

高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展

岳连捷^{*, †, 1)} 张 旭^{*, †} 张启帆^{*} 陈科挺^{*, †} 李进平^{*, †} 陈 昊^{*} 姚 卫^{*, †}
仲峰泉^{*, †} 李 飞^{*, †} 王 春^{*, †} 陈 宏^{*, †}

* (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)

摘要 吸气式高超声速飞行在空间运输和国家空天安全领域具有极高价值, 超燃冲压发动机是其核心动力装置。目前飞行马赫数 4.0~7.0 超燃冲压发动机技术日趋成熟, 发展更高速的飞行动力技术成为今后临近空间竞争焦点之一。本文对飞行马赫数 8.0~10.0 的高马赫数超燃冲压发动机技术进行了分析和综述。首先论述其亟待解决的关键问题和技术, 分别包括高焓离解与热化学非平衡效应、超高速气流燃料增混与燃烧强化技术、高超声速燃烧与进气压缩的匹配及工作模态、高焓低雷诺数边界层流动及其控制方法、高焓低密度流动/燃烧的热防护技术, 以及高马赫数发动机的地面试验风洞技术。然后, 进一步介绍了国内外高焓激波风洞与驱动技术以及国内外典型的地面和飞行试验进展。进而针对推进和热防护的总体性能评估、高马赫数发动机内凸显的高焓离解与热化学非平衡效应、超高速气流燃料增混和燃烧强化技术综述了相关研究进展及结论, 讨论了高马赫数超燃冲压发动机的可行性以及各关键技术的特点。最后进行了总结并对后续研究提出了几点建议。

关键词 高马赫数, 超燃冲压发动机, 热化学非平衡, 超声速燃烧, 低雷诺数流动, 激波风洞, 飞行试验

中图分类号: O35 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-547

RESEARCH PROGRESS ON HIGH-MACH-NUMBER SCRAMJET ENGINE TECHNOLOGIES

Yue Lianjie^{*, †, 1)} Zhang Xu^{*, †} Zhang Qifan^{*} Chen Keting^{*, †} Li Jinping^{*, †} Chen Hao^{*} Yao Wei^{*, †}
Zhong Fengquan^{*, †} Li Fei^{*, †} Wang Chun^{*, †} Chen Hong^{*, †}

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

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

Abstract Hypersonic airbreathing flights are highly valued in both the fields of space transportation and national aerospace safety, and the scramjet engines are pivotal propulsion devices for these flights. The scramjet engines for flight Mach numbers within the range between 4.0 and 7.0 have been extensively studied and well developed in recent years, and the extension to the scramjet engines for higher flight Mach numbers within the range between 8.0 and 10.0 or even higher are sure to be a competing focus for near-space competitions in the following decades. The current paper analyzes and summarizes the recent research advances of scramjet engines with flight Mach numbers within the range between 8.0 and 10.0+. First of all, the key scientific problems and technologies of the higher Mach number scramjet

2021-10-25 收稿, 2021-12-22 录用, 2021-12-23 网络版发表。

1) 岳连捷, 研究员, 主要研究方向: 超燃冲压发动机及组合循环发动机、高超声速气体动力学. E-mail: yuelj@imech.ac.cn

引用格式: 岳连捷, 张旭, 张启帆, 陈科挺, 李进平, 陈昊, 姚卫, 仲峰泉, 李飞, 王春, 陈宏. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展. 力学学报, 2022, 54(2): 263-288

Yue Lianjie, Zhang Xu, Zhang Qifan, Chen Keting, Li Jinping, Chen Hao, Yao Wei, Zhong Fengquan, Li Fei, Wang Chun, Chen Hong. Research progress on high-Mach-number scramjet engine technologies. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(2): 263-288

engines are highlighted, including the high-temperature dissociation and thermochemical nonequilibrium effects, mixing and combustion enhancement technologies in ultra-high-speed flows, the matching of hypersonic combustion and inflow compression and the operating modes, the high-enthalpy low Reynolds number boundary-layer flows and the boundary-layer flow control methods, the thermal protection technologies of high-enthalpy low-density combustion inflows, and the ground test facility technologies for high-Mach number scramjet engines, respectively. Second, the experimental apparatus related to high-enthalpy shock tunnels and the shock tunnel driving technologies and typical ground and flight experiments of the high-Mach number scramjet engines home and aboard in recent years are introduced. Third, research advances including overall performance analyses of thrusts and thermal protections, the prominent high-enthalpy dissociation and thermochemical nonequilibrium effects in high-Mach-number scramjet engines, and mixing and combustion enhancement technologies in the ultra-high-speed flows are reviewed, so as to assess the feasibilities of high-Mach-number scramjet engines, and to discuss the features of engines' key technologies. Finally, the summary is presented and several suggestions are proposed for further studies of the higher Mach number scramjet engines.

Key words high Mach number, scramjet engine, thermal and chemical nonequilibrium, supersonic combustion, low Reynolds number flow, shock tunnel, flight experiment

引言

高超声速吸气式飞行由于在空间运输、尤其在国家空天安全领域的政治和军事价值,是航空航天大国临近空间竞争的焦点之一。作为其核心瓶颈的超燃冲压发动机技术更是近几十年研究热点^[1]。经过半个多世纪的努力,飞行马赫数 M_{af} 4.0~7.0 超燃冲压发动机技术已取得一系列重大突破,从原理探索/关键技术攻关阶段转入工程研制阶段^[2]。更高马赫数超燃冲压发动机技术研究提上日程,它是临近空间中段海拔 30~50 km 高马赫数吸气式巡航飞行的技术基础,具有极高军民应用价值。飞行速度的提高可在现阶段超燃冲压发动机技术基础上提升高超声速武器的突防能力,填补临近空间中段制空权的空白;应用于可重复使用空天运输器的一级载具,通过提升分离速度可以大幅提高有效载荷。

从热力循环的角度,循环净功取决于释热量和循环效率,转化为气流经过发动机的动能增量,体现为推力^[3-4]。假设循环净功不变,则推导可知空气比推力近似与飞行速度成反比,随着飞行马赫数提高,推力上限趋于降低。而高超飞行器的阻力近似与自由来流动压成正比,随飞行马赫数会大幅提高。阻力与推力上限的变化趋势相反,高马赫数巡航飞行器的推阻平衡会面临更严峻挑战。为了实现推阻平衡,需要进行更精细化的发动机设计以提升推力,也需要进行有效的减阻。不同于再入飞行器仅短时经过临近空间中段,高马赫数超燃冲压发动机在该空域长时间工作,发动机内超高速流动、燃烧及表面现

象会更加复杂。由于上述特点,高马赫数超燃冲压发动机技术研究极具挑战,工作马赫数上限尚未可知。

高马赫数飞行的另一个挑战来自于热防护,气动加热近似正比于飞行速度的三次方^[5],随着飞行速度提高,需要更高飞行高度以降低 M_{af} 8.0~10.0 高马赫数巡航飞行器的热防护难度。同时自由来流的滞止温度大于 2500 K,燃烧温度上限远超过 3000 K,发动机结构热负荷显著增加。而更高飞行高度更低密度下发动机流量减少,所需燃料流量大幅减少导致再生冷却热沉能力降低,会加剧热防护设计闭合难度。此外,高空低压流动也会给发动机燃烧性能造成一定的障碍。

目前国际上仅美、澳、英、日等少数国家开展了相关研究,技术成熟度仍较低。我国相关研究刚起步,应立足现有 M_{af} 4.0~7.0 发动机技术和相关研究方法基础,前瞻探索高马赫数超燃冲压发动机的理论,发展试验和数值深度耦合的研究方法,开展高马赫数发动机的关键技术研究。

本文针对高马赫数超燃冲压发动机,首先分析了其关键科学与技术问题,然后介绍了国内外典型高马赫数地面与飞行试验情况,并概述了高马赫数发动机内相关关键技术的研究进展。

1 高马赫数超燃冲压发动机关键问题

1.1 高焓离解与热化学非平衡效应

随着飞行马赫数 M_{af} 和高度提高,来流总焓增加导致高温气体效应逐渐凸显,此外伴随超高速更

低压气流中的热化学非平衡效应,这会改变高马赫数发动机内流动与燃烧特性。

它首先表现为高马赫数进气道内空气流动离解现象。图1是海拔35 km不同 Ma_f 的自由来流总温 T_0^* 以及滞止气流达到化学平衡时离解组分O和N摩尔浓度 X_O 和 X_N 。可见, Ma_f 4.0~7.0条件下 T_0^* 不到2000 K,气流即使滞止也几乎不离解。进气道流动问题属于高超声速空气动力学范畴。但在 Ma_f 8.0~10.0以上条件下, T_0^* 在2500 K~4000 K以上,滞止气流达到化学平衡时,离解组分含量随 Ma_f 提高而逐渐增加。其中,O组分在 Ma_f 8以上即出现, Ma_f 为10时O摩尔浓度达到3%。N组分在 Ma_f 11以上才出现, Ma_f 为15时N和O的摩尔浓度分别是3%和13%。据此可知高马赫数进气道的边界层等低速区内,空气会部分离解,且离解度随 Ma_f 增加而提高,气流物理化学性质改变,涉及高温气体动力学范畴问题^[6],带来气动性能及热特性的变化。

高马赫数飞行高气流总焓条件下,离解效应不仅体现在进气道内流动,对燃烧释热的限制会更为严重。依据如下简化模型估算离解效应对理论燃烧效率 η_b 的影响:针对不同燃烧室入口马赫数 Ma_{in} ,以燃烧室入口温度作为初始温度,并假定等压燃烧,基于最小吉布斯自由能法进行化学平衡计算可得到释热量,燃烧效率 η_b 为释热量与低位热值之比,常用氢燃料的低位热值是 1.2×10^8 J/kg。图2是不同飞行马赫数 Ma_f 、不同燃烧室入口马赫数 Ma_{in} 条件下当量比1.0氢燃料的理论燃烧效率 η_b 。可见随着 Ma_f

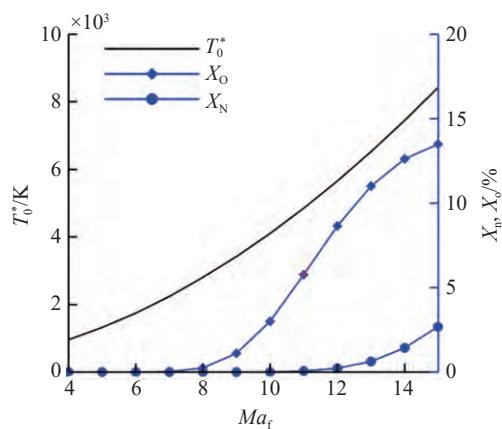


图1 不同飞行马赫数 Ma_f 的自由来流总温 T_0^* 及滞止状态下空气中O和N组分摩尔分数 X_N 和 X_O

Fig. 1 Freestream stagnation temperature T_0^* , and O and N mole fractions X_N and X_O of stagnant air under different flight Mach number Ma_f

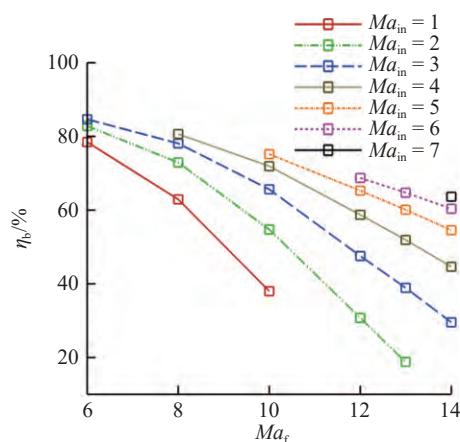


图2 不同飞行马赫数 Ma_f 典型燃烧室入口马赫数 Ma_{in} 条件下理论燃烧效率 η_b

Fig. 2 Theoretical combustion efficiency η_b under typical combustor inflow Ma_{in} of different flight Ma_f

提高,离解效应对释热的限制愈加显著,需要在更高 Ma_{in} 条件下组织燃烧以降低离解程度。例如,当 $Ma_f=6$ 时,在 $Ma_{in}=1, 2$ 或3条件下 η_b 介于78%~85%,此时离解效应不太严重。具体而言,在 Ma_f 4.0~7.0发动机内,工作在较低燃烧室入口马赫数 $Ma_{in}=1, 2$ 条件下大分离流动的亚燃/超燃模态仍可以实现高效燃烧,不必担心离解大幅降低燃烧效率。而当 $Ma_f=10$ 时,在 $Ma_{in}=1, 2, 3$ 或4条件下, η_b 分别是38%,55%,66%和72%,即此时必须考虑离解对释热的限制。高飞行马赫数下需要减小进气道及隔离段的压缩,更倾向于工作在较高 Ma_{in} 条件下无/小分离的超燃模态以免气流静温过高加剧离解对释热的限制。与离解现象对应,下游喷管中复合放热现象也将愈加显著^[7]。区别于 Ma_f 4.0~7.0条件下的常规超声速燃烧,本文将高马赫数发动机内的燃烧现象称为高超声速燃烧。

除了高温离解效应,高马赫数发动机内超高速低压气流的热力学特性也会不同。热力学上,温度是分子平均动能的度量,常见多原子气体的分子动能包含了平动能、转动能和振动能,分别对应平动温度 T_t 、转动温度 T_r 和振动温度 T_v 。由于发动机内流满足连续介质假设,分子碰撞频率足够,一般认为平动能与转动能始终平衡,即认为 $T_t = T_r$ 。而振动能则需要高数个量级的分子碰撞才能与平动能达到平衡^[8-9]。热力学非平衡指的是当地气流的振动温度变化滞后于平动温度。由于温度变化是其诱因,更容易发生在激波、膨胀波和火焰等温度梯度大的区域。热力学 Damköhler 数 Ω_t 是其判据^[10], $\Omega_t = \tau_{res}/\tau_t$,

τ_{res} 是驻留时间, τ_t 是振动能平衡的松弛时间. $\Omega_t \gg 1$ 表示热力学平衡, $\Omega_t \ll 1$ 表示振动温度冻结, $\Omega_t \approx 1$ 表示热力学非平衡. τ_t 受温度和压力影响, 气流温度或压力越高, τ_t 则越小, 因此热力学状态受具体的流动条件影响, 很难一概而论. 图 3 是发动机内典型压力 50.66 kPa 和 506.6 kPa 条件下 O_2 , N_2 组分 τ_t 随温度 T 的变化^[6], 可见气流的温度或压力越高则 τ_t 越小, 温度的影响更大, 且 N_2 的振动松弛时间显著高于 O_2 的振动松弛时间. 首先看进气道内流动特性, 以 $M_{\text{af}} = 7, 10$ 典型进气道流场为例, 出口气流静温约为 800 K 和 1100 K, 压力近似认为 50.66 kPa. 根据图 3 可知 τ_{t-i-N_2} , τ_{t-i-O_2} 在此温度下分别约为 90.5 ms, 23.6 ms 和 5.5 ms, 1.2 ms. 考虑 3 m 长进气道, 由来流速度估算 $M_{\text{af}} = 7, 10$ 条件下进气道气流驻留时间 $\tau_{\text{res}-i}$ 分别为 1.1 ms 和 0.7 ms. 对比可知, $M_{\text{af}} 4.0 \sim 7.0$ 进气道内 τ_{t-i} 远大于 $\tau_{\text{res}-i}$, 接近热力学冻结流, 且振动能激发程度较低, 通常不需要考虑热力学非平衡效应. 随着 M_{af} 提高, 进气道内 τ_{t-i-O_2} 接近 $\tau_{\text{res}-i}$, 需要考虑热力学非平衡效应. 燃烧室作为下游部件, $M_{\text{af}} 4.0 \sim 7.0$ 燃烧室的典型流态是大面积低速分离区及下游的高温高压反应区. 以 2 m 长燃烧室为例, 即使根据入口流速估算燃烧室驻留时间 $\tau_{\text{res}-c}$ 也达 1.0 ~ 2.2 ms, 由于大分离流实际 $\tau_{\text{res}-c}$ 更高. 而 2000 K, 506.6 kPa 典型燃烧区状态下 τ_{t-i-N_2} , τ_{t-i-O_2} 分别约为 0.27 ms 和 0.01 ms, 远低于 $\tau_{\text{res}-c}$. 因此, 较高 $\tau_{\text{res}-c}$ 意味着 $M_{\text{af}} 4.0 \sim 7.0$ 燃烧室内流动可以很快接近热力学平衡. $M_{\text{af}} 8.0 \sim 15.0$ 高马赫数燃烧室的典型流态是无/小分离流动及下游的高温低压反应区, 根据入口流速估算 $\tau_{\text{res}-c}$ 约 0.4 ~ 0.9 ms. 在 2500 K, 101.325 kPa 典型燃烧区状态下 τ_{t-i-N_2} , τ_{t-i-O_2} 分别为 0.66 ms, 0.02 ms, τ_{t-i-N_2} 接近 $\tau_{\text{res}-c}$, 同时进气道热力学非平衡流动的影响延续到下游^[11-12], 因此高马赫数燃烧需要考虑热力学非平衡效应. 热力学非平衡的平动温度与振动温度共同影响物性和反应速率, 影响流动、掺混与燃烧^[11-13].

类似于热力学非平衡, 化学非平衡的判定依据是 Damköhler 数 Ω_c . $\Omega_c = \tau_{\text{res}}/\tau_{m-k}$, τ_{res} 是驻留时间, τ_{m-k} 是掺混和化学反应所需时间. $\Omega_c \gg 1$ 表示化学平衡流, $\Omega_c \ll 1$ 表示组分冻结流, $\Omega_c \approx 1$ 表示化学非平衡流. 由于发动机内主流速度较高, 燃烧室包含离解、燃烧等化学反应的流动一般处于化学非平衡. 与 $M_{\text{af}} 4.0 \sim 7.0$ 发动机不同, 高马赫数发动机内空气

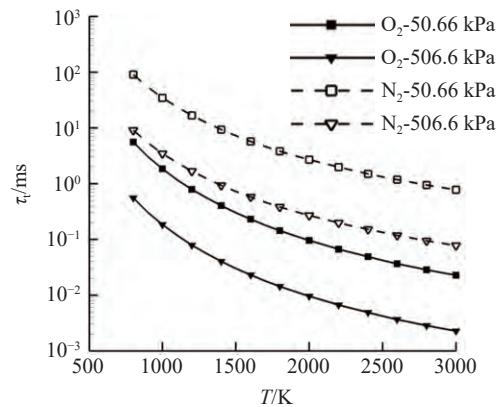


图 3 压力 50.66 kPa 和 506.6 kPa 条件下 O_2 和 N_2 分子振动能松弛时间 τ_t 随温度 T 的变化

Fig. 3 O_2 and N_2 vibration energy relaxation time vs. temperature T under pressures of 50.66 kPa and 506.6 kPa

和燃烧产物在高温区的离解现象以及在喷管低温区的重新复合现象较为显著^[14].

1.2 超高速气流燃料增混与燃烧强化技术

在 $M_{\text{af}} \geq 10$ 条件下, 为了抑制离解, 一般认为燃烧室入口马赫数控制在 4.0 以上, 当地气流静温达到约 1100 K 以上. 在如此高温气流中组织燃烧, 点火延迟时间非常低^[15-17], 燃烧进度会与掺混进度密切相关. 而除了离解效应对释热的限制, 气流的超高速也会让掺混更加困难, 影响燃烧效率.

掺混效率的影响因素包含穿透深度和驻留时间. 对于常见的气态燃料声速喷注, 射流中心迹线的穿透深度 y_p 可以根据如下经验公式估算^[18]

$$y_p = 1.23x^{0.344}(dJ)^{0.656} \quad (1)$$

式中 x 表示到喷孔的流向距离, d 表示喷孔直径, J 表示射流动量比. 根据式(1), 假设燃料是理想气体, 可以推导如下关系式

$$y_p \propto x^{0.344} \frac{ER^{0.328}}{u_{\text{in}}^{0.328}} \quad (2)$$

式中 ER 表示当量比, u_{in} 表示燃烧室来流速度. 典型的 2 m 长燃烧室内燃料驻留时间 τ_{res} 按下式估算

$$\tau_{\text{res}} = \frac{2}{u_{\text{in}}} \quad (3)$$

以典型飞行轨迹为例, 图 4 绘制了不同飞行马赫数 M_{af} 及典型燃烧室入口马赫数 M_{ain} 条件下, y_p 和 τ_{res} 随 M_{af} 的变化. 假设当量比和喷孔尺寸不变, 且 y_p 以 $M_{\text{af}} = 4.0$ 条件下的值为参考进行无量纲化.

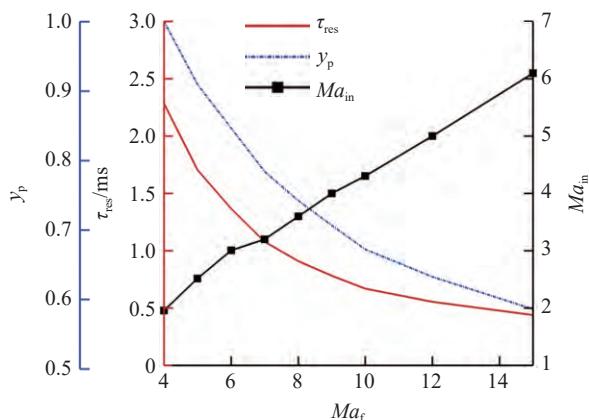


图4 不同飞行马赫数 Ma_f 典型燃烧室入口马赫数 Ma_{in} 条件下射流穿透深度 y_p 与驻留时间 τ_{res}

Fig. 4 Jet penetration depth y_p and residual time τ_{res} vs. different Ma_f under typical Ma_{in}

该图与式(2)和式(3)表明随着 Ma_f 提高, 由于 u_{in} 显著增加, y_p 会显著下降, 同时 τ_{res} 显著缩短, 更浅的射流穿透和更短驻留时间均不利于燃料均匀掺混和高效燃烧.

高马赫数发动机内, 离解效应让释热更为困难, 超高速气流中射流穿透深度更低不利于掺混, 说明在高速来流下燃料喷注设计需予以调整, 且极短驻留时间与掺混-燃烧弛豫时间的矛盾更加突出, 这些因素导致掺混和燃烧组织难题仅凭以往 Ma_f 4.0~7.0 发动机技术基础难以解决. 厥需发展适用于高马赫数发动机的燃料增混和燃烧强化技术. 在追求燃烧效率的同时, 也需要降低加热、激波和摩擦等因素造成的流动损失, 以支撑解决推阻平衡难题.

1.3 高超声速燃烧与进气压缩的匹配及工作模态

由于 1.1 节所述高温离解及热化学非平衡效应, 发动机的燃烧/流动匹配特性会不同于飞行马赫数为 4.0~7.0 的发动机. 以理想布雷顿热力循环为例^[19], 对此予以简要分析. 热力循环效率 η_{th} 表示循环净功与燃烧释热量之比, 满足如下关系式

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}$$
 (4)

式中是进气道等熵压缩的增压比, k 是比热比. 式(4)表明更高压燃烧对应更高热力循环效率.

循环净功全部转换成气流的动能增量并体现为推力, 可推导以下关系式

$$\frac{1}{2}(u_e^2 - u_1^2) = \eta_{th} \cdot q_m = \eta_{th} \cdot \eta_b \cdot f \cdot h_{PR}$$
 (5)

$$F_m = u_e - u_1$$
 (6)

$$I_{sp} = \frac{F_m}{f g}$$
 (7)

式中 u_1 和 u_e 分别是自由来流和喷管出口流速. F_m 是单位空气推力, 即推力除以空气流量 \dot{m}_{air} . q_m 是比释热率, 即总释热率除以燃料流量 \dot{m}_{fuel} . η_b 是燃烧效率, f 是油气比, h_{PR} 是低位热值. I_{sp} 是燃料比冲. 根据式(5)~式(7), F_m 和 I_{sp} 与 $\eta_{th} \cdot \eta_b$ 正相关.

如 1.1 节所述, Ma_f 4.0~7.0 发动机可以实现具有强激波串的高效燃烧, 伴随较高燃烧区压力, 即可以同时得到较高 η_b 与 η_{th} . 但在高马赫数发动机内, 高 η_{th} 需要高燃烧区压力, 伴随着高温升, 这会加剧离解从而降低 η_b . 即由于离解效应, η_b 与 η_{th} 会有相反的变化趋势. 为了最大化推力/比冲, η_b 与 η_{th} 需要折中权衡, 在避免过度离解的前提下, 让燃烧区压力尽量高. 图 5 是基于简化模型获得的 Ma_f 10, 海拔 34 km, 不同燃烧室入口马赫数 Ma_{in} 条件下的 η_b 和 I_{sp} . 计算假设气流经过进气道压缩之后, 等压燃烧达到化学平衡, 再膨胀到环境压力. 为了最大化 I_{sp} , Ma_{in} 存在最佳值, 尽管模型简单可能与实际工况有一定偏差, 但反映了基本趋势, 可见燃烧效率与热力循环效率的折中优化也决定了发动机的工作模态.

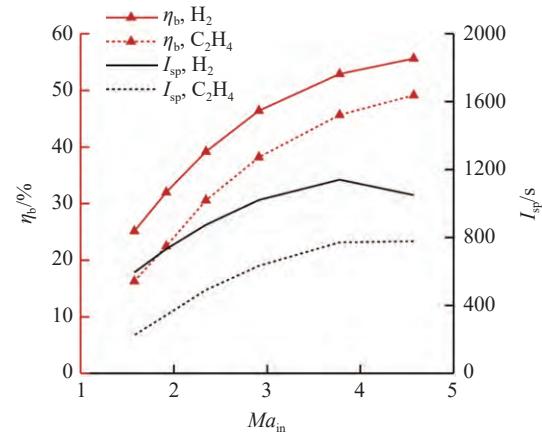


图 5 不同燃烧室入口马赫数 Ma_{in} 条件下理论燃烧效率 η_b 和比冲 I_{sp}

Fig. 5 Theoretical combustion efficiency η_b and specific impulse I_{sp} vs. combustor inflow Ma_{in}

1.4 高焓低雷诺数边界层流动及控制方法

更高马赫数飞行器飞行于更高空低密度大气环境, 图 6 是不同飞行马赫数 Ma_f 和海拔高度 H_f 条件下, 自由来流动压 q 和单位长度雷诺数 Re_L 的等值线, 可见相比于 Ma_f 4.0~7.0 低空飞行, Ma_f 8.0~10.0

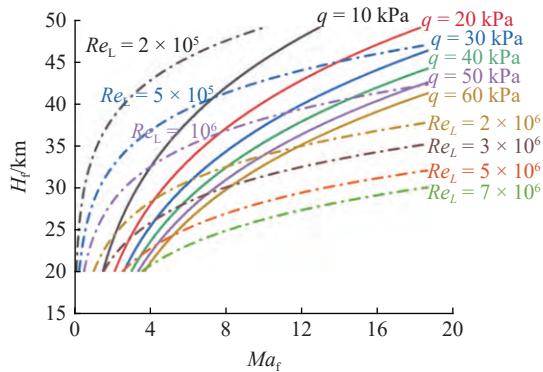


图 6 不同飞行马赫数 Ma_f 和高度 H_f 条件下自由来流动压 q 和单位雷诺数 Re_L 的等值线

Fig. 6 Free stream dynamic pressure q and Reynolds number Re_L isolines under different Ma_f and H_f

以上更高空飞行条件下, Re_L 低几倍。例如在 $Ma_f=6$, 海拔高度 24 km 条件下 $Re_L = 5.8 \times 10^6$, 但在 $Ma_f=10$, 35 km 条件下 $Re_L = 1.8 \times 10^6$ 。气流雷诺数大幅降低会显著影响发动机内边界层流动特性。

气流雷诺数更低会导致边界层自然转捩所需长度 L_T 增加。图 7 是不同飞行马赫数 Ma_f 和高度 H_f 条件下 L_T 的等值线, L_T 依据经验公式得到^[20]。可见 L_T 随 Ma_f 和 H_f 增加而增加, 其中 H_f 的影响显著。例如, 在 $Ma_f=6, 32$ km 左右条件下 $L_T = 5$ m, 而在 $Ma_f = 12, 43$ km 左右条件下 $L_T = 50$ m。在更高马赫数飞行条件下, L_T 甚至超过飞行器总长。这意味着内流更多处于层流状态, 而层流抗分离能力明显低于湍流, 对发动机性能不利。因此, 高马赫数发动机亟需发展主动转捩方法。

平板层流边界层厚度 δ 满足如下关系^[6]

$$\frac{\delta}{x} \propto \frac{Ma_{\infty}^2}{\sqrt{Re_x}} \quad (8)$$

式中 x 是流向坐标, Ma_{∞} 是气流马赫数, Re_x 是以 x 为参考长度的来流雷诺数。根据式(8)可见, 气流更高马赫数和更低雷诺数导致边界层厚度更快增长。图 8 是等动压飞行条件下同一位置层流边界层相对厚度 $\underline{\Omega}_L$ 随 Ma_f 的变化, $\underline{\Omega}_L$ 以 $Ma_f=7$ 条件下的值为参考无量纲化。可见随 Ma_f 提高, $\underline{\Omega}_L$ 近似抛物线增加, 边界层急剧增厚意味着进气道激波/边界层等流动特性的显著改变, 以往进气道设计方法不能照搬用于高马赫数发动机。边界层急剧增厚意味着内通道低能流占比急剧增加, 甚至在燃烧室入口达 50% 量级, 且入口流动非对称性极为显著, 需要对低能边界层流动进行排移处理。

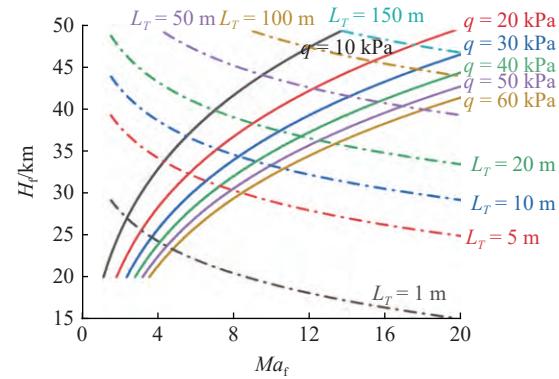


图 7 不同 Ma_f 和 H_f 条件下自由来流动压 q 和边界层自然转捩长度 L_T 的等值线

Fig. 7 Free stream dynamic pressure q and boundary layer natural transition length L_T isolines under different Ma_f and H_f

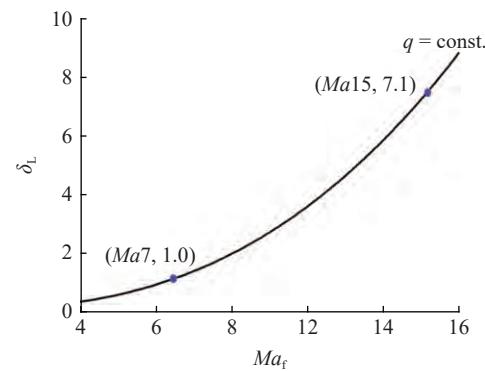


图 8 不同飞行马赫数 Ma_f 等动压 q 条件下同一位置的无量纲化层流边界层厚度 δ_L

Fig. 8 Normalized laminar boundary layer thickness δ_L at the same location vs. Ma_f under a constant flight dynamic pressure q

总之, 高马赫数发动机内, 低雷诺数意味着边界层急剧增厚且转捩长度大幅增加, 边界层问题变得异常尖锐, 内流边界层发展、转捩和激波/边界层干扰等流动现象与控制策略有别于 Ma_f 4.0 ~ 7.0 发动机。进气道试验还发现当单位雷诺数低于 2.0×10^6 m^{-1} 时, 存在边界层厚度随雷诺数急剧变化的“雷诺数敏感性现象”。理论表明这一现象会在高马赫数飞行时尤为突出^[21]。

1.5 高焓低密度流动/燃烧的热防护技术

随着飞行马赫数提高, 燃烧室内气流总温、总压和速度均不断增加, 导致燃烧室结构承受极大的气动与燃烧热载荷。同时更高空低密度来流条件下, 发动机空气流量却在不断减小。对于采用机载燃料作为冷却工质的燃烧室而言, 结构防热这一问题在高马赫数、高空低密度条件下更为突出。这是因为高空条件下机载燃料流量迅速减小, 用于冷却的燃

料存在吸热量不足、换热效率低等技术难题。

根据理论公式, 热流密度正比于气流速度或马赫数的 2.8 次方、气流密度的 0.8 次方^[22]。据此定量分析如下, 当飞行器从高度 26 km, 马赫数 6 加速飞行至高度 33 km, 马赫数 10 时, 热载荷增加了 75%。若采用闭环燃料冷却, 假设燃料当量比不变, 进气道入口尺寸与捕获率也基本不变, 因此能够充当冷却介质的燃料, 其流量与气流速度及密度的乘积呈正比。对于上述问题, 飞行马赫数 10 的状态下, 燃料流量仅为马赫数 6 时的 56%, 也即能够提供结构冷却吸热的燃料总热沉减小至马赫数 6 的 56%。

以上计算表明, 高马赫数飞行时热载荷明显增大, 即结构防热需要吸收的热量显著增加。而同时机载燃料流量却显著减小, 燃料的吸热能力也随之减小。如何解决之一矛盾, 需要从提高燃料自身物理与化学热沉、发展主被动复合热防护技术以及优化发动机热管理系统等多个方面入手。

1.6 高马赫数地面试验风洞技术

地面试验是发动机技术研究的重要手段。为了准确反映真实飞行中发动机流动/燃烧等物理化学过程, 风洞来流与真实飞行条件需满足相似性原理, 即一系列无量纲数相同^[23]。对于低速无化学反应流动, 一般采用马赫数和雷诺数相似条件。但对于高速或反应流, 温度对物性和反应速率起决定性作用, 且压力也对热化学非平衡过程起重要作用, 因此一般需要模拟来流的温度和压力(缩比模型需要更高来流压力)。表 1 是典型马赫数 M_{af} 和高度 H_f 飞行条件下气流的总温 T_0^* 和总压 p_0^* , 它们随着飞行马赫数增加而迅速增加, 可见高马赫数飞行对地面试验设备提出更高总温和总压的需求。

发动机试验的超声速/高超声速风洞根据运行时间分为连续式、暂冲式和脉冲式等^[24-25], 如表 2 所示。各类风洞原理和特点不同, 就总温而言, 连续式风洞较低, 一般不超过 1000 K; 暂冲式风洞包括蓄

表 1 不同飞行马赫数 M_{af} 和高度 H_f 条件下气流的总温 T_0^* 和总压 p_0^*

Table 1 Freestream T_0^* and p_0^* under different flight M_{af} and H_f

M_{af}	H_f /km	T_0^*/K	p_0^*/MPa
8	30	2619	18.7
	35	2710	9.2
	40	2831	4.8
10	30	3688	114.7
	35	3790	57.8
	40	3917	31.0
12	30	4915	575.0
	35	5025	296.2
	40	5168	163.6

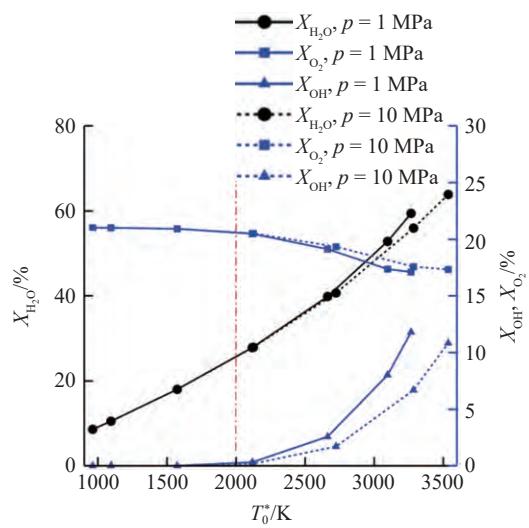
热式和燃烧补氧式风洞, 其中, 燃烧补氧式风洞在 M_{af} 4.0~7.0 发动机试验中有较多应用, 其原理相对简单, 且试验时长可达几十分钟级。但其模拟最高温度受限, 在试验气流水污染组分摩尔分数不超过 30% 前提下, 10 MPa 工作压力下利用室温空气的烧氢补氧型加热器最高平衡温度不超过 2240 K, 即使空气温度加热至 1200 K, 最高平衡温度不超过 2920 K。即使放开污染组分限制, 最高平衡温度也分别不超过 3550 K 和 3810 K, 仅勉强接近飞行马赫数 10 的工作温度。

燃烧补氧式风洞的另一个问题是利用燃烧型加热器产生高焓试验气流, 气流含较多污染组分。以烧氢补氧型加热器为例, 图 9 是室温供气条件下不同加热器总温 T_0^* 气流中 H_2O 、OH 和 O_2 摩尔分数, 由化学平衡计算得到。可见在 M_{af} 4.0~7.0 发动机 T_0^* 低于 2000 K 条件下, 污染组分 H_2O 浓度相对低, 且 OH 等离解产物几乎没有, 可准确保证 O_2 浓度与纯空气一致为 21%。但更高马赫数飞行条件下, 来流 H_2O 浓

表 2 超/高超声速风洞的主要类型和特性

Table 2 Typical types and characteristics of supersonic/hypersonic test facilities

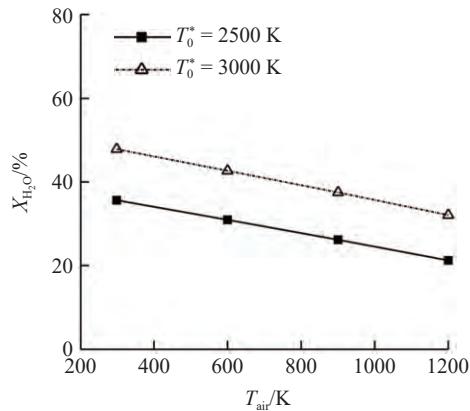
Wind tunnel type	Operating time	Test medium	T_0^*/K	M_{af}	Typical wind tunnel ^[26]
intermittent	continuous	minutes	pure air	<1000	<4 AEDC tunnels
	heat reservoir	seconds	pure air	<2100	<7 HTF glenn
	combustion heater	minutes	vitiated air	<2500	<8 8-ft HTT langley
impulse	milliseconds	pure air	<10000	<20 LENS	

图 9 烧氢补氧风洞不同总温 T_0^* 试验气流组分摩尔分数Fig. 9 Test inflow mole fractions provided by H_2-O_2 -air combustion tunnel under different T_0^*

度随来流总温增加而不断提高,且OH等离解产物浓度增加,难以保证 O_2 浓度维持21%。

为减少污染组分,纯空气可以先经过蓄热器到初始温度 T_{air} ,再经过燃烧型加热器产生总温 T_0^* 试验气流^[27]。以蓄热器结合烧氢补氧型加热器为例,图10是10 MPa总压试验气流中 H_2O 浓度随 T_{air} 的变化。可见这两种加热方式结合使用可以有效减少污染组分。但 $T_0^*=3000$ K条件下,即使 $T_{air}=1200$ K,试验气流中污染组分仍达到32%。发动机研究需要秒级地面试验设施的新思路、新方法。

相比其他类型风洞,脉冲风洞虽然仅有毫秒级试验时间,但它能满足高马赫飞行条件下化学反应流模拟最重要的总温条件,可提供气流总温最高可

图 10 烧氢补氧风洞不同空气初始温度 T_{air} 下试验气流中 H_2O 摩尔分数Fig. 10 Test inflow H_2O mole fractions of H_2-O_2 -air combustion tunnel under different initial air temperature T_{air}

达10000 K。所以,目前国际上都利用高焓脉冲风洞(例如激波风洞、膨胀管风洞和炮风洞等)开展 Ma_f 8~10+高马赫数发动机试验研究,它也是未来开展技术论证的主要试验设施^[28]。它的缺陷就是仅有毫秒量级试验时间,对试验技术提出更高要求。

2 高马赫数地面试验的风洞技术

如1.6节所述,目前高马赫数发动机的地面试验依托激波风洞开展。由于风洞技术是发动机试验研究的基础,在此首先对该风洞技术予以简要介绍。

2.1 激波风洞原理

激波风洞的典型结构和运行波系如图11所示,从左至右依次分为驱动段、被驱动段、喷管和试验段^[23, 29-30]。在试验初始阶段,驱动段、被驱动段和试验段由膜片隔开,驱动段和被驱动段分别充入高压驱动气体和低压试验气体,试验段抽真空模拟高空大气环境。风洞运行时,驱动段和被驱动段之间的膜片由于高压瞬时破裂,产生向上游驱动段传播的稀疏波,同时高压驱动气体通过稀疏波膨胀加速进入被驱动段,压缩低压试验气体,并在其中形成一道入射激波。当入射激波传播到被驱动段末端时,击破膜片并发生反射,形成向上游传播的反射激波,使试验气体进一步增压增焓且滞止。最后,高焓高压试验气体通过喷管加速,形成高速试验气流。

入射激波马赫数 Ma_s 决定来流总焓,是激波风洞运行的最重要参数。理想条件下 Ma_s 由下式确定

$$\frac{p_4}{p_1} = \left(\frac{2k_1}{k_1 + 1} Ma_s^2 - \frac{k_1 - 1}{k_1 + 1} \right) \left[1 - \frac{k_4 - 1}{k_1 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left(Ma_s - \frac{1}{Ma_s} \right) \right]^{-\frac{2k_4}{k_4 - 1}} \quad (9)$$

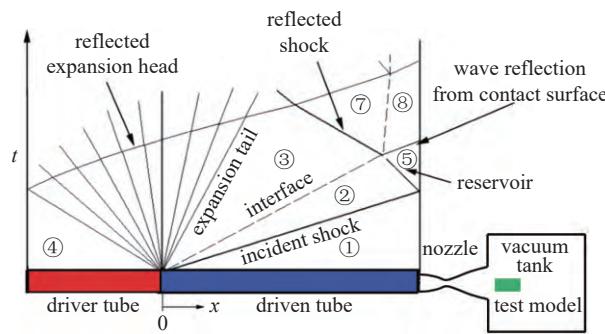


图 11 激波风洞结构及运行原理

Fig. 11 Structure and operating principle of shock tunnel

其中 p , a 和 k 分别是静压、声速和比热比, 下标 1 和 4 分别表示试验气体和驱动气体。除了要确定 Ma_s , 还需保证激波风洞运行处于缝合状态, 即反射激波通过驱动气体和被驱动气体的接触面时, 不产生干扰试验气体状态的反射波。需满足如下关系

$$\frac{a_4}{a_1} = \frac{2}{k_1 + 1} \left(Ma_s - \frac{1}{Ma_s} \right) \left\{ \frac{(k_1 - 1)Ma_s^2 + 2}{2k_1(Ma_s^2 - 1)} \right. \\ \left. \left[k_4^2 + \frac{k_1 k_4 (k_4 + 1)(Ma_s^2 - 1)}{(k_1 - 1)Ma_s^2 + 2} \right]^{1/2} + \frac{k_4 - 1}{2} \right\} \quad (10)$$

式 (10) 表明 Ma_s 确定后, 驱动气体与试验气体的声速比 a_4/a_1 随之确定。而试验气体的初始状态通常是常温空气, 即 a_1 确定。再根据式 (8) 可以得到驱动气体声速 a_4 。至此, 试验所需驱动/被驱动气体参数即可全部确定。

Ma_s 决定了试验气体的增压与增焓比。对上述公式进一步分析可知 Ma_s 取决于压比 p_4/p_1 和声速比 a_4/a_1 , 随 p_4/p_1 和 a_4/a_1 的增大而增大。 Ma_s 一定时通过增加驱动段与被驱动段的声速比可以减小所需压比, 降低风洞建设难度, 这需要驱动气体具备高声速特性。例如在 293 K, 101.325 kPa 标准状态下空气作为被驱动气体, 氢气驱动时 $Ma_s = 6.02$, 而氦气驱动时 $Ma_s = 3.42$, 因此从声速特性考虑, 氢气是更合适的驱动气体。

2.2 驱动方式及设备简介

高焓激波风洞依据驱动方式可以分为 3 类: 加热轻气体驱动^[31]、自由活塞驱动^[32] 和爆轰驱动^[33]。这 3 类激波风洞是目前国际高焓燃烧流动研究应用的主力试验手段, 已经获得了大量数据。

加热轻气体驱动方式采用了高声速特性的轻气体作为驱动气体, 再通过加热进一步提升其声速。代表性的是美国的 LENS 系列激波风洞^[31]。LENS 1 采用电加热氢气或氦气作为驱动气体; LENS 2 直接采

用氦气/氮气作为驱动气体。但这类风洞每次试验需要消耗大量轻气体, 运行成本相对较高。而且大量轻气体的储存、运输、加热和排放存在诸多不安全因素。另外, 驱动气体通过机械压缩达到高压, 其结构强度和压缩功率限制了风洞输出功率。这些因素使得应用加热轻气体驱动模式, 难以进一步增大风洞尺寸、提升风洞输出功率。

自由活塞驱动是利用高速运动的自由活塞, 压缩产生高压驱动气体的一种运行模式。它把重活塞加速到较高速度, 依靠其惯性动能压缩产生高压驱动气体。已经建造应用的自由活塞驱动激波风洞有澳大利亚国立大学的 T3、昆士兰大学的 T4, 美国加州理工学院的 T5, 德国 DLR 的 HEG, 日本国家航天实验中心的 KEK 和 HIEST, 以及航天十一院 FD21^[32, 34-36]。这种驱动技术的缺点是高焓试验气流品质不高, 试验时间太短。其根本原因是对于自由活塞运动缺乏有效的控制机制, 活塞运动不存在定常压缩过程, 造成驻室压力波动严重。例如 HIEST 总长接近 100 m, 但试验时长仅 2~3 ms, 且这段时间内驻室压力还持续降低。另外, 自由活塞驱动技术相对复杂, 重活塞制动困难, 携带的惯性能量有限, 在一定程度上限制了自由活塞驱动技术的应用与扩展。

爆轰是一种能量释放率极高的特殊燃烧现象, 可达普通燃烧的亿倍以上。爆轰驱动是利用爆轰后高温、高压气体作为风洞驱动气源的一种驱动方式^[33], 具有方便高效、输出功率大、驱动能力可预测、可控的优势。典型爆轰驱动风洞包括中科院力学所的 JF10, JF12 和 JF24 等。

表 3 是典型高焓激波风洞的主要参数。可见, 风洞运行时长均为毫秒量级, 总压上限仅 LENS I 风洞接近 80 MPa, 其余风洞大都不超过 30 MPa, 不能满足自由射流式研究。因此, 增加试验时间、提高气流总压是发动机地面试验激波风洞技术的重要发展方向。

表 3 典型高焓激波风洞

Table 3 Typical high-enthalpy shock tunnels

Tunnel name	Affiliation	Driver type	Total length/m	Operating time/ms	Stagnation pressure/MPa	Ma
T4 ^[35]	University of Queensland	free piston	36	1~2	<30	4~10
FD21 ^[36]	Chinese Academy of Aerospace Aerodynamics	free piston	109	2	<11	>8
LENS I ^[28]	Calspan	heated lightweight gas	26	5~15	<80	6~15
Hypulse ^[28]	GASL	lightweight gas and detonation	27	0.5~7	<30	5~12
JF24 ^[37]	Institute of Mechanics	gaseous detonation	23	5~10	<20	8~12

2.3 爆轰驱动激波风洞

如前所述, 试验气流总温越高, 缝合运行条件要求驱动气体声速越高, 因此爆轰驱动风洞擅长模拟高总温、高总压试验气流。JF10 激波风洞利用了这一优势, 可模拟 5 km/s 以上超高速飞行条件。为了模拟较低总温试验气流, 需要降低驱动气体声速, 即增加驱动气体中惰性气体 (N_2 , Ar 等) 含量, 这会导致起始爆轰困难。为了低总温运行, JF12 采用小驱大模式, 可模拟 M_{af} 6~9 发动机试验条件, 但使得进一步提升总压存在困难。陆星宇等^[38] 提出一种封闭式点火管设计, 没有沿用点火管与驱动段连通的传统结构, 而是以膜片将点火管隔离为独立腔体。点火管的封闭性带来提升起爆能力的新途径, 即提高点火管初始压力和填充当量比可燃气体。系列研究表明利用封闭式点火管相关技术, 无需变截面驱动即可满足宽范围总温模拟需求, 避免了变截面驱动导致总压损失等问题。

以爆轰驱动技术为基础, 解决高稀释比驱动气体直接起始爆轰和高总温条件下缝合运行等技术难题, 中科院力学所高温气体动力学国家重点实验室研制出 JF24 激波风洞, 如图 12 所示, 主体分为激波管和真空舱两部分。激波管总长 23 m, 由卸爆段、驱动段和被驱动段组成, 长度分别为 2.5 m, 13 m 和 7.5 m, 卸爆段内径 260 mm, 驱动段和被驱动段内径皆为 130 mm。真空舱内径 1.4 m, 长 5.5 m。JF24 风洞可提供气流总温 3000 K ~ 6000 K, 总压最高 20 MPa, 典型总压变化曲线如图 13 所示, 不同来流条件下试验时间略有不同, 约 5~10 ms, 可采用直连或半自由射流方式开展 M_{af} 9~12 发动机研究。

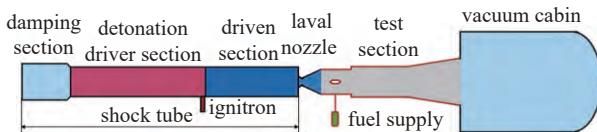


图 12 JF24 激波风洞示意图
Fig. 12 Schematic of JF24 shock tunnel

近两年在国家自然科学基金重大科研仪器项目支持下, 力学所正在研制爆轰驱动超高速高焓激波风洞 JF22。它能够模拟 30~70 km 高度、 $M_{af} = 10 \sim 25$ 的飞行条件, 气流总温最高可达 8500 K, 且试验时间长增至 40 ms。该风洞预计 2022 年底建成并完成验收, 将为 M_{af} 10+ 高温气体动力学前沿问题提供实验设备基础, 也可以支持高马赫数超燃冲压

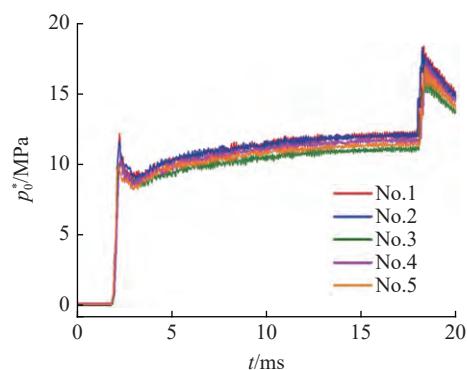


图 13 JF24 激波风洞典型的来流总压-时间曲线

Fig. 13 Typical stagnation pressure time histories of the test inflow by JF24 shock tunnel

发动机的基础和应用研究。

3 高马赫数超燃冲压发动机地面和飞行试验

由于激波风洞仅有毫秒级试验时长, 与燃烧流动的特征时间相当, 而且发动机内离解与热化学非平衡效应与时间历程密切相关, 毫秒级试验难以获取多维度长时间测试数据。因此有必要开展低成本飞行试验, 以弥补现有地面对试验技术的不足, 地面对试验与飞行试验数据相结合推进对发动机的认识与理解。

美国 NASA 于 1997 年启动 Hyper-X 计划, 研发用于高超声速飞机的氢燃料超燃冲压发动机, 并验证机身/发动机一体化设计方法、试验技术和计算方法, 及发动机/热防护/飞控等分系统集成技术。2004 年 7 月, 该计划 X-43 A 飞行器开展了高马赫数自由飞行试验^[39]。图 14 是飞行示意图, X-43 A 由 B-52 B 运输机和飞马座号运载火箭送至预定轨道。超燃冲压发动机工作期间, X-43 A 获得了推阻平衡, 以马赫数 9.6 巡航飞行约 10 s。此次飞行证明了氢燃料高马赫数超燃冲压发动机技术可行。

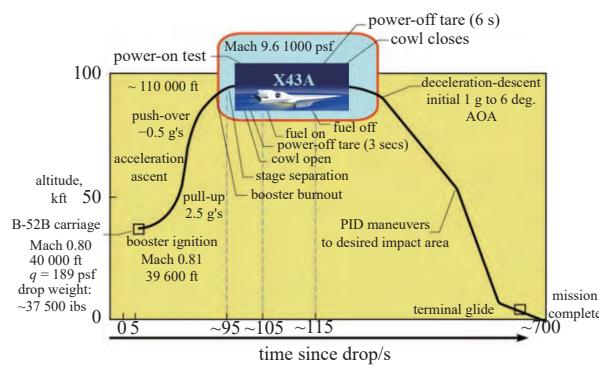


图 14 X-43 A 马赫数 9.6 飞行试验示意图^[38]

Fig. 14 X-43 A Mach 9.6 flight mission profile^[38]

X-43 A 飞行试验前, Rogers 等^[40]在 HyPulse 激波风洞开展了全高度-部分宽度发动机模型试验。图 15 是地面与飞行试验典型的发动机沿程壁面压力对比, 可见二者符合程度较高。这表明虽然 HyPulse 风洞的试验时间仅有 2~3 ms, 但可以为飞行试验提供有效数据支持。

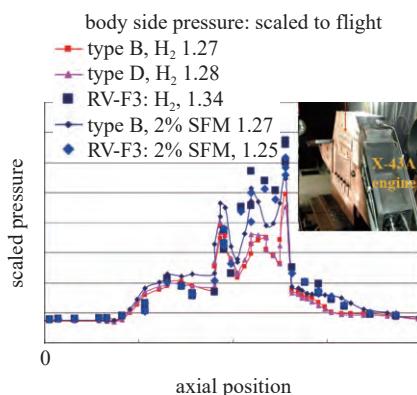


图 15 X-43 A 马赫数 9.6 飞行 (F3) 与地面发动机试验
壁面压力分布对比^[40]

Fig. 15 Comparison of X-43 A engine ground test and Mach 9.6 flight (F3) pressure distribution^[40]

澳大利亚在高马赫数地面与飞行试验研究方面非常活跃。自 1997 年, 先后和英国、日本等国合作逐步开展了 HyShot 系列 4 次飞行试验^[41]。首要目标是验证基于激波风洞的研究成果适用于飞行, 并探索运用探空火箭开展低成本飞行试验^[42]。除了第一次飞行因故障未能将试验件送到预定轨道, 后 3 次飞行均成功实现马赫数 7.7 左右带飞, 但公开报道较少^[43], 典型地面与飞行试验数据符合较好^[44]。

2006 年, 澳大利亚国防科技机构 (DSTO) 和美国空军实验室 (AFRL) 牵头启动多国合作的 HiFire 项目^[45-46]。发展高效低成本飞行试验技术, 以弥补地面试验设备不足, 获取发动机和飞行器的长时间试验数据, 并对气动布局、推进和控制等基础问题开展研究。该项目采用探空火箭将试验件送至预定轨道, 打开保护罩开展试验件带飞试验^[47], 或释放试验件开展自由飞行试验^[48]。目前已开展多次飞行且仍在进行, 其中涉及推进系统的包括 HiFire-2, HiFire-3 和 HiFire-7 3 次试验。前两者于 2012 年成功开展最大飞行马赫数 8 左右带飞试验^[45, 46]。HiFire-2 在约 13 s 有效试验时间内飞行马赫数从 6 增加到 8.4, 研究了碳氢燃料矩形发动机在加速过程中亚燃转超燃的模态转换现象, 并初步探索上限飞行马赫数^[47]。HiFire-3 采用氢燃料轴对称发动机, 着重研究进气道

提前喷注技术以提升马赫数上限, 并在 T4 激波风洞开展了试验研究^[48]。进气道喷注技术会在第 6.1 节详细介绍。HiFire-7 同样采用进气道喷注, 在 2018 年开展了马赫数 8 自由飞行试验, 计划获取推力与地面数据进行对比, 由于 GPS 遥测系统故障未能实现^[49]。但它首次通过飞行试验证明了方转椭圆内转式进气道在高空低雷诺数来流条件下的自起动能力。此外, 基于 T4 风洞的地面试验表明在马赫数 8.1 来流条件下发动机可以实现高效燃烧, 典型沿程压力分布如图 16 所示^[50]。

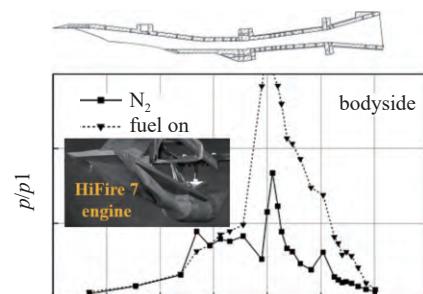


图 16 HiFire-7 全尺寸发动机模型 T4 激波风洞
试验典型的沿程压力^[50]

Fig. 16 Typical wall-pressure distributions of HiFire-7 full-scale engine tests in T4 shock tunnel^[50]

2003 年美国国防预先研究计划局 (DARPA) 和空军实验室启动 Falcon 计划, 研发可重复使用、水平起降且马赫数 10 巡航高超声速飞机^[51-52]。作为 Falcon 计划一部分, 2004 年起 DARPA 资助澳大利亚和美国合作开展 HyCAUSE 项目^[53-54], 研究氢燃料超燃冲压发动机在马赫数 10 飞行条件下的推进和操控性能, 对比地面和飞行数据, 并推动低成本飞行试验技术进步。该项目在 T4 风洞开展试验着重研究了进气道喷注方案对点火和燃烧的促进作用, 并在 LENS I 激波风洞研究基于内转式进气道的轴对称发动机设计, 公开报道较少。2007 年, 开展了飞行马赫数 9.5 左右探空火箭带飞试验, 火箭失稳导致试验发动机未能成功点火^[53]。但内收缩比远大于 Kantrowitz 极限的内转式进气道数次再起动, 证明了这类进气道出色的高空再起动性能。

澳大利亚制定了 20 年规划^[55], 研发基于超燃冲压发动机的天地运载器 (SCRAMSPACE)。第一阶段, 在澳空间研究计划 (ASRP) 资助下, 2011 年启动由昆士兰大学主导的 SCRAMSPACE I 国际合作飞行试验项目^[56-57], 回答轴对称内转式进气道喷注-radical farm 发动机在马赫数 8 飞行条件下的推进性

能,并验证现有激波风洞试验方法和数值方法。图 17 是典型沿程压力分布对比,可见 HEG 激波风洞数据与 CFD 符合尚可^[58]。2013 年进行了飞行试验,但火箭故障导致试验件未能进入预定轨道^[59]。除上述试验,澳大利亚基于 T4 风洞发展了一系列高马赫数燃烧强化方法,将在第 6 节详细介绍。

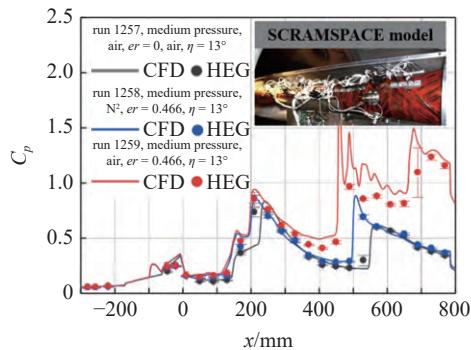


图 17 SCRAMSPACE I HEG 风洞试验与 CFD 沿程压力分布对比^[58]

Fig. 17 Typical wall-pressure distributions of SCRAMSPACE I by HEG tunnel test and CFD data^[58]

为了让超燃冲压发动机在更宽飞行马赫数范围内高效工作,日本学者首次提出超混合型支板设计,即在常规支板后缘设置交错斜楔以产生流向涡增进掺混并强化燃烧^[60]。较低飞行马赫数的试验表明超混合型支板性能优于常规支板^[60-62]。为进一步验证在更高飞行马赫数条件下无分离超燃模态的超混合型支板性能,并对比地面/飞行试验和 CFD 数据,日本设计了采用此支板的 HyShot-IV 发动机,并与澳大利亚合作成功开展了飞行马赫数 7.7 带飞试验^[41]。飞行试验公开报道较少,但 HIENT 激波风洞的试验结果显示在无分离超燃模态,超混合型支板 (CNR5-R17) 性能优于壁面直喷 (normal injector) 和后台阶喷注 (backstep injector)^[63]。典型沿程压力分布对比如图 18 所示。基于超混合型支板的高马赫数燃烧强化方法研究将在第 6.3 节详细介绍。

国内高马赫数超燃冲压发动机研究起步较晚,但多家单位已建成地面试验设施包括 FD21, FD14 A, JF12 和 JF24 激波风洞,并开展了初步试验研究^[36, 64-66]。姚轩宇等^[64]在 JF12 风洞实现了飞行马赫数 9.5 氢燃料发动机的百毫秒级点火与燃烧过程。卢洪波等^[36]在 FD21 风洞开展了飞行马赫数 8 氢燃料超燃冲压发动机的自由射流试验,与氮气来流试验结果的对比证明了空气来流条件下,发动机在 1 ms 试验时间内实现点火与燃烧。吴里银等^[65]在

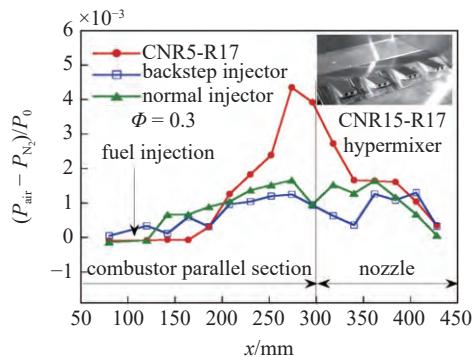


图 18 HIENT 激波风洞试验典型的沿程压力分布^[63]

Fig. 18 Typical wall-pressure distributions based on tests in HIENT shock tunnel^[63]

FD14 A 风洞实现了飞行马赫数 10 氢燃料发动机的点火与燃烧。张旭等^[37]在 JF24 风洞首先实现了碳氢燃料在马赫数 10 飞行条件下的稳定燃烧,并探索了小支板耦合双排喷注的高马赫数强化燃烧方法。Zhou 等^[66]基于同一试验模型,利用高速相机和内窥光纤实现了圆截面燃烧室内氢火焰结构的拍摄,典型火焰图像如图 19 所示。可见凹腔处火焰一直较强。这表明虽然高马赫数飞行条件下高焰气流中氢燃料着火延迟时间较低,常规凹腔稳焰装置仍然起到稳焰作用。综上,国内已具备高马赫数发动机的地面试验能力,可以支撑关键技术研究。

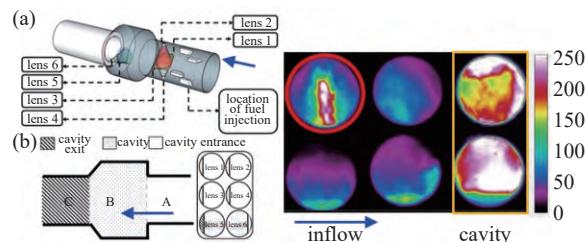


图 19 高马赫数燃烧室激波风洞试验典型火焰图^[66]

Fig. 19 Typical flame image in high Mach number circular combustor by shock tunnel test^[66]

4 高马赫数超燃冲压发动机总体评估

超燃冲压发动机的上限飞行马赫数由推进性能和热防护能力共同决定,推力应该能克服高马赫数加速及巡航飞行的气动阻力,结构应能够抗住长时间飞行的热载荷。基于耦合传热模型的热力循环或准一维的总体分析方法,对发动机的推力和热防护能力进行快速的总体评估,可以为高马赫数发动机的后续研究提供方向性或规律性的参考建议。

4.1 推进性能的总体评估

Waltrup^[67]对推阻平衡的总体评估表明碳氢燃

料超燃冲压发动机飞行马赫数上限 $(Ma_0)_{\max}$ 约 10.0. Wang 等^[68] 进一步耦合传热评估认为 $(Ma_0)_{\max}$ 约 8.0~10.0, 前提是计算飞行器阻力的参考面积与来流捕获面积之比 k_{AR} 满足约束. 图 20 是不同 k_{AR} 条件下的 $(Ma_0)_{\max}$, 图中 η_b 是燃烧效率. 可见 k_{AR} 越大, 则 $(Ma_0)_{\max}$ 越小. 这是因为阻力参考面积和阻力系数一定时, k_{AR} 越大则来流捕获面积越小, 导致更小捕获流量和推力. 为了推阻平衡, $(Ma_0)_{\max}$ 降低.

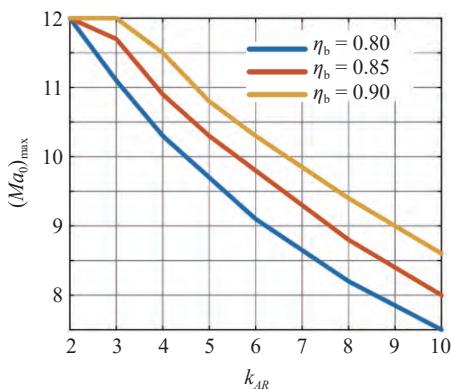


图 20 不同 k_{AR} 条件下最大飞行马赫数 $(Ma_0)_{\max}$ ^[68]

Fig. 20 $(Ma_0)_{\max}$ at different k_{AR} ^[68]

Waltrup^[67] 发现喷管出口与来流捕获面积之比、燃烧室面积扩张比对 $(Ma_0)_{\max}$ 影响较大, 而进气道面积收缩比影响较小. Smart^[69] 发现在马赫数 6~12 飞行条件下, 为了最大化热力循环效率和比冲, 进气道增压比最佳值均介于 50~100. Zhang 等^[70] 进一步发现进气道非等熵压缩效率以及最高燃烧温度均对推力和比冲性能上限有显著影响. 基于等面积燃烧模型, Cao 等^[71] 认为高马赫数燃烧应工作在超燃模态, 可以获得最优推力上限. Roux 等^[72] 结合等压和等马赫数燃烧模型也认为高马赫数燃烧应工作在超燃模态, 且最佳燃烧室入口马赫数与飞行马赫数正相关. 上述研究仅考虑最优化推力上限. 为避免燃烧过程出现过度离解, Ji 等^[73] 在给定燃烧室入口温度的上限约束条件下进行评估研究, 他们认为为了同时最优化推力和比冲上限, 燃烧室入口温度应接近此上限约束. Yang 等^[74] 还对比了热力循环不同加热过程的影响, 图 21 是传统等压加热过程以及等压-等温混合加热过程在不同巡航马赫数条件下的推力, Yang 认为不同巡航马赫数条件下等压-等温混合加热过程均可以显著提升推力.

上述总体评估证明了超燃冲压发动机能够满足高马赫数飞行的动力需求, 但总体分析方法普遍没

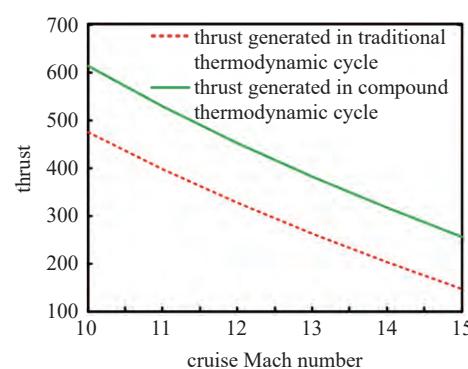


图 21 采用传统等压加热和等压-等温混合加热循环的发动机最大推力^[74]

Fig. 21 Thrust vs. cruise Mach number using traditional and compound thermodynamic cycles, respectively^[74]

考虑到高温离解效应. 针对此不足, 徐雪睿和仲峰泉^[75] 提出解离效率的概念, 建立解离效率与来流空气温度、压力以及燃料当量比的关系. 并借此分析了高马赫数燃烧室一维流动与传热性能, 定量评估了解离对燃烧室性能的影响.

4.2 热防护的总体评估

在较高马赫数飞行条件下高焰反应流中结构热负荷显著增加, 更需主被动结合的热防护设计, 包括再生冷却、冲击射流冷却、膜冷却、发汗冷却、喷雾冷却等先进冷却方法及其组合形式^[76-78]. 其中, 以燃料作为再生冷却剂是最具代表性的主动冷却方法, 还能回收热量以提高热力循环效率. 图 22 是结合了再生冷却与隔热涂层的典型主被动结合热防护设计. 它包含燃烧室主体结构、内侧隔热涂层和外侧再生冷却通道. 主体结构常用耐高温合金, C/SiC 等复合材料具有耐温 2200 K 以上且热导率低的优点, 可以作为隔热涂层.

如 4.1 节所述, 氢和碳氢燃料都可以满足高马赫数发动机的推力性能需求, 而液氢冷却性能更佳. 罗

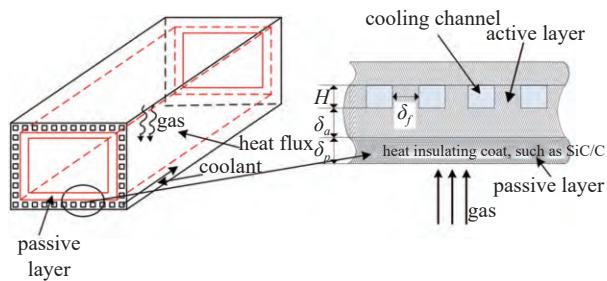


图 22 隔热涂层与再生冷却组合热防护示意图^[79]

Fig. 22 Schematic diagram of combined active and passive thermal protection systems^[79]

世彬等^[80]对氢燃料发动机再生冷却与飞行器气动加热的总体分析表明合理配置喷注方案并提高冷却通道出口温度,能够满足 Ma_f 6~12 冷却需求。Zhang 等^[79]对所示冷却结构的氢燃料燃烧室进行了一维流耦合传热分析,图 23 是不同当量比 ϕ 条件下燃烧室主体结构最大壁温 T_{wa} ,图中水平点划线表示耐温极限是 1275 K,“active”表示仅采用再生冷却,“combined”表示隔热涂层耦合再生冷却。该结果证明了相比于仅采用再生冷却,添加隔热涂层可以进一步提升热防护能力。此外,在低于耐温极限前提下,耦合冷却方式的当量比范围更广,有利于控制设计。

相比氢燃料,煤油等碳氢燃料虽然冷却性能较低,但通过裂解可以增加其总有效热沉,且存储和使用更加方便^[81-82]。针对碳氢燃料再生冷却的超燃冲压发动机,Wang 等^[68]进行了基于典型等动压弹道的流动耦合传热总体分析,获得了推阻平衡与热防护共同限制下的飞行马赫数上限 $(Ma_0)_{max}$ 。图 24 是不同燃烧室长径比 L/D 条件下的 $(Ma_0)_{max}$, T_{fmax} 和

T_{wmax} 分别是冷却通道内燃料最大温度以及最大壁温约束。可见, L/D 对 $(Ma_0)_{max}$ 有显著影响, L/D 越小, $(Ma_0)_{max}$ 越大。这是由于随着飞行马赫数提高,最高燃气温度和壁面热流增加,要求 L/D 更小以降低总热负荷。

上述再生冷却的耦合传热总体分析中未考虑燃料供给方式的影响。针对此不足,Qin 等^[83]假设燃料由涡轮泵装置供给,设计了图 25 所示二次冷却系统:燃料泵入冷却通道,经过一段距离吸收来自发动机的热量,称之为一次冷却;然后高温燃料流入涡轮并对泵做功;流出涡轮的燃料温度更低,重新作为冷却剂流入冷却通道,称之为二次冷却;此后,燃料喷入燃烧室。图 26 是总体分析得到的典型燃烧室沿程壁温。*recooling cycle* 表示二次冷却循环分析,*regenerative cooling* 表示再生冷却循环分析。该结果表明针对燃料二次冷却方式,基于再生冷却的总体分析高估壁温,即低估热防护能力。

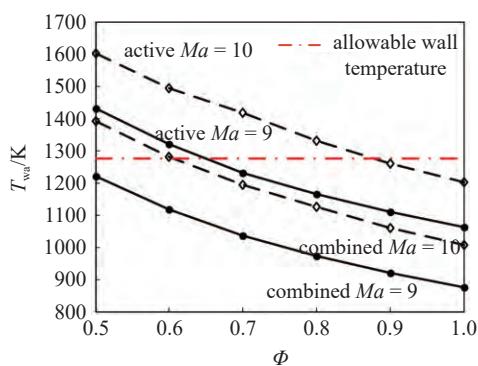


图 23 不同当量比 ϕ 燃烧室主体的最大壁温 T_{wa} ^[79]

Fig. 23 Maximum temperature of combustor main structure T_{wa} at different ϕ ^[79]

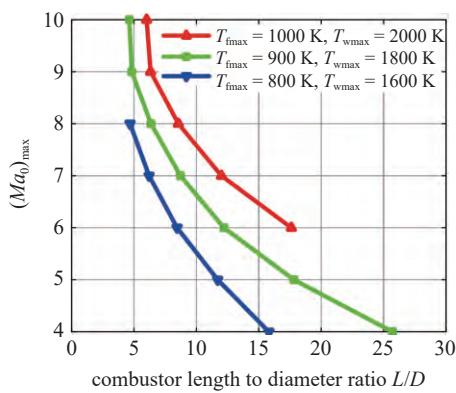


图 24 不同燃烧室长径比 L/D 条件下 $(Ma_0)_{max}$ ^[68]

Fig. 24 Maximum $(Ma_0)_{max}$ at different L/D ^[68]

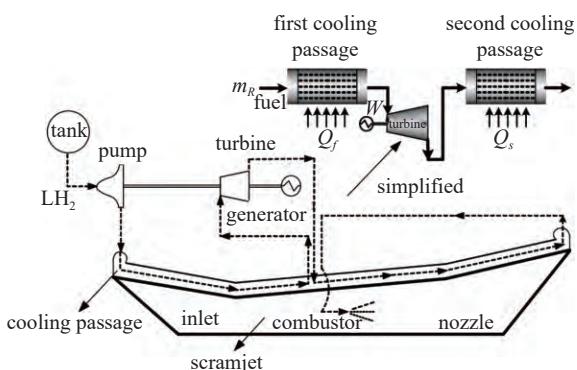


图 25 耦合涡轮泵燃料供给系统的二次冷却循环^[83]

Fig. 25 Schematic of recooling cycle with turbine pump fuel supply system^[83]

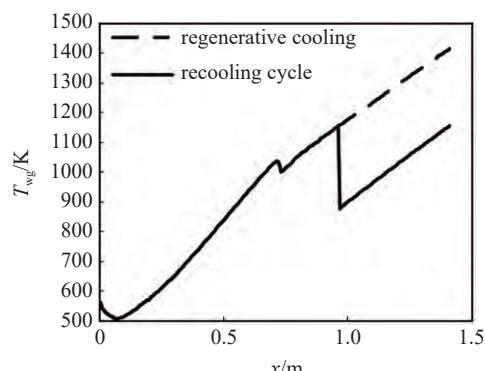


图 26 再生冷却与二次冷却典型燃烧室沿程壁温^[83]

Fig. 26 Comparison of gas-side wall temperature distributions in recooling cycle and regenerative cooling cycle, respectively^[83]

5 热化学非平衡效应

如1.1节所述,高马赫数发动机内高焓流动燃烧过程离解、复合与热化学非平衡现象愈加显著,会极大影响流动燃烧、传热特性及发动机性能。此外,激波压缩产生的试验气流处于热化学非平衡,其马赫数、温度和组分等参数与实际飞行的热力学平衡来流存在一定偏差,也会造成高马赫数发动机和燃烧试验数据的天地差异。学者们针对性地采用数值方法研究了离解、复合与热化学非平衡效应。

5.1 超高速空气流动的真实气体效应

空气流动的真实气体效应指的是考虑高温空气的物性随温度变化,且包含离解/复合化学反应或热化学非平衡效应。 $Ma_f=4.0\sim7.0$ 进气道研究中通常不考虑空气化学反应,采用量热完全气体模型CPG或者热完全气体模型TPG,而高马赫数下总温达到2500 K以上需要探索真实气体效应影响。针对具有代表性的二元高超声速进气道^[84],张启帆等^[85]研究了真实气体效应对设计点 $Ma_f=10$ 二元进气道的影响,对比了量热完全气体模型CPG、热完全气体模型TPG、化学非平衡气体模型CNEG和化学平衡气体模型CEG的计算结果。结果表明壁面附近边界层/分离区存在真实气体效应,而且边界层内极少量离解反应远未达到化学平衡,主流温度较低不足以发生离解。 $Ma_f=10$ 条件下,除了壁面附近温度和热流差异,化学非平衡CNEG计算结果与热完全气体模型TPG接近。图27对比了TPG和CNEG模型在机身一侧壁温分布,可知边界层内离解吸热能降低进气道的整体壁温和热流。此外,离解反应通过对不起动状态分离包的抑制将进气道再起动马赫数从9.8降到9.4。内转式进气道具有长度更短且便于和

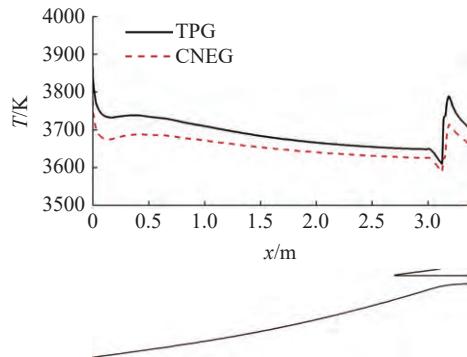


图27 不同气体模型二元进气道典型沿程壁温^[85]

Fig. 27 Typical wall-temperature distributions of 2-D inlet using different gas models^[85]

前体一体化设计的优点^[86]。代春良等^[87]研究了设计点 $Ma_f=10$ 内转式进气道的真实气体效应影响。除上述4种模型,计算考察了热化学非平衡气体模型TNEG。同样发现边界层和分离区内离解和化学非平衡现象,并且TNEG计算结果的离解程度高于CNEG。结合相关研究^[10, 12],这很可能是因为TNEG计算结果在激波前后边界层内,热力学非平衡导致明显更高的平动温升和略低的振动温升,也即有效温度更高,这意味着空气的离解反应更加迅速。

隔离段位于进气道和燃烧室之间,能容纳释热区高压引起的激波串,防止高压前传导致发动机不起动^[88]。Fiévet等^[13]在静压27.36 kPa、静温1040 K、马赫数2.0入口来流且反压一致为90.18 kPa条件下,研究了隔离段内激波串的热力学非平衡现象。图28和图29分别是热力学平衡和非平衡隔离段流动的马赫数和静压云图。绝对坐标 x 除以入口高度 h 以无量纲, x_{s1} 是首道激波起始位置。图28显示热力学非平衡使得激波串更靠近上游,即更长的激波串。这是由于激波前后氧气可以迅速达到热力学平衡,但是氮气的振动温度直到出口仍接近冻结,导致沿程更高的平动温升,体现为更缓慢压升和更长的伪激波串。但同时如图29所示,在热力学非平衡流动中激波反射结构更为紧凑,激波节更短,其影响机理还需探索。

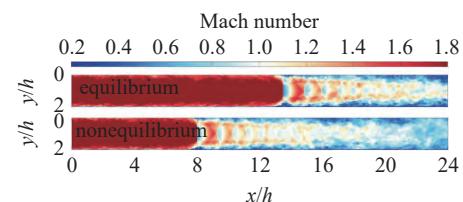


图28 热力学平衡和非平衡假设下典型的隔离段马赫数云图^[13]

Fig. 28 Typical Mach number contours assuming thermal equilibrium and nonequilibrium, respectively^[13]

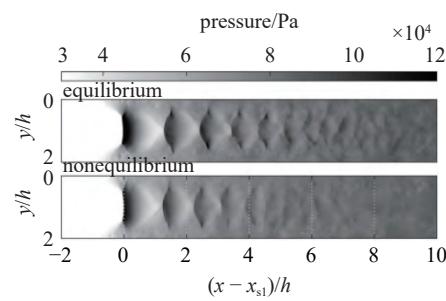


图29 热力学平衡和非平衡隔离段典型静压云图^[13]

Fig. 29 Typical pressure contours assuming thermal equilibrium and nonequilibrium, respectively^[13]

Gehre 等^[10]在马赫数 6.0、总温 3305 K 来流条件下, 研究了热力学非平衡对进气道喷注的点火、燃烧特性及天地数据差异的影响。分别计算 3 个工况, EQ-EQ 工况是参照, 处于热力学平衡, EQ-NE 工况模拟飞行, 即热力学平衡来流条件下的非平衡流动, NE-NE 模拟激波风洞试验, 来流条件和流动均为热力学非平衡。图 30 是进气道第一个分离区内横截面有效温度 T 云图。 T 根据平动温度 T_t 和振动温度 T_v 的加权计算得到, 3 个工况的有效温度最大值 T_{\max} 分别是 1631 K, 1499 K 和 1574 K。结果显示虽然 T_{\max} 差别不大, 但会造成氧气离解反应速率的显著差别^[10], 且 T 越高离解反应越迅速。EQ-EQ 工况的 T_{\max} 最大, 离解最迅速, 高温区内离解组分 O 含量最高。换言之, 在进气道喷注燃料的情况下, 由于 O 能促进点火和燃烧, 若不考虑热力学非平衡, 则燃烧仿真中点火会提前发生, 且高估燃烧强度。另外两个工况的对比显示 NE-NE 工况 T_{\max} 高于 EQ-NE。可以作类似地推测, 进气道喷注燃料的激波风洞试验中燃烧会强于飞行试验。

激波压缩产生的高焓试验气流处于热力学非平衡且含少量离解组分, 经过激波风洞喷管之后仍处于热力学非平衡。喷管出口处超高速气流的参数如振动温度、组分浓度和马赫数等难以直接测量, 需结合计算得到。针对 T4 激波风洞提供的总温 3400 K、总压 44.2 MPa、马赫数 8 左右试验气流, 不同于 Lorrain^[89]采用 TECN 模型进行计算, 忽略热力学非平衡仅考虑化学非平衡, Han 等^[90]采用了

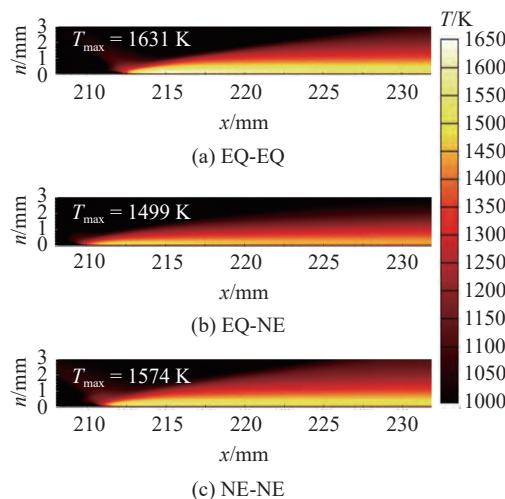


图 30 进气道内首个高温分离区横截面的有效温度分布^[10]

Fig. 30 Typical cross-sectional effective temperature distributions of the first hot pocket in the inlet^[10]

TNCN 模型, 同时考虑热力学和化学非平衡。表 4 是两种模型计算得到的风洞喷管出口处试验气流参数, 包括马赫数 Ma 、静压 p 、平动温度 T_t 、振动温度 T_v , 及 NO 和 O 质量分数 Y_{NO} 和 Y_O 。可见, 两种模型的计算结果有明显差别。例如, TECN 模型得到静温 $T=315.4$ K, 而 TNCN 模型得到 T_t 和 T_v 分别是 260.6 K 和 640.3 K, 这是由于风洞喷管内超高速试验气流的热力学非平衡现象, 振动温度的变化滞后于平动温度。该结果表明在计算激波风洞试验气流参数时, 不仅需要考虑化学非平衡, 热力学非平衡现象也很显著, 也应予以考虑。

Han 等^[90]进一步研究了热力学非平衡对发动机内无燃料流动的影响。两个计算工况分别采用表 4 中 TECN 和 TNCN 来流条件, 并分别假设流动处于热力学平衡和非平衡, 但都考虑化学非平衡。计算结果显示不仅局限于激波风洞试验气流, 热力学非平衡的影响贯穿整个发动机内流道, 图 31 是发动机对称面的数值纹影, 可见两个工况在波系结构的细节上有所不同。差异性也体现在发动机的一维平均参数分布上, 譬如马赫数和静温, 延续了来流参数的差异。但另一方面, 若以来流静压对沿程壁面压力进行无量纲化, 则两个工况与试验数据的符合程度相当。以上结果表明即使无燃料喷注, 也应考虑到热力学

表 4 T4 激波风洞试验来流参数^[90]

Table 4 T4 shock tunnel test inflow parameters^[90]

	TECN	TNCN
Ma	7.53	8.42
p / Pa	3750	1877.9
T_t / K	315.4	260.6
T_v / K	315.4	640.3
Y_{NO}	0.04789	0.01677
Y_O	0.00016	5.75×10^{-8}

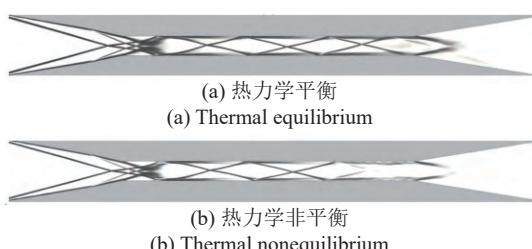


图 31 高马赫数超燃冲压发动机典型的无燃料流场数值纹影^[90]

Fig. 31 Typical numerical schlieren images of scramjet engine without fuel^[90]

非平衡对高马赫数发动机内流动的影响.

5.2 高超声速燃烧的热化学非平衡效应

随着飞行马赫数提高,高超声速燃烧现象中离解与热力学非平衡效应的影响会愈加显著.针对氢燃料轴向喷注圆截面燃烧室,在平动温度1500 K、振动温度1030 K、静压57.76 kPa、马赫数2.32热力学非平衡来流条件下,Koo等^[11]采用多步简化机理计算了热力学非平衡燃烧场,作为对比,在来流温度1500 K条件下计算了热力学平衡燃烧场.图32是典型稳定燃烧场的OH组分质量分数云图,表征燃烧区分布^[91-92],可见火焰主要位于射流与主流之间的剪切层,在热力学非平衡的影响下,火焰前锋更靠近下游且燃烧更弱.该现象源于温度对反应速率的影响.图33是热力学非平衡燃烧场的平动温度 T_t 和振动温度 T_v 云图,沿主流方向,剪切层外侧 T_t 不断降低 T_v 不断升高,但都始终低于平衡流1500 K静温.而 T_t 和 T_v 共同决定氢气的离解反应与链分支反应速率,特别是 T_v 略低会导致反应速率显著下降,导致火焰前锋位于更下游,燃烧更弱.

上述轴向喷注在实际发动机中并不常见,而更实用的横向喷注方式产生弓形激波会导致射流附近更强的热力学非平衡效应.Fiévet等^[12]针对氢燃料

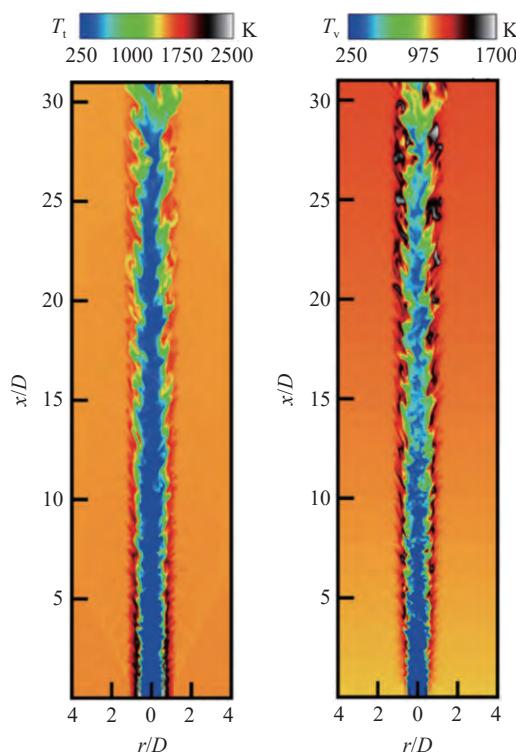


图33 热力学非平衡燃烧场典型 T_t 和 T_v 分布^[11]

Fig. 33 Typical T_t and T_v contours of thermal-nonequilibrium combustion flow^[11]

横向喷注燃烧室,首先依据马赫数8,30 km飞行条件下进气道的RANS计算分别得到热力学非平衡和平衡的燃烧室来流马赫数为4.2时的参数条件,进一步考察了热力学非平衡的影响.由于燃烧室入口上游气流总焓守恒,燃烧室非平衡来流的平动温度 T_{t-in} 高于平衡来流静温 T_{in} ,振动温度 T_{v-in} 低于 T_{in} .分别以此非平衡和平衡来流条件开展燃烧室非平衡和平衡燃烧场计算,图34是典型稳定燃烧场的OH组分质量分数分布,然而与图32现象不同,热力学非平衡燃烧场中火焰前锋处于更上游位置并且燃烧更强.该差异的原因就是横向喷射流附近的热力学非平衡,图35是热力学非平衡燃烧场在喷孔附近的平动温度 T_t 分布,经过弓形激波 T_t 上升到约2800 K,这显著高于热力学平衡流波后1800 K的静温.同时,波后振动温度 T_v 约1500 K,仅略低于1800 K.因此, T_t 和 T_v 加权得到的波后有效温度较高,反应更迅速,生成更多O和H等自由基,有利于点火和燃烧.

喷管作为燃烧室下游部件,其化学反应特性继承自燃烧室.燃烧室出口离解组分在喷管加速降温流动中会部分复合,若燃烧室没有充分燃烧,剩余燃料可以在喷管补燃.Stalker等^[93]试验和仿真均发现

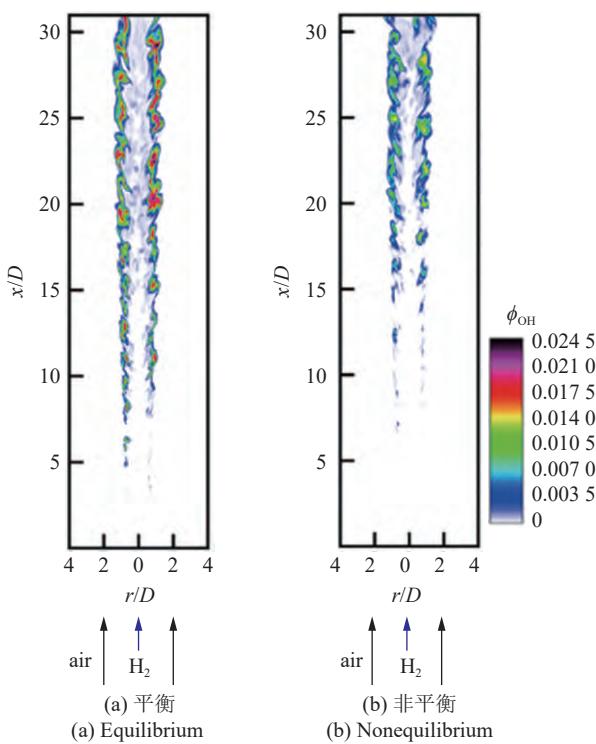
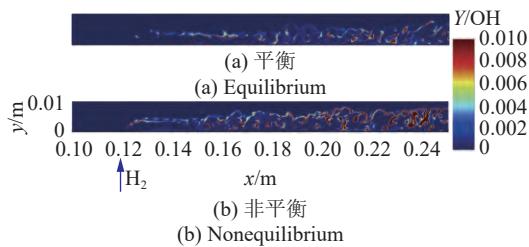
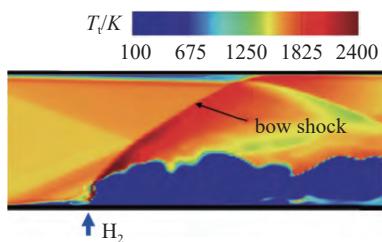


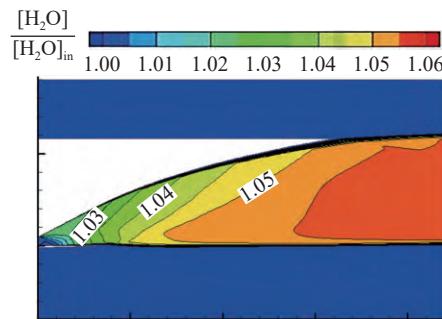
图32 典型OH组分质量分数分布^[11]

Fig. 32 Typical OH mass fraction distribution^[11]

图 34 稳定燃烧典型的 OH 组分质量分数分布^[12]Fig. 34 Typical OH mass fraction distributions of stabilized combustion^[12]图 35 热力学非平衡燃烧场喷孔附近 T_t 分布^[12]Fig. 35 Typical T_t contour of thermal-nonequilibrium combustion flow^[12]

喷管补燃可以得到与燃烧室充分燃烧相当的发动机推力。由于飞行马赫数提高一般意味着更短驻留时间，喷管补燃有利于拓宽发动机长度限制下的飞行马赫数上限。类似地，Huang 等^[94]对化学非平衡喷管流的数值模拟表明相比冻结流，在较高总焓来流条件下，喷管补燃和复合放热均对推力有提升作用。张晓源等^[7]在燃料完全燃烧的来流条件下，发现随 Ma_f 增加喷管复合反应愈加显著。 $Ma_f=6$ 条件下复合反应可忽略，而 $Ma_f=8$ 条件下复合放热让喷管推力比冻结流高出约 1.6%。图 36 是 $Ma_f=8$ 条件下最终产物水在喷管内质量分数与入口值之比云图，随着气流加速降温，离解组分逐渐复合生成水，这会放热进而提升推力。此外，在燃料已充分燃烧、马赫数 2.0 来流条件下，他们研究了来流静温和静压对喷管复合反应及推力的影响^[95]，结果表明来流静温提高导致复合放热更明显，并显著影响推力，而来流静压的影响很小。来流静温从 2000 K 提高到 3000 K 之后，相比冻结流，复合放热导致的推力提升幅度从 0.03% 增加到 5%。但来流静压从 75 kPa 增加到 175 kPa，推力提升幅度无明显变化。更高来流温度导致复合反应更迅速，且来流离解程度更高意味着潜在可复合放热量更多。而来流静压提高虽然让反应更快，但来流离解程度更低即潜在可复合放热量较少。

发动机各部件工作过程密切关联，有必要认识

图 36 喷管内水组分质量分数与入口值之比云图^[7]Fig. 36 H_2O mass fraction contour of the nozzle normalized by the inlet value^[7]

离解效应用下整机的燃烧流动现象。Landsberg 等^[14]针对进气道和燃烧室同时喷注氢燃料的发动机构型开展化学非平衡数值模拟，对比了地面激波风洞试验和自由飞行两种工况整机燃烧流场结构的差异。飞行来流为纯空气，风洞来流含少量 NO 和 O 组分。同时，由于长时间飞行采用再生冷却，燃料喷注温度和发动机壁温高于地面。图 37 是进气道内燃料离解产物 OH 的质量分数分布，可见飞行工况 OH 在更上游出现且进气道内 OH 浓度更高。长时间工作后更高壁温意味着更厚边界层与离解，且更高喷注温度提升了穿透深度。这些因素有利于进气道内点火更早发生且燃烧更强。

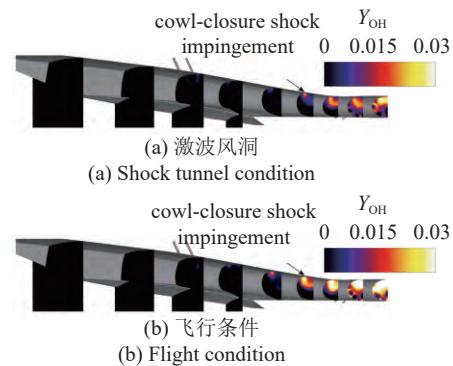
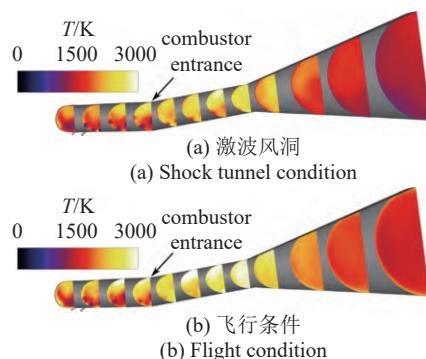
图 37 进气道 OH 质量分数分布^[14]
Fig. 37 OH mass fraction contour in the inlet^[14]

图 38 是燃烧室和喷管温度云图，可见飞行工况燃烧室和喷管内气流温度更高。与地面工况相比，更高壁温减少约 27.7% 散热损失，但更严重的离解效应导致总释热减少 16.8%。以上结果表明高马赫数发动机点火、燃烧和传热特性存在天地差异，且受到离解的显著影响，基于激波风洞的发动机设计与评估需要适当修正才能用于飞行试验。

从上述研究可知在高马赫数发动机内，随着飞

图 38 燃烧室和喷管温度分布^[14]Fig. 38 T contour of combustor and nozzle^[14]

行马赫数提高,离解、复合与热化学非平衡现象对流动燃烧和性能的影响愈加显著。但目前地面性能试验仅毫秒级有效时间且测量手段匮乏,而飞行试验高成本和低效率,使得高马赫数超燃冲压发动机试验数据的丰富度远低于 M_{af} 4.0~7.0发动机,因此,数值计算对高马赫数发动机技术研究具有更重要的支撑作用。由于准确模拟离解/复合复杂反应需要更多步简化反应机理,且要考虑热力学非平衡模型,高马赫数发动机的数值计算在兼顾保真度和计算成本上面临更大挑战。针对该挑战,姚卫^[96-97]发展了动态分区火焰面模型 DZFM,很好地兼顾了保真度和计算效率,为高马赫数发动机内离解、复合与热化学非平衡效应研究奠定了良好的基础。图 39 是基于 DZFM 模型进行 IDDES 计算得到的典型高马赫数发动机燃烧场分布。

图 39 基于 DZFM 模型的典型高马赫数发动机流场 OH 质量分数分布^[96]Fig. 39 Typical OH mass fraction distribution of high Mach number scramjet based on DZFM model^[96]

6 燃料增混和燃烧强化技术

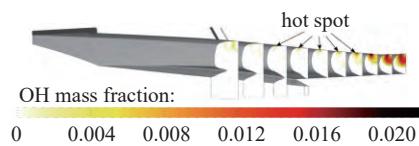
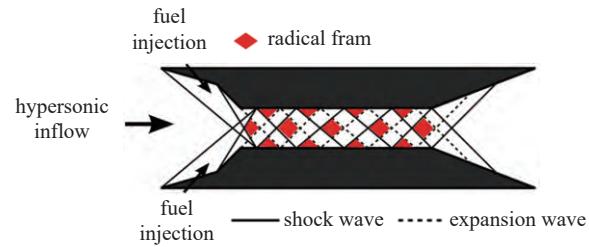
超高速气流中射流穿透深度大幅降低不利于掺混,极短驻留时间与掺混燃烧弛豫时间矛盾更为突出,高马赫数发动机的掺混和燃烧组织面临更大挑战。此外,低雷诺数气流的边界层急剧增厚,导致燃烧室入口低能流占比大幅提高且非对称性极为显著,对下游燃烧特性产生影响。同时,更高焰气流中点火延迟时间显著降低,即燃烧过程更倾向于由掺混控制。鉴于高马赫数发动机上述特点,学者们针对

性研究了超高速高焰气流中的燃料增混和燃烧强化技术。

6.1 基于进气道喷注的激波强化燃烧技术

高马赫数超燃冲压发动机内流速非常高,如果仍如同 M_{af} 4.0~7.0发动机仅在燃烧室喷注燃料,极短驻留时间内很难实现充分掺混。并且考虑到高马赫数发动机内壁面摩阻相对于推力的比例较大,发动机长度存在最佳值,继续通过增加长度改善掺混反而会因为摩阻过大导致推力下降^[98]。为了增加有效掺混距离,Turner 和 Smart^[99]开展了进气道喷注氢燃料发动机的半自由射流试验,试验气流模拟接近进气道设计点的 M_{af} 8.1、高度 32 km 飞行条件。结果显示不同当量比的燃烧效率均约 60%,当量比 0.5 以上即得到正推力,且直到 0.92 以上才发生不起动,证明了进气道喷注可以用于高马赫数发动机。

进气道喷注的优点不仅在于增加掺混距离,还可以利用激波强化燃烧。Barth 等^[100]对 M_{af} 12.0 氢燃料喷注进气道开展了燃烧场数值计算,图 40 是典型的 OH 质量分数云图。可见燃料在外压段高温边界层内逐渐离解,生成少量 OH 自由基。进入内通道之后,外罩激波与边界层的相互作用产生更高温分离区,会导致激波诱导点火并强化燃烧现象的发生。图 41 是这一现象的示意图^[101-102],激波/激波、激波/边界层交互作用导致的高温低速区域有利于当地的点火和燃烧,从而在区域内产生包含自由基的部分预混高温可燃气体,这又能够促进下游燃烧。这一个个小区域被形象地称之为“radical farm”。

图 40 进气道喷注典型 OH 组分质量分数分布^[100]Fig. 40 Typical OH mass fraction contour by inlet injection^[100]图 41 激波诱导燃烧示意图^[101]Fig. 41 Schematic of shock-induced combustion^[101]

研究人员进一步深入探索了进气道喷注与燃烧室喷注的组合应用。Suraweera 和 Smart^[103] 对氢燃料发动机开展半自由射流试验对比了进气道喷注、燃烧室喷注和组合喷注 3 种方式, 试验气流模拟 Ma_f 8.7 飞行条件。图 42 是不同当量比 ϕ 的推力系数 C_T 。可见以推力性能为目标, 进气道喷注在低当量比时较优, 但当量比 0.61 以上即发生不起动。燃烧室喷注在中等当量比时较优, 但当量比继续增加之后推力趋于平稳, 这很可能是由于掺混受限。在高当量比条件下, 组合喷注较优且当量比越高优势越明显。Doherty 等^[104] 在模拟 Ma_f 10.4 条件下开展了设计点马赫数 12.0 发动机的自由射流试验, 结果类似, 组合喷注在总当量比 1.17 实现了高效燃烧。Landsberg 等^[105] 对设计点马赫数 12.0 发动机在设计来流条件下的数值计算结果则证实进气道与燃烧室喷注当量比 3 : 7 的组合喷注方式下, 发动机长度即使缩短一半, 总当量比 1.24 的燃烧效率仍然较高, 仅从 86.7% 下降到 81.3%。进一步的试验也再次表明组合喷注相比于单独喷注的优势。

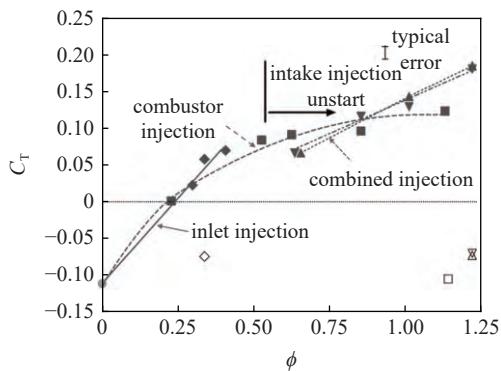


图 42 进气道喷注、燃烧室喷注和组合喷注 3 种方式在不同当量比 ϕ 条件下的推力系数 C_T ^[103]

Fig. 42 Thrust coefficient C_T vs. ER ϕ by inlet/combustor/combined injection schemes^[103]

进气道外压段喷注会导致进气道出口燃料与氧化剂浓度匹配的非对称分布^[100, 106], 不利于燃料的横向扩散。以氢燃料进气道喷注为例, 图 43 是典型进气道出口 O_2 和 OH 组分质量分数云图。可见机身 body 一侧附近, 由于燃料部分地离解与燃烧富含 OH 但缺乏 O_2 , 但外罩 cowl 一侧由于射流穿透深度有限, 燃料不足以扩散到该区域, 富含 O_2 且几乎没有 OH。

为了充分利用进气道下游外罩一侧富余 O_2 进行掺混, Barth 等^[106] 针对性地定制图 44 所示非对称的燃烧室喷孔排布, 在外罩一侧安排 5 个喷孔, 而机

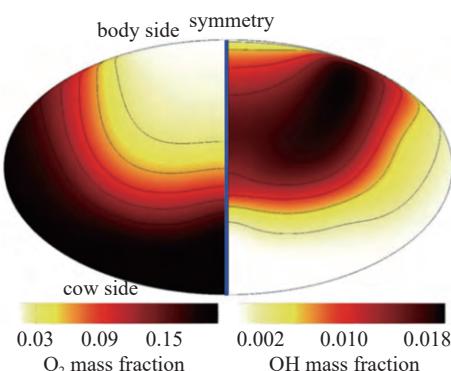


图 43 进气道喷注典型进气道出口组分分布^[106]

Fig. 43 Typical inlet outlet species mass fraction contour of inlet injection^[106]

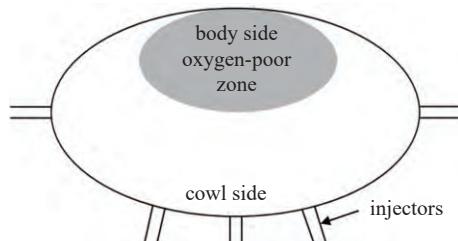


图 44 定制的非对称喷孔排布^[106]

Fig. 44 Tailored asymmetric fuel injection holes^[106]

身一侧没有喷孔, 在设计点 Ma_f 12.0 飞行条件下对进气道耦合燃烧室喷注的发动机燃烧场开展仿真计算^[106], 燃烧室分别采用定制喷孔与可以减小摩阻的均匀分布膜冷却喷孔^[107-108]。结果显示, 定制喷孔在更短距离内实现了更好的掺混与燃烧, 并且两种喷孔方案的摩阻差不多。考虑到高马赫数发动机内摩阻相对于推力的比例较大, 且摩阻大小随发动机长度增加近乎成比例增加^[98], 定制喷孔有利于在保证推力的前提下减小发动机长度。

6.2 多孔介质喷注与补氧喷注方法

多孔离散分布是燃料喷注的常见形式, 每个喷孔处燃料射流与主流之间的剪切层以及附近反向旋转的流向涡对能够促进掺混, 且射流引起的弓形激波与附近的低速区有利于点火和稳焰^[18, 109]。但喷孔离散分布并不利于燃料在展向的扩散与掺混。就适用于高马赫数发动机的进气道喷注而言, 在高马赫数来流条件下, 离散喷孔导致较强的弓形激波和明显的分离流动, 会强化进气道外压段的燃烧, 但容易引起不起动现象。因此, 从发动机性能的角度, 更希望利用进气道喷注可以增加掺混距离的优势, 同时减弱或避免进气道外压段的燃烧。

陶瓷复合材料可制备具有随机网状结构的多孔

介质。相比于离散喷孔,具有一定孔隙率的特点使得相同流量的情况下,多孔介质喷孔有明显更大且连续的喷注面积,这有利于燃料的展向扩散掺混。Capra等^[101]模拟 M_{∞} 9.67,高度30 km飞行条件对进气道分别采用常规离散喷孔和新型多孔介质喷孔开展了对比仿真研究,证明了多孔介质喷孔可以实现更好的掺混和燃烧。图45是两种喷孔典型进气道掺混场的静压和温度云图,可见相比于离散喷孔射流导致的分离-弓形-再附复杂激波结构并伴随明显分离流动,多孔介质喷孔射流形成更规则且集中的附体斜激波,其下游没有明显流动分离,可以弱化外压段的燃烧,有利于发动机保持起动状态。同时,更集中的附体斜激波配合外罩激波可以在内压段形成更强的激波反射结构和更多高温低速分离区,可以强化内压段的燃烧。并且,图中下游特别是内压段边界层更高的温度证明了更大喷注面积的多孔介质喷孔有利于展向扩散掺混。总之,多孔介质喷注在更有利发动机起动的前提下,射流附近附体斜激波和由此引起内压段更强的激波-膨胀波反射结构对掺混和燃烧具有重要促进作用。

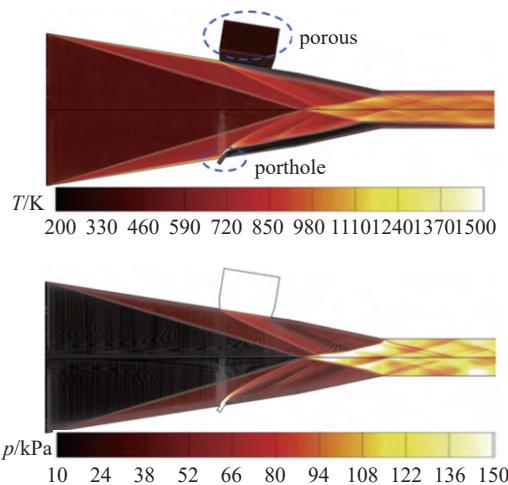


图45 多孔介质喷孔和离散喷孔的进气道化学冻结流静温 T 和静压 p 云图^[101]

Fig. 45 T and p contours of chemically frozen flow with porous and porthole inlet injections, respectively^[101]

由于极短驻留时间内难以掺混,且高空低密度来流捕获流量的减小限制高马赫数发动机的推力上限,Razzaqi和Smart^[110]针对性研究了补氧喷注方案,即燃料与少量氧气预混再从进气道喷注。试验结果证明该方案可以改善掺混并提升推力性能上限。仅恰当比所需氧气量约10%比例的补氧量即可提升相当比例的燃烧效率,并得到更高沿程压升即推

力提升。Petty等^[98]数值模拟发现补氧喷注对燃烧效率和推力的提升幅度甚至高于补氧比例,并归因于发动机内混合层物性的改变促进了湍流生成,进而改善掺混。Capra^[111]数值研究了图46所示非预混和预混两种补氧方式,结果显示二者掺混相似,但预混补氧的点火和燃烧更好,甚至燃烧过强导致发动机不起动,而非预混则可能点火失败。进一步试验^[112]证明结合多孔介质喷注,仅约10%补氧即可提升壁面压力超过40%,并得到更好的推力和比冲。

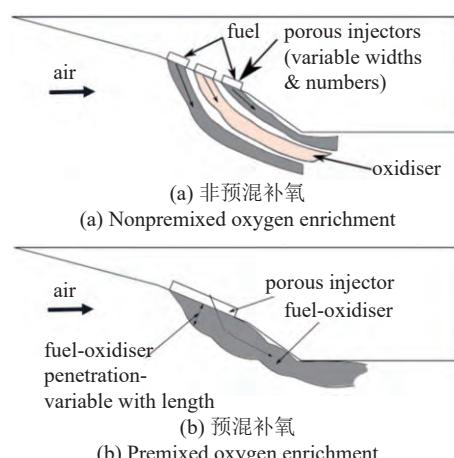


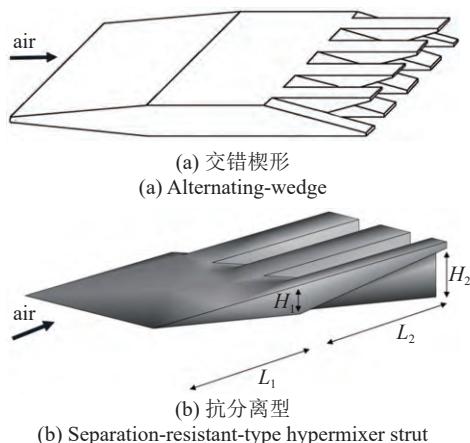
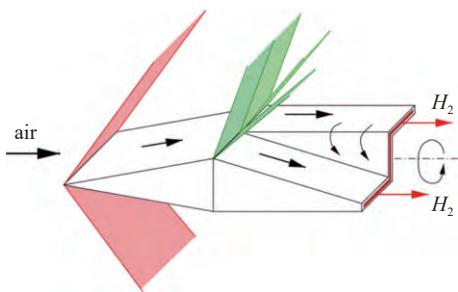
图46 非预混和预混补氧喷注示意图^[111]

Fig. 46 Schematic of nonpremixed and premixed oxygen enrichment^[111]

6.3 基于支板的激波-涡干扰控制燃烧技术

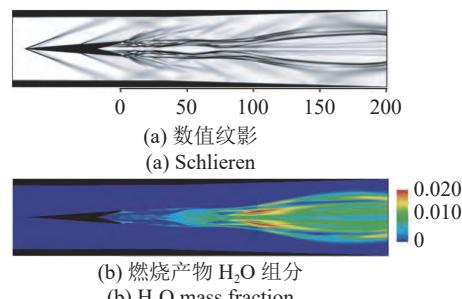
作为发动机主流道壁面喷注的补充,支板喷注的优势是保证大尺寸燃烧室中燃料的充分掺混,常用于 M_{∞} 4.0~7.0发动机^[113-116]。小支板具有流动损失更低的优点,张旭^[37]通过 M_{∞} 10级风洞试验论证了小支板喷注器耦合双排近距喷注能够有效地强化掺混与高马赫数燃烧,且小支板与燃烧室壁面同时喷注可以实现更好的燃料混合。为减小超高速气流中前缘激波、支板摩阻等造成的流动损失,研究人员提出改进的超混合型支板,图47是两种典型设计,分别是交错斜楔型^[60-62]和抗分离型^[117-118],前者包含前缘面和平行侧壁,后者只保留前缘面。基本改进思路一致,在传统支板后缘设计交错布置的斜坡/楔。如图48所示,气流经过交错斜坡/楔,分别产生激波和膨胀波,波后展向压力梯度会诱导产生流向涡,提升支板增混能力^[119]。Hiejima^[120]通过数值研究认为这类支板入射激波与下游流向涡相互作用导致的涡破碎有利于火焰传播,是其强化燃烧的原因。

在高马赫数发动机中,Hiejima等^[118]通过不同

图 47 超混合型支板的典型构型^[61, 118]Fig. 47 Typical hypermixer strut configurations^[61, 118]图 48 超混合型支板后缘产生流向涡示意图^[119]Fig. 48 Schematic diagram of streamwise vortex generation by hypermixer strut^[119]

的交错楔型支板长度改变入射激波和支板下游流向涡的相互作用位置, 数值结果表明该位置显著地影响燃烧区域和燃烧强度。入射激波作用于支板后缘喷孔附近时, 会在后缘处诱导分离并发生强燃烧, 这不利于热防护设计。如果作用于支板侧壁, 则由于入射激波无法直接作用于下游流向涡, 燃烧较弱。所以, 应当合理设计支板长度, 让入射激波作用在支板下游一定距离处, 既可以强化燃烧, 又避免支板后缘附近释热过强的热防护困难。

交错楔型支板在入射激波作用下后缘附近容易分离, 是附近释热过强的原因。针对该不足, Hiejima 等^[118]研究了图 47 (b) 所示抗分离型支板。其长度更短以降低摩擦损失, 且更小的前缘夹角诱导的入射激波更弱, 变相提高了支板后缘处抗分离能力。同时, 去掉了平行侧壁, 在后缘类似坡度情况下实现更大气流偏折角, 斜坡之间展向压力梯度更大, 能诱导下游更强的流向涡, 有利于强化燃烧。图 49 是典型数值纹影和燃烧产物 H_2O 浓度分布, 可见抗分离型支板能实现高马赫数条件下的强燃烧, 且支板后缘无分

图 49 抗分离型支板燃烧室的典型质量分数云图^[118]Fig. 49 Typical contours of (a) schlieren and (b) H_2O mass fraction using the separation-resistant strut^[118]

离, 燃烧区远离支板有利于热防护。

根据上述研究可知, 超混合型支板通过引入额外的流向涡增强掺混, 进而强化燃烧, 并且可以通过入射激波与涡相互作用的设计实现燃烧区域和强度的控制, 能够拓展支板的上限工作马赫数, 适用于高马赫数超燃冲压发动机。

7 总结与展望

高马赫数超燃冲压发动机技术研究刚起步, 其推阻平衡、热防护特性以及针对不同燃料的飞行马赫数上限仍没有确切的回答。本文分析了高马赫数超燃冲压发动机的关键科学技术问题, 并对其研究进展等进行了综述和分析, 期望能为后续研究提供一些支持。

(1) 分析了高马赫数超燃冲压发动机相比 Ma_f 4.0~7.0 发动机所面临的科学与技术问题, 包括高焓离解与热化学非平衡效应及对性能的影响规律、超高速气流燃料增混与燃烧强化技术、高超声速燃烧与进气压缩的匹配及工作模态、高焓低雷诺数边界层流动及控制方法、高焓流动/燃烧的热防护、高马赫数地面试验风洞技术等, 需针对性开展相关研究以支撑发动机技术突破。

(2) 介绍了现阶段应用于高马赫数超燃冲压发动机的脉冲风洞技术及相关国内外的风洞设施, 其中力学所发展的爆轰驱动技术具有试验时间长、运行成本低等优点, 有利于发展更长时间试验风洞。

(3) 国际上发展了高效低成本飞行试验技术, 并通过地面和飞行试验研究获得了高马赫数超燃冲压发动机的基础数据, 论证了高马赫数超燃冲压发动机在马赫数 10 附近的可行性。

(4) 综述了国内外在高马赫数超燃冲压发动机

技术方面的进展,包括发动机性能及热管理的建模分析、发动机流动/燃烧的热化学非平衡效应及影响、燃料增混和燃烧强化技术。总体而言,相关研究已经取得了阶段性成果。

为了更好地突破高马赫数超燃冲压发动机技术,回答发动机工作上限问题,给出几点建议如下。

(1) 高马赫数超燃冲压发动机的燃烧室设计原理是否与马赫数4~7发动机相同是一个未定的问题和挑战,目前对高马赫数发动机的流动及燃烧的认识仍很粗浅,需要围绕发动机总体性能,深入摸清其机理,并呼唤新设计原理及思路,以增强燃料掺混和燃烧,同时降低流动损失。

(2) 燃烧的高焓离解与流动的热化学非平衡效应对燃烧及发动机性能的影响仍需要更全面准确的回答,这关系高超声速燃烧与气流压缩的匹配及发动机工作模态的优化。回答这一问题需要开发风洞匹配的光学诊断技术,也需要发展高效的理论及计算工具,比如需要建立热力学非平衡的高精度理论模型,需要探索热化学非平衡流复杂化学反应流的高保真高效数值方法。

(3) 高马赫数超燃冲压发动机热防护涉及燃料特性、主被动热防护技术、热结构及材料科学,目前对这一问题还没有清晰的回答。总体热管理性能的建模分析取得了一定进展,但模型的完备性和精度仍需提高以支撑发动机研究。

(4) 针对飞行马赫数10条件发动机性能研究,需要发展更长时间激波风洞技术和电弧风洞的高压运行技术,同步发展秒级新型风洞技术以及低成本高效飞行试验技术,配套发展毫秒级的力热及光学测试技术。

参考文献

- 1 Urzay J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627
- 2 李旭彦, 郑星, 薛瑞. 超燃冲压发动机技术发展现状及相关建议. 科技中国, 2019, 2: 5-8
- 3 徐旭, 陈兵, 徐大军. 冲压发动机原理及技术. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014 (Xu Xu, Chen Bing, Xu Dajun. Ramjet Principle and Technology. Beijing: Beihang University Press, 2014 (in Chinese))
- 4 Builder CH. On the thermodynamic spectrum of airbreathing propulsion//1st AIAA Annual Meeting, 1964
- 5 王新月. 气体动力学基础. 西安: 西北工业大学出版社, 2006 (Wang Xinyue. Fundamentals of Gas Dynamics. Xi'an: Northwest Polytechnical University Press, 2006 (in Chinese))
- 6 安德森. 高超声速和高温气体动力学. 北京: 航空工业出版社, 2013 (Anderson. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. Beijing: Aviation Industry Press, 2013 (in Chinese))
- 7 张晓源, 覃粒子, 刘宇等. 离解组分复合对超燃尾喷管性能的影响. 推进技术, 2013, 34(5): 589-594 (Zhang Xiaoyuan, Qin Lizi, Liu Yu, He Miaosheng. Effects of radical recombination on scramjet nozzle performance. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(5): 589-594 (in Chinese))
- 8 Park C, Griffith W. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics. *Physics Today*, 1991, 44(2): 98-98
- 9 Vincenti WG, Kruger CH. Introduction to physical gas dynamics. *Physics Today*, 1966, 19(10): 95-95
- 10 Gehre RM, Wheatley V, Boyce RR. Computational investigation of thermal nonequilibrium effects in scramjet geometries. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(3): 648-660
- 11 Koo H, Raman V, Varghese PL. Direct numerical simulation of supersonic combustion with thermal nonequilibrium. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 2145-2153
- 12 Fiévet R, Voelkel S, Koo H, et al. Effect of thermal nonequilibrium on ignition in scramjet combustors. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2901-2910
- 13 Fiévet R, Raman V. Effect of vibrational nonequilibrium on isolator shock structure. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(5): 1334-1343
- 14 Landsberg WO, Wheatley V, Smart MK, et al. Performance of high mach number scramjets-tunnel vs. flight. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 103-110
- 15 Wang B, Wei W, Ma SN, et al. Construction of one-step H₂/O₂ reaction mechanism for predicting ignition and its application in simulation of supersonic combustion. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41: 19191-19206
- 16 Zhang Y, Zhu SH, Chen B, et al. Hysteresis of mode transition in a dual-struts based scramjet. *Acta Astronautica*, 2016, 128: 147-159
- 17 Zhao GY, Sun MB, Wu JS, et al. Investigation of flame flashback phenomenon in a supersonic crossflow with ethylene injection upstream of cavity flameholder. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 87: 190-206
- 18 Gruber MR, Nejad AS, Chen TH, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(2): 315-323
- 19 沈维道, 童钧耕. 工程热力学. 北京: 高等教育出版社, 2016 (Shen Weidao, Tong Jungeng. Engineering Thermodynamics. Beijing: Higher Education Press, 2016 (in Chinese))
- 20 Lau KY. Hypersonic boundary-layer transition: application to high-speed vehicle design. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(2): 176-183
- 21 Chen H, Wang ZR, Zhang QF, et al. On the Reynolds-number sensitivity of inlet flow at Mach numbers beyond 7. *AIAA Journal*, published online
- 22 Heiser WH, Pratt DT. Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA Education Series, AIAA, 1994
- 23 李进平. 爆轰驱动高焓激波风洞关键问题研究. [博士论文]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2007 (Li Jinping. Investigation into essential problems of detonation-driven high enthalpy shock tunnels. [PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2007 (in Chinese))
- 24 唐志共, 许晓斌, 杨彦广等. 高超声速风洞气动力试验技术进展.

- 航空学报, 2015, 36(1): 86-97 (Tang Zhigong, Xu Xiaobin, Yang Yanguang, et al. Research progress on hypersonic wind tunnel aerodynamic testing techniques. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 86-97 (in Chinese))
- 25 贺元元, 吴颖川, 张小庆等. 脉冲燃烧风洞与常规高超声速风洞数据相关性研究. 实验流体力学, 2018, 32(3): 64-68 (He Yuanyuan, Wu Yingchuan, Zhang Xiaoqing, et al. Analysis of data correlation between combustion heated impulse facility and hypersonic wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(3): 64-68 (in Chinese))
- 26 Lu F, Marren D. Advanced hypersonic test facilities//Progress in Astronautics and Aeronautics, 2002: 198
- 27 Fotia ML, Driscoll JF. Isolator-combustor interactions in a direct-connect ramjet-scramjet experiment. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(1): 83-95
- 28 Gu S, Olivier H. Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 113: 100607
- 29 Wang YP, Hu ZM, Liu YF, et al. Starting process in a large-scale shock tunnel. *AIAA Journal*, 2016, 54(4): 1-10
- 30 姜宗林, 李进平, 胡宗民等. 高超声速飞行复现风洞理论与方法. 力学学报, 2018, 50(6): 1283-1291 (Jiang Zonglin, Li Jinping, Hu Zongmin, et al. Shock tunnel theory and methods for duplicating hypersonic flight conditions. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1283-1291 (in Chinese))
- 31 Michael SH, Timothy PW, Matthew M, et al. Experimental research and analysis in supersonic and hypervelocity flows in the lens shock tunnels and expansion tunnel//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2015
- 32 Klaus H, Katsuhiro I, David JM, et al. Free Piston Shock Tunnels HEG, HIEST, T4 and T5. Springer International Publishing, 2016
- 33 Jiang ZL, Hu ZM, Wang YP, et al. Advances in critical technologies for hypersonic and high-enthalpy wind tunnel. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(12): 12
- 34 姜宗林, 俞鸿儒. 高焓激波风洞研究进展//中国力学学会学术大会, 郑州市, 2009
- 35 Stalker RJ, Paull A, Mee DJ, et al. Scramjets and shock tunnels - the queensland experience. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, 41(6): 471-513
- 36 卢洪波, 张冰冰, 沈清等. 新建高焓激波风洞 $Ma=8$ 飞行模拟条件的实现与超燃实验. 气体物理, 2019, 4(5): 13-24 (Lu Hongbo, Zhang Bingbing, Shen Qing, et al. Flight condition achievement of Mach number 8 in a new shock tunnel of CAAA and its scramjet experimental investigation. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 13-24 (in Chinese))
- 37 张旭, 张启帆, 岳连捷等. 高马赫数燃烧强化的激波风洞试验研究. 力学学报, 2021, 53(11): 1-11 (Zhang Xu, Zhang Qifan, Yue Lianjie, et al. Shock-tunnel experimental study of combustion enhancement methods for a high-Mach-number scramjet. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(11): 1-11 (in Chinese))
- 38 陆星宇, 李进平, 陈宏等. 爆轰驱动高能起爆技术实验研究. 中国科学, 2019, 49(3): 311-319 (Lu Xingyu, Li Jinping, Chen Hong, et al. Experimental research on high energy initiation technology for detonation driver. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49(3): 311-319 (in Chinese))
- 39 Marshall LA, Bahm C, Corpening GP, et al. Overview with results and lessons learned of the X-43 A Mach 10 flight//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005
- 40 Rogers RC, Shih AT, Hass NE. Scramjet development tests supporting the Mach 10 flight of the X-43//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005
- 41 范培蕾, 杨涛, 张晓今等. 高超声速低成本飞行试验进展. 导弹与航天运载技术, 2008, 6: 17-22 (Fan Peilei, Yang Tao, Zhang Xiaojin, et al. Progress on hypersonic vehicle's low-cost flight experiment. *Missiles and Space Vehicles*, 2008, 6: 17-22 (in Chinese))
- 42 Pauli A, Alesi H, Anderson S. The Development of the HyShot Flight Program. Shock Waves. Berlin, Heidelberg: Springer, 2005
- 43 Smart MK, Hass NE, Paull A. Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2366-2375
- 44 Ground testing of the HyShot supersonic combustion flight experiment in HEG and comparison with flight data//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004
- 45 邓帆, 尘军, 谢峰等. 基于超燃冲压发动机的HIFIRe 项目飞行试验研究进展. 航空动力学报, 2018, 33(3): 683-695 (Deng Fan, Chen Jun, Xie Feng, et al. Research progress on flight tests of HIFIRe project based on scramjet. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(3): 683-695 (in Chinese))
- 46 Kevin B, Alan P, Douglas D, et al. HiFire: an international collaboration to advance the science and technology of hypersonic flight//28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012
- 47 Kevin RJ, Mark RG, Salvatore B. Mach 6-8+ hydrocarbon-fueled scramjet flight experiment: the HIFIRe flight 2 project. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 36-53
- 48 Russell B, Tim M, Sean O, et al. Combustion scaling laws and inlet starting for Mach 8 inlet-injection radical farming scramjets//Air Force Research Lab Wright-Patterson AFB, OH, 2010
- 49 Sarah AR, Todd BS, Michael KS, et al. The HIFIRe 7 flight experiment//22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2018
- 50 Smart MK, Suraweera MV. HIFire 7-development of a 3D scramjet for flight testing//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009
- 51 Walker SH, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies, 2005
- 52 Walker SH, Sherk J, Shell D, et al. The DARPA/AF Falcon Program: The hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase//AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2008
- 53 Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE flight test program//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008
- 54 Walker SH, Rodgers FC, Esposito AL. Hypersonic collaborative Australia/United States experiment (HYCAUSE)//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies, 2005
- 55 Boyce RR, Tirtey SC, Brown L, et al. SCRAMSPACE : scramjet-based access-to-space systems//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011

- 56 Tirtey SC, Boyce RR, Brown LM, et al. The SCRAMSPACE I scramjet flight design and construction//18th AIAA/3 AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012
- 57 Brown LM, Tirtey SC, van Staden PA, et al. Static stability of the SCRAMSPACE I Mach 8 hypersonic flight experiment//18th AIAA/3 AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012
- 58 Boyce RR, Schramm JM, Oberg D, et al. Shock tunnel and numerical studies of a large inlet-fuelled inward turning axisymmetric scramjet//18th AIAA/3 AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012
- 59 Kurtz J, Aizengendler M, Krishna Y, et al. Flight test of a rugged scramjet-inlet temperature and velocity sensor//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015
- 60 Sunami T, Murakami A, Kudo K, et al. Mixing and combustion control strategies for efficient scramjet operation in wide range of flight mach number//11th AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2002
- 61 Sunami T, Scheel F. Analysis of mixing enhancement using streamwise vortices in a supersonic combustor by application of laser diagnostics//11th AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2002
- 62 Sunami T, Magre P, Bresson A, et al. Experimental study of strut injectors in a supersonic combustor using OH-PLIF//13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005
- 63 Sunami T, Itoh K, Satoh K, et al. Mach 8 ground tests of the hypermixer scramjet for HyShot-IV flight experiment//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006
- 64 袁江宇, 王春, 喻江等. JF12 激波风洞高 Mach 数超燃冲压发动机实验研究. 气体物理, 2019, 4(5): 26-31 (Yao Xuanyu, Wang Chun, Yu Jiang, et al. High-mach-number scramjet engine tests in JF12 shock tunnel. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 26-31 (in Chinese))
- 65 吴里银, 孔小平, 李贤等. 马赫数 10 超燃冲压发动机激波风洞实验研究. 推进技术, 2021, 42(12): 12 (Wu Liyin, Kong Xiaoping, Li Xian, et al. Experimental study on a scramjet at Mach 10 in shock tunnel. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 12 (in Chinese))
- 66 Zhou GX, Zhang X, Li JP, et al. Optical diagnostics in a detonation-driven direct-connected circular combustor fueled with hydrogen for Mach 10 scramjet. *Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(54): 27801-27815
- 67 Waltrip PJ. Upper bounds on the flight speed of hydrocarbon-fueled scramjet-powered vehicles. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1199-1204
- 68 Wang YY, Cheng KL, Tang JF, et al. Analysis of the maximum flight Mach number of hydrocarbon-fueled scramjet engines under the flight cruising constraint and the combustor cooling requirement. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 98: 105594
- 69 Smart MK. How much compression should a scramjet inlet do. *AIAA Journal*, 2012, 50(3): 610-619
- 70 Zhang D, Yang SB, Zhang SL, et al. Thermodynamic analysis on optimum performance of scramjet engine at high Mach numbers. *Energy*, 2015, 90: 1046-1054
- 71 Cao RF, Chang JT, Tang JF, et al. Study on combustion mode transition of hydrogen fueled dual-mode scramjet engine based on thermodynamic cycle analysis. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2014, 39(36): 21251-21258
- 72 Roux JA, Shakya N, Choi J. Revised parametric ideal scramjet cycle analysis. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2013, 27(1): 178-183
- 73 Ji ZF, Zhang HQ, Wang B. Thrust control strategy based on the minimum combustor inlet Mach number to enhance the overall performance of a scramjet engine. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(13): 4810-4824
- 74 Yang QC, Zong YH, Wen B. Constant static-temperature heating for hydrogen fueled scramjet engine. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(3): 2002-2010
- 75 徐雪睿, 仲峰泉. 解离效应对超燃冲压发动机燃烧与传热的影响特性研究. 推进技术, 2021, 出版中 (Xu Xuerui, Zhong Fengquan. Effects of dissociation on combustion and heat transfer of scramjet. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, in press (in Chinese))
- 76 Zhu YH, Peng W, Xu RN, et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(10): 1929-1953
- 77 章思龙, 秦江, 周伟星等. 高超声速推进再生冷却研究综述. 推进技术, 2018, 39(10): 23-36 (Zhang Silong, Qin Jiang, Zhou Weixing, et al. Review on regenerative cooling technology of hypersonic propulsion. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 23-36 (in Chinese))
- 78 金烜, 沈赤兵, 吴先宇等. 超燃冲压发动机再生冷却技术研究进展. 火箭推进, 2016, 42(5): 66-73 (Jin Xuan, Shen Chibing, Wu Xianyu, et al. Progress of regenerative cooling technology for scramjet. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42(5): 66-73 (in Chinese))
- 79 Zhang C, Qin J, Yang QC, et al. Design and heat transfer characteristics analysis of combined active and passive thermal protection system for hydrogen fueled scramjet. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(1): 675-682
- 80 罗世彬, 吴先宇, 罗文彩等. 机身/推进系统一体化高超声速飞行器冷却性能分析. 弹箭与制导学报, 2004, 24(1): 56-62 (Luo Shiben, Wu Xianyu, Luo Wencai, et al. Cooling analysis of an airframe/propulsion integrated hypersonic vehicle. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2004, 24(1): 56-62 (in Chinese))
- 81 Zhong FQ, Fan XJ, Yu G, et al. Thermal cracking and heat sink capacity of aviation kerosene under supercritical conditions. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2011, 25(3): 1226-1232
- 82 刘朝晖, 宋晨阳, 陈强等. 吸热型碳氢燃料再生冷却性能评估方法. 火箭推进, 2020, 46(2): 15-20 (Liu Zhaohui, Song Chenyang, Chen Qiang, et al. Evaluation methods on regenerative cooling performance for endothermic hydrocarbon fuel. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(2): 15-20 (in Chinese))
- 83 Qin J, Bao W, Zhang SL, et al. Comparison during a scramjet regenerative cooling and recooling cycle. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, 26(4): 612-618
- 84 张晓嘉, 岳连捷, 张新宇. 大内收缩比二元高超声速进气道波系配置特性. 推进技术, 2012, 4(33): 505-509 (Zhang Xiaoja, Yue Lianjie, Chang Xinyu. Shocks arrangement of ramp compression hypersonic inlet with high internal contraction ratio. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 4(33): 505-509 (in Chinese))
- 85 张启帆, 岳连捷, 贾轶楠等. 真实气体效应对 Ma10 级进气道流动的影响. 推进技术, 2019, 40(5): 1042-1050 (Zhang Qifan, Yue Lianjie, Jia Yinan, et al. Real-gas effects on hypersonic inlet flow at

- Mach 10. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1042-1050 (in Chinese))
- 86 Xiao YB, Yue LJ, Ma SH, et al. Design methodology for shape transition inlets based on constant contraction of discrete streamtubes. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 230(8): 1496-1506
- 87 代春良, 孙波, 梁晓扬等. 真实气体效应下高马赫数内转进气道特性研究. 推进技术, 2020, 41(7): 1473-1483 (Dai Chunliang, Sun Bo, Liang Xiaoyang, et al. Study on characteristics of high mach number inward turning inlet under real gas effect. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1473-1483 (in Chinese))
- 88 Huang TL, Yue LJ, Ma SH, et al. Numerical investigation on flow nonuniformity-induced hysteresis in scramjet isolator. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(12): 3176-3188
- 89 Lorrain P. Flow structure/chemistry coupling in the ignition process in shock-induced-combustion scramjets. [PhD Thesis]. Brisbane: School of Mechanical and Mining Engineering, University of Queensland, 2014
- 90 Han S, Lee S, Lee BJ. Numerical analysis of thermochemical nonequilibrium flows in a model scramjet engine. *Energies*, 2020, 13: 1-17
- 91 Micka DJ. Combustion stabilization, structure, and spreading in a laboratory dual-mode scramjet combustor. [PhD Thesis]. Michigan: The University of Michigan, 2010
- 92 Peng JB, Cao Z, Xin Y, et al. Analysis of combustion instability of hydrogen fueled scramjet combustor on high-speed OH-PLIF measurements and dynamic mode decomposition. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(23): 13108-13118
- 93 Stalker RJ, Truong NK, Morgan RG, et al. Effects of hydrogen-air non-equilibrium chemistry on the performance of a model scramjet thrust nozzle. *Aeronautical Journal -New Series*, 2004, 108(1089): 575-584
- 94 Huang Y, Wang PY, Dou Y, et al. Chemical non-equilibrium flow analysis of H₂ fueled scramjet nozzle. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2015, 5: 89-97
- 95 Zhang XY, Qin LZ, Chen H, et al. Radical recombination in a hydrocarbon-fueled scramjet nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(6): 1413-1420
- 96 Yao W, Chen L. Large eddy simulation of REST hypersonic combustor based on dynamic zone flamelet model//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 2020
- 97 Yao W. On the application of dynamic zone flamelet model to large eddy simulation of supersonic hydrogen flame. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(41): 21940-21955
- 98 Petty DJ, Wheatley V, Smart MK, et al. Effects of oxygen enrichment on scramjet performance. *AIAA Journal*, 2013, 51(1): 226-235
- 99 Turner JC, Smart MK. Application of inlet injection to a three-dimensional scramjet at Mach 8. *AIAA Journal*, 2010, 48(4): 829-838
- 100 Barth JE, Wheatley V, Smart MK. Effects of hydrogen fuel injection in a Mach 12 scramjet inlet. *AIAA Journal*, 2015, 53(10): 2907-2919
- 101 Capra BR, Boyce RR, Kuhn M, et al. Porous versus porthole fuel injection in a radical farming scramjet: a numerical analysis. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(3): 1-15
- 102 Judy O. Scramjet experiments using radical farming. [PhD Thesis]. Brisbane: The University of Queensland, 2004
- 103 Suraweera MV, Smart MK. Shock-tunnel experiments with a Mach 12 rectangular-to-elliptical shape-transition scramjet at offdesign conditions. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 555-564
- 104 Doherty LJ, Smart MK, Mee DJ. Experimental testing of an airframe-integrated three-dimensional scramjet at Mach 10. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 1-12
- 105 Landsberg WO, Wheatley V, Smart MK, et al. Enhanced supersonic combustion targeting combustor length reduction in a Mach 12 scramjet. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 3802-3807
- 106 Barth JE, Wise DJ, Wheatley V, et al. Tailored fuel injection for performance enhancement in a Mach 12 scramjet engine. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 35(1): 1-15
- 107 Barth JE, Wheatley V, Smart MK. Hypersonic turbulent boundary-layer fuel injection and combustion: skin-friction reduction mechanisms. *AIAA Journal*, 2013, 51(9): 2147-2157
- 108 Kirchhartz RM, Mee DJ, Stalker RJ. Supersonic skin-friction drag with tangential wall slot fuel injection and combustion. *AIAA Journal*, 2012, 50(2): 313-324
- 109 Viti V, Neel R, Schetz JA. Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field. *Physics of Fluids*, 2009, 21(4): 296
- 110 Razzaqi SA, Smart MK. Hypervelocity experiments on oxygen enrichment in a hydrogen-fueled scramjet. *AIAA Journal*, 2011, 49(7): 1488-1497
- 111 Capra BR. Porous fuel injection with oxygen enrichment in a viable scramjet engine//19th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2014
- 112 Capra BR, Boyce RR, Kuhn M, et al. Combustion enhancement in a scramjet engine using oxygen enrichment and porous fuel injection. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 767: 173-198
- 113 张岩, 李崇香, 韦宝禧等. 超燃冲压发动机燃料喷注方案综述. 飞航导弹, 2014, 2: 61-67
- 114 刘昊, 张蒙正, 豆飞龙. 超燃冲压发动机支板研究综述. 火箭推进, 2016, 42(5): 74-81 (Liu Hao, Zhang Mengzheng, Dou Feilong. Research on strut of scramjet engine. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42(5): 74-81 (in Chinese))
- 115 李宁, 李旭昌, 张涵等. 超声速燃烧火焰稳定技术及其发展综述. 飞航导弹, 2014, 5: 60-67
- 116 Chang JT, Zhang JL, Bao W, et al. Research progress on strut-equipped supersonic combustors for scramjet application. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 103: 1-30
- 117 Rust B, Gerlinger P, Aigner M. An improved lobed strut injector concept for supersonic combustion//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010
- 118 Hiejima T, Oda T. Shockwave effects on supersonic combustion using hypermixer struts. *Physics of Fluids*, 2020, 32(1): 016104
- 119 Gerlinger P, Stoll P, Kindler M. Numerical investigation of mixing and combustion enhancement in supersonic combustors by strut induced streamwise vorticity. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12: 159-168
- 120 Hiejima T. Effects of streamwise vortex breakdown on supersonic combustion. *Physical Review E*, 2016, 93(4): 043115