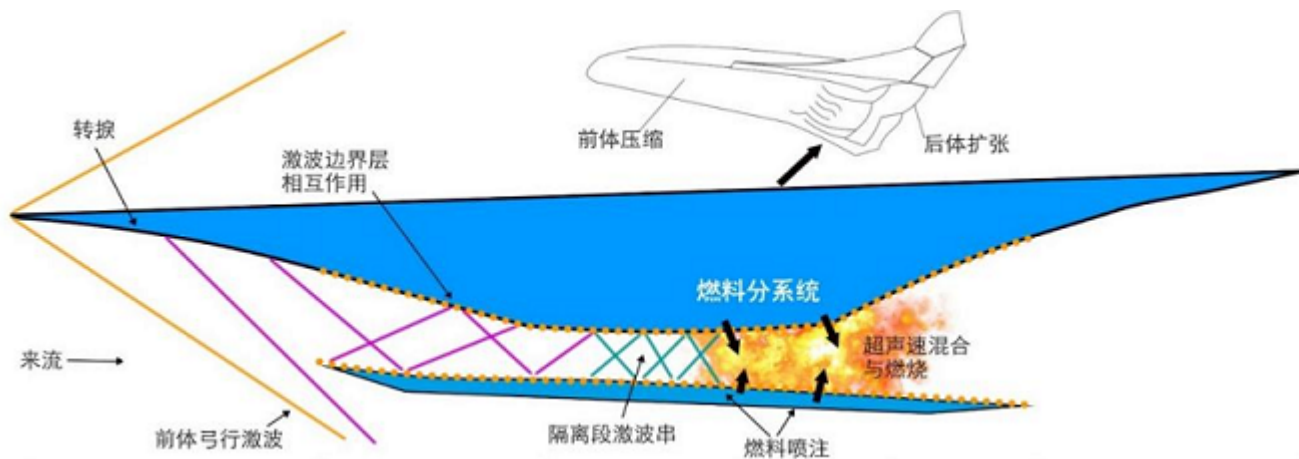


图24 超燃冲压发动机工作原理图（图片来源：网络）

依靠载机和火箭助推的飞行试验是测试超燃冲压发动机性能的有效手段，但是所需的经费和时间成本太高。地面模拟试验主要依靠高超声速风洞，但同样存在复现能力不足、试验件尺寸受限和有效测试时间短的缺陷。目前国内外尚无能够容纳全尺寸工程样机并能够长时间运行的高焓变马赫数风洞，无法完全复现真实飞行条件下的高焓（高速）、稀薄、纯净组分、动态飞行环境，这就导致了地面试验和真实飞行存在天地不一致性、后续仍需通过飞行试验校核的局面。限于风洞尺寸和运行时长，难以开展飞行器/发动机一体化集成的全尺寸地面试验，通常仅能分解开展局部耦合或缩比测试。此外，依靠现有的技术手段，在半封闭进气道和全封闭发动机内部进行超声速试验测量也是极为困难和昂贵的。对未来低运行成本、可直接水平起降、重复使用的空天飞行器，气动推进研究涵盖更宽的速域和空域：飞行速度从低/亚/跨/超/高超到极高超声速（马赫数从0到20+），飞行高度从0至100+ km，飞行空域覆盖对流层、平流层到临近空间高层大气，这些都是传统地面试验手段难以准确复现的。由于试验条件和测量手段有限，数值仿真便成为研究超声速燃烧的必要手段之一。综合运用“风洞试验、数值计算、模型飞行试验”也是钱学森先生当年对我国空气动力试验研究体系作出的战略规划。

然而，面向超燃冲压发动机的超声速燃烧计算同样存在着极大挑战。它主要源自于：1) 复杂物理化学过程的合理表征，包括涉及上万步化学反应的燃烧表征、雾化/相变/液滴燃烧的两相流动表征、非理想气体和热力学非平衡效应的物性表征；2) 多尺度流动过程的精细解析，包括雷诺数高达 $10^5$ - $10^7$ 的可压缩湍流解析、强间断激波/压缩波/膨胀波等复杂波系解析；3) 上述二者之间的非线性强耦合，例如湍流与化学反应的耦合、非平衡热力学与燃烧的耦合。正是由于超声速燃烧是一个多尺度多物理场耦合的复杂系统，数值计算的代价十分巨大，即便使用大规模并行高性能计算集群，单工况算例也通常需要数周乃至数月的计算周期。所以大涡模拟等高解析度计算方法虽然可以揭示更加丰富的流场结构和多物理过程，但限于现有的计算机技术在工程应用中十分受限。如果单纯依靠计算机技术进步，据估计可能需要等到2045年，大涡模拟才能在航空航天工程中普遍应用。

如果以下面的图25来做比喻，每一种颜色的丝线可以看着一种物理过程，丝线的粗细表示了物理过程的不同尺度，不同物理过程的不同尺度交互作用产生了复杂的耦合效应。在典型的超声速燃室中，不仅存在混合控制为主的快速反应区和化学反应控制为主的慢速反应区，还存在预混、非预混和部分预混等复杂的湍流燃烧模式，以及自点火、熄灭和过渡稳焰等强瞬态燃烧过程。超声速燃烧场在不同局部区域存在差异性极大的湍流-化学反应交互作用模式，反应状态参数对守恒标量的依赖存在极大的空间不均匀性，难以采用统一关系式去描述整场湍流反应状态。因为多过程相互耦合，所以难以采用解耦方法对求解过程进行降维，而多过程耦合求解计算代价巨大。针对如此复杂的交互耦合过程，以致于有的学者提出采用混沌理论来研究超声速燃烧规律。

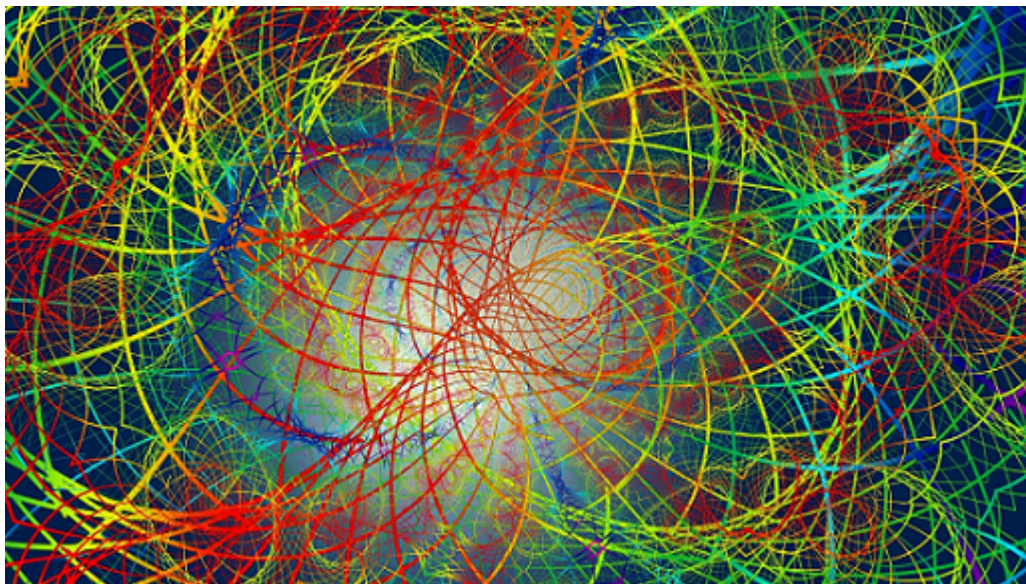


图25 复杂混沌系统中的多物理耦合（图片来源：网络）

如果仔细观察图25，可以看到，虽然整体上耦合非常复杂，难以提取普适的规律，但是针对每个局部均可以归纳出独特的规律（花纹形态）。基于这种思想，笔者提出了“分区解耦+整场耦合”的策略，它的思路如下：

(1) 分区解耦：依据变量指标对流场进行自适应分区，针对每个局部分区分别建立状态变量与守恒标量之间的关联函数，这个关联函数可以自演化；(2) 整场耦合：相邻分区的关联函数可以通过交换信息而演化。基于“分区解耦+整场耦合”的思想，笔者建立了动态分区火焰面模型（DZFM），实现了超声速燃烧计算整体上将近60倍的效率提升，同时提高了超声速流动中时空强非均匀湍流燃烧过程的表征准确性（参见图26）。

除了湍流化学反应交互作用关系可以局部解耦，物性计算、非平衡效应、化学反应机理、甚至数值格式也同样可以基于自适应分区局部解耦，从而将复杂的多物理多过程耦合问题解耦为降维空间内的计算，相当于将图25中的每一条彩色丝线逐一剥离处理，相比于整场耦合求解大幅提高了计算效率。最终建立的基于动态分区概念的“六位一体”模型体系框架，在现有的计算机技术条件下成功实现了高解析度大涡模拟在超燃冲压发动机中的工程应用。



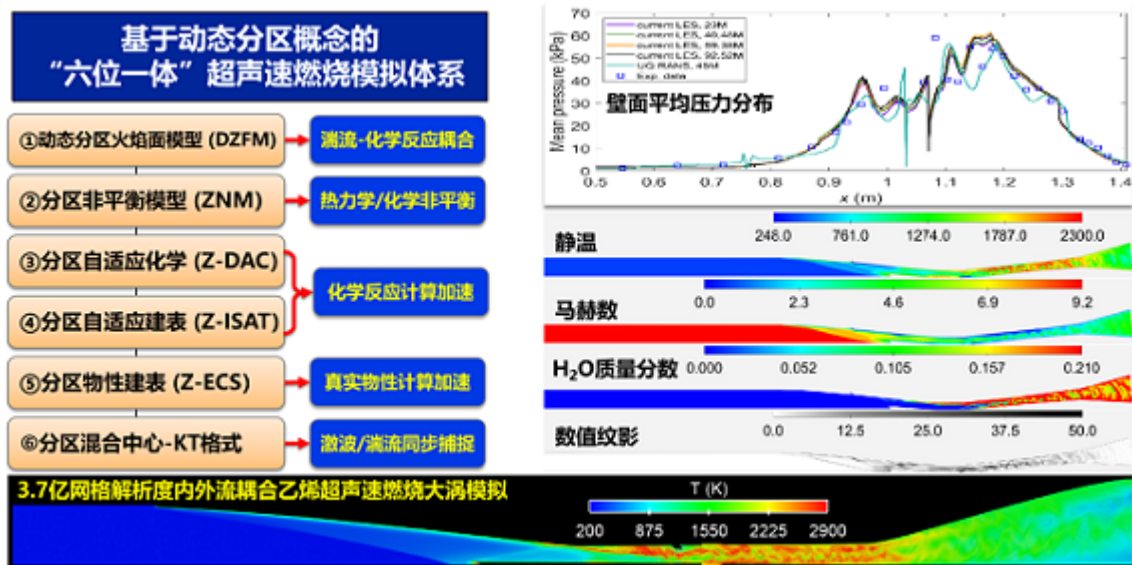


图26 基于动态分区概念的“六位一体”超声速燃烧模拟体系 ( Yao, JPP, 2021; 姚等人, 力学学报, 2021 )

笔者运用自主发展的煤油骨架机理、自主模型和算法, 在国际上首次开展了基于多步骨架机理和亿级网格规模的煤油超声速燃烧大涡模拟研究。相比于之前的百万网格解析度的煤油超声速燃烧模拟, 目前这个最高解析度的亿级网格解析度计算更加详细地展示了煤油超声速燃烧室内部的流动、混合与燃烧等瞬态过程, 揭示了自点火、稳焰与流动失稳等对燃烧室性能至关重要的物理机理, 如图27所示。这项研究被美国航空航天学会(AIAA)高超声速系统与技术及空天飞机(Hypersonics Systems and Technologies and Space Planes)技术委员会授予高超声速系统与技术最佳论文奖(HYTASP Best Paper Award)。这个奖项每18个月评选一次, 每次只有一篇最佳论文, 旨在表彰作者在该领域的技术卓越性。我国研究人员在AIAA历史上首次获得这个殊荣, 此项研究被同行评价为“代表对实际问题接近最高水平的数值模拟与应用”。

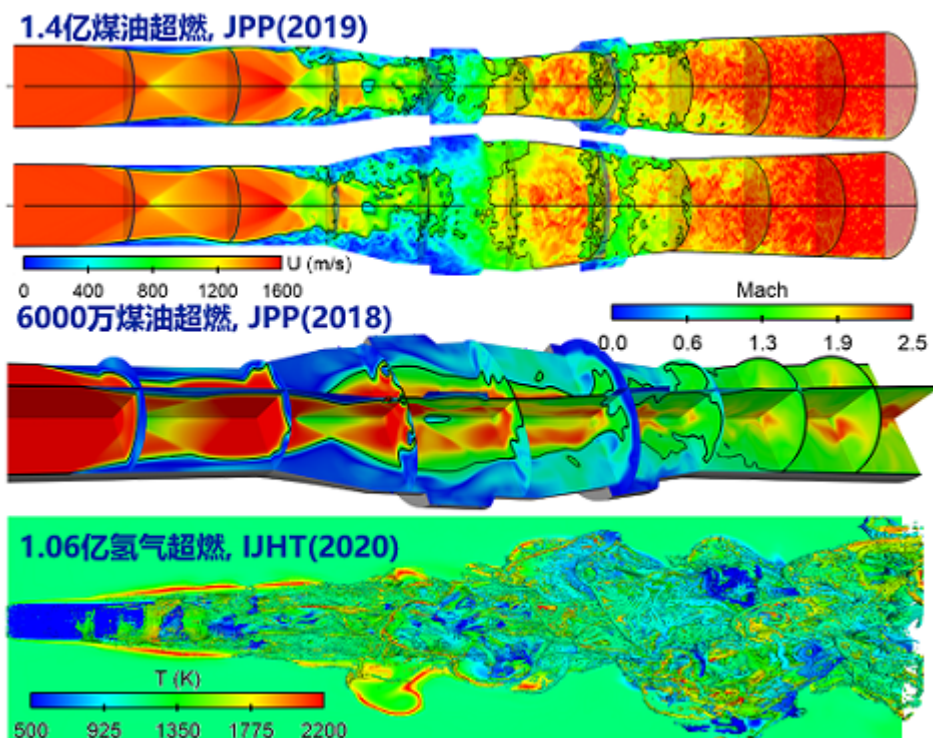


图27 煤油和氢气超声速燃烧室大涡模拟 (来源: Yao等人, JPP 2019; Yao等人, JPP 2018, Yao等人, IHHT 2020)

总体上而言, 湍流燃烧模型是一个相对“固化”的领域, 目前常用的湍流燃烧模型多为20世纪的学者们提出的, 后续的研究者则发展了许多改进和校准版本。动态分区火焰面模型(DZMF)基于分区条件平均概念建立控制方程, 本质上与条件矩封闭模型(CMC)、多维条件映射模型(MMC)同属于矩空间封闭类模型。DZFM提出了独特的分区条件平均和自适应分区两个概念, 丰富矩空间类湍流燃烧模型, 模型后续仍有一定的发展和改进空间。我们将在这一学术前沿领域继续砥砺前行。

致谢: 博士后张政、博士生沈吴冰懿为本文收集整理了部分资料, 在此一并表示感谢。



中国科学院 (http://www.cas.cn)  
CHINESE ACADEMY OF SCIENCES

中国科学院力学研究所 版权所有 京ICP备05002803号 京公网安备110402500049

地址: 北京市北四环西路15号 邮编: 100190

(http://bszs.conac.cn/sitename?method=show&id=081D2D6355AD574EE053022819ACCBA7)

