

斜爆轰发动机的推力性能理论分析¹⁾

杨鹏飞^{*,†} 张子健^{*,**} 杨瑞鑫^{*,†} 滕宏辉^{††,2)} 姜宗林^{*,†}

^{*} (中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

[†] (中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

^{**} (香港理工大学航空与民航工程学系, 香港九龙 999077)

^{††} (北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要 爆轰燃烧具有释热快、循环热效率高的特点。斜爆轰发动机利用斜爆轰波进行燃烧组织, 在高超声速吸气式推进系统中具有重要地位。以往研究主要关注斜爆轰波的起爆、驻定以及波系结构等, 缺少从整体层面出发对斜爆轰发动机开展推力性能分析。本文将斜爆轰发动机内的流动和燃烧过程分解成进气压缩、燃料掺混、燃烧释热和排气膨胀 4 个基本模块并分别进行理论求解, 建立了斜爆轰发动机推力性能的理论分析模型。在斜爆轰波系研究成果的基础上, 选取了过驱动斜爆轰、Chapman-Jouguet 斜爆轰、过驱动正爆轰和斜激波诱导等容燃烧等 4 种燃烧模式来描述燃烧室内的燃烧释热过程, 并对比分析了不同燃烧模式对发动机比冲性能的影响。此外, 还获得了不同来流参数、燃烧室参数和进排气参数等对发动机推力的影响规律, 发现来流马赫数和尾喷管的膨胀面积比是发动机理论燃料比冲的主要影响因素。最后, 结合以往关于受限空间内斜爆轰波驻定特性等方面的研究成果, 提出了斜爆轰发动机燃烧室的设计方向。

关键词 斜爆轰波, 发动机, 推力性能, 燃烧模式

中图分类号: V439, O381 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-206

THEORETICAL STUDY ON PROPULSIVE PERFORMANCE OF OBLIQUE DETONATION ENGINE¹⁾

Yang Pengfei^{*,†} Zhang Zijian^{*,**} Yang Ruixin^{*,†} Teng Honghui^{††,2)} Jiang Zonglin^{*,†}

^{*} (State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

[†] (School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

^{**} (Department of Aeronautical and Aviation Engineering, The Hong Kong Polytechnic University, Kowloon 999077, Hong Kong, China)

^{††} (School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract Detonation combustion is characterized by the high thermodynamic efficiency and fast heat release. Benefitting from these potential advantages, an oblique detonation wave (ODW) is introduced into the combustion chamber and oblique detonation engine (ODE) plays an important role in hypersonic air-breathing propulsion systems. Previous studies mainly focused on the initiation structures, standing features and wave systems of oblique detonation, but the global analysis of ODE propulsive performance is still absent at the macro-level. In this paper, the flow and combustion processes of an ODE are decomposed into four basic modules, named as inlet model, mixing model,

2021-05-13 收稿, 2021-08-23 录用, 2021-08-24 网络版发表。

1) 国家自然科学基金资助项目 (11822202)。

2) 滕宏辉, 教授, 主要研究方向: 爆轰物理及其应用。E-mail: hhteng@bit.edu.cn

引用格式: 杨鹏飞, 张子健, 杨瑞鑫, 滕宏辉, 姜宗林. 斜爆轰发动机的推力性能理论分析. 力学学报, 2021, 53(10): 2853-2864

Yang Pengfei, Zhang Zijian, Yang Ruixin, Teng Honghui, Jiang Zonglin. Theoretical study on propulsive performance of oblique detonation engine. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(10): 2853-2864

combustion mode and nozzle model, respectively. We solve these four basic flow processes using theoretical methods and propose a systematically theoretical approach that can be used to predict the ODE propulsion performance. On the basis of previous ODW initiation structures and waves systems, four different combustion modes, i.e., over-driven ODW, Chapman-Jouguet ODW, over-driven normal detonation wave and oblique shock-induced constant-volume combustion, are chosen to describe the heat release processes of combustible mixture in the ODE combustor. The effects of different combustion modes on fuel specific impulse of the ODE are also analyzed. In addition, the influence mechanisms of inflow parameters, combustor parameters and intake-exhaust parameters on the thrust performance of ODE are also obtained, and the results show that the major factor of fuel specific impulse of an ODE consists mainly of the inflow Mach number and the expansion ratio of engine nozzle. Finally, combined with precious detonation research results, such as the standing features and initiation structures of oblique detonation in a confined space, the preliminary design direction of oblique detonation engine are proposed, which mainly involve some constrained conditions, such as geometrical constraints, inflow velocity limitations and stability ranges of a detonation wave in ODE combustor.

Key words oblique detonation wave, engine, propulsive performance, combustion mode

引言

气相爆轰波是一类超声速传播的燃烧波, 依靠强激波压缩实现自点火, 燃料燃烧释放的热量维持前导激波的自持传播, 同时波后产物的温度和压力急剧增加. 相比依赖于热质输运过程进行点火的爆燃燃烧, 基于爆轰燃烧的推进系统具有热循环效率高、能量转换迅速的特点. 现有的爆轰燃烧推进系统主要包含利用正爆轰波 (normal detonation wave, NDW) 进行燃烧组织的脉冲爆轰发动机 (pulse detonation engine, PDE)、将爆轰波限制在环形筒状燃烧室内周向传播的旋转爆轰发动机 (rotating detonation engine, RDE) 和利用斜爆轰波 (oblique detonation wave, ODW) 进行燃烧组织的斜爆轰发动机 (oblique detonation engine, ODE). 3 种爆轰发动机具有各自的适用范围和工作特点, 得到了广大研究人员的关注^[1-3].

与超声速来流中的斜激波类似, 斜爆轰波具有较大的切向气流速度, 法向来流速度一般要大于可燃混合物的 CJ (Chapman-Jouguet) 爆速, 以限制爆轰波前传. 因此, 斜爆轰的波面角度和燃烧产物的状态能够随着来流参数的变化进行自适应地调整, 适合在高速推进系统中进行燃烧组织. 图 1 给出了斜爆轰发动机的工作原理图: 以发动机为参考系, 斜爆轰发动机的工作过程可以概括为经过进气道压缩的高空高速气流与喷注的燃料进行掺混, 可燃混合物在燃烧室入口处经楔面压缩诱导出斜爆轰波, 高温高压的爆轰产物经过尾喷管膨胀做功产生推力. 得

益于爆轰波千米每秒量级的传播速度, 斜爆轰发动机燃烧室入口气流可以维持较高速度; 强激波点火可在毫米尺度内实现燃料化学能向内能的转换, 大大缩短燃烧室尺寸, 为高速推进系统的应用带来潜在的工程优势.

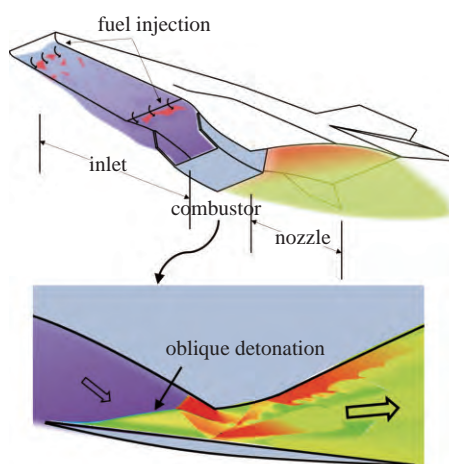


图 1 斜爆轰发动机原理图

Fig. 1 Schematic diagram of the oblique detonation engine

自斜爆轰推进的概念提出以来, 研究人员对于高速来流中的斜爆轰进行了较多的研究, 重点关注斜爆轰的起爆、驻定特性以及波系结构的组成, 内容主要涉及斜爆轰的起爆区波系结构和斜爆轰波面的燃烧组织. 针对前者, 研究人员获得了来流参数、几何参数和化学参数对起爆波系结构的影响规律^[4-7], 提出了起爆波系和起爆位置的判断准则^[8-10]. 针对后者, 研究人员分析了波面小尺度波系的形成、演化以及波面燃烧等过程^[11-14]. 为推动斜爆轰波的工程

化应用,最近的研究开始关注受限空间内斜爆轰的驻定特性^[15-17]、高空来流预压缩对总压损失的影响^[18]以及非常非均匀来流中斜爆轰的动力学特征等^[19-20]。以往斜爆轰发动机的研究主要集中于燃烧室内的流场特征和波系结构,对发动机整体推力性能建模分析相对较少。斜爆轰发动机的燃烧室是一个受限空间,内部可能涉及到斜爆轰波和激波在壁面上的反射,会形成过驱动度^[10]比较大的斜爆轰波和正爆轰波。同时,斜爆轰波的起爆也需要一定的时间和空间,斜激波向斜爆轰波的转变区域会形成复杂的起爆区波系结构。

斜爆轰发动机燃烧室内部的流动特征、燃烧模态复杂多变^[15],对斜爆轰发动机的性能进行理论分析,需要考虑其中涉及的斜激波诱导燃烧、斜爆轰燃烧以及正爆轰燃烧等多种燃烧模式。为此,本文将斜爆轰发动机的工作过程分解为进气压缩、燃料掺混、燃烧释热和排气膨胀等 4 个工作过程,分别针对各自的流动特点进行建模,并着重分析不同燃烧模式对推力性能的影响。

1 模型与分析方法

1.1 工作过程建模

斜爆轰发动机的工作过程主要包括进气压缩、燃料掺混、燃烧释热和排气膨胀。本文借助理论分析方法,分别针对这 4 个工作过程进行建模分析。图 2 给出了斜爆轰发动机 4 个典型工作过程的示意图。进气压缩过程主要考虑高速空气经过多道直楔面连续压缩,涉及到的构型参数是楔面角度 δ 、压缩级数 n 以及来流的马赫数 Ma 。高马赫数条件下,斜激波 (oblique shock wave, OSW) 后气流温度较高,空气的热物性参数需要考虑其变比热比特性^[21],涉及到的组分主要包括 O_2 , O , N_2 , NO 和 N 。本文采用两级压缩的方式模拟高超声速进气道的进气压缩过程,同时忽略壁面黏性的影响。斜激波后的参数可通过斜激波极曲线求解,并假设进气道出口参数均匀一致。相关的原理和求解方法属于气体动力学的基础理论,已在相关文献中得到应用^[22-23],具有真实可靠的特点。

燃料掺混过程主要分为横向射流喷注和平行剪切射流喷注^[24],除此之外,还有介于两者之间的悬臂斜坡喷注^[25]。横向射流喷注和悬臂斜坡喷注的掺混

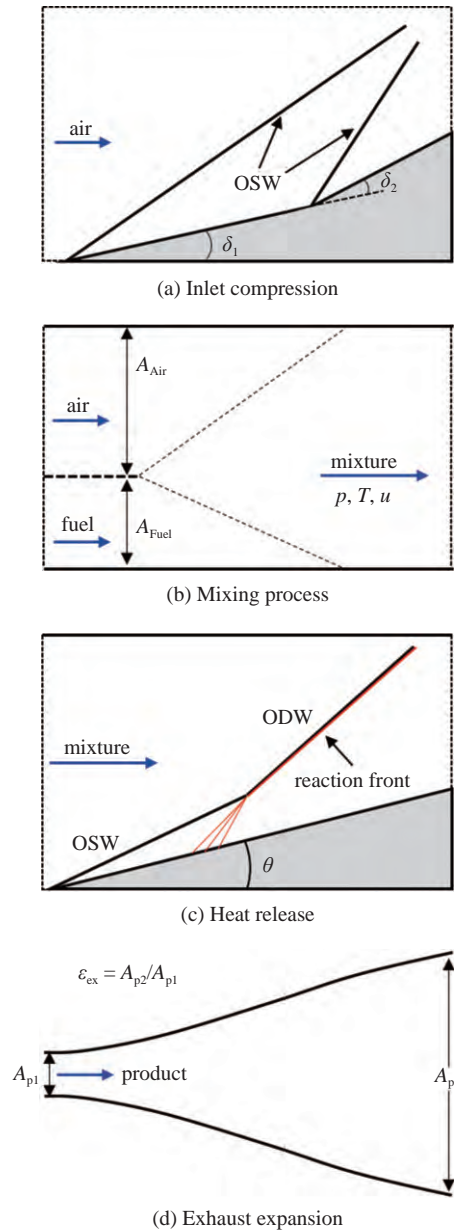


图 2 斜爆轰发动机 4 个典型工作过程示意图
Fig. 2 Schematics of four typical processes in oblique detonation engine

效果好,但会引起较复杂的波系结构,理论分析难度大。平行剪切射流喷注所需要的掺混距离较长,但便于理论建模分析,本文选用此掺混模型。如图 2(b)所示,平行剪切射流掺混模型假设空气来流和燃料来流平行射入一定宽度的直管道内,并假设管道出口混合物状态均匀。在以往的超燃发动机的实验结果^[24]中,HyShot II 超燃发动机采用了 4 个半径为 1 mm 的圆孔喷注氢气,燃烧室入口的面积约为 735 mm²。HIFiRE-2 发动机在隔离段上下壁面分别布置了 8 个半径为 1.6 mm 的圆孔来喷注液态煤油,

且喷注方向和来流夹角为 15° , 其燃烧室入口面积约为 2550 mm^2 . 两类超燃发动机的燃料喷注面积与燃烧室入口面积比分别为 0.017 和 0.050. 需要说明的是, HyShot II 发动机的氢气喷注总压为 460 kPa, 而本文中氢气燃料的喷注总压在 1.0 ~ 2.0 MPa 范围内. 提高燃料的喷注总压, 可以适当降低氢气燃料的喷注面积, 本文在分析斜爆轰发动机的推力性能时, 将氢气燃料喷注面积 A_{Fuel} 与燃烧室流通面积 A_{Air} 的比值 ε_{co} 固定为 0.01. 当给定当量比 φ 和燃料喷注总温 T_t , 并假定燃料按照声速喷注时, 可获得燃料的喷注总压 p_t 以及燃料的喷注温度 T_{Fuel} 、压力 p_{Fuel} 、速度 u_{Fuel} 等. 采用控制体积法, 通过求解质量、动量和能量守恒方程获得混合物的状态: 温度 T_{Mix} 、压力 p_{Mix} 、密度 ρ_{Mix} 、速度 u_{Mix} 和比焓 h_{Mix} , 详细的计算过程可参考文献 [22-23]. 下标“Air”表示空气, 下标“Fuel”表示燃料, 下标“Mix”表示可燃混合物, R 是气体常数. 其控制方程如下

$$\rho_{\text{Air}} u_{\text{Air}} + \rho_{\text{Fuel}} u_{\text{Fuel}} \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} = \rho_{\text{Mix}} u_{\text{Mix}} \left(1 + \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} \right) \quad (1)$$

$$\rho_{\text{Air}} u_{\text{Air}}^2 + p_{\text{Air}} + \left(\rho_{\text{Fuel}} u_{\text{Fuel}}^2 + p_{\text{Fuel}} \right) \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} = \left(\rho_{\text{Mix}} u_{\text{Mix}}^2 + p_{\text{Mix}} \right) \left(1 + \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} \right) \quad (2)$$

$$\left(h_{\text{Air}} + \frac{1}{2} u_{\text{Air}}^2 \right) \rho_{\text{Air}} u_{\text{Air}} + \left(h_{\text{Fuel}} + \frac{1}{2} u_{\text{Fuel}}^2 \right) \rho_{\text{Fuel}} u_{\text{Fuel}} \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} = \left(h_{\text{Mix}} + \frac{1}{2} u_{\text{Mix}}^2 \right) \rho_{\text{Mix}} u_{\text{Mix}} \left(1 + \frac{A_{\text{Air}}}{A_{\text{Fuel}}} \right) \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} p_{\text{Air}} &= \rho_{\text{Air}} R_{\text{Air}} T_{\text{Air}}, \\ p_{\text{Fuel}} &= \rho_{\text{Fuel}} R_{\text{Fuel}} T_{\text{Fuel}} \\ p_{\text{Mix}} &= \rho_{\text{Mix}} R_{\text{Mix}} T_{\text{Mix}} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

图 2(c) 给出了理想情况下楔面诱导的斜爆轰的燃烧释热模型, 关键参数是燃烧室入口来流的马赫数 Ma_c 和楔面角度 θ . 高速气流中的楔面首先诱导出一道斜激波, 波后高温高压的可燃混合物燃烧释热, 并最终形成斜爆轰波. 根据以往的斜爆轰基础研究成果^[2, 15-18, 23], 斜爆轰发动机燃烧室是一个受限空间, 内部的流动波系复杂, 不是一个简单的斜爆轰波, 可能包括斜激波诱导燃烧、斜爆轰燃烧以及正爆轰燃烧等, 可燃混合物并不能完全按照斜爆轰模式来燃烧释热. 图 2(d) 给出了燃烧产物的排气膨胀模型, 分析模型假设燃气膨胀是等熵过程, 并始终处于热化学平衡态. 同时, 给定燃气的膨胀面积比 ε_{ex} , 其中

ε_{ex} 定义为尾喷管出口面积相对于尾喷管入口面积的比值. 其满足的基本控制方程是质量和能量守恒方程, 除此之外还需要保证等熵^[23]. 考虑到组分浓度的变化, 将燃气膨胀前后的摩尔数分别记为 n_{p1} 和 n_{p2} , 组分 j 膨胀前后的摩尔分数分别记为 x_j 和 χ_j , 则其等熵关系可以表示为

$$\sum_{j=1}^{ns} n_{p1} x_j S_{j,p1} = \sum_{j=1}^{ns} n_{p2} \chi_j S_{j,p2} \quad (5)$$

组分 j 在温度 T 、分压 p_j 下的摩尔熵 S_j 可以表达为

$$S_j = S_{0,j} - R_u \ln(p_j/p_{\text{atm}}) \quad (6)$$

其中, R_u 是普适气体常数 $8.314 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$, p_{atm} 是标准大气压力. $S_{0,j}$ 是标准摩尔熵, 可以表示为

$$\frac{S_{0,j}}{R_u} = -\frac{1}{2} a_{j,1} \frac{1}{T^2} - a_{j,2} \frac{1}{T} + a_{j,3} \ln T + a_{j,4} T + \frac{1}{2} a_{j,5} T^2 + \frac{1}{3} a_{j,6} T^3 + \frac{1}{4} a_{j,7} T^4 + b_j \quad (7)$$

式中的系数 $a_{j,1} \sim a_{j,7}$ 和 b_j 可以查阅相关的文献 [21] 获得. 为了对斜爆轰发动机整体的推力性能进行分析, 将斜爆轰发动机的运行简化为 4 个工作过程, 表 1 给出的是 4 个过程所对应的物理模型及其关键参数.

表 1 4 个工作过程的物理模型和关键参数

Table 1 Physical models and key parameters of four modules		
Process	Physical model	Key parameters
compression	multi-wedges	$\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n$
mixing	parallel jets	φ, T_t, p_t
heat release	detonation/constant-volume combustion	Ma_c, θ
exhaust	isentropic expansion with a varying specific heat	ε_{ex}

分析斜爆轰波发动机的推力性能, 首先要掌握燃烧室内的流动波系, 选取合适的释热模型. 本文选用文献 [16] 中所采用的化学反应模型和几何参数, 通过微调构型, 获得了两种燃烧室构型下燃烧室内部的流动波系. 图 3(a) 上边界设置为壁面, 模拟的是受限空间内斜爆轰与壁面发生马赫反射时的流动特征; 图 3(b) 的下壁面在靠近斜爆轰波起爆区的位置, 设置一个向下的偏转角, 进而产生膨胀波. 当斜爆轰波与上壁面相交时, 会发生马赫反射并形成大过驱动度的正爆轰波 (over driven-NDW, OV-NDW); 当下

壁面存在一个向下偏转的角度时, 膨胀波与过驱动的斜爆轰波 (over driven-ODW, OV-ODW) 相互作用, 波面角度会逐渐降低, 进而转变为 CJ 状态斜爆轰波 (CJ-ODW). 靠近下壁面的区域, 可燃混合物先经过一道斜激波压缩, 而后燃烧释热, 但不是爆轰燃烧模式.

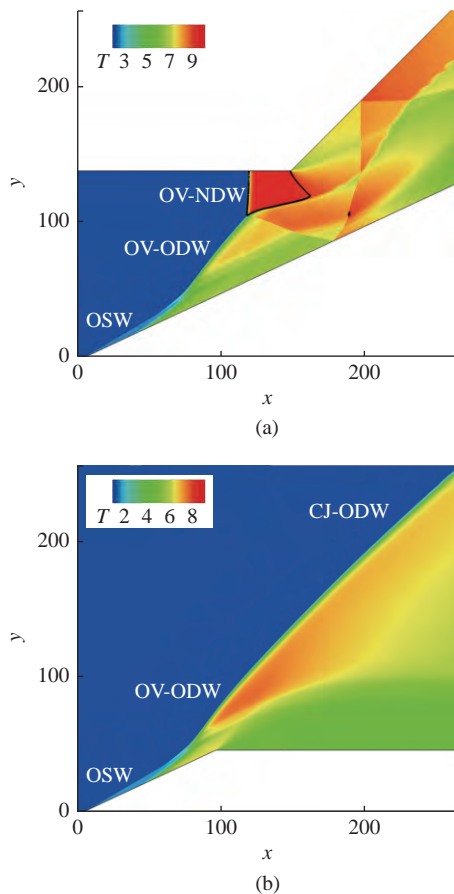


图 3 斜爆轰发动机燃烧室内复杂流动波系

Fig. 3 Complex flow structures in a combustor of oblique detonation engine

斜爆轰发动机燃烧室内存在多种燃烧模式^[2,23,26-27], 可燃混合物可通过不同的燃烧模式来释放化学能. 第一种燃烧模式是楔面诱导的过驱动 OV-ODW. 针对此类燃烧模式, 本文忽略起爆区带来的非均匀效应和波面曲率的影响, 主要基于斜爆轰极曲线理论来讨论 OV-ODW 的推力性能. 第 2 种燃烧模式是 CJ-ODW, 该燃烧类型的形成主要源于楔面角度过小或者有限长楔面下游膨胀波对于斜爆轰波的削弱作用^[28-29]. 下游的膨胀波逐渐削弱斜爆轰波, 降低波面角度, 使得斜爆轰波的法向速度与波前反应物的 CJ 爆速相等, 进而形成 CJ 状态的斜爆轰波. 第 3 种燃烧模式是过驱动的 OV-NDW, 正爆轰的形成主要

来源于斜爆轰波在壁面上发生了马赫反射. 给定来流参数, 通过爆轰动力学的基本关系^[30]可求得波后燃烧产物的参数, 进而对其推力性能进行分析. 第 4 种燃烧模式是斜激波诱导燃烧 (shock induced combustion, SIC). 高速气流中的楔面不足以直接起爆斜爆轰波, 存在一个斜激波向斜爆轰转变的区域, 该区域一般被称为斜爆轰波的起爆区. 起爆区的波系结构复杂, 甚至会出现二次斜激波和二次斜爆轰波^[26]. 对于高马赫数飞行条件, 高空来流经过预压缩, 具有较高的静温, 起爆区内多为爆燃燃烧^[18], 且燃烧释热所导致的密度变化一般在 20% 以内. 而爆轰燃烧产物的密度一般是波面密度的 2~3 倍, 这远高于起爆区内可燃混合物燃烧所导致的密度变化. 针对起爆区内的燃烧, 本文采用斜激波诱导的等容燃烧 (SIC-constant volume combustion, SIC-CVC) 进行分析. 该分析模型假设可燃混合物先经过一道斜激波压缩, 而后进行等容燃烧.

1.2 分析方法

斜爆轰发动机燃烧室存在 4 种典型的燃烧释热模式: 过驱动的斜爆轰燃烧、CJ 斜爆轰燃烧、过驱动的正爆轰燃烧以及斜激波诱导的等容燃烧. 其中前 3 种燃烧模式都属于爆轰燃烧, 其主要区别在于波面切向气流的速度大小. 从基础理论的角度来看, 前 3 种燃烧模式所遵循的基本控制方程和求解方法是一致的. 给定来流状态时, 理论求解斜爆轰波的关键在于确定波面的角度, 除此之外与正爆轰波的求解方法基本一致. 本小节主要给出正爆轰燃烧和等容燃烧满足的控制方程和求解方法. 对于正爆轰波的求解, 其满足如下基本控制方程

$$\rho_{\text{Mix}} u_{\text{Mix}} = \rho_{\text{Prod}} u_{\text{Prod}} \quad (8)$$

$$p_{\text{Mix}} + \rho_{\text{Mix}} u_{\text{Mix}}^2 = p_{\text{Prod}} + \rho_{\text{Prod}} u_{\text{Prod}}^2 \quad (9)$$

$$h_{\text{Mix}} + \frac{1}{2} u_{\text{Mix}}^2 = h_{\text{Prod}} + \frac{1}{2} u_{\text{Prod}}^2 \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} p_{\text{Mix}} &= \rho_{\text{Mix}} R_{\text{Mix}} T_{\text{Mix}} \\ p_{\text{Prod}} &= \rho_{\text{Prod}} R_{\text{Prod}} T_{\text{Prod}} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

其中, 下标“Mix”表示未燃混合物, 下标“Prod”表示燃烧产物. ρ , u , p , h 分别表示密度、速度、压力和比焓, R 是气体常数. 比焓 h 是温度的非线性函数, 可采用迭代求解的方法获得爆轰燃烧产物的流动状态^[21].

对于斜激波诱导的等容燃烧, 首先假设可燃混合物处于组分冻结状态, 经过角度为 θ 的楔面压缩后, 温度、压力、密度等状态参数进一步提高, 最后求解等容燃烧. 等容燃烧是零维问题, 不需要考虑流动, 从能量守恒方程 (10) 和状态方程 (11) 可得

$$h_{\text{Mix}}(T_{\text{Mix}}) = h_{\text{Prod}}(T_{\text{Prod}}) \quad (12)$$

$$\frac{p_{\text{Mix}}}{R_{\text{Mix}} T_{\text{Mix}}} = \frac{p_{\text{Prod}}}{R_{\text{Prod}} T_{\text{Prod}}} \quad (13)$$

其中, 比焓 h 是温度 T 的非线性函数, 仍然需要迭代求解.

本文借助 Python 语言将基础理论公式、迭代求解过程集成到自编软件中, 可对化学动力学分析工具 Cantera 和激波-爆轰工具箱 SDToolbox 的宏命令进行调用^[31], 实现斜爆轰发动机推力性能分析的流程化处理. 自编软件包含多个工作流程, 但分析方法主要基于基本的气体动力学和化学反应动力学理论, 仍然属于理论分析的范畴. 图 4 给出了斜爆轰发动机性能分析软件流程图, 输入参数主要包括 3 部分: 来流状态、燃烧室参数和进排气构型参数. 来流状态主要包括飞行马赫数 Ma , 飞行高度 H (对应着特定的大气温度 T 和压力 p). 燃烧室参数包括当量比 φ 、燃料喷注总温 T_t 、燃料喷注总压 p_t 和燃烧室内楔面角度 θ . 需要指出的是, 燃料的 φ , T_t , p_t 等参数需要根据空气质量流量和实际工作过程中的燃料穿透深度来确定. 当给定 φ 和 T_t 时, 燃料的喷注总压 p_t 可通过程序按照声速喷注条件计算得出. 进排气参数包括进气压缩角度 δ 、压缩级数 n 和尾喷管膨胀面积比 ε_{ex} . 当输入参数准备完成后, 计算程序依次进行进气压缩、燃料掺混、燃烧释热、燃气膨胀和性能参数输出等的计算步骤.

斜爆轰发动机的推力估算一般可以采用两种方法: 一是沿着发动机的壁面对压力和摩擦阻力进行积分, 该方法计算过程复杂; 二是采用控制体积法即动量法, 通过计算发动机流入和流出气流动量的变化来计算推力, 具有简单高效的特点. 本文采用动量法对斜爆轰发动机的比冲性能进行估算, 忽略壁面黏性的影响. 用 ρ , u , p 和 A 分别表示密度、速度、压力和面积, \dot{m}_{fuel} 表示燃料的质量流量, g 是重力加速度, 下标“in”和“out”分别表示发动机的进气状态和喷管出口状态, 则发动机的推力可以表示为

$$F = (\rho_{\text{out}} u_{\text{out}}^2 + p_{\text{out}}) A_{\text{out}} - (\rho_{\text{in}} u_{\text{in}}^2 + p_{\text{in}}) A_{\text{in}} \quad (14)$$

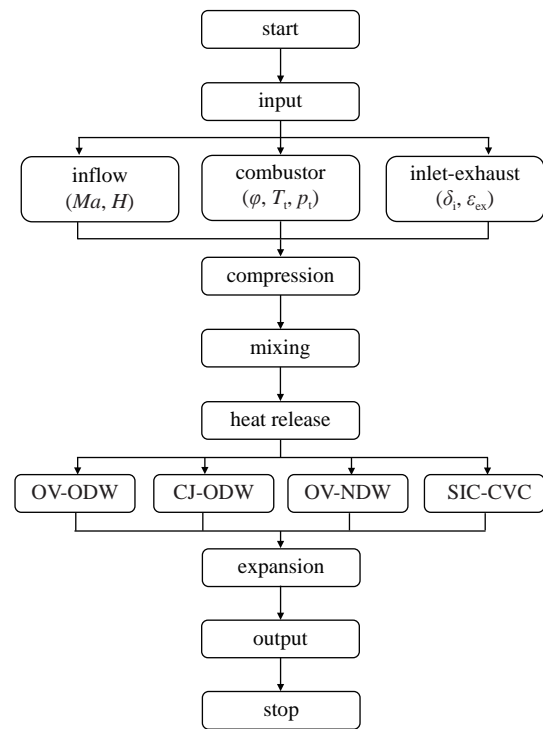


图 4 分析软件流程图

Fig. 4 The flowchart of performance analysis software

得到燃料比冲

$$I_{\text{sp}} = \frac{(\rho_{\text{out}} u_{\text{out}}^2 + p_{\text{out}}) A_{\text{out}} - (\rho_{\text{in}} u_{\text{in}}^2 + p_{\text{in}}) A_{\text{in}}}{\dot{m}_{\text{fuel}} g} \quad (15)$$

本文选取了 4 种典型的燃烧模式来分析各自的推力性能, 同时给出多维参数对不同燃烧模式燃料比冲的影响趋势. 根据现有的斜爆轰基础研究^[2]和实验研究^[3,23]结果, 这 4 种典型的燃烧模式能够在宏观波系结构的层面代表斜爆轰波发动机燃烧室内的燃烧情况. 但真实的发动机燃烧室还可能存在边界层、回流区、激波在受限空间内的反射等更为复杂的流动. 同时, 受到起爆区的影响, 斜爆轰的波面在起爆后波面角度还存在一个逐渐减小的松弛过程, 波面甚至会失稳而出现复杂的小尺度波系, 这些是单一的理论分析难以预测和评估的. 当多种燃烧模式同时在发动机燃烧室内出现时, 各自的推力性能又会存在复杂的关联特征. 假如存在 mode1 和 mode2 两种燃烧模式: mode1 消耗的燃料质量流量是 \dot{m}_{mode1} , 产生的推力是 F_{mode1} ; mode2 消耗的燃料质量流量是 \dot{m}_{mode2} , 产生的推力是 F_{mode2} . 发动机的总推力可以线性叠加为 $F = F_{\text{mode1}} + F_{\text{mode2}}$, 而燃料比冲 $I_{\text{sp}} = (F_{\text{mode1}} + F_{\text{mode2}}) / [(\dot{m}_{\text{mode1}} + \dot{m}_{\text{mode2}}) g]$, 不满足各自燃烧模式所对应的燃料比冲的线性叠加.

除此之外, 多种燃烧模式共存时, 由于燃烧产物的温度、压力以及速度等参数具有差异, 燃烧模式之间会产生干扰, 导致各个燃烧模式的推力性能更加难以满足简单的线性叠加关系. 来流参数发生变化时, 燃烧室参数和进排气参数也会随之调整. 定量地分析斜爆轰发动机的整体流动过程是一项重要而且困难的工作, 考虑多维参数之间的耦合对发动机推力性能的影响, 涉及到数据之间的关联特征, 是提升和优化斜爆轰发动机推力性能的重要研究方向. 本文提取了燃烧室内部复杂流动波系的主要特征, 总结出 4 种典型的燃烧过程, 期望在宏观层面上对发动机的性能优化设计提供一些借鉴意义和方向性的指导.

2 结果与讨论

2.1 不同燃烧模式下的推力

表 2 给出了默认发动机参数下不同燃烧模式对应的燃料比冲. 本文选取的默认参数: 飞行高度 $H = 35.0 \text{ km}$, 温度 $T = 236.5 \text{ K}$, 压力 $p = 574.6 \text{ Pa}$, 飞行马赫数 $Ma = 12.0$, 其对应的飞行动压 $q = 57.9 \text{ kPa}$; 燃料为氢气, 当量比 $\varphi = 1.0$, 氢气喷注温度 $T_t = 600 \text{ K}$, 燃料喷注面积和燃烧室入口空气来流面积比 $\varepsilon_{\text{co}} = 0.01$; 进气道楔面角度 $\delta_1 = \delta_2 = 8^\circ$, 燃烧室楔面角度 $\theta = 25^\circ$; 尾喷管膨胀面积比 $\varepsilon_{\text{ex}} = 20.0$; 氢气/空气混合物的燃烧释热过程主要考虑 O_2 , H_2 , H , O , OH , H_2O , H_2O_2 , HO_2 , N_2 九种组分^[32].

表 2 默认参数下不同燃烧模式的燃料比冲
Table 2 Fuel specific impulse with the default engine parameters

Combustion modes	I_{sp}/s
OV-ODW	1480.1
CJ-ODW	1927.3
OV-NDW	697.2
SIC-CVC	1865.8

从表 2 中的数据可以看出, CJ-ODW 燃烧模式的燃料比冲最高, 达到了 1927.3 s . SIC-CVC, OV-ODW 和 OV-NDW 燃烧模式的燃料比冲依次降低, 采用过驱动正爆轰进行燃烧组织的发动机燃料比冲仅为 697.2 s .

不同的燃烧模式导致发动机燃料比冲具有较大

的差异, 为了分析其中的机制, 表 3 给出了不同燃烧模式对应的燃烧产物状态 (压力 p , 温度 T 和速度 U) 以及相比波前状态的总压恢复系数 σ . 经历相同的进气压缩和燃料掺混过程, 4 种燃烧模式的燃烧室入口参数均一致, 速度 3521.1 m/s , 温度 676.3 K , 压力 19.7 kPa , 总压 28.7 MPa , 此种状态对应的可燃混合物的 CJ 爆速是 1876.6 m/s . 对于 OV-NDW 燃烧模式而言, 来流速度远高于爆轰波的 CJ 爆速, 过驱动度高达 3.52. 高过驱动度的爆轰波使得波后产物的流动速度大幅度下降, 总压恢复系数仅为波前的 0.003 倍, 比冲性能严重下降. 对于 OV-ODW 和 CJ-ODW 燃烧模式, 斜爆轰的波面与来流具有比较大的夹角, 波后的流动速度很高, 总压损失相对比较小, 具有较高的燃料比冲. SIC-CVC 燃烧模式具有较高的总压恢复系数, 但是其燃料比冲相比 CJ-ODW 燃烧模式并未表现出优势. SIC-CVC 燃烧模式分为两个过程: 一是斜激波的压缩过程; 二是等容燃烧. 相比于斜爆轰燃烧, 无反应的斜激波压缩所带来的总压损失小, SIC-CVC 燃烧模式具有更高的总压恢复系数. 等容燃烧会导致燃烧产物的压力和温度急剧升高, 但燃烧产物的体积保持不变. 相比于 CJ-ODW 燃烧模式, SIC-CVC 燃烧模式的喷管出口气流静温偏高、速度偏低, 燃烧释放的热能未能有效地转化为动能.

表 3 不同燃烧模式下燃烧产物的状态

Table 3 States of combustion product with different combustion modes

Combustion modes	p/kPa	T/K	$U/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	σ
OV-ODW	268.9	3103.5	2817.7	0.162
CJ-ODW	129.5	2848.2	3168.1	0.178
OV-NDW	798.9	3768.7	496.8	0.003
SIC-CVC	372.4	3136.7	2970.3	0.278

2.2 飞行状态对推力的影响

航空飞行器需要在不同飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 下稳定地工作, 考虑到飞行器结构强度、飞行包线以及飞行升力等实际问题, 本研究首先关注等动压飞行条件下发动机的燃料比冲 I_{sp} . 当飞行高度 $H = 35 \text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma = 12$ 时, 飞行动压 $q = 57.9 \text{ kPa}$. 在等动压飞行条件下, 图 5 给出了发动机的 I_{sp} 随飞行高度 H 的变化. 需要说明的是, 由于等

动压飞行的约束, 当飞行高度 H 在 30 ~ 40 km 变化时, 飞行马赫数 Ma 的变化范围约为 8.3 ~ 17.0, 并随着飞行高度的增加而增大. 从图 5 的结果可知, 等动压飞行条件下, 随着飞行高度或者说飞行马赫数的增大, 燃料比冲迅速下降, 其中 OV-NDW 燃烧模式的比冲甚至下降为负值. 当飞行高度低于 34 km 时, 相比其他燃烧模式, SIC-CVC 燃烧模式具有最高的燃料比冲, 但会随着飞行高度的增加而快速下降. 当飞行高度超过 35 km 时, SIC-CVC 燃烧模式的燃料比冲会低于 CJ-ODW 燃烧模式, 并逐渐接近于 OV-ODW 燃烧模式. CJ-ODW 燃烧的比冲性能虽然会随着飞行高度的升高而下降, 但其燃料比冲始终处于 1200 s 以上, 推力性能整体表现最好. 然而在有限尺寸的发动机燃烧室内获得 CJ 状态的斜爆轰波是比较困难的, 单楔面诱导 CJ-ODW 的起爆距离过长会成为其工程应用的一大障碍, 采用双楔、圆球和钝楔等加速起爆技术是 CJ-ODW 应用的关键^[33-35].

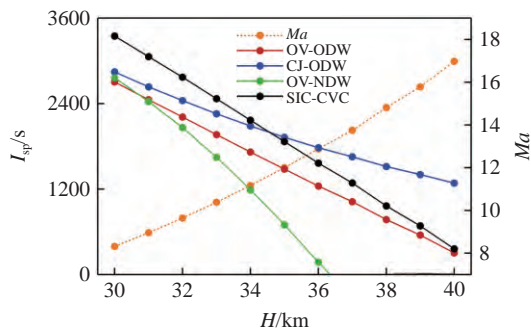


图 5 等动压飞行条件下, 燃料比冲 I_{sp} 和飞行马赫数 Ma 随着飞行高度 H 的变化 (动压 $q = 57.9$ kPa)

Fig. 5 Fuel specific impulse I_{sp} and flight Mach number Ma as a function of flight altitude H with a constant dynamic pressure $q = 57.9$ kPa

等动压飞行过程中, 飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 均在变化. 为厘清发动机推力性能的影响因素, 仅考虑 H 或者 Ma 的变化, 图 6 分别给出了飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 对燃料比冲 I_{sp} 的影响. 当飞行高度从 30 km 增加到 40 km 时, 大气温度从 226 K 增加到 250 K, 大气静压从 1197 Pa 降低到 287 Pa. 虽然飞行马赫数 Ma 固定为 12, 但其飞行速度从 3627 m/s 增加到了 3813 m/s. 从图 6(a) 的结果可知, OV-ODW, CJ-ODW 和 SIC-CVC 燃烧模式的燃料比冲仅有轻微下降, OV-NDW 燃烧模式的燃料比冲则随着飞行高度的增加而降低. 图 6(b) 的结果显示, 当飞行高度 H 固定为 35 km 时, 飞行马赫数的增加会导致发动机的燃料比冲急剧下降, 其影响趋势与等

动压飞行过程中飞行高度/飞行马赫数的影响基本一致. 由于进气压缩和燃料掺混模型保持不变, 来流马赫数的增加会显著提高燃烧室入口气流的速度和温度, 进而导致爆轰燃烧产物波后速度急剧下降和总压损失增加. 结合图 6(a) 飞行高度对燃料比冲影响, 可以得出结论: 等动压飞行时, 飞行速度对斜爆轰发动机推力性能起关键作用, 而飞行高度对燃料比冲的影响较小.

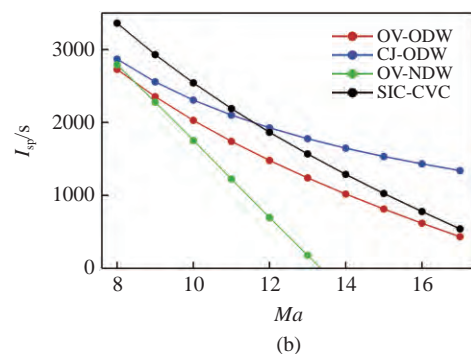
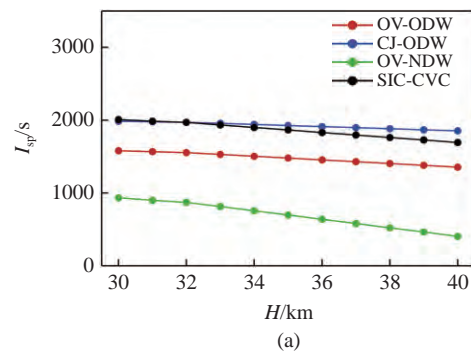


图 6 燃料比冲 I_{sp} 随 (a) 飞行高度 H 和 (b) 飞行马赫数 Ma 的变化, (a) $Ma = 12$, (b) $H = 35$ km

Fig. 6 Fuel specific impulse I_{sp} as a function of (a) flight altitude H and (b) fuel specific impulse I_{sp} as a function of flight Mach number Ma . (a) $Ma = 12$, (b) $H = 35$ km

2.3 设计参数对推力的影响

本文中模型发动机的设计参数主要包括燃烧室参数和进排气参数, 前者主要有燃烧室内楔面角度 θ 和反应物当量比 φ , 后者主要是进气道压缩角 δ_i 和尾喷管膨胀面积比 ε_{ex} . 图 7(a) 给出的是楔面角度 θ 对发动机燃料比冲 I_{sp} 的影响. OV-ODW 和 SIC-CVC 燃烧模式的燃料比冲 I_{sp} 随着楔面角度 θ 的增加而逐渐降低, 而 CJ-ODW 和 OV-NDW 燃烧模式只与来流状态相关, 并未受到楔面角的影响. SIC-CVC 燃烧模式依然具有较高的燃料比冲, 随着楔面角度的增大会逐渐降低而小于 CJ-ODW, 但总体上一直高于 OV-ODW. 当楔面角度较低时, OV-

ODW 和 CJ-ODW 的燃料比冲非常接近, 但随着楔面角度的增加, 斜爆轰波的过驱动度增加, OV-ODW 的比冲迅速下降, CJ-ODW 的比冲则保持不变. 由爆轰极曲线理论可知^[10, 22-23], 当楔面角度取 θ_{CJ} 时, 楔面诱导的斜爆轰处于 CJ 状态, 此时斜爆轰的法向来流速度与 CJ 爆速相等. 在默认来流状态和进气压缩条件下, θ_{CJ} 的理论值为 12.6° . 当楔面角度 θ 接近于 θ_{CJ} 时, OV-ODW 的燃烧状态会接近于 CJ 点, OV-ODW 和 CJ-ODW 燃烧模式的燃料比冲则会逐渐趋于一致.

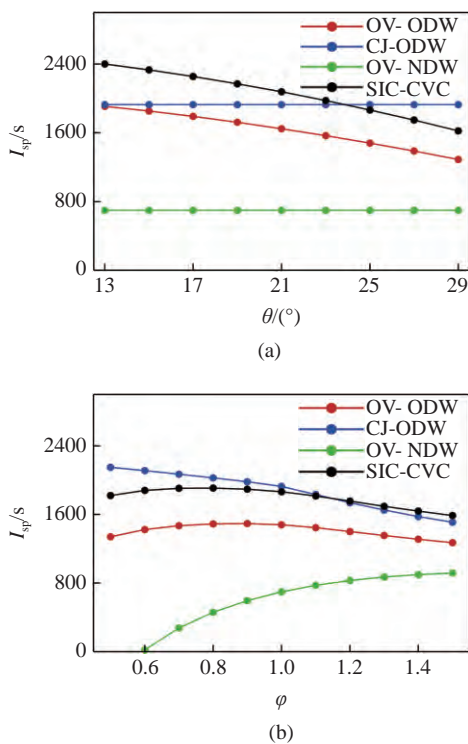


图 7 燃料比冲 I_{sp} 随着 (a) 楔面角度 θ 和 (b) 当量比 ϕ 的变化
 Fig. 7 Fuel specific impulse I_{sp} as a function of (a) wedge angle θ and (b) fuel specific impulse I_{sp} as a function of equivalence ratio ϕ

图 7(b) 给出的是当量比 ϕ 对斜爆轰发动机燃料比冲 I_{sp} 的影响. CJ-ODW 燃烧模式的燃料比冲随当量比的增加而逐渐降低; OV-ODW 和 SIC-CVC 燃烧模式的燃料比冲随当量比增加呈现出先轻微增大而后逐渐减小的趋势, 且比冲最大值对应的当量比略小于 1.0; 而对于 OV-NDW 燃烧模式而言, 其燃料比冲随当量比增加而快速增加. 燃料比冲 I_{sp} 定义为单位重量燃料产生的冲量, 影响燃料比冲变化的两个关键参数是燃料质量和冲量的变化量. 当量比增加, 燃料的质量流量增加, 使得燃料比冲有下降的趋势. 当氧化剂充足时, 增加的燃料能够释放更多的化

学能, 提升燃烧产物的做功能力. 因此, 在低当量比时, OV-ODW 和 SIC-CVC 燃烧模式的燃料比冲随当量比的增大而轻微增长. 对于 OV-NDW 燃烧, 影响其比冲大小的重要因素是波面的过驱动度, 即波前气体速度与 CJ 爆速比值的平方. 当量比 ϕ 在 0.5 ~ 1.5 之间变化时, 可燃混合物的 CJ 爆速变化范围是 1607 ~ 2004 m/s, 而燃烧室入口气流速度基本维持在 3500 m/s. 正爆轰波面的过驱动度从 4.74 逐渐降低到 3.05, 爆轰燃烧产物的速度也从 444.7 m/s 增加到 548.0 m/s, 使得 OV-NDW 燃烧模式的燃料比冲逐渐增长到 917.1 s. 但是, 相比斜爆轰燃烧和斜激波诱导燃烧, 大过驱动的正爆轰燃烧仍然会导致气流速度的急剧降低, 其推力性能远低于其他 3 种燃烧模式.

高空大气被进气道捕获、压缩, 作为后续燃料燃烧释热的氧化剂. 高温高压燃气通过尾喷管膨胀做功、产生推力. 进气系统直接影响燃烧室入口来流的状态, 排气系统则影响着发动机的推力性能. 本文采用两级压缩方式, 固定第一级压缩面的角度 $\delta_1 = 8^\circ$, 通过改变第二级压缩面的角度 δ_2 来实现进气道的调整. 图 8(a) 给出了进气压缩角度 δ_2 对发动机燃料比冲 I_{sp} 的影响, 4 种燃烧模式对压缩程度的变化并不敏感, 但是 OV-ODW, CJ-ODW 和 SIC-CVC 3 种燃烧模式对应的燃料比冲 I_{sp} 随着 δ_2 的增加而逐渐降低, OV-NDW 对应的燃料比冲随着 δ_2 的增加而增加且变化逐渐趋向于平缓. 压缩程度的增加一方面提升了燃烧室入口气流的温度, 同时导致来流动能的损失. 当压缩角度 δ_2 从 0° 增加到 16° 时, 气流的静温从 484.3 K 增加到 1225.6 K, 高温的空气来流导致燃料的化学能不能有效地转变成热能, 进而降低燃料比冲. 由前面的结果可知, 影响正爆轰燃烧性能的关键参数是过驱动度. 压缩角度的增加降低了燃烧室入口气流的速度, 使得正爆轰的过驱动度从 3.71 降低到了 3.29. 因此, OV-NDW 燃烧模式的燃料比冲随压缩角度的增加而增加, 但其增长趋势逐渐放缓.

在以往斜爆轰发动机的性能分析中^[22-23], 研究人员假设高温的爆轰燃烧产物能够等熵膨胀到大气环境中, 此种理想假设会导致喷管出口的尺寸过大. 在飞行马赫数 $Ma = 12$, 飞行高度 $H = 35$ km 条件下, 采用 OV-ODW 燃烧模式, 当高温高压的爆轰燃烧产物膨胀到大气压力 574.6 Pa 时, 喷管的出口和喉道

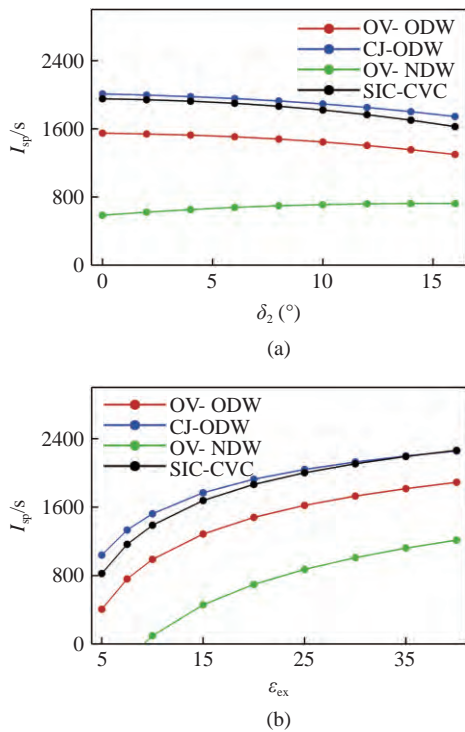


图 8 燃料比冲 I_{sp} 随 (a) 进气压缩角度 δ_2 和 (b) 尾喷管膨胀面积比 ϵ_{ex} 的变化

Fig. 8 Fuel specific impulse I_{sp} as a function of (a) inlet angle δ_2 and (b) fuel specific impulse I_{sp} as a function of expansion ratio ϵ_{ex}

面积比将达到 120. 图 8(b) 给出了尾喷管膨胀面积比对燃料比冲的影响, 膨胀作用能够将内能转化为动能. 随着膨胀面积的增加, 4 种燃烧模式的燃料比冲首先快速地增加, 而后增长趋势逐渐趋于平缓. 考虑到工程应用发动机结构重量和尺寸的需求, 需要合理地设计尾喷管的膨胀面积比.

2.4 关于发动机设计的讨论

斜爆轰发动机设计的关键点在于燃烧室内的燃烧组织形式, 涉及到 3 方面的问题: 一是如何成功起爆爆轰波, 二是实现爆轰波的稳定燃烧, 三是保证发动机具有良好的推力性能. 在燃烧室内放置一个楔形体来起爆斜爆轰具有简单方便的特点, 且斜爆轰波具有随着来流变化进行自适应调整的特性, 便于进行斜爆轰的燃烧组织. 图 9 给出了飞行高度 30 km 和 40 km 条件下, 斜爆轰起爆区长度随来流马赫数的变化. 高速来流首先经过两道角度为 8° 的直楔面压缩, 进入燃烧室后由一道 25° 楔面起爆. 起爆距离 L 沿着壁面来定义, 起点为尖楔顶端, 终点设定为诱导区温度 1.05 倍的位置. 起爆距离 L 随飞行马赫数 Ma 增加急剧减小, 并逐渐下降到工程可接受的量

级. 当来流马赫数 $Ma = 8.0$, 飞行高度 $H = 30$ km 时, 起爆距离接近 0.15 m; 当飞行高度增加到 40 km 时, 起爆距离甚至会增长到 0.33 m. 起爆距离与高超声速燃烧室宽度相当^[23-24], 起爆区附近斜激波诱导燃烧会占据比较大的比重. 由前面的分析可知, 斜激波诱导的等容燃烧往往具有较高的推力性能, 但其会随着飞行马赫数的增加而急剧降低. 合理设计燃烧室, 恰当组织斜激波诱导燃烧和斜爆轰燃烧, 提高低飞行马赫数下 SIC-CVC 燃烧模式的占比, 增加高飞行马赫数下 CJ-ODW 燃烧模式的占比, 能够保证斜爆轰发动机在宽飞行速域和空域内具有良好的推力性能. 然而, 过于追求低飞行马赫数下斜激波诱导燃烧的高占比, 会导致斜爆轰波在有限的空间内难以起爆或者起爆后斜爆轰波难以驻定^[36]. 通过降低燃料的当量比可以有效地增强斜爆轰波的稳定性^[36], 并且不会给燃料比冲带来较为显著的影响. 但燃料质量流量的降低必然会导致主流中添加的热量降低, 而使得发动机的推力下降.

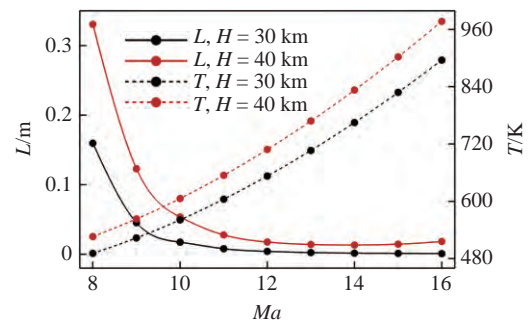


图 9 起爆区长度 L 和燃烧室入口温度 T 随飞行马赫数 Ma 的变化
Fig. 9 Initiation length L and entrance temperature T as a function of inflow Mach number Ma

斜爆轰发动机燃烧室是一个受限空间, 内部流动涉及到斜爆轰波/激波/壁面等的相互作用^[15]. 从斜爆轰稳定燃烧的角度来看, 斜爆轰发动机适合于高马赫数下工作. 然而, 当斜爆轰波在壁面上发生马赫反射, 燃烧室内会出现大过驱动度的正爆轰波, 斜爆轰发动机的推力性能会严重下降. 当燃烧室内采用正爆轰波进行燃烧组织时, 应当尽可能地降低正爆轰波前的气流速度, 避免气流动能的急剧下降. 当来流速度较低, 且燃烧室内的燃料持续释放热量时, 气流的流动速度会快速下降^[3]. 气流受到周围波系的干扰, 速度甚至会进一步降低到亚声速, 流动会产生热壅塞而将爆轰波推出燃烧室. 斜爆轰发动机的稳定工作存在一个临界飞行马赫数, 且由于斜爆轰存

在切向速度和受限空间的影响,该临界飞行马赫数需要大于可燃混合物的 CJ 爆速^[3]。

斜爆轰发动机的设计存在几何构型约束、来流状态约束和燃烧组织约束。几何构型约束主要体现在如何在有限尺寸的燃烧室内成功起爆斜爆轰。单楔面诱导的斜爆轰波虽然构型简单,工程上也容易实现,但起爆位置会随来流状态的变化而急剧变化,这会对燃烧室内波系结构的稳定性和燃烧室构型设计带来较大的困难。来流状态约束主要体现在低马赫数下斜爆轰难以驻定,高马赫数条件下发动机的推力性能下降严重。斜爆轰发动机具有一定的飞行马赫数适用范围,即存在一个下临界马赫数和一个上临界马赫数。下临界飞行马赫数主要是保证斜爆轰波的稳定燃烧,需要高于可燃混合物的 CJ 爆速,同时保证燃烧室内出现马赫反射时不至于发生热阻塞。上临界马赫数需要保证斜爆轰发动机具有良好的推力性能。如图 5 所示的等动压飞行过程中,当来流马赫数达到 17 时,OV-ODW 和 SIC-CVC 所产生的理论燃料比冲仅为 300 s。燃烧组织约束主要体现在斜爆轰燃烧室内会同时存在多种燃烧模式,各个燃烧模式会相互干扰,为发动机的设计和性能评估带来极大的挑战。总体来看,CJ-ODW 在宽空域、宽速域内均能维持较好的推力性能。然而,CJ 状态斜爆轰波产生比较困难,传统的 CJ 斜爆轰波主要是通过膨胀波的削弱作用实现。当过驱动的斜爆轰波面与膨胀波相互干扰时,极有可能导致斜爆轰激波面与放热区的解耦,使得斜爆轰波起爆失败。对于斜爆轰发动机燃烧室内的燃烧组织,较为稳妥的方案是小过驱动的斜爆轰和斜激波诱导燃烧相结合。

3 结论

本文从斜爆轰发动机的整体流动出发,围绕发动机的推力性能,将发动机的工作过程分解为进气压缩、燃料掺混、燃烧释热和排气膨胀 4 个阶段,并分别建立了理论分析方法,提出了斜爆轰发动机推力性能理论分析模型,获得了多维参数空间下不同燃烧模式对燃料比冲的影响。研究表明:斜激波诱导的等容燃烧具有较好的比冲性能,但存在高飞行马赫数下比冲下降严重的问题;CJ 状态斜爆轰燃烧在宽空域、宽速域范围内均能表现出良好的比冲性能,但在有限尺度的燃烧室内获得 CJ 状态的斜爆轰波比较困难,是其工程应用的一大障碍;过驱动斜爆

轰燃烧整体上的推力性能表现良好,通过调整进气压缩、燃烧室楔面角度等参数均可实现对其的可调可控;高马赫数条件下的正爆轰燃烧会造成比较严重的比冲下降,燃烧室的设计应该避免高过驱动正爆轰的出现;影响斜爆轰发动机燃料比冲的主要因素是来流马赫数和尾喷管膨胀面积。

受限空间内斜爆轰波的燃烧组织往往不是某种单一形式的燃烧^[3,10,17,37],燃烧室内部可能会涉及到斜激波诱导燃烧、强过驱动的斜爆轰燃烧、由于壁面反射形成的正爆轰燃烧以及在稀疏波的作用下形成的 CJ 状态的斜爆轰。本文据此建立理论分析模型,给出了多个参数对斜爆轰推力性能的影响趋势和作用规律,同时,也忽略了黏性边界层、激波反射以及可能存在的回流区等流动过程^[2]。多种燃烧模式共存于燃烧室中,为斜爆轰发动机的性能评估带了极大的挑战。结合复杂来流和复杂构型下的流动燃烧特征,定量获取斜爆轰发动机燃烧室内部各个燃烧模态所占据的比例,获得多种燃烧模态之间定量关系和推力性能的叠加关系,评估设计参数之间的耦合特征,是斜爆轰发动机推力性能分析和优化的重要研究方向。

参 考 文 献

- 1 Wolański, P. Detonative propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 125-158
- 2 滕宏辉,杨鹏飞,张义宁等.斜爆轰发动机的流动与燃烧机理.中国科学:物理学 力学 天文学,2020,50:090008 (Teng Honghui, Yang Pengfei, Zhang Yining, et al. Flow and combustion mechanism of oblique detonation engines. *Scientia Sinica: Physica, Mechanica & Astronomica*, 2020, 50: 090008 (in Chinese))
- 3 Jiang Z, Zhang Z, Liu Y, et al. The criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(3): 94-104
- 4 Li C, Kailasanath K, Oran ES. Detonation structures behind oblique shocks. *Physics of Fluids*, 1994, 6: 1600-1611
- 5 Viguier C, Figueira da Silva LF, Desbordes D, et al. Onset of oblique detonation waves: comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixture. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1996, 26: 3023-3031
- 6 Papalexandris MV. A numerical study of wedge-induced detonations. *Combustion and Flame*, 2000, 120: 526-538
- 7 Yang P, Teng H, Jiang Z, et al. Effects of inflow Mach number on oblique detonation initiation with a two-step induction-reaction kinetic model. *Combustion and Flame*, 2018, 193: 246-256
- 8 Figueira da Silva LF, Deshaies B. Stabilization of an oblique detonation wave by a wedge: a parametric numerical study. *Combustion and Flame*, 2000, 121: 152-166
- 9 Teng HH, Jiang ZL. On the transition pattern of the oblique detona-

- tion structure. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 713: 659-669
- 10 滕宏辉, 姜宗林. 斜爆轰的多波结构及其稳定性研究进展. *力学进展*, 2020, 50: 202002 (Teng Honghui, Jiang Zonglin. Progress in multi-wave structure and stability of oblique detonations. *Advances in Mechanics*, 2020, 50: 202002 (in Chinese))
 - 11 Choi JY, Kim DW, Jeung IS, et al. Cell-like structure of unstable oblique detonation wave from high-resolution numerical simulation. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31: 2473-2480
 - 12 Teng HH, Jiang ZL, Ng HD. Numerical study on unstable surfaces of oblique detonations. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 744: 111-128
 - 13 Yang P, Teng H, Ng HD, et al. A numerical study on the instability of oblique detonation waves with a two-step induction-reaction kinetic model. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37: 3537-3544
 - 14 Martínez-Ruiz D, Huete C, Sánchez AL, et al. Theory of weakly exothermic oblique detonations. *AIAA Journal*, 2020, 58: 236-242
 - 15 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. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 903: A28
 - 16 Wang K, Zhang Z, Yang P, et al. Numerical study on reflection of an oblique detonation wave on an outward turning wall. *Physics of Fluids*, 2020, 32: 046101
 - 17 Zhang Z, Wen C, Zhang W, et al. Formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor. *Combustion and Flame*, 2021, 223: 423-436
 - 18 Bian J, Zhou L, Teng H. Structural and thermal analysis on oblique detonation influenced by different forebody compressions in hydrogen-air mixtures. *Fuel*, 2021, 286: 119458
 - 19 Yang P, Ng HD, Teng H. Numerical study of wedge-induced oblique detonations in unsteady flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 876: 264-287
 - 20 Iwata K, Nakaya S, Tsue M. Wedge-stabilized oblique detonation in an inhomogeneous hydrogen-air mixture. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2761-2769
 - 21 McBride BJ, Zehe MJ, Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species, Report No. 2002-211556, NASA/TP, 2002
 - 22 王爱峰. 驻定斜爆轰的机理研究及其在高超推进中的应用探索. [博士论文]. 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 [PhD Thesis]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2011 (in Chinese))
 - 23 张子健. 斜爆轰推进理论、技术及其实验验证. [博士论文]. 北京: 中国科学院大学, 2020 (Zhang Zijian. Oblique detonation propulsion theory, technology and its experimental demonstration [PhD Thesis]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020 (in Chinese))
 - 24 Urzay J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627
 - 25 Chan J, Sislian JP, Alexander D. Numerically simulated comparative performance of a Scramjet and Shcramjet at Mach 11. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134
 - 26 Teng H, Tian C, Zhang Y, et al. Morphology of oblique detonation waves in a stoichiometric hydrogen-air mixture. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 913: A1
 - 27 Rosato DA, Thornton M, Sosa J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 2021, 118: e2102244118
 - 28 Verreault J, Higgins AJ, Stowe RA. Formation and structure of steady oblique and conical detonation waves. *AIAA Journal*, 2012, 50(8): 1766-1772
 - 29 Bhattarai S, Tang H. Formation of near-Chapman-Jouguet oblique detonation wave over a dual-angle ramp. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 63: 1-8
 - 30 姜宗林. 气体爆轰物理及其统一框架理论. 北京: 科学出版社, 2020 (Jiang Zonglin. Gaseous Detonation Physics and Its Universal Framework Theory. Beijing: Science Press, 2020 (in Chinese))
 - 31 Shepherd JE. Explosion Dynamics Laboratory: Shock and Detonation Toolbox. <http://shepherd.caltech.edu/EDL/PublicResources/sdt/>, 2021
 - 32 Burke MP, Chaos M, Ju Y, et al. Comprehensive H₂/O₂ kinetic model for high-pressure combustion. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2012, 44: 444-474
 - 33 方宜申, 胡宗民, 滕宏辉等. 圆球诱发斜爆轰的数值研究. *力学学报*, 2017, 49(2): 268-273 (Fang Yishen, Hu Zongmin, Teng Honghui, et al. Numerical study of the oblique detonation initiation induced by spheres. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(2): 268-273 (in Chinese))
 - 34 Fang Y, Zhang Z, Hu Z, et al. Initiation of oblique detonation waves induced by a blunt wedge in stoichiometric hydrogen-air mixtures. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 676-684
 - 35 Teng H, Zhang Y, Yang P, et al. Oblique detonation wave triggered by a double wedge in hypersonic flow. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021: accepted
 - 36 Teng H, Bian J, Zhou L, et al. A numerical investigation of oblique detonation waves in hydrogen-air mixtures at low mach numbers. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46: 10984-10994
 - 37 彭俊, 马嘉文, 杨鹏飞等. 斜爆轰波系在受限空间内的演变及其临界条件的数值研究. *推进技术*, 2021, 42(4): 738-744 (Peng Jun, Ma Jiawen, Yang Pengfei, et al. Numerical study on structural evolution and transitional criteria of oblique detonation waves in confined space. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 738-744 (in Chinese))