

发动机中的关键流体力学问题专题

提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法¹⁾

韩 信 *,[†] 刘云峰 *,^{†,2)} 张子健 ** 张文硕 *,[†] 马凯夫 *,[†]

*(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)

** (香港理工大学航空及民航工程学系, 香港九龙 999077)

摘要 斜爆轰发动机和激波诱导燃烧冲压发动机在高马赫数吸气式发动机中具有重要应用前景, 但是斜爆轰发动机是否具有足够大的净推力, 还是一个未知的问题, 因此需要对高马赫数冲压发动机的推进性能以及提高推力的方法进行理论研究。本文主要分为 3 部分。第 1 部分理论研究了超燃冲压发动机中的爆燃波和爆轰波的传播特性。保证发动机稳定燃烧是提高推力的前提。通过对爆燃波和爆轰波传播特性研究, 得到了影响发动机燃烧稳定性关键参数和物理规律。第 2 部分研究了发动机处于热壅塞临界状态下的燃烧规律和推力特性。在临界状态下, 燃烧室入口气流速度正好等于爆轰波传播速度, 二者处于平衡状态, 这是发动机推进性能的理论上限。第 3 部分研究了提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法。对于高马赫数冲压发动机, 燃烧室入口气流速度远远大于爆轰波的传播速度, 这部分速度差就是提高推力的理论空间。对于马赫数 $Ma \geq 12$ 的超燃冲压发动机, 理论上燃烧产生的爆燃波或激波不会引起发动机不起动, 因此可以通过进一步添加燃料和氧化剂的方法来提高其推力。理论分析结果表明, 对于高马赫数超燃冲压发动机, 不但燃烧流场是容易稳定的, 而且可以有很多方法来进一步提高推力。

关键词 高马赫数超燃冲压发动机, 斜爆轰发动机, 激波诱导燃烧冲压发动机, 超声速燃烧, 提高推力的方法

中图分类号: V231.3 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-350

THE THEORETICAL METHOD TO INCREASE THE THRUST OF HIGH MACH NUMBER SCRAMJETS¹⁾

Han Xin *,[†] Liu Yunfeng *,^{†,2)} Zhang Zijian ** Zhang Wenshuo *,[†] Ma Kaifu *,[†]

* (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)

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

Abstract The oblique detonation engines and shock-induced combustion ramjets have been proved to be practicable for high flight Mach number air-breathing engines in recent years. However, whether the oblique detonation engines and shock-induced combustion ramjets have enough thrust or not is unknown yet. In this paper, the combustion characteristics and propulsive performance of scramjets are discussed theoretically. Firstly, the mechanism of engine unstart of scramjets is discussed from the point of view of shock/shock interaction and deflagration-to-detonation transition. The results show that engine unstart process is very similar to the deflagration-to-detonation transition process.

2021-07-23 收稿, 2021-12-21 录用, 2021-12-22 网络版发表。

1) 国家自然科学基金资助项目 (11672312).

2) 刘云峰, 高级工程师, 主要研究方向: 激波与爆轰物理. E-mail: liyunfeng@imech.ac.cn

引用格式: 韩信, 刘云峰, 张子健, 张文硕, 马凯夫. 提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法. 力学学报, 2022, 54(3): 633-643

Han Xin, Liu Yunfeng, Zhang Zijian, Zhang Wenshuo, Ma Kaifu. The theoretical method to increase the thrust of high Mach number scramjets. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(3): 633-643

In the combustor of scramjets, the maximum velocity of the deflagration wave is very close to the detonation velocity. Therefore, the C-J detonation velocity is defined as the stable operation boundary of scramjets. Secondly, the formula of thrust produced by the divergent nozzle is put forth and key parameters influencing thrust are obtained. According to the thrust formula, supersonic combustion is beneficial for increasing the thrust. The main way to increase the thrust is to increase the pressure of combustion products. The propulsive performance of scramjets is theoretically analyzed by using C-J detonation theory, which is the critical condition when the engine is thermally choked. Finally, the theoretical method to increase the thrust is discussed. For high flight Mach number scramjets $Ma \geq 12$, the velocity in the isolator is much faster than the C-J detonation velocity in the combustor and the problem of engine unstart disappears. Therefore, extra fuel and oxidizer can be injected into the combustor to increase the thrust further as long as the shock wave generated by the high pressure combustion products is slower than the air velocity in the isolator. The theoretical results agree well with the existing experimental and numerical results, which can be used as a baseline for the development of high Mach number scramjets.

Key words high flight Mach number scramjets, oblique detonation engines, shock-induced combustion ramjets, supersonic combustion, the method to increase the thrust

引言

超燃冲压发动机从空气中汲取氧气, 不需要携带氧化剂, 可以降低起飞重量, 被认为是非常具有发展潜力的吸气式动力之一。经过 60 多年的研究, 超燃冲压发动机取得了很大的进展, 已经进入工程实践阶段^[1-3]。超燃冲压发动机在将来的可重复使用、天地往返运输系统中也将发挥重要的作用^[4-5]。除此之外, 近些年的研究还证明, 斜爆轰模态和激波诱导燃烧模态在高马赫数超燃冲压发动机中具有工程可行性^[6]。

对于超燃冲压发动机, 首先要保证超燃流场的稳定性, 其次是要有足够大的净推力, 这是两个“卡脖子”难题^[3]。超燃冲压发动机的不起动问题一直是一个没有很好解决的燃烧和气体动力学难题。德国宇航中心在 HEG 激波风洞上开展了 HyShotII 模型的试验研究^[7-10]。模拟了飞行马赫数 7.5 的状态, 燃料是氢气。燃烧室入口的速度和静温分别为 1720 m/s 和 1350 K。在当量比为 0.5 时隔离段内出现了上传激波, 在当量比为 1.0 时发动机发生不起动现象, 上传激波的相对速度约为 300 m/s。

中国空气动力研究与发展中心在直联台上开展了氢气燃料超燃冲压发动机试验研究^[11]。驻室温度和压力分别为 950 K 和 0.82 MPa, 隔离段内的马赫数为 2.0。在当量比为 0.23 和 0.3 时, 燃烧产生的激波串进入隔离段。他们还开展了乙烯燃料超燃冲压发动机试验, 同样观察到相同的现象^[12-13]。日本 JAXA 开展了 RBCC 发动机的试验研究, 在试验中

观察到了发动机不起动现象和振荡燃烧现象^[14]。他们的试验结果表明, 发动机不起动主要是由于热壅塞引起的, 而不是边界层分离。即使在试验中采用了边界层抽吸技术, 将边界层抽吸得非常干净, 依然发生了发动机不起动现象。

美国空军开展了超燃冲压发动机试验研究和数值模拟研究^[15-18]。他们采用燃烧室下游空气节流技术来强化燃烧。隔离段内气流的温度、压力和速度分别为 560 K, 33.23 kPa 和 1045 m/s。空气质量流量和马赫数分别为 0.757 kg/s 和 $Ma = 2.2$, 燃料为乙烯。在试验中, 随着当量比的增加, 激波串向上游传播并发生了不起动现象。引起燃烧不稳定的机理包括喷嘴/火焰相互作用、激波/火焰相互作用、激波/火焰/对流/声学相互作用等。Sun 等^[19]在直联台上开展了超燃冲压发动机试验研究, 马赫数为 2.1, 总温为 846 K, 燃料为乙烯。试验中观察到了回火现象, 这种回火现象与爆燃波转爆轰波过程 (deflagration-to-detonation transition, DDT) 非常相似。

近些年, 澳大利亚开展了氢燃料 HIFiRE 超燃冲压发动机在高马赫数下的试验研究^[20-23]。试验结果表明, 在高马赫数下, 发动机不起动现象得到很大改善。对于飞行马赫数 7.5 的 HIFiRE 发动机, 在当量比为 0.48 ~ 0.84 的范围内, 燃烧流场是稳定的, 获得了明显的压升。在当量比为 1.0 时发生不起动现象, 但是如果在保持总当量比不变的前提下, 将燃料改为进气道和燃烧室两点分散喷注, 发动机会保持稳定。对于 M12 REST, 飞行马赫数为 12, 在当量比为 1.26 时, 发动机仍然保持稳定, 没有发生不起动现象^[23]。

Urzay^[24] 在综述文章中指出, 发动机的不起动问题一直没有研究清楚, 这与燃料的喷注和燃烧过程密切相关。Chang 等^[25] 对发动机不起动的机理、检测和控制方法的最新研究进展进行了综述。Im 和 Do^[26] 给出了发动机不起动机理的综述。因此, 利用理论方法研究发动机不起动机理对于超燃冲压发动机的发展至关重要。本文采用理论方法对发动机不起动机理进行了分析, 分析了爆燃波和爆轰波的传播机理, 提出了发动机稳定燃烧边界。在保证稳定燃烧的基础上, 分析了发动机的推进性能, 提出了进一步提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法。

1 发动机不起动机理的理论分析

发动机不起动过程主要由两个不同的机理引起, 一是边界层分离引起的激波/边界层相互作用形成马赫干, 二是主流无黏区的同向运动的激波串通过透射形成强度更大的激波。激波/边界层相互作用的发展变化过程是缓慢的, 只要主流区保持稳定, 马赫干不向上游传播, 就不会引起发动机的不起动。引起发动机突然不起动的主要机理是在热壅塞的临界条件下, 主流区的流场变得不稳定, 激波强度大于隔离段内的气流马赫数, 导致激波上传, 这一过程主要由激波/激波相互作用引起。激波/激波相互作用过程是瞬态的和非线性的, 类似爆轰波的 DDT 过程。线性稳定性理论无法解释发动机的不起动过程^[27]。图 1 给出了超燃冲压发动机燃烧室内流动的物理模型。在燃烧室内有可能形成爆燃波, 也有可能通过 DDT 过程形成爆轰波, 本研究的目的就是寻找爆燃波强度的理论解。

爆轰波的 DDT 过程有 100 多年的研究历史, 是燃烧学和爆轰学的重要基础理论问题^[28-33]。自然界中的绝大多数爆轰波都是由 DDT 过程引起的。在试验中, 当爆燃波的传播速度达到大约 40%~60% C-J 爆轰波速度 (D_{C-J}) 时, 就会发生 DDT 过程, 爆燃波

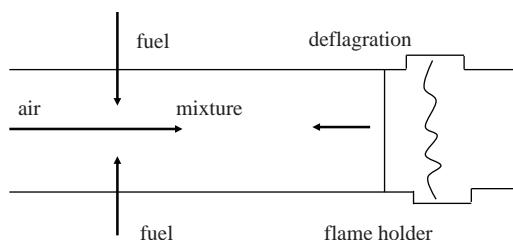


图 1 发动机燃烧室物理模型

Fig. 1 Physical model of a combustor

突然转变成爆轰波。这一临界速度接近燃烧产物的声速, 是爆燃波的理论最大传播速度, 称为 C-J 爆燃波或准爆轰波。Liu 等^[34] 对 DDT 过程开展了理论研究, 提出了预测 DDT 过程临界状态的理论公式, 如下

$$\frac{6M_1^2}{M_1^2 + 5} = \frac{7M_{C-J}^2}{6} \frac{T_1}{T_0} \quad (1)$$

式中, M_1 是 DDT 过程 C-J 爆燃波的临界马赫数, M_{C-J} 是预混气体的 C-J 爆轰波马赫数, T_0 是等容燃烧总温, T_1 是预混气体的初始温度, 其中 M_1 , M_{C-J} , T_0 , 均与燃料类型及当量比有关。

从式(1)可以看出, 对于给定的爆轰预混气体和初始条件, M_{C-J} , T_0 和 T_1 3 个参数都是已知常数, 因此, C-J 爆燃波的最大传播马赫数 M_1 也是常数, 具有唯一解。当爆燃波的传播速度达到这一临界状态时, 就会发生 DDT 过程, 形成爆轰波。式(1)具有 3 个重要性质: 一是当 $M_1 = M_{C-J} = 0$ 时, 公式依然成立; 二是 C-J 爆轰波马赫数 M_{C-J} 要按照物理取值, 不能任意取值, 如果 $M_{C-J} > 6$, 爆燃波的传播马赫数 M_1 就会变成负数, 这是非物理的; 三是当初始温度 T_1 非常高时, $T_1/T_0 \approx 1$, 此时 $M_1 \approx M_{C-J} \approx 1$, 意味着在高温状态下, 爆轰波、爆燃波和压缩波的热力学性质趋于一致。这 3 条性质保证了式(1)是物理的。

Valiev 等^[35-36] 提出了爆轰波 DDT 过程的工程经验公式, 见式(2), 其中 $(u_{C-J})_{\text{detonation}}$ 与燃料类型及当量比有关。从式(2)可看出, C-J 爆轰波的传播速度和 C-J 爆燃波传播仅相差了一个比例系数, 该比例系数是燃烧产物比热比的函数

$$(u_{C-J})_{\text{deflagration}} \approx \frac{\gamma(\gamma-1) + 2(\gamma+1)}{2(\gamma+1)^2} (u_{C-J})_{\text{detonation}} \quad (2)$$

利用式(1)和式(2), 对初始压力 0.1 MPa、初始温度 300 K、不同当量比下的 H₂/Air 混合气体的 DDT 过程进行了计算, 在式(2)中假设燃烧产物的比热比为 $\gamma = 1.36$, 计算结果见图 2。从图中可以看出, 这两个公式得到的结果吻合得比较好。C-J 爆燃波的传播速度约为 40%~60% D_{C-J} , 接近燃烧产物的声速。理论预测结果与实验结果吻合得也比较好^[29-31]。

上面的结果只给出了初始温度为 300 K 的爆燃波的传播特性。但是, 超燃冲压发动机燃烧室入口气

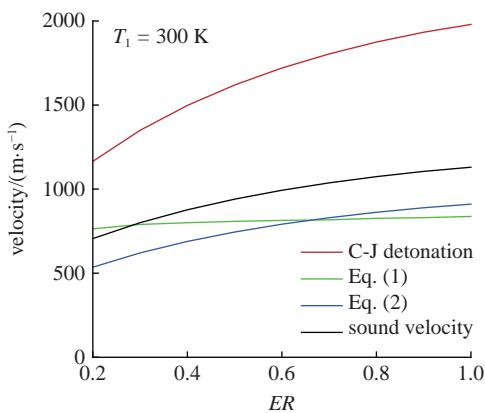


图2 不同当量比下的C-J爆轰波速度、C-J爆燃波速度和声速的比较
Fig. 2 Comparison of C-J detonation velocity, C-J deflagration velocity and sound velocity of H₂/Air mixture at 0.1 MPa and 300 K

流的温度非常高,远远高于300 K,高温下的爆燃波的传播特性还没有相关研究结果。利用式(1)可以预测高温下的爆燃波传播特性。图3给出了氢气/空气混合气体初始温度分别为1000 K和1500 K的计算

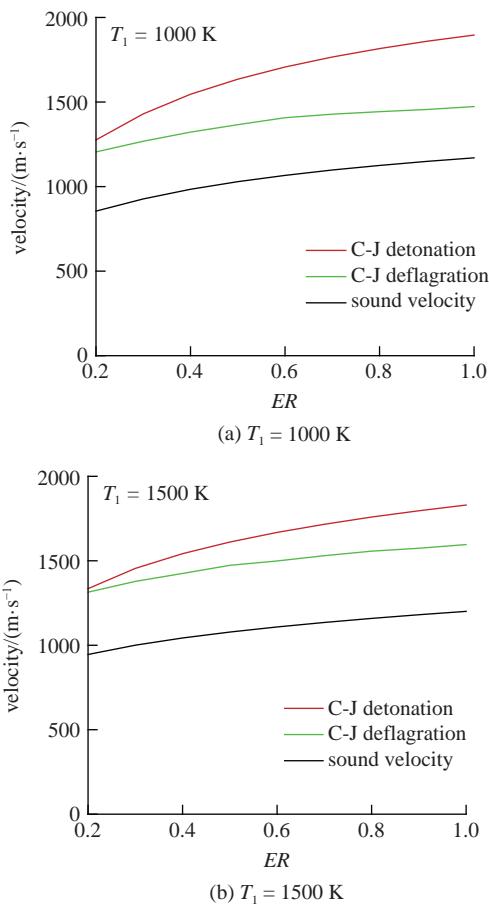


图3 不同初始温度T₁下的C-J爆轰波速度和C-J爆燃波速度的比较

Fig. 3 Comparison of C-J detonation and C-J deflagration velocity of H₂/Air mixture at different initial temperature T₁

结果。从图中可以发现一个非常重要的物理机理,高温下C-J爆轰波的传播速度非常快,接近C-J爆轰波的传播速度,尤其是在低当量比的情况下。这一研究结果表明,在超燃冲压发动机燃烧室内,由于爆燃波的传播速度非常快,非常接近爆轰波速度,因此爆燃波和爆轰波没有明显的界限。爆燃波的传播是不稳定的,其传播速度无法预测和控制。但是,C-J爆轰波的传播速度是稳定的,有理论解。因此,有必要将C-J爆轰波定义为超燃冲压发动机稳定燃烧安全边界,只要隔离段内气流速度大于C-J爆轰波的传播速度,理论上爆燃波就不会上传,就不会引起发动机不起动。

为了验证上述理论分析结果的准确性,本文开展了一维数值模拟研究,研究了氢气/空气混合气体爆轰波和爆燃波在不同初始温度下的传播特性。物理模型、数值方法以及算例验证详见参考文献[37-39]。对当量比为1.0的H₂/Air混合气体,采用一步总包化学反应模型来模拟爆轰波的传播过程^[37-39]。通过高温高压来点燃C-J爆轰波,通过改变活化能来使C-J爆轰波解耦,得到C-J爆燃波。

图4给出了初始温度分别为300 K和1000 K的爆轰波和爆燃波的数值模拟结果,同时还用水平虚线标出了理论公式(1)预测的结果。从图上可以看出,在初始温度为300 K的状态下,随着活化能的不断增加,爆轰波解耦并衰减成爆燃波,C-J爆燃波的最大传播速度约为50%爆轰波传播速度,理论结果与数值模拟结果吻合很好。对于初始温度为1000 K的状态,随着活化能的增加,爆轰波是非常难解耦的,

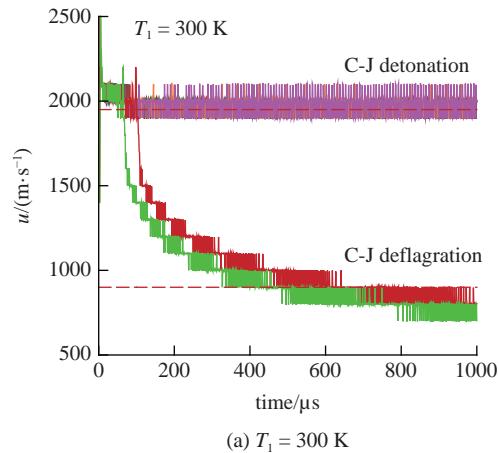


图4 不同初始温度T₁下的C-J爆轰波速度和C-J爆燃波速度的数值模拟结果

Fig. 4 Numerical results of C-J deflagration velocity of H₂/Air mixture at different initial temperature T₁

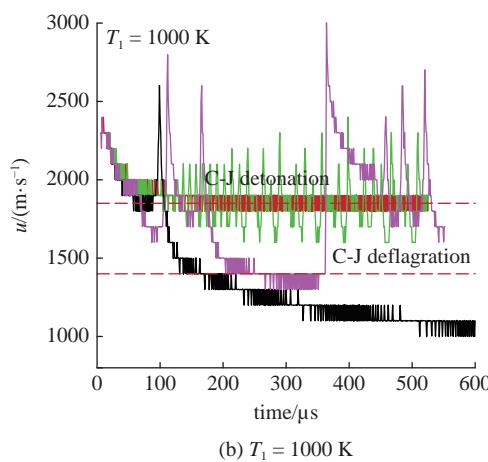


图 4 不同初始温度 T_1 下的 C-J 爆轰波速度和 C-J 爆燃波速度的数值模拟结果(续)

Fig. 4 Numerical results of C-J deflagration velocity of H_2/Air mixture at different initial temperature T_1 (continued)

在理论值附近剧烈振荡(图中绿色线);随着活化能的继续增加,爆轰波解耦并衰减成爆燃波,但是爆燃波是不稳定的,又重新起爆到爆轰波状态(图中紫色线).一维数值模拟结果与理论分析结果定量一致,表明理论分析结果是正确的.

发生这种现象的机理是,在不同的初始温度下,爆轰波的传播速度是基本保持不变的.对初始温度300 K,爆轰波传播马赫数为4.85;对初始温度1000 K,爆轰波传播马赫数是2.56.根据经典激波动

力学理论可知,强度越高的激波越难形成,越容易衰减;强度越低的激波越容易形成,越不容易衰减.所以,在初始温度非常高的环境下,比如斜爆轰发动机或旋转爆轰发动机燃烧室内,爆轰波一旦形成,是比较容易自维持传播的,即使解耦了,也很容易再次点燃.

上面对发动机不起动机理的理论分析结果可以用国内外超燃冲压发动机的试验结果来进行验证.表1给出了国内外近10年的具有代表性的试验结果的汇总.从表1可以看出,当发动机起动时,隔离段内的气流速度大于相应的C-J爆轰波速度;当发动机不起动时,隔离段内的气流速度小于等于相对应的C-J爆轰波的传播速度.对于Case7,隔离段内的气流速度是2500 m/s,大于C-J爆轰波的理论最大传播速度1950 m/s,因此在当量比为1.26的状态下,发动机仍然是起动的.这些试验结果证明了理论分析结果的正确性.可见,随着当量比的增加,爆燃波的速度不断增加,一旦发生热壅塞,就会发生DDT过程.如果隔离段内的气流速度小于或者等于爆轰波的传播速度,爆轰波就会向隔离段上游传播,引起发动机不起动现象.因此,基于理论研究结果,本研究将C-J爆轰波定义为超燃冲压发动机稳定燃烧理论边界.

表1 国内外超燃冲压发动机试验结果汇总

Table 1 Summary of some typical scramjets experimental results

Cases	Fuel	Velocity in isolator/(m·s⁻¹)	Unstart equivalence ratio	Detonation velocity/(m·s⁻¹)	References
1	H_2	1720	0.5	1635	[7-10]
2	H_2	1000	0.10	985	[11]
3	C_2H_4	1000	0.32	1133	[12-13]
4	C_2H_4	1060	0.39	1434	[15-16]
5	C_2H_4	900	0.21	1139	[19]
6	H_2	1750	0.48	1612	[20-22]
7	H_2	2500	1.26 (start)	2039	[23]

2 超燃冲压发动机推进性能理论分析

超燃冲压发动机的推力增益主要由扩张喷管产生.韩信等^[40]对超燃冲压发动机的尾喷管推力增益进行了理论分析,得到了计算推力的理论公式,如下

$$\frac{F}{p_1 A_1} = 0.6578 Ma_1^{1.5339} \ln \frac{Ma_2}{Ma_1} \quad (3)$$

式中, F 是推力, p_1 和 A_1 分别是燃烧室出口或喷管入口的压力和面积, Ma_1 是燃烧室出口或喷管入口的马赫数, Ma_2 是喷管出口马赫数.从式(3)可看出,

决定喷管推力的 4 个关键参数分别是: 燃烧室出口压力、燃烧室出口面积、燃烧室出口马赫数和喷管尺度。公式中的最后一项 $\ln(Ma_2/Ma_1)$ 代表的是喷管尺度的影响。式(3)表明, 超声速燃烧对提高发动机推力是有益处的, 提高发动机推力的主要途径是提高燃烧产物的压力。

在实际飞行过程中, 随着飞行马赫数的改变, 发动机喷管尺度是固定不变的, 而燃烧室出口马赫数 Ma_1 是变化的。利用式(3)分别对 $A_2/A_1=5, 10, 15, 20, 25$ 的无量纲推力进行求解, 结果见图 5。从图 5 中可以看出几个明显的物理规律。首先, 对于固定的喷管面积膨胀比, 无量纲推力随着入口马赫数 Ma_1 的增加而增加, 这是因为在燃烧产物静压相同的前提下, 更高的马赫数对应更高的总压。其次, 随着喷管面积比的增大, 无量纲推力增大, 但是趋于收敛。当 $A_2/A_1 > 15$ 以后, 变化很小。继续增大喷管面积比, 无量纲推力增加不大, 反而会增加发动机重量。

图 6 给出了超燃冲压发动机、C-J 爆轰发动机和斜爆轰发动机燃烧室的流场示意图。根据式(3)的理论分析结果可知, 无论采用哪一种燃烧模态, 发动机的推力增益最终都取决于燃烧室出口压力和马赫数。对于超燃和斜爆轰模态, 燃烧产物的状态一般没有理论解, 需要进行数值模拟和试验测量。但是, 对于图 6(c) 和图 6(d) 所示的 C-J 爆轰发动机和斜爆轰发动机模态, 爆轰产物的状态有理论解, 因此可以利用 C-J 爆轰理论来分析其燃烧特性和推力性能, 获得影响发动机稳定燃烧和推进性能的关键参数和物理规律。

将发动机燃烧过程模化为 C-J 爆轰波过程, 分析了发动机在这种临界状态下的燃烧规律和推进性

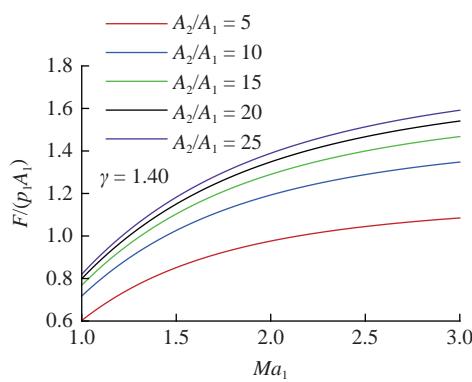


图 5 无量纲推力与喷管入口马赫数的关系

Fig. 5 Relationship between dimensionless thrust and inlet Mach number of nozzles

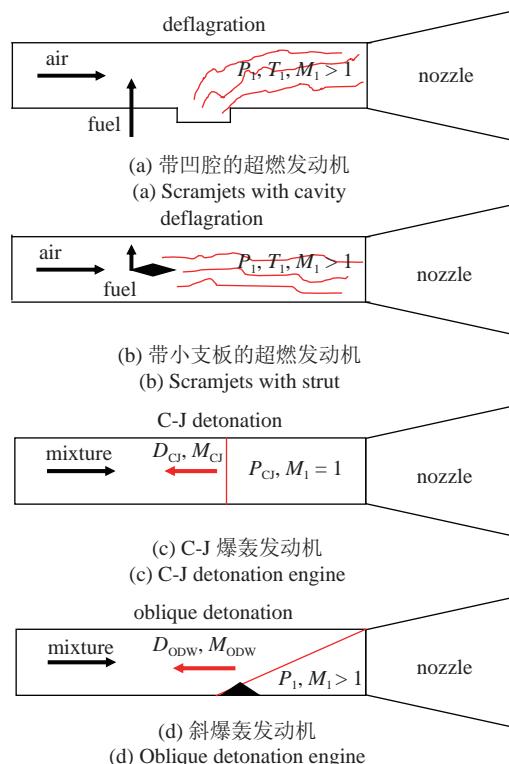


图 6 超燃冲压发动机、C-J 爆轰发动机和斜爆轰发动机示意图

Fig. 6 Schematic of scramjets, C-J detonation engine and oblique detonation engine

能。选取 H_2 , CH_4 , C_3H_8 , C_8H_{18} 4 种燃料, 分别讨论燃烧室入口静温、当量比和燃料类型对爆轰波速度和压比的影响。爆轰波的热力学状态采用基于化学平衡原理的方法计算得到。爆轰波速度决定燃烧稳定性, 压比决定发动机的推力。图 7 给出了初始温度为 300 K 的不同当量比下的爆轰波传播速度。从图中可以明显看出, 当量比对爆轰波传播速度的影响非常大。在当量比为 $ER = 1.0$ 时, H_2/Air 的爆轰波速

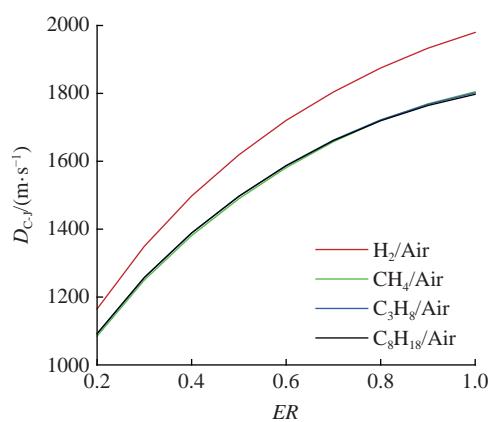


图 7 初始温度 300 K 下不同当量比的 C-J 爆轰波传播速度

Fig. 7 C-J detonation velocity under different equivalence ratio at 300 K

度为 1979 m/s, 而 $\text{C}_3\text{H}_8/\text{Air}$ 的爆轰波速度为 1800 m/s。碳氢燃料的传播速度普遍比氢气低 100~300 m/s, 表明碳氢燃料超燃冲压发动机的燃烧流场更容易稳定。在发动机工作时, 已知隔离段内的气流速度, 利用 C-J 爆轰理论可以计算得到最大临界当量比。如果实际工作时的当量比大于该临界值, 发动机就会面临着不起动的危险。

图 8 给出了在当量比为 1.0 的状态下, 初始温度对爆轰波传播速度的影响。从图可以看出, 初始温度对爆轰波的传播速度影响不大。对 H_2/Air 混合气体, 在 300 K 和 1500 K 下, 爆轰波的传播速度分别为 1979 m/s 和 1830 m/s, 速度降低了 149 m/s。对碳氢燃料/空气混合气体, 在 300 K 和 1500 K 下的爆轰波传播速度分别为 1800 m/s 和 1736 m/s, 速度仅降低了 63 m/s。研究结果表明, 燃烧室入口静温的变化对爆轰波传播速度影响不大, 而且随着温度的升高, 爆轰波的传播速度略微降低, 对维持发动机的稳定燃烧有利。

接下来研究初始静温和当量比对不同混合气体燃烧压比的影响。图 9 给出了当量比为 1.0 的不同初始温度下的爆轰波的压比。从图中可以看出, 燃烧室入口初始温度对压比的影响非常显著。对 H_2/Air 混合气体, 在 300 K 和 1500 K 下的压比分别为 15 和 2.93; 对 $\text{C}_3\text{H}_8/\text{Air}$ 混合气体, 在 300 K 和 1500 K 下的压比分别为 17.48 和 3.59。根据式(3), 压比直接影响发动机的推力。因此, 为了提高发动机的推力, 在保证正常点火的前提下, 燃烧室入口气流的静温要尽可能低。从图 9 上还可以看出, 碳氢燃料发动机的燃烧压比比氢气燃料要高 25% 左右, 表明碳氢燃料具有更大的推力。

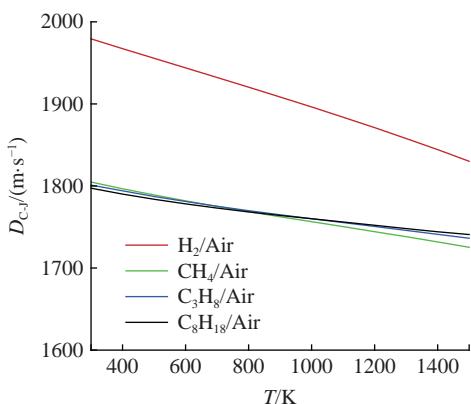


图 8 不同初始温度下 C-J 爆轰波传播速度

Fig. 8 C-J detonation velocity under different static temperature
at $ER = 1.0$

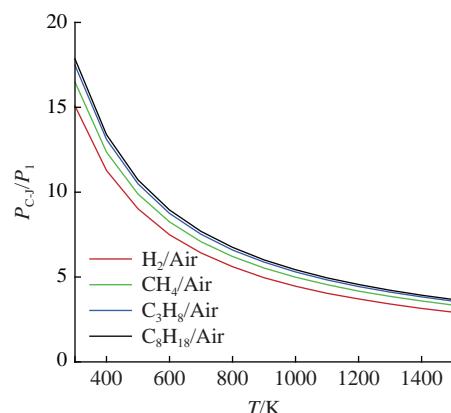
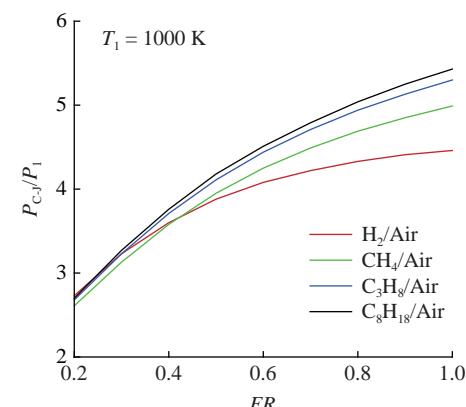


图 9 不同初始温度下的 C-J 爆轰波的压比

Fig. 9 Pressure ratio under different static temperature at $ER = 1.0$

图 10 给出了静温分别为 1000 K 和 1500 K 条件下的压比随当量比变化的关系曲线。计算结果给出了两个重要机理。第一点是, 在低当量比状态下, 氢气和碳氢燃料的燃烧压比的差别非常小; 在高当量比状态下, 二者的差别变得显著。在当量比为 1.0



(a) Pressure ratio at 1000 K

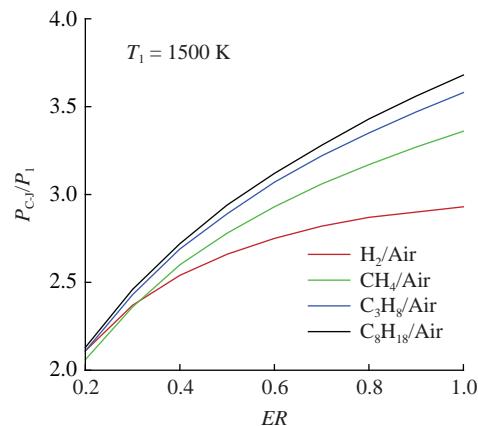


图 10 不同初始温度下的 C-J 爆轰波压比

Fig. 10 Pressure ratio under different ER at 1000 K and 1500 K

的状态下, C_8H_{18}/Air 的压比比 H_2/Air 的压比高 25% 左右, 意味着碳氢燃料发动机可以产生更大的推力。第二点是, 曲线的变化规律不同。对于 H_2/Air 混合气体, 在低当量比下斜率非常大, 当 $ER > 0.6$ 时, 斜率开始变小, 随着当量比的继续增加, 压力不再明显增加, 表明推力不再增加。因此, 对于氢气有一个优化的当量比, 大约在 $ER = 0.5$ 附近, 此时发动机的推力性能和燃油经济性最好。碳氢燃料的曲线与氢气的截然不同, 随着当量比的增加, 压比近似线性增加, 因此, 碳氢燃料发动机在当量比为 $ER = 1.0$ 附近推力最大。

除了 C-J 爆轰波外, 还对如图 6(d) 所示的斜爆轰波的燃烧特性开展了二维数值模拟研究, 数值算法参考文献 [47], 分别研究了飞行马赫数为 9~12 的飞行状态。假设来流是当量比为 1.0 的预混的氢气/空气混合气体, 经过两道均为 9° 的楔面压缩后, 再经过一道 18° 的斜劈压缩, 形成斜爆轰波。表 2 给出了不同飞行马赫数下, 来流经过两道斜劈压缩后的进气道出口参数 (Ma_1, T_1) 以及斜爆轰后的爆轰参数 ($p_2/p_1, Ma_2, \beta_{ODW}$)。图 11 给出了斜爆轰波的温度云图。

从表 2 和图 11 可以看出, 混合气体经过斜激波压缩后, 经过一定长度的诱导区后, 最终形成斜爆轰波。随着飞行马赫数的升高, 诱导区的长度变短, 斜爆轰波角度变小。对于 C-J 斜爆轰波, 斜爆轰产物都是超声速的, 斜爆轰产物的压比约为 8 倍。这一结果与 C-J 爆轰波的理论分析结果一致(见图 9), 这也是 C-J 爆轰能够产生的最高压比。如果将斜劈角度进一步增大, 会形成过驱的斜爆轰波, 但是在斜劈后很快衰减为 C-J 斜爆轰波, 斜劈反而会产生更大的阻力。因此, 斜爆轰发动机保持在 C-J 斜爆轰状态附

表 2 不同飞行马赫数下斜爆轰发动机参数

Table 2 Parameters of oblique detonation under different flight Mach numbers

Ma_∞	Ma_1	T_1/K	p_2/p_1	Ma_2	$\beta_{ODW}/(^{\circ})$
9	4.41	618.1	8.16	1.86	47.6
10	4.68	683.3	7.94	2.15	41.9
11	4.93	752.9	7.86	2.38	37.8
12	5.52	826.6	7.87	2.61	34.8

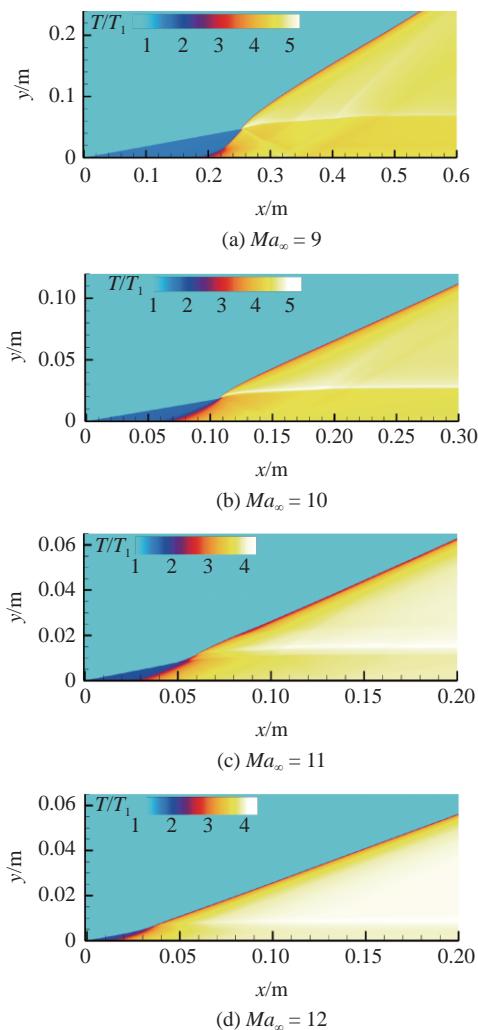


图 11 斜爆轰波的温度云图

Fig. 11 Temperature contours of oblique detonation waves

近运行是经济的。根据表 2 的数值模拟结果和式(3), 就可以从理论上预测 C-J 斜爆轰发动机的推力性能。

3 提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法

根据已有的研究结果^[41-47], 在忽略边界层以及流道面积变化等影响因素的条件下, 当超燃冲压发动机隔离段内的气流速度大于相应的 C-J 爆轰波传播速度时, 爆轰波一定不会向上游传播, 发动机就是绝对稳定的。当来流速度与爆轰波速度相等时, 就是临界状态, 或者是热壅塞状态。对于高马赫数超燃冲压发动机 ($Ma \geq 9$), 发动机会自动满足上述稳定条件, 此时燃料的当量比可以达到 1.0。因此, 对于高马赫数超燃冲压发动机, 隔离段气流速度和爆轰波的

速度差就为进一步提高推力提供了理论空间。

可以将超燃冲压发动机燃烧室内的流动简化为经典的一维激波管问题, 高温高压的燃烧产物是驱动气体, 隔离段内的高温空气是被驱动气体。当激波速度大于来流速度时, 激波就会上传, 发动机就是不稳定的。当激波速度小于来流速度时, 发动机就是稳定的。发动机燃烧室产生的激波强度可以利用如下激波理论公式来近似计算

$$P_{41} = \left[1 + \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} (M_s^2 - 1) \right] \left[1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_1 + 1} a_{14} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{-\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (4)$$

$$a_{14} = \sqrt{\frac{\gamma_1 M W_4 T_1}{\gamma_4 M W_1 T_4}} \quad (5)$$

式中, P_{41} 是燃烧压比, M_s 是逆压梯度产生的入射激波马赫数, a_{14} 是隔离段声速和燃烧产物声速之比, γ_1 和 γ_4 分别为隔离段内气体比热比和燃烧产物比热比, T_1 和 T_4 分别为隔离段内气体温度和燃烧产物温度, $M W_1$ 和 $M W_4$ 分别为空气的分子量和燃烧产物的分子量。

假设隔离段内的空气静温为 1250 K, 驱动气体是当量比为 1.0 的 H_2/O_2 混合气体, 利用式(4)和式(5)计算的结果见图 12。从图 12 中可以看出, 随着入射马赫数的增加, 所需要的压比呈指数形式增加。表 3 给出了不同飞行马赫数下的空气来流经过等熵压缩到 1250 K 后的马赫数。从表 3 可以看出, 飞行马赫数 10 对应的进气道出口马赫数为 3.68, 飞行马赫数 12 对应的进气道出口马赫数为 4.63。从图 12

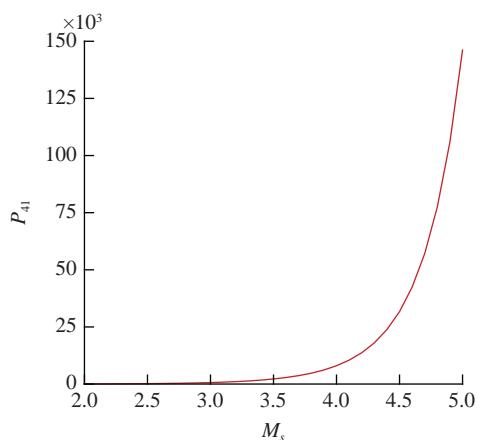


图 12 激波管入射激波马赫数 M_s 与压比的关系

Fig. 12 Relationship between incident shock wave Mach number M_s and driver pressure ratio

表 3 不同飞行马赫数等熵压缩后的参数

Table 3 Parameters behind isentropic compression for different flight Mach numbers

Ma_∞	T_∞/K	T_1/K	Ma_1
8	225	1250	2.69
9	225	1250	3.22
10	225	1250	3.68
11	225	1250	4.12
12	225	1250	4.63

可以看出, 对飞行马赫数 12, 燃烧产生的背压几乎不可能产生一道大于进气道来流马赫数的激波, 不会发生不起动现象。在这种状态下, 可以向发动机内加入额外的燃料和氧化剂, 进一步提高其推力, 发动机仍然会保持稳定。额外喷注的燃料和氧化剂可以有多种选择。这种发动机类似于超燃冲压发动机和火箭发动机的组合。

对上述提高推力的理论方法进行了初步的二维无黏数值模拟验证研究, 数值算法参考文献 [47]。飞行马赫数为 12, 飞行高度为 30 km, 自由来流静压为 1197 Pa, 静温为 226.5 K。空气经过两道均为 12° 的楔面压缩后, 进气道出口气流静压为 77.2 kPa, 静温为 1245.8 K, 速度为 3329.2 m/s, 马赫数为 4.7。燃料为氢气, 通过两个小支板以声速喷入燃烧室。图 13(a) 中支板喷注氢气, 喷注总压为 195.56 kPa, 总温为 360 K, 此时当量比为 1.0; 图 13(b) 在图 13(a) 的基础上提高喷注总压至 607.95 kPa, 喷注氢氧混合气体, 额外喷注的气体也保持总的当量比为 1.0。

图 13 给出了数值模拟得到的燃烧室和喷管内的 OH 的等值线图。从图中可以看出, 对于 $H_2 + air$ 的情况, 受混合过程的限制, 燃烧缓慢; 对于 $H_2 + air + O_2$ 的情况, 燃烧非常剧烈, 而且发动机仍然保持稳定, 没有产生上传激波。图 14 给出了沿壁面的压力分布的比较, 可以看出, 发动机添加额外的燃料和氧化剂后, 燃烧室和喷管壁面压力显著升高。图 13(a) 的算例中, 发动机喷管几乎无法产生推力, 推力大小为 319.9 N (取垂直纸面长度为 1 m), 图 13(b) 的算例中, 发动机推力为 6079.5 N (取垂直纸面长度为 1 m), 推力增大了将近 19 倍。可见添加额外的燃料和氧化剂后, 发动机推力显著增大, 同时燃烧流场仍保持稳定。

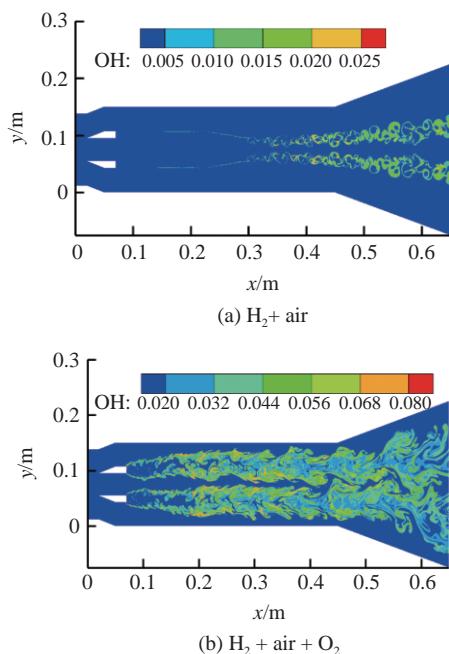
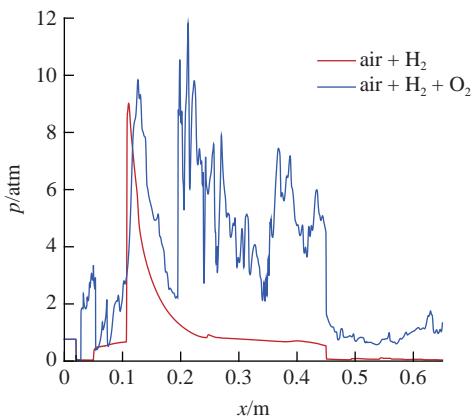


图 13 燃烧室和喷管中的 OH 质量分数云图

Fig. 13 The contours of OH mass fraction in the combustor and nozzle

图 14 沿壁面压力分布 ($1 \text{ atm} = 101.3 \text{ kPa}$)Fig. 14 The pressure distribution along the wall ($1 \text{ atm} = 101.3 \text{ kPa}$)

4 结论

本文对超燃冲压发动机燃烧室内的爆燃波传播特性、不同参数对发动机推进性能的影响规律以及提高高马赫数发动机推力的方法进行了理论研究。通过研究得到以下结论。

(1) 在燃烧室入口初始温度非常高的情况下, 爆燃波的最大传播速度与 C-J 爆轰波的传播速度非常接近, 容易发生爆燃到爆轰的转变过程。因此在工程应用中, 有必要将 C-J 爆轰波定义为超燃冲压发动机的稳定燃烧理论边界。燃烧室入口的气流速度要大于爆轰波的传播速度, 发动机燃烧流场才会保持

稳定。

(2) 超声速燃烧对提高发动机推力是有益处的, 提高发动机推力的主要途径是提高燃烧产物的压力。燃烧室入口静温对燃烧压比的影响非常大, 是影响推力的关键参数。当量比对爆轰波的传播速度的影响非常大, 是影响发动机燃烧稳定性的重要参数。氢气和碳氢燃料的燃烧特性不同, 氢气在当量比为 0.5 附近达到最佳推进性能。

(3) 对高马赫数超燃冲压发动机, 隔离段内气流速度大于 C-J 爆轰波传播速度, 自动满足稳定燃烧安全边界。在此状态下, 隔离段气流速度与爆轰波传播速度之差是提高推力的理论空间, 可以通过进一步添加氧化剂和燃料的方式提高发动机推力。对于飞行马赫数 $Ma \geq 12$ 的超燃冲压发动机, 燃烧产生的背压理论上不可能在隔离段内产生上传激波, 因此可以采用多种方法和技术来提高推力。

参 考 文 献

- 1 Ferri A. Review of problems in application of supersonic combustion. *The Aeronautical Journal*, 1964, 68(645): 575-597
- 2 Curran ET. Scramjet engines: the first forty years. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1138-1148
- 3 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进. 力学进展, 2013, 43(5): 449-471 (Yu G, Fan Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449-471 (in Chinese))
- 4 Preller D, Smart MK. Reusable launch of small satellites using scramjets. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(6): 1317-1329
- 5 Zhang TT, Wang ZG, Huang W, et al. An analysis tool of the rocket-based combined cycle engine and its application in the two-stage-to-orbit mission. *Energy*, 2020, 193: 116709
- 6 王兵, 谢桥峰, 闻浩诚等. 爆震发动机研究进展. 推进技术, 2021, 42(4): 721-737 (Wang Bing, Xie Qiaofeng, Wen Haocheng, et al. Research progress of detonation engines. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 721-737 (in Chinese))
- 7 Laurence SL, Karl S, Schramm JM, et al. Transient fluid combustion phenomena in a model scramjet. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 722: 85-120
- 8 Laurence SL, Lieber D, Schramm JM, et al. Incipient thermal choking and stable shock-train formation in the heat-release region of a scramjet combustor. Part I: shock-tunnel experiments. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4): 921-931
- 9 Larsson J, Laurence SJ, Moreno IB, et al. Incipient thermal choking and stable shock-train formation in the heat-release region of a scramjet combustor. Part II: large eddy simulations. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4): 907-920
- 10 Nordin-Bates K, Fureby C, Karl S, et al. Understanding scramjet combustion using LES of the HyShot II combustor. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2893-2900
- 11 Tian Y, Yang SH, Le JL, et al. Investigation of combustion and flame stabilization modes in a hydrogen fueled scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41: 19218-19230

- 12 Tian Y, Yang SH, Le JL. Study on the effect of air throttling on flame stabilization of an ethylene fueled scramjet Combustor. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 2015: 504684
- 13 Deng WX, Le JL, Yang SH, et al. Ethylene fueled scramjet combustion experiments. *Modern Applied Science*, 2013, 7(5): 51-59
- 14 Mitani T, Tani K, Miyajima H. Flow choking by drag and combustion in supersonic engine testing. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(6): 1177-1184
- 15 Lin KC, Ma FH, Yang V. Acoustic characterization of an ethylene-fueled scramjet combustor with a cavity flame holder. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(6): 1161-1169
- 16 Li J, Zhang LW, Choi JY, et al. Ignition transients in a scramjet engine with air throttling. Part II: reacting flow. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 79-88
- 17 Crump JE, Schadow KC, Culick FEC, et al. Longitudinal combustion instabilities in ramjet engines: identification of acoustic modes. *Journal of Propulsion and Power*, 1986, 2(2): 105-109
- 18 Choi JY, Ma FH, Yang V. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2851-2858
- 19 Sun MB, Cui XD, Wang HB, et al. Flame flashback in a supersonic combustor fueled by ethylene with cavity flameholder. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(3): 976-980
- 20 Chan WYK, Razzaqi SA, Turner JC, et al. Freejet testing of the HIFIRE 7 Scramjet flowpath at Mach 7.5. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(4): 844-853
- 21 Denman ZJ, Chan WYK, Brieschenk S, et al. Ignition experiments of hydrocarbons in a Mach 8 shape-transitioning scramjet engine. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(6): 1462-1471
- 22 Doherty LJ, Smart MK, Mee DJ. Experimental testing of an airframe-integrated three-dimensional scramjet at Mach 10. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3196-3207
- 23 Landsberg WO, Wheatley VO, Smart MK, et al. Performance of high Mach number scramjets-tunnel vs. flight. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 103-110
- 24 Urzay J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627
- 25 Chang J, Li N, Xu K, et al. Recent research progress on unstart mechanism, detection and control of hypersonic inlet. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 89: 1-22
- 26 Im SK, Do H. Unstart phenomena induced by flow choking in scramjet inlet-isolators. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 97: 1-21
- 27 Ganguli S. Linear stability analysis of a normal shock train in a constant area isolator of a hypersonic scramjet. 2019, arXiv: 1907.08568 v2
- 28 Laderman AJ, Urtiew PA, Oppenheim AK. On the generation of a shock wave by flame in an explosive gas. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1963, 9: 265-274
- 29 Chue RS, Clarke JF, Lee JHS. Chapman-Jouguet deflagrations. *Proceedings of the Royal Society of London A*, 1993, 441: 607-623
- 30 Zhu YJ, Chao J, Lee JHS. Propagation mechanism of critical deflagration waves that lead to detonation. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31: 2455-2462
- 31 Saif M, Wang WT, Pekalski A, et al. Chapman-Jouguet deflagrations and their transition to detonation. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2771-2779
- 32 Goodwin GB, Houim RW, Oran ES. Shock transition to detonation in channels with obstacles. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2717-2724
- 33 Poludnenko AY, Chambers J, Ahmed K, et al. A unified mechanism for unconfined deflagration-to-detonation transition in terrestrial chemical systems and Type IA supernovae. *Science*, 2019, 366: eaau7365
- 34 Liu YF, Shen H, Zhang DL, et al. Theoretical analysis on deflagration to detonation transition. *Chinese Physics B*, 2018, 27(8): 084703
- 35 Bychkov V, Valiev D, Akkerman V, et al. Gas compression moderates flame acceleration in deflagration-to-detonation transition. *Combustion Science and Technology*, 2012, 184(7-8): 1066-1079
- 36 Valiev DM, Bychkov V, Akkerman V, et al. Different stages of flame acceleration from slow burning to Chapman-Jouguet deflagration. *Physical Review E: Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics*, 2009, 80(3): 036317
- 37 Liu YF, Jiang ZL. Reconsideration on the role of the specific heat ratio in Arrhenius law applications. *Acta Mechanica Sinica*, 2008, 24: 261-266
- 38 刘云峰, 姜宗林. 详细化学反应模型中温度修正项特性研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2011, 41: 1-11 (Liu Yunfeng, Jiang Zonglin. Study on the chemical reaction kinetics of detonation models. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2011, 41: 1-11 (in Chinese))
- 39 刘云峰, 姜宗林. 分裂算法对准爆轰波数值模拟的影响. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2014, 44: 1213-1219 (Liu Yunfeng, Jiang Zonglin. Influence of operator-splitting algorithm on numerical simulation of quasi-detonation. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2014, 44: 1213-1219 (in Chinese))
- 40 韩信, 张子健, 马凯夫等. 超燃冲压发动机喷管推力性能理论预测. 气体物理, 2021, doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0888 (Han Xin, Zhang Zijian, Ma Kaifu, et al. Theoretical prediction on the nozzle thrust of scramjets. *Physics of Gases*, 2021, doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0888 (in Chinese))
- 41 Ma KF, Zhang ZJ, Liu YF, et al. Aerodynamic principles of shock-induced combustion ramjet engines. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103: 105901
- 42 Zhang ZJ, Ma KF, Zhang WS, et al. Numerical investigation of a Mach 9 oblique detonation engine with fuel pre-injection. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106054
- 43 Zhang ZJ, Wen CY, Zhang WS, et al. Formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor. *Combustion and Flame*, 2021, 223: 423-436
- 44 张子健, 韩信, 马凯夫等. 斜爆轰发动机燃烧机理试验研究. 推进技术, 2021, 42(4): 786-794 (Zhang Zijian, Han Xin, Ma Kaifu, et al. Experimental research on combustion mechanism of oblique detonation engines. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 786-794 (in Chinese))
- 45 沈欢, 张子健, 刘云峰等. 超燃冲压发动机推进性能理论分析. 气体物理, 2018, 3(1): 12-19 (Shen Huan, Zhang Zijian, Liu Yunfeng, et al. Analysis on the propulsion performance of scramjets. *Physics of Gases*, 2018, 3(1): 12-19 (in Chinese))
- 46 马凯夫, 张子健, 刘云峰等. 斜爆轰发动机流动机理分析. 气体物理, 2019, 4(3): 1-10 (Ma Kaifu, Zhang Zijian, Liu Yunfeng, et al. Flow mechanism of oblique detonation engines. *Physics of Gases*, 2019, 4(3): 1-10 (in Chinese))
- 47 韩信, 张文硕, 张子健等. 鼓包诱导斜爆震波的数值研究. 推进技术, 2021, doi: 10.13675/j.cnki.tjs.200853 (Han Xin, Zhang Wenshuo, Zhang Zijian, et al. Numerical study of oblique detonation waves induced by a bump. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, doi: 10.13675/j.cnki.tjs.200853 (in Chinese))