

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.001

斜爆震发动机研究进展与技术挑战

凌文辉¹, 周林^{2,1}, 涂胜甲¹, 解豪品¹, 张义宁¹, 孟皓¹, 滕宏辉²

(1. 北京动力机械研究所, 北京 100074; 2. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要: 斜爆震发动机 (Oblique detonation engine, ODE) 采用驻定斜爆震波 (Oblique detonation wave, ODW) 实现高超声速气流中燃料化学能向推进系统机械能的高效转化, 可大幅提升吸气式飞行速度上限, 具有重要发展潜力和应用价值。本文从早、中、近期 3 个阶段概述 ODE 发展历程, 总结当下斜爆震燃烧及发动机的研究现状。重点从发动机设计角度综述国内外在斜爆震燃烧组织、燃料喷注掺混以及总体性能与内流设计 3 方面的研究进展。深入分析了总体约束下的内外流一体化设计、高超声速气流中的燃料喷注掺混、复杂来流条件下的稳定燃烧组织、高热载荷防护以及超高速工况试验条件 5 大技术挑战及重点关注方向, 为后续深入技术攻关及应用提供参考。

关键词: 斜爆震发动机; 总体性能; 喷注掺混; 爆震燃烧; 关键技术

中图分类号: V231 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)04-0553-20

Research Progress and Technical Challenges of Oblique Detonation Engines

LING Wenhui¹, ZHOU Lin^{2,1}, TU Shengjia¹, XIE Haopin¹, ZHANG Yining¹,
MENG Hao¹, TENG Honghui²

(1. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;

2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The oblique detonation engine (ODE) utilizes standing oblique detonation wave (ODW) to efficiently convert the chemical energy of fuel into mechanical energy in hypersonic flow, greatly improving the upper limit of the air-breathing flight regime, which holds significant development potential and practical value. This paper provides an overview of the development of ODE in the early, middle, and recent stages. Then, the current research status on oblique detonation combustion and engines are summarized. Furthermore, the progress made worldwide in three areas, oblique detonation combustion organization, fuel injection mixing, and overall performance with internal flow design, are reviewed from the perspective of engine design. Finally, the technique challenges and future key focus directions in five aspects, including integrated design of internal and external flow under overall constraints, fuel injection and mixing in hypersonic flow, stable combustion organization under complex inflow conditions, high thermal load protection, and experimental conditions under ultra-high speed conditions are analyzed, aiming to provide reference for future in-depth technological breakthroughs and applications.

Key words: oblique detonation engine; overall performance; injection and mixing; detonation combustion; key technology

收稿日期: 2023-07-05; **修订日期:** 2023-07-25

作者简介: 凌文辉, 男, 研究员, 主要从事冲压发动机及组合动力研究。现任国家某专项副总师、发动机型号总师、中国航天科工集团科技委常委、中国工程热物理学会热机气动热力学分会爆震与新型推进专业委员会主任, 享受国务院政府特殊津贴。获国家科学技术进步二等奖 1 项, 国防技术发明一等奖 1 项, 国防科学技术进步一、二、三等奖 5 项。获航天基金奖、中信航天防务人才奖等荣誉。

通信作者: 周林, 男, 博士研究生, 工程师, E-mail: linzhou@qq.com。

引用格式: 凌文辉, 周林, 涂胜甲, 等. 斜爆震发动机研究进展与技术挑战[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 553-572. LING Wenhui, ZHOU Lin, TU Shengjia, et al. Research progress and technical challenges of oblique detonation engines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 553-572.

一代动力、一代飞行器。空天飞行器的动力性能决定了其飞行包线、航程、机动性等关键能力,同时也支撑着未来自由空天飞行愿景的实现。从涡轮发动机、亚燃冲压发动机到超燃冲压发动机,再到多种形式的新型组合动力,吸气式空天动力一直向着更高速、更紧凑、更宽域、更经济的方向不断发展^[1-2]。然而,传统吸气式空天动力均采用基于缓燃的等压燃烧方式,循环热效率接近其理论上限,进一步提升十分困难。爆震发动机被认为是最具潜力的革新途径之一,其原理是改变动力系统的核心——燃烧模式,由传统的等压燃烧方式转变为高速、高效的爆震燃烧,可望大幅提升动力系统循环热效率,推动现有空天动力的更新换代^[3-4]。

采用爆震燃烧方式实现燃料化学能向机械能高效转化的动力装置统称为爆震发动机。目前国内广泛研究、同时也最具发展潜力的爆震发动机主要包括两种类型:一种是以旋转爆震燃烧组织方式为基础,包括旋转爆震火箭发动机、旋转爆震冲压发动机和旋转爆震涡轮组合发动机等;另一种是以斜爆震燃烧组织方式为基础,预期可以实现 $Ma8\sim 15+$ 超高速吸气式飞行的斜爆震发动机(Oblique detonation engine, ODE)。基于上述多型爆震动力有望构建飞行速度覆盖 $Ma0\sim 15+$ 的全速域吸气式高性能空天动力体系。基于爆震燃烧高速、高效的特点,爆震发动机具备以下4方面潜在优势:一是比冲性能更高,相比于传统动力可以提升20%~30%以上;二是尺寸更紧凑,相比于传统动力,爆震发动机燃烧室长度可以缩短2/3以上;三是飞行速域更宽,单一类型的爆震发动机飞行速域跨度可以超过4倍声速;四是飞行速度更高,预期可以实现 $Ma15$ 以上超高速吸气式飞行。鉴于爆震发动机的发展潜力和应用前景,国内外高校和科研院所多年来开展了大量的研究工作,持续推动爆震动力技术突破、逐步走向工程应用。

在大量地面试验和数值模拟研究推动下,近年来国内外在以旋转爆震燃烧为基础的爆震动力技术领域取得重要进展^[5-9],已有针对旋转爆震燃烧基础机理及发动机关键技术等方面研究进展的系统总结和概述^[10-13]。然而长期以来,由于地面试验设备对超高速飞行工况模拟能力的不足,极大地制约了ODE的关键技术攻关与试验验证,前期相关研究集中在斜爆震机理、发动机仿真设计与性能理论分析方面^[14-16]。近年来,随着地面试验能力的提升以及斜爆震机理研究的不断深入,国内外在ODE方面有望实现新的突破。

本文基于作者团队在ODE方面多年来的工作积累和思考,从ODE原理及特点出发,概述从早期

斜爆震概念提出到当前关键技术攻关持续深入期间的发展历程。在此基础上,重点从燃烧及总体等不同关键技术层面综述国内外的研究进展。最后分析讨论进一步发展面临的技术挑战,以期为后续ODE的深入研究与研制提供借鉴。

1 斜爆震发动机原理及特点

冲压发动机作为吸气式动力的一种类型,利用大气层中的氧气作为氧化剂,具有比冲高、结构简单、体积小、推重比大等突出优势。早期研究的亚燃冲压发动机,工作速域通常在 $Ma2\sim 5$,其通过进气道将超声速气流减速至亚声速,因此燃料喷注掺混与燃烧也是在燃烧室亚声速气流中完成。然而,随着飞行马赫数提升至高超声速($Ma>5$),此时再将来流减速至亚声速会带来过高的总压损失,进而造成发动机性能急剧下降。因此,超燃冲压发动机通过降低进气道压缩量使得压缩后气流仍保持超声速状态,同时在超声速气流中通过边混合边燃烧的方式完成燃料化学能注入,在高超声速飞行时更具性能优势。然而,随着飞行马赫数进一步提升至 $Ma10$ 级,传统边混合边燃烧对应的时间尺度与气流在冲压发动机内流道中滞留的时间尺度已难以有效匹配。虽然增大进气道的压缩量可以降低气流速度,但同时又会导致燃烧前静温过高,燃烧产物高温离解会极大限制燃料化学能有效注入。针对上述问题,斜爆震发动机在前体或进气道中提前喷注燃料,先与空气预先混合达到一定程度后进入燃烧室,通过斜劈等装置诱导产生能够在高超声速气流中驻定的斜爆震波(Oblique detonation wave, ODW),在短距离内完成混气燃烧释热,高温高压燃烧产物通过喷管膨胀加速产生推力,其典型结构如图1所示。

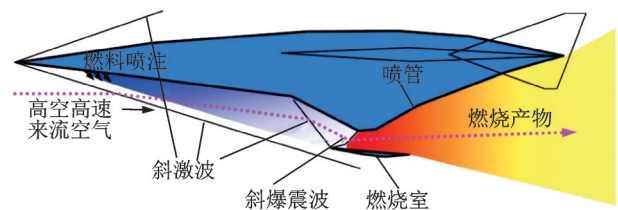


图1 ODE示意图^[4]

Fig.1 ODE diagram^[4]

从上述工作过程可以看出,ODE将燃料的掺混过程与燃烧过程进行解耦,一方面利用高马赫数飞行器前体/发动机进气道细长的特点,提前喷注燃料与来流空气混合,大幅增大高速气流中燃料掺混距离;另一方面采用传播速度可达千米每秒量级的爆震波(Detonation wave, DW),通过激波压燃

的方式实现超高速气流中混气的高速稳定燃烧。综合以上技术途径,实现超高速飞行条件下,在有限长度的发动机内流道中更高效地将燃料化学能转化为机械能。因此从原理上,ODE也有望实现相较超燃冲压发动机更高速度的吸气式飞行。

基于以上设计理念,目前提出了外喷注和内喷注两种典型结构形式的ODE^[17],如图2所示。其中,前者是燃料在前体/进气道外压缩段进行喷注的构型,后者则是与超燃冲压发动机结构形式更相似,燃料在进气道出口进行喷注,通过一定长度的掺混段实现燃料与空气的均匀混合,再进入斜爆震燃烧室燃烧释热。从设计原理上看,外喷构型相比于内喷构型更加适合更高马赫数的飞行条件,并且内喷构型可以看作是超燃冲压发动机向更高马赫数发展时,与外喷构型ODE之间的一种过渡构型。尽管如此,工作过程的相似性决定了两种构型ODE都面临着宽裕度斜爆震燃烧组织、高超声速气流中燃料高效喷注掺混等相似的技术挑战。

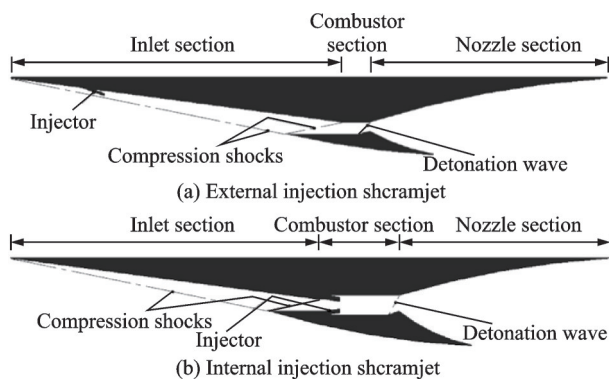


图2 两种构型ODEs^[17]

Fig.2 Two type configurations of ODEs^[17]

结合以上分析可以看出,ODE主要具有以下特点:(1)斜爆震燃烧允许进入燃烧室的气流速度高(大于 Ma_4),进气过程无需大的压缩比,总压损失小;(2)斜爆震燃烧室流速高,静温低,为燃料化学能释放留出更大温差空间,超高速飞行可获得更高的比冲性能;(3)斜爆震燃烧放热过程时间/空间尺度小,燃烧室长度可大幅缩短,高热载荷内流道面积小,有利于主动热防护的设计;(4)飞行器与发动机、进气道与燃料掺混段、燃烧室与喷管等各部件之间高度一体化,结构超紧凑,有利于降低超高速飞行气动阻力;(5)斜爆震燃烧能够适应高速宽范围来流条件,支撑ODE具有 $Ma_8\sim 15+$ 超高速与超宽域工作的应用潜力。基于上述特点,ODE可进一步提升液体碳氢燃料吸气式动力工作马赫数上限,支撑超高速飞行器研制,具有重要应用前景和发展潜力。

2 斜爆震发动机发展历程

2.1 早期:斜爆震推进的概念提出

第一个阶段是从20世纪50到80年代,在这期间,ODE和超燃冲压发动机的概念几乎同时提出。1958年,Dunlap等^[18]首次提出将驻定爆震燃烧应用于吸气式动力,如图3所示。由于实际应用中理想的驻定正爆震难以实现,因此通常通过斜劈等楔形体在来流速度高于Chapman-Jouguet(CJ)爆震速度的超声速混气中,诱导产生斜激波(Oblique shock wave, OSW)和反应面紧密耦合的ODW,稳定在超声速气流中的特定位置,实现驻定爆震燃烧。Pratt等^[19]从吸气式高超声速推进系统中燃烧组织需求出发,借鉴激波极曲线理论,对ODW的理论驻定窗口进行了详细阐述。美国NASA的Morrison等^[20]开展了ODE整机性能的一维理论评估和方案设计工作,其中涉及高超声速进气道和燃烧室的匹配、斜爆震触发与驻定等技术研究。结果表明,驻定斜爆震燃烧允许进入燃烧室的超声速气流速度可以更高,进气道对来流的压缩程度降低,进而缩小由于压缩引起的进气道总压损失,同时斜爆震燃烧室长度可缩短至厘米量级,小面积的高温壁面为利用热沉燃料进行主动冷却提供了可能;ODE作为吸气式推进动力,具有将冲压推进飞行马赫数从6拓展到16+的潜力。但是由于对更高马赫数吸气式动力需求不迫切,另一方面也缺少必要的超高速地面试验设备和仿真计算能力,所以在当时超燃冲压发动机技术得到了重点关注和优先发展,斜爆震推进技术没有受到广泛深入的研究。

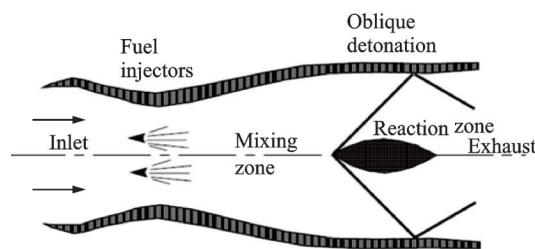


图3 早期将斜爆震应用于发动机中的概念示意图^[18]

Fig.3 Conceptual diagram of early application of oblique detonation in engine^[18]

2.2 中期:斜爆震发动机技术的早期探索

第二个阶段是从20世纪90年代到2010年前后,这个过程是ODE技术的早期探索阶段。在这期间,Viguier等^[21-23]率先采用侧向膨胀斜激波管开展了大量斜爆震试验研究,采用纹影拍摄到了清晰ODW结构,如图4所示,同时细致对比了燃料特性及气流马赫数等对斜爆震结构和波面稳定性的影响,为深入认识斜爆震起爆特性以及斜爆震燃烧仿

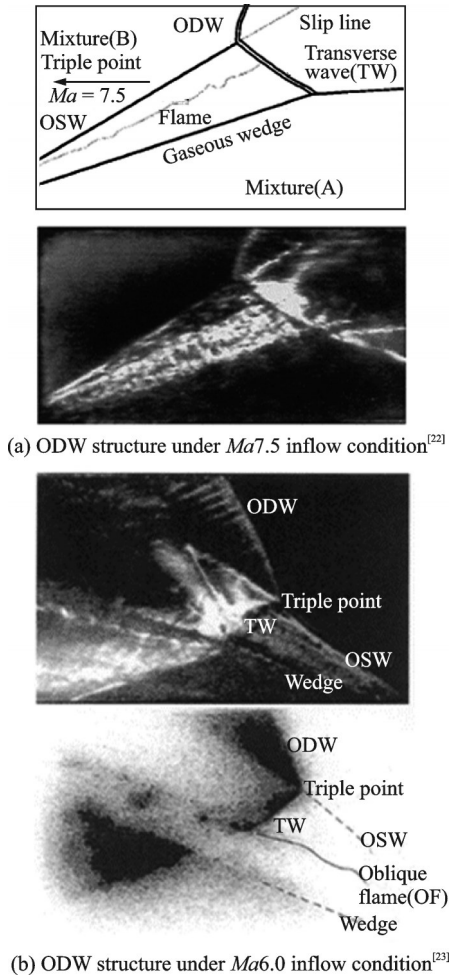


图4 试验测量得到的ODW结构

Fig.4 Experimental ODW structures

真方法验证提供了重要试验基础。

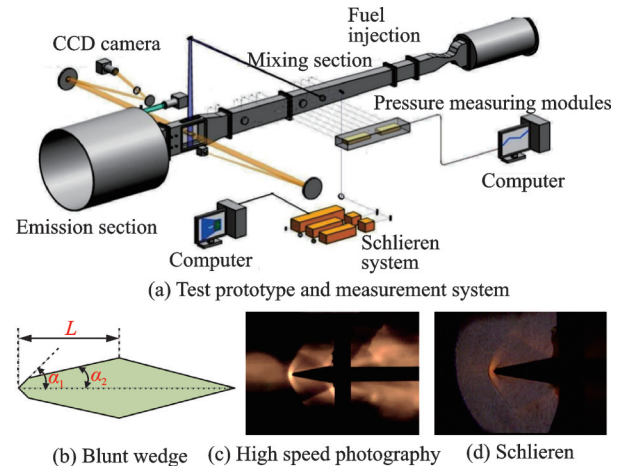
与此同时,针对斜爆震推进技术,加拿大多伦多大学 Sislian 教授团队持续开展了长期、深入的探索工作,包括建立高超声速可压缩反应流场数值模拟方法^[24]、探索面向爆震燃烧组织的燃料喷注掺混及提前燃烧抑制方案^[25-26]、提出燃料外喷注和内喷注形式的 ODE 构型^[27]、分析飞行工况及燃料非均匀掺混等效应对 ODE 性能影响^[28]及开展整机内流道仿真设计与性能评估^[29]等。在其研究工作后期^[30],针对 Ma_{11} 飞行工况设计了氢燃料 ODE,通过全流场数值模拟获得了 1 109 s 的燃料比冲,低于相同工况下设计的超燃冲压发动机,但其分析认为,高热流密度的斜爆震燃烧室长度仅有超燃冲压发动机的 1/5,整机长度也缩短了 1/3,体现出了 ODE 结构尺寸紧凑的优势。需要指出的是,从文献^[30]中可以发现,上述比冲性能低的很大原因是其设计的 ODE 方案中燃料掺混效率过低(仅有 47%)导致的,大量燃料未充分燃烧必然带来发动机性能的大幅降低。通过合理的优化设计有望实现 ODE 性能的大幅提升,因此上述研究获得的 ODE

与超燃冲压发动机性能差异结论存在一定的偏颇。尽管如此,上述针对 ODE 的早期探索研究工作为后续进一步开展深入研究奠定了坚实的基础。

2.3 近期:发动机关键技术逐渐成熟

第三个阶段是从 2010 年至今,在这期间,大规模超算平台和高马赫数高焓地面试验台支撑数值仿真和地面试验测试能力大幅提升,推动发动机关键技术逐渐成熟。在仿真方面,国内外众多高校及科研院所持续开展了大量面向发动机的斜爆震应用基础研究,从 ODW 起爆特性、稳定性、与复杂流道相互作用等角度,深化了对 ODW 系、流动、燃烧特性以及在发动机中应用的认识^[15-16]。

在试验方面,国内外也基于有限的高马赫数直连试验台和风洞开展了原理验证。国内,北京动力机械研究所^[31]基于燃烧加热直连试验台(图 5(a)),针对总压 6 MPa、总温 2 400 K、空气流量 4 kg/s 来流工况,开展了以常温氢气为燃料的非预混高速气流中斜爆震燃烧试验,试验中掺混段入口 Ma_3 的高速气流与喷注的氢气混合达到一定程度后进入燃烧室,通过在燃烧室中放置钝楔(图 5(b))诱导实现了 ODW 的起爆与驻定燃烧,获得了长达 2 s 试验中 ODW 起爆过程与驻定结构的高速摄影和纹影结果,如图 5(c,d)所示。上述试验结果也有效验证了高焓高速气流中可爆混气形成与斜爆震驻定燃烧的可行性。

图5 斜爆震试验系统及试验结果^[31]Fig.5 Oblique detonation test system and results^[31]

中科院力学所^[32-34]近年来基于 JF-12 爆轰驱动风洞,分别开展了常温氢气和煤油燃料的斜爆震燃烧试验,试验结果表明:燃料在进气道前端通过平行支板横向射流可以在进气道内实现均匀混合以及有效避免提前燃烧;通过调节燃烧室的几何结构,在风洞百毫秒量级有效时间内,成功实现了强爆震和斜爆震两种驻定燃烧模态,如图 6 所示。从工程角度来

看,毫秒量级的试验时间较为有限,但相关研究也为发动机中斜爆震燃烧应用提供了试验结果参考。

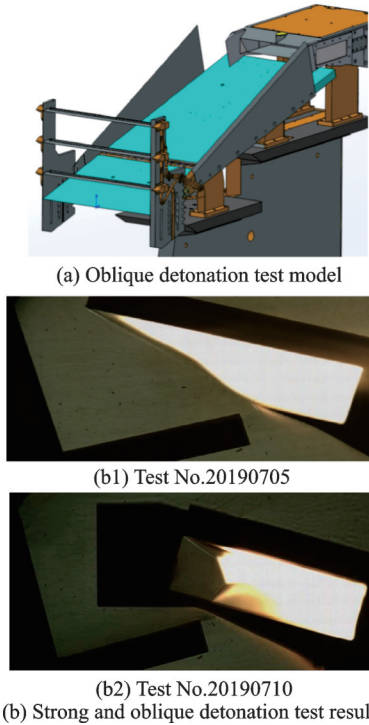
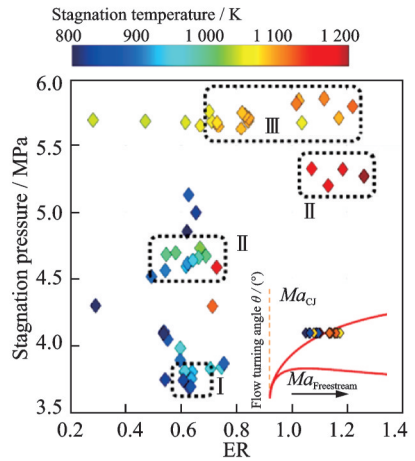
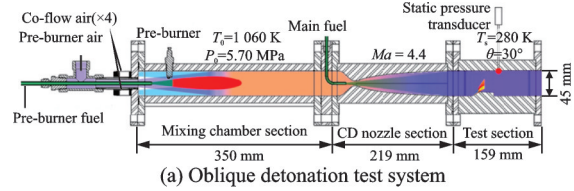


图 6 基于 JF-12 风洞的斜爆震驻定与波系试验^[32]

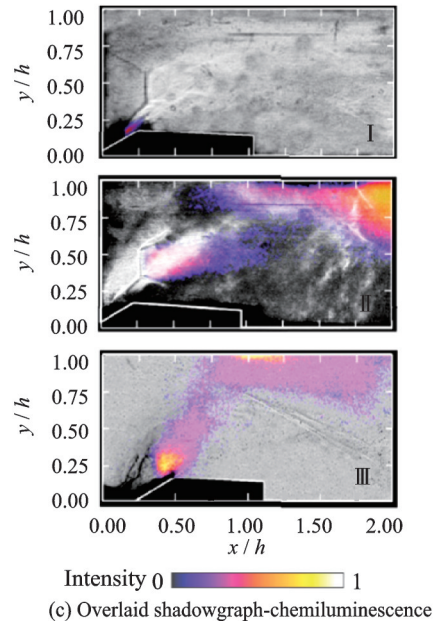
Fig.6 Oblique detonation stationary and structure test based on JF-12 wind tunnel^[32]

国外,美国海军与中佛罗里达大学^[35]合作也开展了斜爆震燃烧原理试验(图 7(a)),采用常温氢气为燃料,在马赫数 4.4 的高速来流中,通过试验获得了稳定时间 3 s 的 ODW,通过逐渐提高来流总温、总压和当量比(Equivalent ratio, ER)分别得到了斜激波诱导燃烧、振荡的马赫盘诱导燃烧以及稳定的斜爆震燃烧 3 种燃烧模式(图 7(b,c)),研究者称该验证试验为未来 $Ma7\sim 17+ODE$ 研制提供了重要试验支撑,相关工作受到了国内外的广泛关注。但上述试验来流总压最高为 5.7 MPa,而总温最高仅有 1 000 K 左右,关键参数与实际飞行工况相差较大,研究重点在于验证 ODW 长时间驻定燃烧的可行性。

从上述 ODE 发展历程梳理可以看出,经过几十年的发展,通过早期的斜爆震概念提出、到中期 ODE 技术的早期探索,再到近期仿真与试验能力提升推动 ODE 技术逐渐成熟 3 个阶段的发展,当前国内外对斜爆震机理认识已比较深入,在地面试验设备完成了 ODE 原理验证。与此同时,近年来地面高马赫数高焓试验台、大规模超算平台以及高速可压缩反应流动模拟软件 3 方面能力的快速提升,支撑 ODE 技术的研究条件得到了一定改善,为后续开展深入技术攻关创造了坚实基础和有利条件。



(b) Stability map for reacting test conditions



(c) Overlaid shadowgraph-chemiluminescence

图 7 斜爆震燃烧特性试验^[35]

Fig.7 Oblique detonation combustion characteristic test^[35]

3 斜爆震发动机关键技术研究进展

结合第一部分 ODE 工作过程可以看出,总体性能是 ODE 设计的目标和牵引,稳定燃烧组织是 ODE 设计的核心,燃料预先喷注与均匀掺混是斜爆震燃烧组织的前提,喷管高效膨胀是推力产生的关键,热防护是 ODE 应用的基础。然而,由于 ODE 目前尚无明确的整机方案,因此前期国内外针对 ODE 喷管和热防护的研究则相对较少。因此,本文针对前期研究相对较多的斜爆震燃烧组织、燃料喷注掺混以及 ODE 总体性能与内流设计 3 方面,重点从发动机设计角度对国内外相关进展进行综述。

3.1 斜爆震燃烧组织

斜爆震燃烧涉及到激波与化学反应放热的复杂耦合关联,对其流动与燃烧机理的深入研究是实现斜爆震推进性能优势的基础。过去几十年,国内外学者综合采用理论分析和数值模拟,较为系统地研究了斜爆震起爆(触发)的条件、起爆区的波系结构和波面与波系稳定性等基础机理问题,并取得了很大进展,文献[14-15]对此进行了深入的综述和讨论。在上述研究中,主要关注高速气流中流动与燃烧的耦合规律,侧重于发现并认识斜爆震流场中,激波和化学反应放热过程非线性耦合作用所产生的复杂流动燃烧现象。但上述研究大都未考虑斜爆震燃烧在发动机中实际应用上的问题,包括来流参数设置通常不针对发动机燃烧室来流工况条件,并且大多采用简化的二维无限长斜劈模型,同时不考虑发动机燃烧室几何受限空间的影响,因此相关研究与实际偏差较大,也难以直接支撑工程设计。近年来,随着技术攻关的逐渐深入,考虑发动机真实飞行工况及燃烧室几何受限空间等实际约束下的斜爆震燃烧组织研究逐渐受到关注。基于此,本文从来流参数和燃烧室几何参数两方面出发,重点对发动机中斜爆震燃烧组织技术相关研究进展进行总结和讨论。

3.1.1 来流参数的影响

首先,发动机内ODW前来流工况参数不同于先前研究中广泛使用的地面等简化来流条件,需要考虑高空高速飞行来流特性。Teng等^[36]在仿真计算时考虑ODE真实飞行工况,依据飞行高度和马赫数确定了高空来流条件,通过估算进气道压缩过程计算得到燃烧室入口参数。研究发现,高空真实飞行工况下斜爆震结构更为复杂,并且受飞行工况变化影响,起爆区波系结构会发生显著变化,如图8所示。除传统的渐变和突变结构外,还发现在起爆区内存在二次ODW、正爆震波等复杂流动和燃烧现象。从起爆区超声速气流中热量释放导致压缩波汇聚的角度揭示了起爆结构演变机制,进一步通过量化压缩波汇聚快慢与斜激波的相互作用(图9(a)),提出了具有普适性的斜爆震起爆类型理论预测方法^[37],能够快速准确地预测宽域工况及不同燃料ODW结构(图9(b)),为ODE燃烧室关键尺寸设计提供了方法支撑。

在此基础上,Bian等^[38-39]进一步耦合ODE进气压缩与斜爆震燃烧过程开展研究,分析了前体/进气道压缩程度对斜爆震结构及热效率特性的影响,获得了不同飞行高度、马赫数及斜劈角度工况下,压缩程度对燃烧总压恢复的影响差异。进一步研究了飞行工况下斜爆震燃烧组织的稳定边

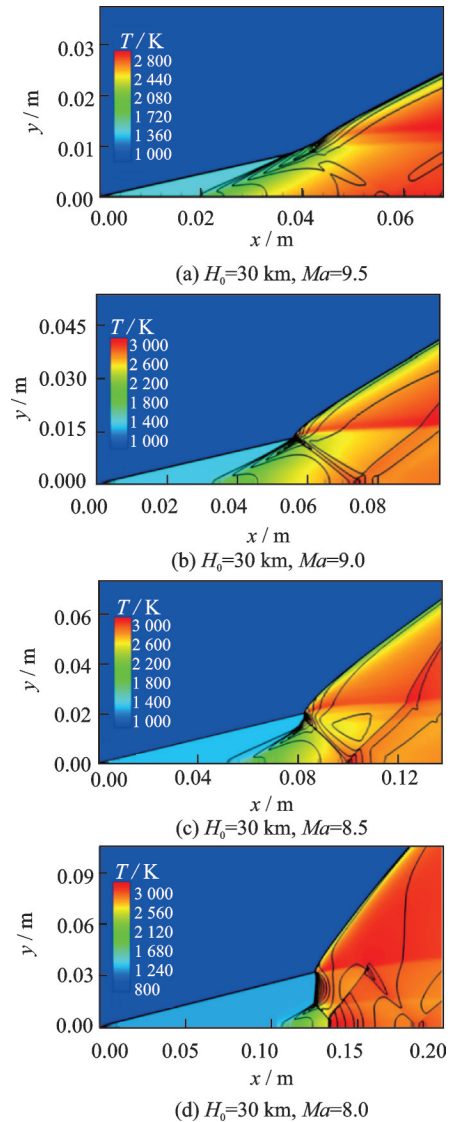
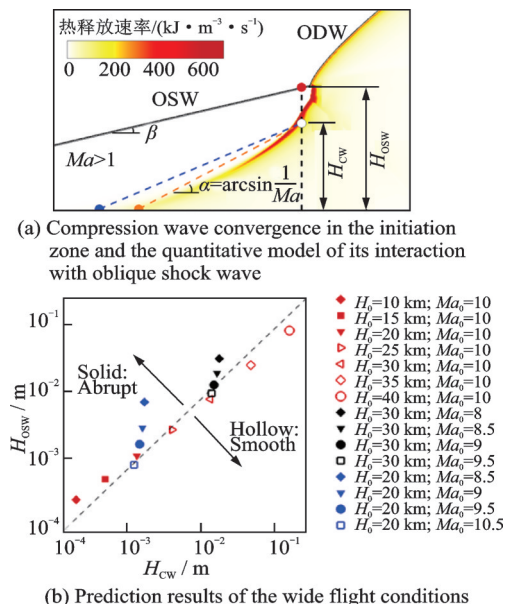


图8 不同飞行工况下斜爆震起爆区波系结构^[36]

Fig.8 Wave structure of oblique detonation initiation zone under different flight conditions^[36]



(a) Compression wave convergence in the initiation zone and the quantitative model of its interaction with oblique shock wave

(b) Prediction results of the wide flight conditions

图9 起爆结构演变机制与预测方法^[37]

Fig.9 Evolution mechanism and prediction method of initiation structure^[37]

界^[40],发现了降低飞行高度和马赫数都会导致 ODW 失稳前传(图 10(a)),降低当量比可以使得失稳 ODW 重新稳定。进一步从起爆区流动速度与燃烧速度之间的关系,揭示了低马赫数工况下 ODW 系失稳的机制,建立了飞行工况下斜爆震稳定燃烧边界快速预测方法,从快速起爆和稳定燃烧角度提出了发动机飞行速域下限斜爆震应用设计准则(图 10(b))。

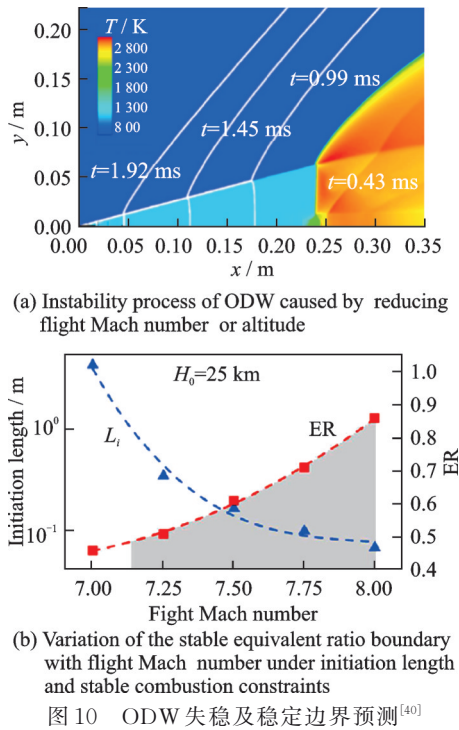


Fig.10 Instability and stability boundary prediction of inclined detonation wave^[40]

上述研究大多针对氢燃料斜爆震燃烧开展,面向工程应用,针对液体碳氢燃料斜爆震燃烧的研究也值得关注。Ren 等^[41-42]开展了两相煤油空气混合物 ODW 起爆与驻定特性研究,研究了煤油液滴直径、蒸发特性、燃料当量比以及来流马赫数对 ODW 起爆特性和稳定性的影响,分析了两相煤油燃料爆震燃烧详细物理过程,如图 11 所示。杜鹏等^[43]开展了基于煤油燃料的 ODE 燃烧室数值模拟,分析了来流速度及燃料当量比对燃烧室内 ODW 起爆驻定、波面结构及推进性能的影响

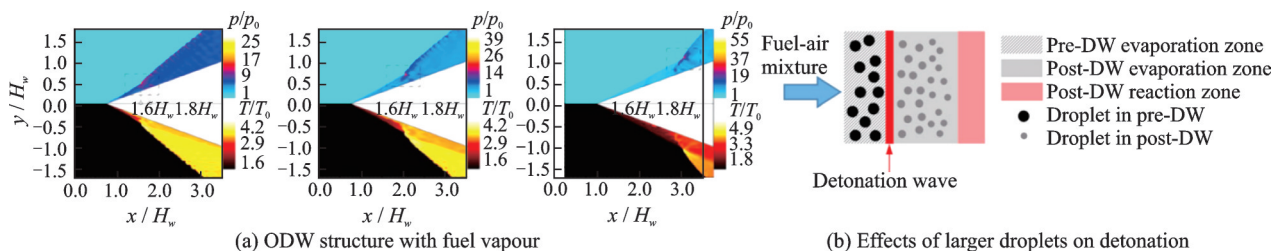


Fig.11 Simulation results of two-phase kerosene air ODW and physical process of two-phase oblique detonation combustion^[42]

规律。

此外,实际发动机中,由于飞行工况调整以及燃料喷注等造成的发动机内流非定常和非均匀不可避免,因此部分学者也进一步开展了非定常(时间扰动)及非均匀(空间扰动)来流条件对 ODW 系结构及稳定性的影响研究。陈楠等^[44]研究了来流温度扰动的影响,发现温度扰动会导致爆震波内在不稳定性释放,ODW 面胞格结构更加清晰。Liu 等^[45]研究了 ODW 受楔面角度变化的影响,发现角度变化在诱导斜爆震结构变化时,可能存在弛豫(多解)现象,并阐述了其中的机理。Yang 等^[46]针对非定常来流条件下 ODW 开展研究,发现了来流扰动作用下 ODW 面强迫失稳和振荡的物理机制。Zhang 等^[47]开展了来流角度突变导致 ODW 上下游移动的非定常过程研究。图 12 显示了马赫数不变,来流角度突然减小导致的爆震波结构向下游移动。虽然在斜劈角度变化前后起爆区均为光滑渐变结构,但是在角度变化过程中流场中出现了较为复杂的突变结构。其中,当来流角度突增爆震波结构从下游向上游转变时,并没有发生结构的整体移动,而是在上游重新建立流场,与来流角度突减爆震波结构从上游向下游的整体移动存在本质的差异。上述研究表明非定常来流条件下斜爆震流场存在更为复杂的多波结构流动特征。

对于实际发动机中存在的来流参数非均匀效应,文献[48]利用简化模型研究了发动机内燃料与空气不均匀掺混对 ODW 起爆与结构的影响,分析了不同混气掺混分布导致的激波与火焰相互作用形成的不同复杂结构,结果显示虽然来流非均匀混合会造成火焰面扭曲变形(例如产生 V 形(图 13(a))和 V+Y 形(图 13(b))火焰结构),对起爆区结构和位置产生明显影响,但 ODW 仍能够维持稳定燃烧。Zhang 等^[49]结合发动机高空飞行工况,研究了氢气-空气预混气当量比对 ODW 结构的影响,获得了起爆区结构和特征长度对当量比的依赖关系。上述研究主要关注整个来流入口截面上的掺混非均匀性,Fang 等^[50]重点研究了来

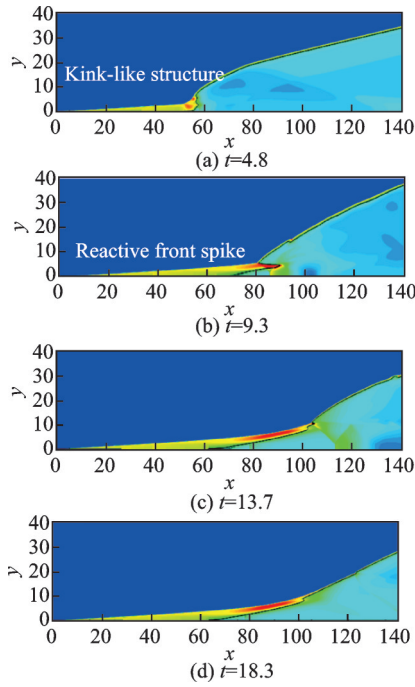


图12 来流条件突变引起的ODW结构转变过程^[47]

Fig.12 Structural transformation process of ODW caused by sudden changes in incoming flow conditions^[47]

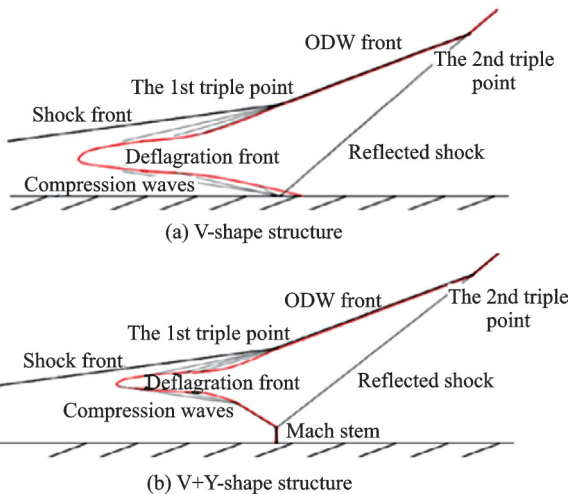


图13 激波火焰相互作用形成的不同结构^[48]

Fig.13 Different structures formed by the interaction between shock waves and flames^[48]

流非均匀对ODW起爆区波系的影响,发现壁面区域来流贫燃会导致ODW起爆延迟,产生V形结构火焰,但能够在一定程度上降低斜劈表面热负荷。

3.1.2 燃烧室几何参数的影响

上述对斜爆震的研究均采用无限长斜劈假设,而实际中,除了来流参数变化之外,还必须关注其与燃烧室复杂几何边界的相互作用。在ODE中,斜劈必然是有限长度的,并且在燃烧室受限几何空间约束下,斜爆震燃烧组织也会受到燃烧室上壁面的影响。在该情形下,斜爆震的起爆特性会受到斜劈长度的影响,同时ODW的反射和流场中膨胀波

也会影响斜爆震燃烧的稳定性。

对于有限长度斜劈对ODW的影响,早期Papalexandri等^[51]就发现当斜劈长度有限时,斜劈末端拐点处产生的膨胀波可能会导致ODW熄爆。Bhattraai等^[52]在双楔诱导ODW的研究中,采用大角度斜劈加小角度斜劈的起爆方式,发现大角度斜劈上形成的过驱动爆震波在拐点处发出的膨胀波的作用下衰减为波面角度接近CJ ODW角度的近CJ ODW。与此同时,有限长度斜劈末端所产生的膨胀波除了影响ODW的起爆和角度外,也会对起爆区波系结构产生重要影响^[53]。此外,研究还发现对于不同起爆类型ODW,斜劈逐渐缩短时ODW熄爆过程不同,渐变起爆类型ODW的熄爆是斜激波与燃烧面的解耦,而突变起爆类型ODW的熄爆是ODW先起爆随后向下游的持续传播^[54],如图14所示。进一步通过拟合仿真结果建立了针对渐变结构ODW起爆的最短斜劈长度预测准则^[55]。Yao等^[56]近期研究发现有限长度斜劈末端产生的膨胀波作用于失稳ODW后亚声速区可以消除热壅塞,进而实现失稳ODW重新驻定燃烧,但缩短斜劈长度同时也会带来起爆距离增大的问题,研究结果为低马赫数飞行工况下稳定斜爆震燃烧组织提供了设计参考。除斜劈长度有限外,ODE中燃烧室与喷管紧密耦合,斜爆震燃烧产物必然要进入喷管膨胀才能产生推力,因此同样需要关注有限长度斜劈后壁面倾斜角度对斜爆震燃烧的影响。对于此,有研究发现^[57],当斜劈长度相同时,斜劈后壁面倾斜角度也可能导致斜爆震无法起爆。

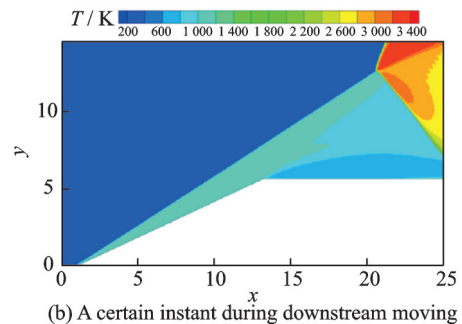
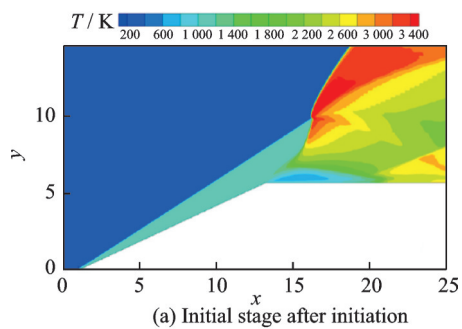


图14 斜劈缩短导致突变类型ODW熄爆过程^[54]

Fig.14 Quenching process of abrupt transition ODW induced by shortening the wedge length^[54]

此外,进一步的研究还面向宽域斜爆震燃烧组织需求,探索了通过改变斜劈构型等措施以实现 ODW 的起爆控制。例如 Qin 等^[58-59]开展了通过特殊构型斜劈实现 ODW 加速起爆及驻定控制研究,结果表明采用特殊构型斜劈可缩短斜劈长度,同时加速 ODW 起爆。韩信等^[60]和 Wang 等^[61]近期进一步分别提出了通过在斜劈表面设置鼓包和热射流来实现 ODW 的起爆与驻定控制,并通过数值模拟验证了控制方法的可行性。Teng 等^[62]近期研究了双楔面诱导 ODW 的起爆结构,总结出了 3 种典型双楔诱导 ODW 结构如图 15 所示,并且发现调整楔面角度和拐角位置可以实现流动波系的调控,其中通过小楔面角度和大楔面角度的配置,能够有效抑制低马赫数条件下 ODW 的前传,同时调控高马赫数条件下 ODW 的起爆位置,相关研究可为宽域 ODW 发动机燃烧室设计提供理论依据。

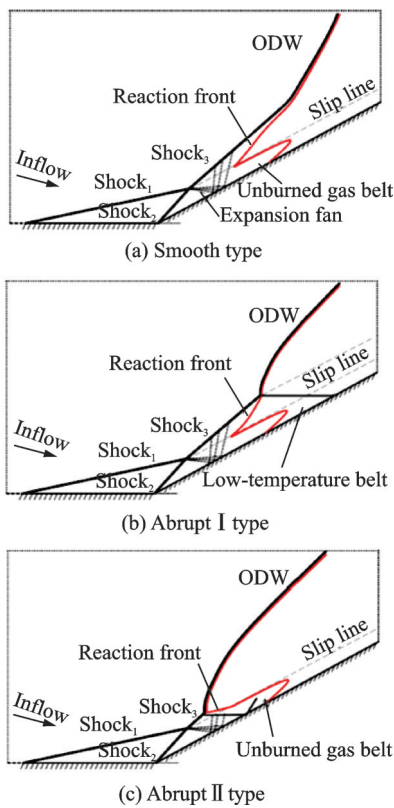


图 15 双楔面诱导的 3 种典型斜爆震结构^[62]

Fig.15 Three typical oblique detonation structures induced by double wedge surfaces^[62]

由于 ODE 燃烧室空间有限,ODW 可能会在燃烧室上壁面发生反射,并引起更为复杂的流动。Wang 等^[63-64]基于简化的存在拐角的两段式上壁面,采用两步化学反应模型,针对无黏条件下,开展了 ODW 与燃烧室上壁面的相互作用研究,重点分析了对斜爆震驻定结构及稳定性的影响,如图 16

所示。研究发现,ODW 恰好与上壁面交于拐点处,是最理想的情况,此时 ODW 稳定,且高温高压产物立即膨胀做功(图 16(a));如果拐点位置靠前,ODW 和拐点处产生的膨胀波在拐点下游诱导形成一个高温低速的回流区(图 16(b)),在较低的来流马赫数下,还可能造成波面发生失稳;如果拐点位置靠后,ODW 将会在上壁面发生马赫反射(图 16(c)),可能会产生热壅塞导致 ODW 失稳并持续前传。上述相关研究为 ODE 燃烧室及喷管设计提供了重要理论基础。

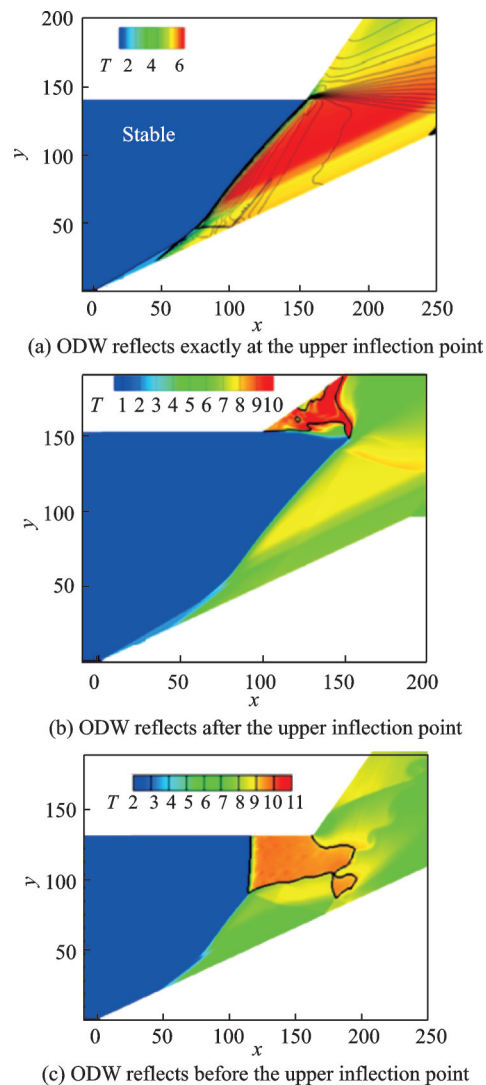


图 16 无黏来流条件下 ODW 与燃烧室上壁面不同作用形式^[64]

Fig.16 Different interaction types between ODWs and the upper wall of the combustor under inviscid inflow conditions^[64]

针对上述受限空间中斜爆震在上壁面发生反射可能失稳前传的问题,刘或等^[65]提出了一种增强受限空间中 ODW 稳定性的方法,通过减少燃烧室上壁面附近燃料当量比,使得 ODW 入射到上壁面时衰减为惰性激波,削弱上壁面反射的强度,进

而防止发生壅塞增强ODW的稳定性。进一步基于燃烧加热试验台开展 Ma_8 飞行工况直连试验,验证了ODW驻定控制的可行性,如图17所示。上述驻定控制措施虽然可以增强ODW的稳定性,但燃料掺混效率的下降也会带来一定的性能损失,实际发动机的设计需要综合考虑燃烧稳定性与发动机性能之间可能存在的竞争关系。

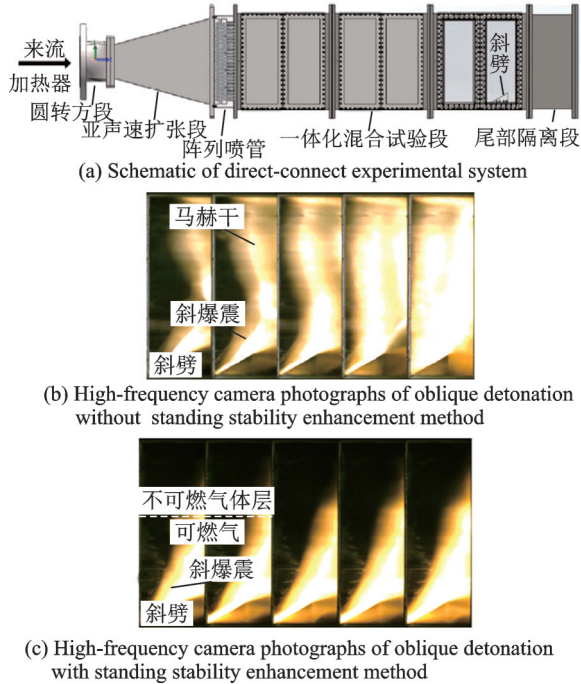


图17 斜爆震试验模型和驻定控制试验验证结果^[65]

Fig.17 Experimental model of ODWs and verification results of stationary control^[65]

上述研究围绕实际应用中发动机内斜爆震燃烧组织可能面临的实际问题,建立一定的简化模型,开展了广泛的面向发动机的斜爆震燃烧特性及规律研究。然而上述研究仍以数值模拟为主,有限的试验研究多以验证典型状态点斜爆震起爆与驻定燃烧的可行性为主,而对涉及燃烧性能和宽域燃烧的研究则相对较少。此外,前期研究以氢气和小分子碳氢燃料为主,而对液体碳氢燃料斜爆震燃烧研究也尚不充分。尽管如此,从上述研究进展也可以看出,对斜爆震燃烧的研究总体上已从早期关注新现象的定性机理探索,逐渐转变为近期以斜爆震燃烧应用为背景,以指导设计为目标的需求牵引研究,相关研究进展对于ODE的研制具有重要指导意义。

3.2 燃料喷注掺混

由于燃烧模式的差异,ODE与超燃冲压发动机对燃料喷注掺混的需求有所差异。超燃冲压发动机通常采用边混合边燃烧的模式,而ODE则需要提前喷注燃料,将燃料与来流空气掺混到一定程

度后再通过ODW实现快速燃烧释热,因此ODE对燃料喷注掺混设计提出了新需求。一方面燃料喷注掺混在更高速气流中进行,给短距离低损失的高效掺混设计提出了更大的挑战。另一方面先混合再燃烧的工作特点,要求喷注掺混设计还需要避免高焓气流中的燃料在进入燃烧室前发生提前燃烧,因此燃料喷注掺混一直以来是ODE研究的重要方向。

传统壁面小孔喷注方式由于穿透深度有限,难以在超高速气流中实现良好的掺混,因此前面向斜爆震燃烧组织的喷注掺混研究大多采用插入式喷注方式。其中,研究较多的是Sislian等^[66]早期提出的悬臂斜坡喷注方案,如图18(a)所示;其通过在与流动方向呈一定角度的斜面上(进气道壁面)设置悬臂结构,将悬臂插入核心流动区域,在悬臂出口截面喷注燃料,以部分总压损失为代价,增大燃料穿透深度,并且避免燃料进入壁面附近的低速高温区。同时通过阵列悬臂结构,提高燃料与空气掺混效率。研究表明,与传统非悬臂的斜坡式喷注器相比,悬臂下方额外的流动空间使得喷口前形成了更强的流向涡(图18(b))。同时,在膨胀斜坡末端的斜激波作用下,相应的斜压

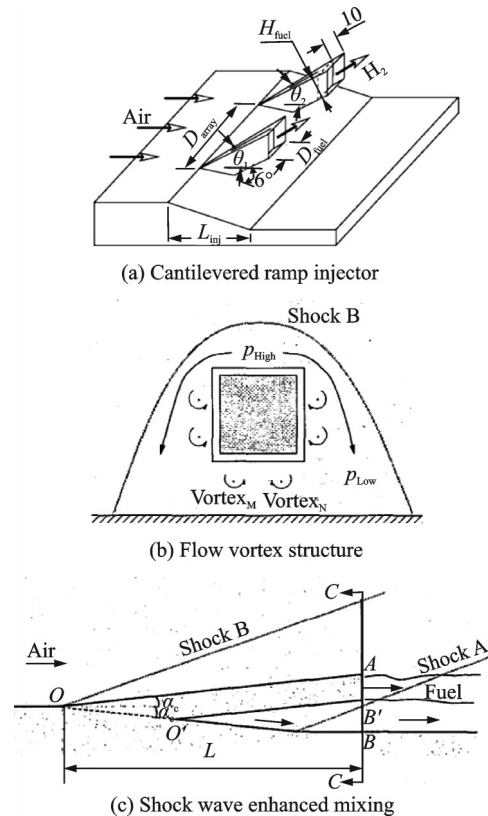


图18 悬臂斜坡喷注器构型及悬臂斜坡喷注掺混增强机理示意图^[66]

Fig.18 Schematic diagram and mixing enhancement mechanism of the cantilevered ramp injector configuration^[66]

流会诱导强度更大的对涡,进一步实现掺混增强(图 18(c))。在文献[66]中的来流条件下,距离喷口下游 0.8 m 处,悬臂斜坡喷注器对应燃料掺混效率比传统非悬臂的斜坡式喷注器高 45%。进一步研究,分析了进气道几何参数对掺混方案的影响,探索了避免燃料提前燃烧以及提升掺混效率的措施。

Wang 等^[67-68]针对马赫数 8、高度 28.6 km 飞行工况,设计了带有悬臂斜坡喷注器的二元前体-进气道一体化方案(图 19)。仿真结果显示,进气道出口处氢气燃料和空气的掺混效率高于 85%,并且提前自燃的可能性很低,进一步探究了燃料喷注总温与燃料种类对沿程掺混效率的影响。

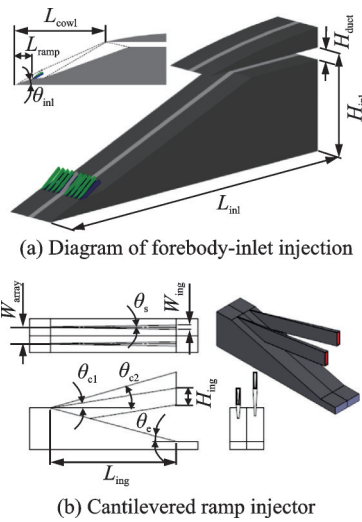


图 19 前体-进气道喷注及悬臂斜坡喷注器示意图^[67]
Fig.19 Schematic diagram of forebody-inlet injection and the cantilevered ramp injector^[67]

Alexander 等^[27,29]和 Chan 等^[30]将悬臂斜坡喷注位置后移至 ODE 进气道出口,在上下壁面同时喷注燃料,并在此基础上开展 ODE 整机设计仿真,如图 20 所示。研究发现上下悬臂交错排列的布局对于掺混效率有显著增强作用,并且燃料和壁面之

间产生的气垫可以有效抑制先期点火,在来流马赫数 11,高度 34.5 km 的条件下,使用此构型燃料喷注器能够实现燃烧室内 ODW 的起爆和驻定燃烧。

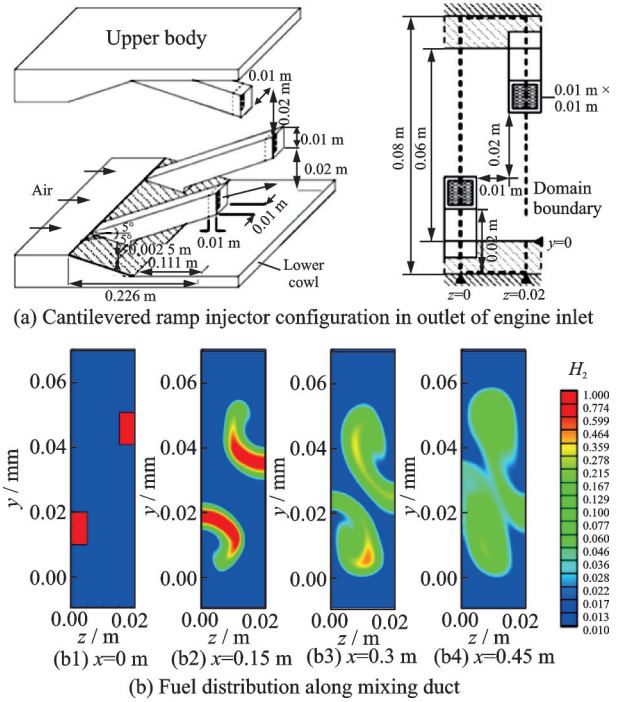


图 20 进气道出口悬臂斜坡喷注构型及掺混段沿程燃料分布^[30]
Fig.20 Cantilevered ramp injector configuration in the outlet of the engine inlet and fuel distribution along the mixing duct^[30]

Schwartzentruber 等^[25]开展了 ODE 燃料提前燃烧抑制研究,结果表明,ODE 燃料提前燃烧主要位于进气道末端的边界层内,采用悬臂喷注方案可以使得燃料与空气在主流充分混合,一定程度减少提前燃烧,但需要设计合理的悬臂结构参数。进一步提出并通过数值仿真对比了多种采用壁面喷注 N₂ 方式(图 21)降低边界层温度、抑制燃料提前燃烧的措施。

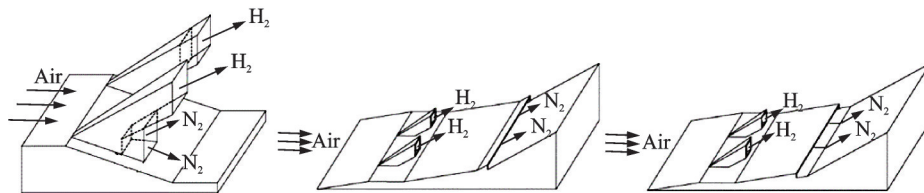
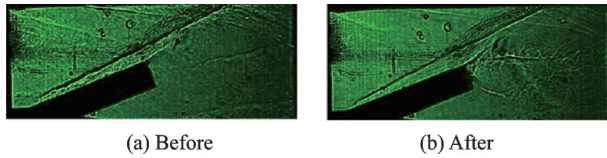


图 21 不同壁面喷注 N₂ 抑制提前燃烧方案示意图^[25]
Fig.21 Schematic diagram of different N₂ injection schemes to suppress early combustion^[25]

毕东恒^[69]综合采用数值仿真和试验对悬臂喷注器方案燃料喷注掺混特性开展了细致的研究,获得了超声速气流中悬臂喷注器在内部通道内的清晰波系

结构试验结果,通过数值仿真深入分析了悬臂间距、压缩角、后掠角、等几何参数对悬臂斜坡喷注器掺混效率的影响,并进行了试验验证,如图 22 所示。



(a) Before (b) After

图22 燃料喷注前后试验阴影图^[69]

Fig.22 Flow field shadow picture before and after dual injection^[69]

陈韶华^[70]进一步研究了悬臂出口喷孔形状以及悬臂斜坡构型对燃料喷注掺混的影响,发现水平布置的缝形喷孔能整体上提高燃料在横截面上的分布,并列的悬臂斜坡喷注器在悬臂间距合适情况下才能起到提升掺混效率的作用,降低双喷注体中一个悬臂的角度有明显增强掺混的效果,从流动角度深入分析了不同方案下燃料掺混增强的物理机制,如图23所示。此外,高峰等^[71]探讨了悬臂斜坡

喷注器的压缩角和后掠角对射流穿透深度和燃料掺混的影响。研究表明,斜坡压缩角增大对流场的掺混效果影响不大但可以增加射流穿透深度,同时也带来更大的总压损失;后掠角度的增加可增强掺混,但也造成总压损失的增加和穿透深度的减小。近期王润洲等^[72]针对前体带有悬臂预喷注结构的ODE进气道设计,建立了带有悬臂喷注结构的压缩斜楔简化模型,采用数值模拟分析了该流场的典型特征,并对比了不同截面形状悬臂与不同外径悬臂之间的差异。研究发现,在楔面上设置悬臂预喷注结构,可在悬臂喷注结构下游获得面积较大、距壁面一定距离且燃料分布较均匀的掺混区域,但也会产生较大的总压损失。同时,方形截面悬臂喷注结构可以实现更好的燃料掺混效果,但其总压损失高于圆形截面悬臂喷注结构。

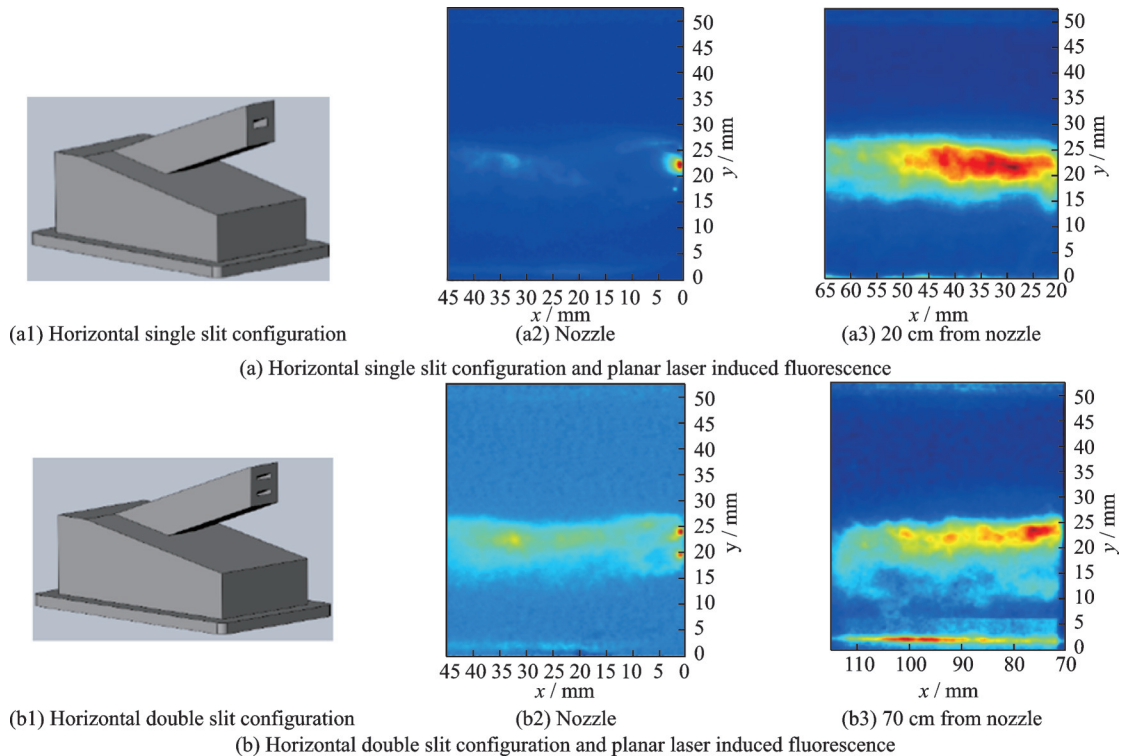


图23 不同喷孔形状及不同截面燃料分布平面激光诱导荧光图^[70]

Fig.23 Different injector shapes and planar laser induced fluorescence pictures showing fuel distribution at different cross sections^[70]

除了上述悬臂斜坡喷注方式之外,也有少量的斜爆震喷注掺混研究采用支板喷注方式,通过合理的设计支板尺寸以及喷孔分布,也能够实现燃料与空气的预先均匀混合以及混气提前燃烧的有效避免^[34,73]。实际上,插入式喷注方式都是通过物理结构侵入流场主流增大燃料的穿透深度,扩大燃料的空间分布,进而强化燃料与空气的掺混效果。同时通过控制插入式结构几何尺寸以及燃料喷孔分布,避免燃料进入发动机壁面高温边界层内,进而防止燃料发生提前燃烧,影响斜爆震燃烧组织。但在超

高速高焓气流中,插入式结构自身热负荷较高,同时也会带来额外的流动总压损失,上述问题也是插入式喷注方式在实际应用中必须考虑的方面。

从上述进展可以看出,国内外学者针对不同来流条件、不同喷注结构几何参数下的燃料喷注掺混特性进行了广泛研究,但目前研究侧重于对沿程掺混效率、掺混分布以及总压损失等掺混本身的研究,而对于非均匀掺混对燃烧和发动机性能的影响、喷注掺混与进气道的耦合设计等相关研究则不够深入。并且,ODE在更高马赫数下宽域工作能

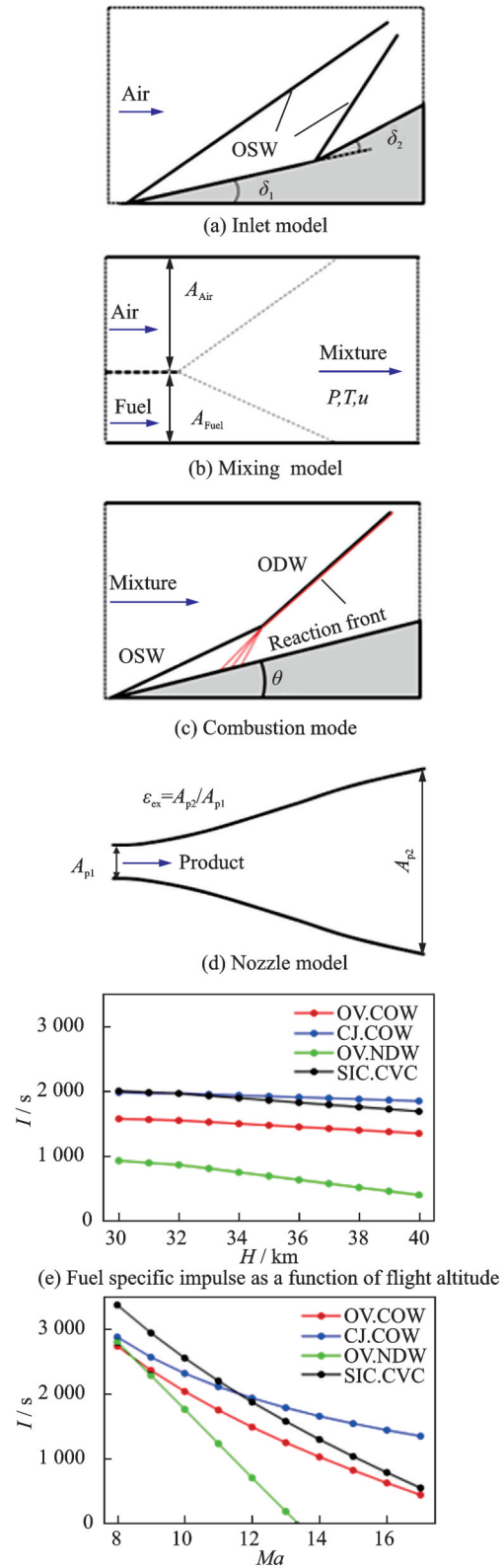
力的实现直接依赖于宽域工况下燃料喷注掺混技术的突破。然而当前基于斜爆震燃烧的喷注掺混研究大都针对某个固定状态点开展,面向斜爆震燃烧的宽域喷注掺混方案设计及特性研究目前开展较少,也是后期需要重点关注的方向。

3.3 总体性能与内流设计

针对 ODE 总体性能与内流道设计,目前主要从两方面开展,一方面是对 ODE 工作过程进行分析,建立各部件简化模型与理论计算方法,进而获得发动机整机性能的理论评估方法。另一方面是开展 ODE 内流各部件的设计,通过对发动机流动燃烧过程进行仿真计算评估发动机各部件推阻力,进而获得发动机总体性能。

其中,对于发动机性能理论分析方面,早期美国 NASA 的 Morrison 等^[20]通过详细的一维理论分析认为 ODE 具有拓展飞行速度从 Ma_6 到 Ma_{16+} 的潜力。Valorani 等^[74]建立了综合考虑进气压缩、掺混、燃烧和喷管膨胀过程的整机性能理论模型,对 ODE 总体性能进行预测。文献[61]采用热力学分析方法,定量比较了同样压缩程度条件下,采用爆震、等压和等马赫数 3 种燃烧模式的发动机性能,论证了理想情况下 ODE 性能的优越性。王爱峰^[75]建立了 ODE 的简化模型,对氢燃料 ODE 推力性能进行了理论分析,并与超燃冲压发动机进行了对比,结果同样表明,ODE 在更高马赫数时相较超燃冲压发动机有更优异的性能。近期,杨鹏飞等^[76]通过建立进气道两级压缩、等截面掺混和喷管等熵膨胀模型,如图 24 所示,分析了斜激波诱导燃烧(SIC.CVC)、CJ 斜爆震燃烧(CJ.COW)、过驱动斜爆震燃烧(OV.COW)和过驱动正爆震燃烧(OV.NDW)4 种燃烧模式对发动机比冲性能的影响,进一步提出了斜爆震燃烧室的优化设计方向。

在理论分析基础上,早期 Ashford 等^[77]基于理想气体和真实气体假设,通过二维计算同时考虑化学非平衡效应、燃料类型、飞行工况及当量比等因素,开展了 ODE 性能评估,发现 ODE 能够达到与扩散燃烧动力相似的性能,并且在燃烧室尺寸、迎风阻力、热防护及推力调节等方面都具有明显优势。Dudebout 等^[78]进一步通过求解带化学反应的欧拉方程对 ODE 性能进行评估,结果表明,在高马赫数飞行工况,ODE 相比于超燃冲压发动机和火箭都具有明显性能优势。后来,Sislian 等^[28]分析了燃料与空气非均匀掺混对 ODE 性能的影响,发现非均匀混合会造成点火延迟距离增大,导致需要更长的燃烧室,并且与均匀混合条件相比,ODE 比冲性能大约降低 30% 以上。因此,如何在高速气流中实现燃料与空气均匀掺混,成为后续 ODE 研究



(f) Fuel specific impulse as a function of flight Mach number

图 24 ODE 推力性能理论预测模型及结果^[76]

Fig.24 Theoretical prediction model and results of ODE thrust performance^[76]

的重点方向之一。此外,文献[27]对比了外喷注和内喷注构型 ODE 性能,分析认为内喷注构型 ODE 在非设计点具有更好的鲁棒性。在此基础上,系统开展了 ODE 喷注器、燃烧室和喷管等各部

件设计^[29-30],采用基元化学反应模型,通过全流场的数值模拟评估了氢燃料ODE的比冲性能,如图25所示,同时也深入分析了飞行工况、斜劈角度等对ODE各部件推阻力特性的影响,相关工作为后续ODE方案设计提供了有益参考。

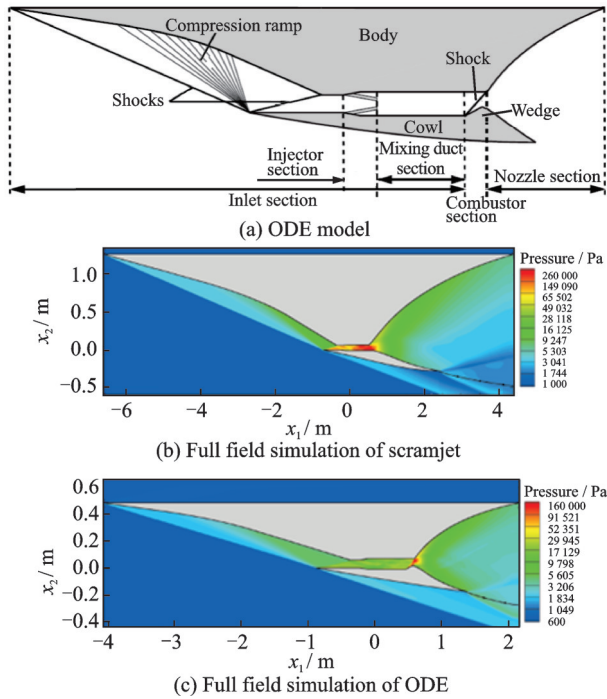


图25 ODE与超燃冲压发动机全流场仿真对比^[30]

Fig.25 Comparison of full flow field simulation between ODE and scramjet engine^[30]

国内陈嘉豪等^[79]基于氢气与空气预混来流条件,开展了氢燃料ODE进气道与燃烧室一体化数值仿真,通过合理选取进气道与燃烧室结构参数,实现了ODE进气道压缩过程与燃烧组织过程的匹配。马凯夫等^[80]在对ODE流动机理进行分析的基础上,针对马赫数9、高度40 km飞行工况ODE开展了二维数值模拟,获得了稳定的流场结构。张子健等^[81]近期针对Ma9状态点开展了ODE内流场数值模拟,其中进气道采用两级压缩,燃料在进气道前缘通过支板喷注进入主流核心区,实现了燃料在进气道内的均匀掺混,在燃烧室内获得了与激波风洞中试验结果相近的斜爆震燃烧流场。Du等^[82]近期针对Ma8~10工况开展了包含进气压缩-燃料喷注掺混-燃烧以及喷管膨胀的ODE全尺寸内流一体化仿真分析,如图26所示。结果表明,综合采用壁面和中心支板喷注方案能够实现燃烧室内ODW的起爆与驻定燃烧,并在Ma8非设计点获得了715 s的燃料比冲,进一步证实了ODE宽域工作的可行性。但上述对发动机各部件的仿真设计仍较为简化,例如未考虑热防护要求下关键部件的钝化处理、采用溢流缝排移高温边界层以简化对掺混

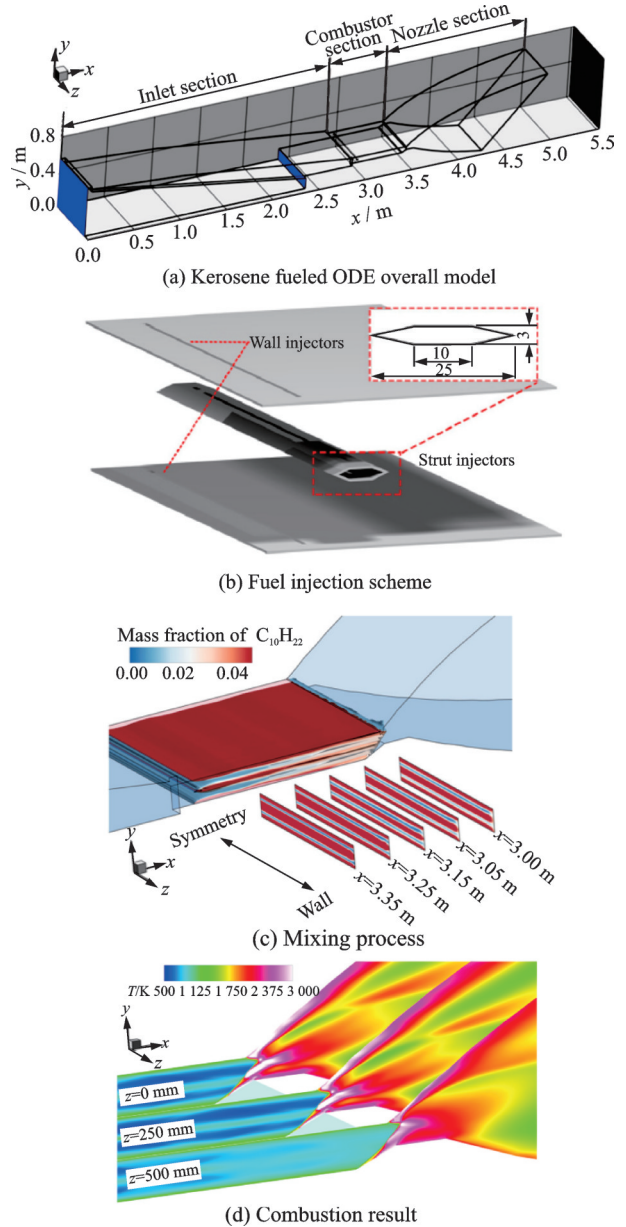


图26 煤油燃料ODE内流一体化仿真^[82]

Fig.26 Internal flow simulation of kerosene fueled ODE^[82]

和斜爆震燃烧组织的影响等,并且相关研究重点仍偏向于验证发动机内流构建及斜爆震燃烧的可行性,缺少对发动机性能优越性的深入评估和优化设计。

总体而言,从上述进展可以看出,目前国内外通过发动机性能分析都明确了ODE潜在性能优势,但目前对于发动机各部件设计及全流场数值仿真工作开展的人还相对较少,部分发动机整机设计工作偏重于发动机内流构建方面,对发动机性能分析关注尚不充分。此外,ODE性能理论分析方法能够快速评估不同关键设计参数对ODE性能的影响,但在理论建模过程中通常引入许多假设,难以准确考虑黏性、燃料非均匀掺混以及斜爆震燃烧与几何边界的相互作用等实际发动机内非

理想效应造成的性能损失。而发动机各部件设计与全流场仿真分析能够更为全面地考虑多种真实情况的影响,获取更丰富的发动机流动燃烧详细过程,进而更为准确地评估发动机各部件设计的合理性和发动机性能,但由此也面临着设计周期长、迭代效率低等问题。因此在实际设计中,通常将两种方法相结合,共同支撑ODE总体设计与性能优化。

从上述关键技术研究进展可以看出,目前国内外在ODE燃烧组织、喷注掺混以及内流一体化设计方面已取得了一定的进展,并且技术攻关逐渐向关注不同部件之间的耦合关系以及对发动机性能影响方向不断深入,进一步支撑发动机的整机设计。与此同时,针对ODE喷管和热防护技术的相关研究则尚未开展,尽管两者都属于高超声速动力共性技术,但与传统高超声速动力工作过程的差异,尤其燃烧组织方式的改变,给喷管和热防护设计提出了新的要求,因此也必然给上述两方面技术攻关带来新的挑战。而这也是后续ODE关键技术攻关需要重点关注的方面。

4 技术挑战

4.1 总体约束下的发动机内外流一体化匹配设计要求高

由于ODE内流流速高,气流在发动机内部驻留时间短,发动机各部件之间高度耦合一体化,由此造成发动机性能对各部件匹配关系十分敏感。尽管国内外通过理论分析都发现ODE在更高马赫数飞行工况的性能优越性,但无论对于内喷注还是外喷注构型,内流一体化仿真虽然都能够实现ODE内流的构建,但仿真结果尚未证实ODE在比冲和推力特性方面的突出优势,由此也导致目前国内外尚无明确的ODE整机内流道方案。因此如何构建ODE内流道,实现各部件参数的合理匹配,进而发挥斜爆震推进性能优势是ODE总体设计首要解决的问题。

此外,除了内流高度一体化之外,ODE与飞行器也具有高度一体化的特点。由于飞行器飞行阻力通常与飞行速度的平方成正比关系,因此超高速飞行时推阻平衡面临巨大挑战。由于进气道压缩程度小,ODE进气道本身具有优良的阻力特性,因此从原理上ODE具有单位迎风面积推力优势。尽管如此,在飞行器总体约束下,如何设计飞/发一体化方案,以提升更高马赫数飞行工况发动机推力裕度,是ODE迈向实际应用的关键所在。

4.2 高超声速气流中进气压缩与燃料喷注掺混耦合设计难度大

由于燃烧模式的差异,ODE对燃料喷注掺混的需求与传统冲压发动机存在较大的差异,但当前针对面向斜爆震燃烧的燃料喷注掺混研究还存在诸多问题。典型的ODE方案通常在前体或进气道内喷注燃料,利用高马赫数飞行器前体及发动机进气道的长度大幅增加掺混距离,保证进入燃烧室前燃料与空气均匀混合。但在前体或者发动机进气道超高速气流中设置插入式喷注器,既会影响进气压缩过程,又会带来高总压损失,进而影响发动机性能。进气道进气压缩过程与燃料喷注掺混过程相互紧密耦合,如何在保证进气道流量捕获与控制进气道总压损失的前体下,实现超高速气流中燃料与空气的充分混合,给设计带来了很大难度。与此同时,在高超声速高焓来流条件下,由于壁面边界层静温高、速度低,混气极易在燃烧室前发生提前燃烧,严重影响ODE性能,因此抑制高焓气流中混气提前燃烧也成为设计中的一大难点。

此外,燃料与空气的均匀混合本质上是为了高效的斜爆震燃烧组织与发动机性能的实现。与理想均匀分布混气不同的是,实际情况下斜爆震燃烧室入口燃料分布取决于喷注掺混的设计,在同样的掺混效率下,不同截面的燃料分布对ODW的起爆与驻定以及燃烧效率均有很大影响。因此,在满足低阻高效掺混要求的同时,获得有利于斜爆震燃烧组织以及ODE性能提升的燃料分布对于燃料喷注掺混方案设计至关重要。

4.3 复杂来流条件下液体碳氢燃料稳定斜爆震燃烧组织困难

发动机内斜爆震燃烧组织,需要将相对于来流高速传播的爆震波(氢气和煤油燃料爆震波速分别可达1 900 m/s和1 700 m/s)维持在厘米量级长度的斜爆震燃烧室内,并实现相对于发动机的稳定(驻定)燃烧。然而,宽域飞行工况下ODW起爆及驻定特性会产生明显的变化,与此同时ODW与燃烧室几何受限空间存在复杂相互作用,因此发动机内斜爆震稳定燃烧边界更加复杂多变。而在实际应用中,高空机动飞行导致来流参数动态变化、燃料喷注掺混导致的非均匀混合以及来流边界层的发展等复杂来流条件影响下,发动机内稳定斜爆震燃烧组织面临更加巨大挑战。此外,目前对于斜爆震燃烧的数值和试验研究都以氢气和小分子碳氢燃料为主,而液态碳氢燃料的研究则相对较少。综合考虑吸气式飞行条件下,发动机中来流气动参数以及发动机燃烧室几何参数约束,开展液体碳氢燃料斜爆震稳定燃烧组织相关流动燃烧机理研究、技

术攻关与试验验证,是后续燃烧技术攻关的重点所在。

4.4 非均匀高热载荷斜爆震燃烧室热防护面临突破

热防护技术的突破是 ODE 走向应用的基础。更高马赫数超高速、超高总温来流所造成的部件气动加热本身已十分严峻。与此同时,尽管 ODE 燃烧室短,高热载荷的燃烧室热防护面积小,但也面临着热量释放集中、局部热载荷高等突出问题。ODW 主导的燃烧室流场不同区域热载荷分布十分不均匀,尤其在紧挨 ODW 的斜劈表面和燃烧室侧壁面化学反应剧烈发生的区域,局部极端热流密度可达 MW/m^2 量级。与此同时,在考虑气动性能的几何尺寸约束下,对于带有尖锐前缘的燃料喷注支板、斜劈等极端力、热载荷关键承载部件,高效可靠热防方案也挑战巨大。针对上述问题,一方面需要综合采用数值模拟和试验测量手段准确评估不同工况下发动机关键承载部件热环境,为热防护方案设计提供可靠输入;另一方面需要综合从热防护方法(再生冷却、发汗冷却等)和热防护材料(高温合金、陶瓷基复合材料等)等多方面入手,构建可靠高效的热防护方案。

4.5 超高总温、超高总压飞行工况地面试验设施模拟能力有限

当前国内外地面试验设施对超高速飞行工况超高总温、超高总压飞行参数的模拟存在试验时间极短(毫秒量级)、状态不稳定等诸多问题,限制了 ODE 技术的快速突破。目前仅有少量重活塞和爆轰驱动的激波风洞勉强可提供毫秒量级的超高总温、超高总压来流试验条件,可满足斜爆震燃烧基础研究试验需求,但无法达到发动机内燃烧流场建立所需要的秒量级试验有效时间,难以支撑 ODE 整机验证试验的开展。针对上述问题,一种可行的途径是研制面向更高马赫数 ODE 的飞行试验平台,同步发展面向飞行试验的 ODE 内流场参数测量技术,有效满足 ODE 全尺寸样机试验需要的极端来流条件模拟与试验测试能力要求,从根本上验证 ODE 设计方法正确性和性能优越性。

5 结 论

ODE 利用高速高效爆震燃烧实现燃料化学能向推进系统机械能的高效转化,在未来超超声速飞行器中具有重要应用价值。当前斜爆震基础机理研究已较为深入,发动机原理可行性已获得试验验证,国内外相关研究机构在 ODE 总体设计、进气掺混、燃烧组织等方面开展了系列研究工作。前期坚

实的斜爆震燃烧理论基础积累和近年来试验与仿真能力大幅提升,持续推动 ODE 技术成熟度不断提升。与此同时,当前针对 ODE 的研制还存在诸多问题和挑战,主要体现在针对 ODE 整机的集成设计和发动机性能的试验研究尚未广泛开展,并且在总体约束下的内外流一体化设计、高超声速气流中燃料掺混、复杂来流条件下液体碳氢燃料稳定燃烧组织、高热载荷燃烧室热防护以及超高速工况试验验证方法等方面仍面临诸多新的挑战。此外,ODE 技术的快速突破与研制同时需要高超声速气动、燃烧、材料、燃料、热管理等专业技术的共同支撑。尽管如此,在潜在的巨大性能优势和广泛的应用前景带动下,基于爆震燃烧技术的发动机必将得到广泛研究并且取得长足进步,也必将成为新型航天航空动力技术新的增长点。

参考文献:

- [1] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 511-536.
- [2] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627.
- [3] KAILASANSTH K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(9): 1698-1708.
- [4] WOLAŃSKI P. Detonative propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [5] WANG C, LIU W, LIU S, et al. Experimental verification of air-breathing continuous rotating detonation fueled by hydrogen[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(30): 9530-9538.
- [6] LIU S, LIU W, WANG Y, et al. Free jet test of continuous rotating detonation ramjet engine[C]//*Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*. Xiamen, China: AIAA, 2017: 2282.
- [7] FROLOV S M, ZUEGINTSEV V I, IVANOV V S, et al. Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model at approach air stream Mach numbers from 4 to 8[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(40): 25401-25413.
- [8] FROLOV S M, ZUEGINTSEV V I, IVANOV V S, et al. Hydrogen-fueled detonation ramjet model: Wind tunnel tests at approach air stream Mach number 5.7 and stagnation temperature 1 500 K[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(15): 7515-7524.

- [9] GOTO K, MATSUOKA K, MATSUYAMA K, et al. Space flight demonstration of rotating detonation engine using sounding rocket S-520-31[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2023, 60(1): 273-285.
- [10] 王兵, 谢峤峰, 闻浩诚, 等. 爆震发动机研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(4): 721-737.
WANG Bing, XIE Qiaofeng, WEN Haocheng, et al. Research progress of detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 721-737.
- [11] RANKIN B A, FOTIA M L, NAPLES A G, et al. Overview of performance, application, and analysis of rotating detonation engine technologies[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(1): 131-143.
- [12] MA J Z, LUAN M Y, XIA Z J, et al. Recent progress, development trends, and consideration of continuous detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 4976-5035.
- [13] RAMAN V, PRAKASH S, GAMBA M. Nonidealities in rotating detonation engines[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2023, 55: 639-674.
- [14] 苗世坤, 周进, 刘彧, 等. 超声速气流中的斜爆震研究进展综述[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(1): 41-53.
MIAO Shikun, ZHOU Jin, LIU Yu, et al. Review of studies on oblique detonation waves in supersonic flows[J]. *Journal of Experiment in Fluid Mechanics*, 2019, 33(1): 41-53.
- [15] 滕宏辉, 姜宗林. 斜爆轰的多波结构及其稳定性研究进展[J]. *力学进展*, 2020, 50(1): 50-92.
TENG Honghui, JIANG Zonglin. Progress in multi-wave structure and stability of oblique detonations[J]. *Advances in Mechanics*, 2020, 50(1): 50-92.
- [16] 滕宏辉, 杨鹏飞, 张义宁, 等. 斜爆震发动机的流动与燃烧机理[J]. *中国科学: 物理学, 力学, 天文学*, 2020, 50(9): 125-147.
TENG Honghui, YANG Pengfei, ZHANG Yining, et al. Flow and combustion mechanism of oblique detonation engines[J]. *Science China: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2020, 50(9): 125-147.
- [17] WANG Y W, SISLIAN J P. Numerical investigation of methane and air mixing in a shcramjet inlet[C]// *Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Dayton: AIAA, 2008: 284-301.
- [18] DUNLAP R, BREHM R L, NICHOLLS J A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine[J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1958, 28(7): 451-456.
- [19] PRATT D T, HUMPHREY J W, GLENN D E. Morphology of standing oblique detonation waves[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(5): 837-845.
- [20] MORRISON RICHARD B. Oblique detonation wave ramjet: NASA-CR-159192[R]. [S.l.]: NASA, 1980.
- [21] VIGUIER C, GUERRAUD C, DEBORDES D. H₂-air and CH₄-air detonations and combustions behind oblique shock waves[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1994, 25(1): 53-59.
- [22] VIGUIER C, DA SILVA L F F, DESBORDES D, et al. Onset of oblique detonation waves: Comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3023-3031.
- [23] VIGUIER C, GOURARA A, DESBORDES D. Three-dimensional structure of stabilization of oblique detonation wave in hypersonic flow[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27(2): 2207-2214.
- [24] SISLIAN J P, ATAMANCHUK T M. Aerodynamic and propulsive performance of hypersonic detonation wave ramjets[C]// *Proceedings of the 9th International Symposium on Air Breathing Engines*. Washington: AIAA, 1989: 1026-1035.
- [25] SCHWARTZENTRUBER T E, SISLIAN J P, PARENT B. Suppression of premature ignition in the premixed inlet flow of a shcramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(1): 87-94.
- [26] SISLIAN J P, PARENT B. Hypervelocity fuel/air mixing in a shcramjet inlet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(2): 263-272.
- [27] ALEXANDER D C, SISLIAN J P, PARENT B. Hypervelocity fuel/air mixing in mixed-compression inlets of shcramjets[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2145-2155.
- [28] SISLIAN J P, DUDEBOUT R, SCHUMACHER J, et al. Incomplete mixing and off-design effects on shock-induced combustion ramjet performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 41-48.
- [29] ALEXANDER D C, SISLIAN J P. Computational study of the propulsive characteristics of a shcramjet engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 34-44.
- [30] CHAN J, SISLIAN J P, ALEXANDER D. Numerically simulated comparative performance of a scramjet and shcramjet at Mach 11[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134.
- [31] GONG J S, ZHANG Y N, PAN H, et al. Experimental investigation on initiation of oblique detonation waves[C]// *Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technology Conference*. Xiamen: AIAA, 2017:

- 2350.
- [32] JIANG Z, ZHANG Z, LIU Y, et al. Criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(3): 94-104.
- [33] ZHANG Z, WEN C, YUAN C, et al. An experimental study of formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor[J]. Combustion and Flame, 2022, 237: 111868.
- [34] 韩信, 张文硕, 张子健, 等. RP3航空煤油斜爆轰发动机试验研究[J]. 实验流体力学, 2022, 36: 1-9.
HAN Xin, ZHANG Wenshuo, ZHANG Zijian, et al. Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36: 1-9.
- [35] ROSATO D A, THORNTON M, SOSA J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences, 2021, 118(20): e2102244118.
- [36] TENG H, TIAN C, ZHANG Y, et al. Morphology of oblique detonation waves in a stoichiometric hydrogen-air mixture[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2021, 913: A1.
- [37] SHI X, XIE H, ZHOU L, et al. Predicting the initiation type of oblique detonation waves through theoretical analysis[J]. Acta Astronautica, 2022, 190: 342-348.
- [38] 边靖, 周林, 滕宏辉. 两种前体压缩方式对斜爆震燃烧影响的数值研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 815-825.
BIAN Jing, ZHOU Lin, TENG Honghui. Numerical study on effects of two forebody compression methods on oblique detonation combustion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 815-825.
- [39] BIAN J, ZHOU L, TENG H. Structural and thermal analysis on oblique detonation influenced by different forebody compressions in hydrogen-air mixtures[J]. Fuel, 2021, 286: 119458.
- [40] TENG H, BIAN J, ZHOU L, et al. A numerical investigation of oblique detonation waves in hydrogen-air mixtures at low Mach numbers[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2021, 46(18): 10984-10994.
- [41] REN Z X, WANG B, XIANG G M, et al. Numerical analysis of wedge-induced oblique detonations in two-phase kerosene-air mixtures[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(3): 3627-3635.
- [42] REN Z X, WANG B, XIANG G M, et al. Effect of the multiphase composition in a premixed fuel-air stream on wedge-induced oblique detonation stabilization[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 846: 411-427.
- [43] 杜鹏, 薛瑞, 王晨, 等. 基于煤油燃料的斜爆轰发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38: 1-11.
DU Peng, XUE Rui, WANG Chen, et al. Numerical simulation of oblique detonation engine performance based on kerosene fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38: 1-11.
- [44] 陈楠, BHATTARAI S, 唐豪. 温度扰动对ODW结构影响的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1537-1546.
CHEN Nan, BHATTARAI S, TANG Hao. Numerical simulation of influence of temperature disturbance on oblique detonation wave structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1537-1546.
- [45] LIU Y, WANG L, XIAO B, et al. Hysteresis phenomenon of the oblique detonation wave[J]. Combustion and Flame, 2018, 192: 170-179.
- [46] YANG P, NG H D, TENG H. Numerical study of wedge-induced oblique detonations in unsteady flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2019, 876: 264-287.
- [47] ZHANG Y, YANG P, TENG H, et al. Transition between different initiation structures of wedge-induced oblique detonations[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 4016-4023.
- [48] IWATA K, NAKAYA S, TSUE M. Wedge-stabilized oblique detonation in an inhomogeneous hydrogen-air mixture[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36: 2761-2769.
- [49] ZHANG Y, GONG J, WANG T. Numerical study on initiation of oblique detonations in hydrogen-air mixtures with various equivalence ratios[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 130-134.
- [50] FANG Y, HU Z, TENG H, et al. Numerical study of inflow equivalence ratio inhomogeneity on oblique detonation formation in hydrogen-air mixtures[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 256-263.
- [51] MILTIADIS V, PAPALEXANDRI S. A numerical study of wedge-induced detonations[J]. Combustion and Flame, 2000, 120(4): 526-538.
- [52] BHATTARAI S, TANG H. Formation of near-chapman-jouguet oblique detonation wave over a dual-angle ramp[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 63: 1-8.
- [53] XIANG G, GAO X, TANG W, et al. Numerical study on transition structures of oblique detonations with expansion wave from finite-length cowl[J]. Physics of Fluids, 2020. DOI:10.1063/5.0005189.
- [54] FANG Y, HU Z, TENG H. Numerical investigation of oblique detonations induced by a finite wedge in a

- stoichiometric hydrogen-air mixture[J]. *Fuel*, 2018, 234: 502-507.
- [55] XIANG G, LI X, SUN X, et al. Investigations on oblique detonations induced by a finite wedge in high altitude[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105451.
- [56] YAO K, WANG C, JIANG Z. A numerical study of oblique detonation re-stabilization by expansion waves [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 122: 107409.
- [57] XIANG G, LI H, ZHANG G, et al. Characteristics of the oblique detonation flow field induced by a complex wave structure[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(33): 17435-17445.
- [58] QIN Q, ZHANG X. Study on the effects of geometry on the initiation characteristics of the oblique detonation wave for hydrogen-air mixture[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(31): 17004-17014.
- [59] QIN Q, ZHANG X. A novel method for trigger location control of the oblique detonation wave by a modified wedge[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 197: 65-77.
- [60] 韩信, 张文硕, 张子健, 等. 鼓包诱导斜爆震波的数值研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(5): 185-196.
HAN Xin, ZHANG Wenshuo, ZHANG Zijian, et al. Numerical study of oblique detonation waves induced by a bump[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5): 185-196.
- [61] WANG A, BIAN J, TENG H. Numerical study on initiation of oblique detonation wave by hot jet[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 213: 118679.
- [62] TENG H, ZHANG Y, YANG P, et al. Oblique detonation wave triggered by a double wedge in hypersonic flow[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 176-184.
- [63] WANG K, ZHANG Z, YANG P, et al. Numerical study on reflection of an oblique detonation wave on an outward turning wall[J]. *Physics of Fluids*, 2020. DOI:10.1063/5.0001845.
- [64] WANG K, TENG H, YANG P, et al. Numerical investigation of flow structures resulting from the interaction between an oblique detonation wave and an upper expansion corner[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 903: A28.
- [65] 刘彧, 肖保国, 王兰, 等. 封闭空间中斜爆震驻定稳定性增强方法及其试验验证[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(1): 109-116.
LIU Yu, XIAO Baoguo, WANG Lan, et al. Standing stability enhancement method of oblique detonation waves in a confined space and its experimental validation[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(1): 109-116.
- [66] SISLIAN J, SCHUMACHER J. A comparative study of hypersonic fuel/air mixing enhancement by ramp and cantilevered ramp injectors[C]//Proceedings of the 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999: 4873.
- [67] WANG Y, SISLIAN J. Numerical investigation of methane and air mixing in a scramjet inlet[C]//Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008: 2533.
- [68] WANG Y W, SISLIAN J P. Numerical simulation of gaseous hydrocarbon fuel injection in a hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1114-1124.
- [69] 毕东恒. 激波诱燃冲压发动机燃料喷注混合增强机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
BI Dongheng. Investigation of mixing-enhanced mechanism of fuel injection on the scramjet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014.
- [70] 陈韶华. 悬臂斜坡喷注器超声速混合流场结构与混合性能实验仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
CHEN Shaohua. Experiments and simulation investigation of flow field and mixing characters of fuel injection of the cantilevered ramp injector[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015.
- [71] 高峰, 夏雪峰, 张涵. 三维尺寸对悬臂斜坡喷注器混合效率影响数值研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(1): 83-88.
GAO Feng, XIA Xuefeng, ZHANG Han. Numerical study on the effects of three-dimensional parameters on the mixing efficiency of cantilevered ramp injector [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2018, 38(1): 83-88.
- [72] 王润洲, 谢旅荣, 周林, 等. 带有悬臂预喷注结构的压缩斜楔流场特性研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(8): 78-92.
WANG Runzhou, XIE Lvrong, ZHOU Lin, et al. Flow field characteristics of ramp with cantilevered injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(8): 78-92.
- [73] ZHANG Z, MA K, ZHANG W, et al. Numerical investigation of a Mach 9 oblique detonation engine with fuel pre-injection[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106054.
- [74] VALORANI M, DIGIACINTO M, BUONGIORNO C. Performance prediction for oblique detonation

- wave engine (ODWE)[J]. *Acta Astronautica*, 2001, 48(4): 221-228.
- [75] 王爱峰. 驻定斜爆震波的机理及其在高超声速推进中的应用探索[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2011.
- WANG Aifeng. Studies on mechanisms of the oblique detonation wave and its application to hypersonic propulsion[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2011.
- [76] 杨鹏飞, 张子健, 杨瑞鑫, 等. 斜爆轰发动机的推力性能理论分析[J]. *力学学报*, 2021, 53(10): 2853-2864.
- YANG Pengfei, ZHANG Zijian, YANG Ruixin, et al. Theoretical study on propulsive performance of oblique detonation engine[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(10): 2853-2864.
- [77] ASHFORD S A, EMANUEL G. Oblique detonation wave engine performance prediction[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(2): 322-327.
- [78] DUDEBOUT R, SISLIAN J P, OPPITZ R. Numerical simulation of hypersonic shock-induced combustion ramjets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(6): 869-879.
- [79] 陈嘉豪, 张义宁, 杨晖, 等. 斜爆震发动机进气道与燃烧室一体化设计仿真研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(9): 1938-1947.
- CHEN Jiahao, ZHANG Yining, YANG Hui, et al. Numerical simulation on integrated design inlet and combustion chamber of oblique detonation engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 1938-1947.
- [80] 马凯夫, 张子健, 刘云峰, 等. 斜爆轰发动机流动机理分析[J]. *气体物理*, 2019, 4(3): 1-10.
- MA Kaifu, ZHANG Zijian, LIU Yunfeng, et al. Flow mechanism of oblique detonation engines[J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(3): 1-10.
- [81] 张子健, 韩信, 马凯夫, 等. 斜爆轰发动机燃烧机理试验研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(4): 786-794.
- ZHANG Zijian, HAN Xin, MA Kaifu, et al. Experimental research on combustion mechanism of oblique detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 786-794.
- [82] DU P, XUE R, WU Y, et al. Study on the flow field of a kerosene-fueled integrated inlet-combustor-nozzle oblique detonation engine[J]. *Physics of Fluids*, 2023. DOI: <http://doi.org/10.1063/5.0156213>.

(编辑: 孙静)