

马赫数10超燃冲压发动机燃烧室流动与传热变化特性分析*

徐雪睿^{1,2}, 仲峰泉^{1,2}, 岳连捷¹, 张旭¹, 张晓源¹, 张仕忠¹, 李进平¹

(1. 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;
2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 针对高马赫数超燃冲压发动机燃烧室流动与传热的变化特性, 基于考虑燃料/空气混合与燃烧、壁面传热及高温燃气解离效应的一维流动与传热分析模型, 定量分析了飞行 Ma_{10} 工况下解离效应对发动机燃烧室内流参数和性能参数的影响程度。研究表明, 高温解离对高马赫数燃烧室流动与传热的影响显著。氢燃料当量比0.7时, 如果不考虑解离效应, 燃烧室推力的计算结果偏高15.3%, 壁面传热量偏高13.5%。基于此, 本文通过考虑解离效应的理论分析模型研究了 Ma_{10} 圆形截面燃烧室中氢燃料喷注位置、喷孔数目及燃烧室扩张角对燃烧室流场参数与壁面传热的影响特性, 评估了燃烧室推力、壁面摩擦力以及壁面传热量的变化规律。研究表明, 燃烧室扩张段的扩张角度对燃烧室性能影响较大, 喷注位置和喷孔数目的影响比较小。扩张角从 1° 扩至 2° , 燃烧室推力增长124.0%, 壁面摩擦力减小3.0%, 壁面传热量减少7.0%。适当增大燃烧室扩张段的扩张角度可以提高燃烧室推力, 同时降低壁面热流和壁面摩擦力。

关键词: 超燃冲压发动机; 理论模型; 构型参数; 燃烧室性能; 壁面传热

中图分类号: V235.211 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2205010-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2205010

Analytical Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Mach 10 Scramjet Combustor

XU Xue-rui^{1,2}, ZHONG Feng-quan^{1,2}, YUE Lian-jie¹, ZHANG Xu¹, ZHANG Xiao-yuan¹,
ZHANG Shi-zhong¹, LI Jin-ping¹

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: For the study of flow and heat transfer characteristics in the combustor of the high-Mach-number scramjet, a one-dimensional flow and heat transfer analysis model, which integrates with the fuel/air mixing and combustion models, wall heat transfer model and high-temperature gas dissociation effect, is used to quantitatively analyze the dissociation influence on the flow and performance parameters of scramjet combustor under flight Mach 10 conditions. The analysis results show that the high temperature dissociation has a significant effect on the flow and heat transfer in scramjet combustor. Without dissociation effect calculated, as the hydrogen fuel equivalent ratio is 0.7, the thrust of the combustor is overestimated by about 15.3%, the total wall heat is overval-

* 收稿日期: 2022-05-05; 修订日期: 2022-09-24。

作者简介: 徐雪睿, 博士生, 研究领域为发动机流动与传热机理。

通讯作者: 仲峰泉, 博士, 研究员, 研究领域为发动机热防护技术。E-mail: fzhong@imech.ac.cn

引用格式: 徐雪睿, 仲峰泉, 岳连捷, 等. 马赫数10超燃冲压发动机燃烧室流动与传热变化特性分析[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2205010. (XU Xue-rui, ZHONG Feng-quan, YUE Lian-jie, et al. Analytical Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Mach 10 Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 2205010.)

ued by about 13.5%. Furthermore, the influence of configuration parameters such as the injection position, the number of injection holes and the angle of the expansion section of the combustor on the flow field and heat transfer are obtained by the theoretical analysis model considering dissociation effect for the $Ma10$ circular cross-section combustor. The variation laws of the thrust, wall friction and total wall heat of the combustor are also evaluated. The research shows that the expansion angle of the expansion section of the combustor has a significant effect on the combustor performance, while the changes of the injection position and the number of injection holes have little effect. With the expansion angle expanded from 1° to 2° , the thrust of the combustor increases by 124.0%, while the friction is decreased by 3.0% and the total wall heat is reduced by 7.0%. What's more, appropriately increasing the expansion angle of combustor is beneficial to improving the thrust of the combustor, and decreasing the wall heat flux and wall friction.

Key words: Scramjet; Theoretical model; Configuration parameters; Combustor performance; Wall heat transfer

1 引言

超燃冲压发动机通过空气来流经进气道压缩后在燃烧室内进行超声速燃烧并由尾喷管膨胀排出而产生推力,是高超声速飞行器在大气中实现长时间飞行的理想动力之一。随着对更快飞行技术以及空天往返动力技术需求的日益增加,超燃冲压发动机的工作马赫数不断提高。

美国国家航空航天局(NASA)在2004年进行了 $Ma10$ 发动机系列的飞行试验,验证了超燃冲压动力装置在飞行 $Ma10$ 工况下的可行性^[1]。美国国防部高级研究计划局(DARPA)与澳大利亚国防科学与技术组织(DSTO)针对氢燃料超燃冲压发动机展开联合研究(即HyCAUSE计划),在高超声速飞行条件下对内转进气道发动机和二维平面发动机开展了数值模拟和地面试验,并在 $Ma10$ 条件下对包含内转进气道的飞行器进行飞行测试^[2]。昆士兰大学的Smart等^[3]提出了由方转圆进气道和椭圆燃烧室结合的 $Ma12$ 冲压发动机模型,通过飞行 $Ma8.7$ 工况下的激波管试验发现氢燃料当量比大于0.3时可以产生正推力,论证了发动机在低于设计工况时稳定工作的可行性。另外,Moule等^[4]针对 $Ma8.7$ 工况通过理论方法进一步分析了喷注位置对发动机性能的影响,结果表明进气道和燃烧室组合喷注的方法可以实现最优比冲。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)^[5-7]设计了 $Ma12\sim 15$ 的系列模型发动机,并在设计点($Ma12$)工况下展开了实验研究,提出了“Hyper-mixer”的掺混增强技术以提高点火和稳焰性能。国内针对高马赫数超燃冲压发动机的研究起步较晚,相关研究很少。国防科技大学的吴先宇等^[8]在超燃冲压发动机直连式试验台上模拟飞行 $Ma6$ 工况,研究壁面扩张角和燃料

喷注位置对燃烧室性能的影响并优化得到了燃烧室最佳构型,结果表明提高燃烧室下游结构的扩张角和适当集中靠前喷油可以提高燃烧室推力。北京空天技术研究所的周建兴等^[9]构造了一种由内转式进气道、圆形截面燃烧室构成的设计点为 $Ma7$ 的超燃冲压发动机模型,通过数值模拟和理论计算的方法分析了飞行 $Ma7\sim 10$ 内进气道性能、燃烧室燃烧性能以及发动机整机性能,计算结果说明该发动机可以产生正推力、实现较高比冲性能。但目前尚未有关于 $Ma10$ 发动机流动与传热的系统性基础研究。燃烧室是发动机内流场最为复杂的部分,其性能受到来流条件、构型型面、燃料喷注位置和喷注方式等多因素的耦合影响。同时,随着飞行马赫数的提高,燃气高温解离效应逐渐增强,对发动机燃烧室流动与传热产生影响。因此,针对高马赫数燃烧室开展理论分析,充分考虑高温解离效应对燃烧室流动的影响,掌握燃烧室主要参数对其流动与传热特性的影响规律是当前急需开展的研究之一。

本文采用综合考虑了燃料混合与燃烧、壁面传热以及高温燃气解离效应的高马赫数发动机燃烧室一维流动与传热分析方法,研究解离效应对燃烧室内流参数和性能参数的影响,定量评估燃料喷注位置、喷孔参数及燃烧室扩张角度对燃烧室流动参数的影响规律,确定燃烧室性能的主要影响因素及其影响机制。

2 理论分析方法及其验证

本文通过求解一维可压缩流动方程以及气体状态方程,并结合燃料混合与燃烧模型、壁面传热模型以及燃气解离效率获得流动参数的沿程分布。具体公式如下

$$\frac{d\dot{m}}{\dot{m}dx} = \frac{du}{udx} + \frac{d\rho}{\rho dx} + \frac{d\sigma}{\sigma dx} \quad (1)$$

$$\frac{d\rho}{\rho dx} + \frac{\gamma Ma^2 du}{udx} + \frac{2\gamma Ma^2 c_f}{D} + \frac{\gamma Ma^2 d\dot{m}}{\dot{m}dx} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{d\left(h + \frac{u^2}{2}\right)}{dx} = -\frac{dQ}{dx} + \frac{dh_{\text{react}}}{dx} - \left[\left(h + \frac{u^2}{2}\right) \frac{d\dot{m}}{\dot{m}dx} - \left(h_{\text{fuel}} + \frac{u_{\text{fuel}}^2}{2}\right) \frac{d\dot{m}}{\dot{m}dx} \right] \quad (3)$$

$$\frac{d\rho}{\rho dx} = \frac{d\rho}{\rho dx} + \frac{dT}{Tdx} - \frac{d\bar{W}}{\bar{W}dx} \quad (4)$$

式中 \dot{m} 表示质量流量; σ 表示横截面积; D 表示横截面等效水力直径; c_f 为壁面摩擦系数, 可通过超声速湍流边界层的摩阻关系式^[10]并结合参考焓值法^[11]计算; \bar{W} 为混合物的平均分子量; h_{react} 表示燃烧释热量; h_{fuel} 和 u_{fuel} 分别为燃料的喷注焓值与流向速度分量。 $dQ = q_w P_w dx / \dot{m}$, 其中 q_w 为壁面热流密度, 通过 Eckert 参考焓值法^[11]和湍流平板边界层的斯坦顿数关系式^[12]计算, P_w 为燃烧室横截面周长。

对于氢燃料, 燃烧反应采用总包反应模型, 燃烧速率主要是由燃料与空气的混合程度控制, 因此燃烧释热模型采用 Spalding 提出的“混合控制燃烧”的假设^[13]。通过计算混合长度 L_m ^[14]和混合效率 η_m ^[15]确定当地参与燃烧的燃料质量流量, 同时设定燃烧效率 η_b 模拟燃料未完全充分燃烧的现象。因此, 能量方程(3)右端化学源项 h_{react} 的表达式为

$$h_{\text{react}} = \eta_b \eta_m \phi f_{\text{st}} m_{\text{air}} H_f \quad (5)$$

式中 $f_{\text{st}} m_{\text{air}}$ 为化学恰当比条件下燃料的质量流量, H_f 为燃料单位质量的热值。

需要说明的是, 燃料的不完全反应程度与燃烧室构型、来流工况、喷注条件和化学动力学等因素有关。针对本文所研究的燃烧室, 参考飞行 $Ma7\sim 8$ 工况下, 较大长径比、小扩张角以及壁面垂直喷注燃料的燃烧室数值模拟和实验数据^[16-18], 评估氢燃料未完全燃烧现象。在当量比 0.43 条件下, 氢燃料燃烧效率 η_b 约为 87.65%^[16]; 在当量比 1.0 时, 燃烧效率 η_b 约为 80%^[17-18]。因此, 参考以上文献数据, 本文所研究的氢燃料喷注当量比为 0.7, 燃烧效率 η_b 取为 0.85。

随着飞行马赫数的提高, 来流总焓增加。在高温、低压环境下, 来流空气以及燃烧后的燃气会发生解离反应改变高温燃气的物理化学性质, 降低燃料的燃烧释热量。由此, 引入“解离效率” η_d 的概念^[19], 基于化学平衡假设以及最小自由能原理确定解离效率 η_d 数值, 进一步修正计算燃料燃烧的释热量 h_{react} ,

如式(6)所示。

$$h_{\text{react}} = (1 - \eta_d) \cdot \eta_b \eta_m \phi f_{\text{st}} m_{\text{air}} H_f \quad (6)$$

解离效率 η_d 是关于燃料种类、温度、压力、燃料当量比等参数的函数, 具体的确定方法及其数值变化参考文献^[19]。在标准大气压下, 当量比 0.7 的氢燃料与空气的燃烧混合气在 2000K 时的解离效率约 6%; 温度升高至 3000K 时, 混合气的解离效率 η_d 达到了 67%。

以中国科学院力学研究所设计的 $Ma10$ 圆形截面发动机燃烧室模型^[20]为分析构型, 对建立的理论模型进行验证。燃烧室模型示意图如图 1 所示, 在中国科学院力学所 JF-24 爆轰驱动激波风洞开展超声速试验^[20-21]。风洞的基本原理是利用高压气体膨胀产生的高速气流驱动爆轰波后的气体^[22-23], 波后气体再经反射激波的压缩作用进一步升高温度和压力, 最后由拉瓦尔喷管加速形成超声速气流进入试验段。因此, 对应 $Ma10$ 的飞行条件, 燃烧室试验来流条件为 $Ma4.3$, 静压 37kPa, 总温 3800K。试验中, 氢燃料单排孔喷注、当量比为 0.7, 壁面条件为冷壁条件, $T_w = 300K$ 。为了对考虑解离效应的一维分析模型进行验证, 分别计算了该工况下燃烧室静压分布与热流分布, 与相同条件下试验测量的壁面压力、壁面热流数据进行比较, 如图 2 所示, 其中静压数据进行了无量纲化处理 ($p_0 = 12MPa$)。可以看出, 模型的计算结果与试验数据相近, 说明本文的理论模型可以较准确地预测高马赫发动机燃烧室流场与传热参数的沿程分布。

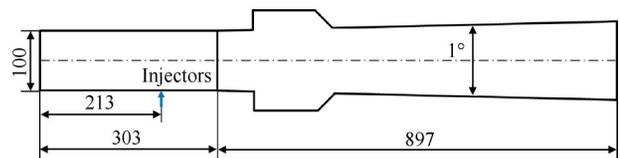


Fig. 1 Schematic view of $Ma10$ scramjet engine model (mm)

3 参数化分析与结果分析

3.1 解离效应的影响

为量化评估不考虑解离效应的传统理论模型对 $Ma10$ 燃烧室流场参数和性能参数的计算误差, 针对前文介绍的来流工况与燃料喷注条件, 在考虑和不考虑解离效应的条件下分别计算了圆形燃烧室的流场参数和性能参数。燃烧室性能将从燃烧室推力、壁面摩擦力和壁面传热量三个方面进行评估, 即公式(7)~(9)。式中 θ 表示扩张角度, 收缩段为负值,

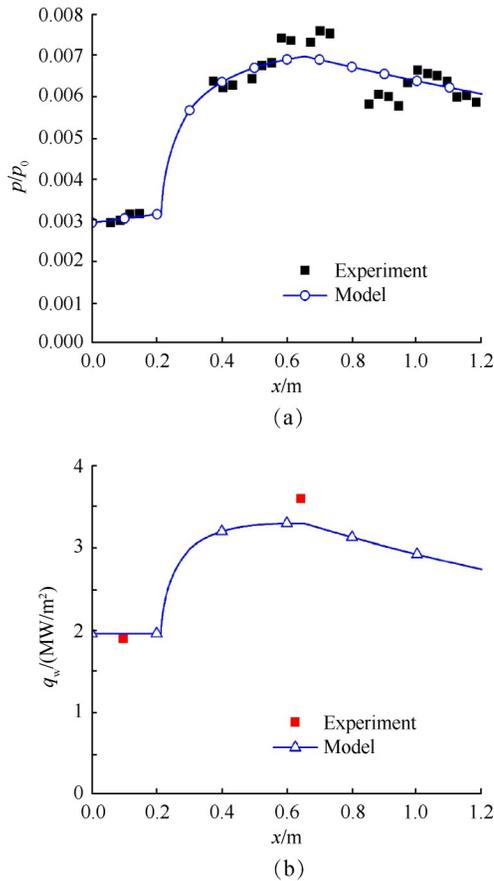


Fig. 2 Comparison of theoretical model results and experimental data

扩张段为正; $p, \rho, u, c_f, q_w, P_w$ 分别表示燃气的压力、密度、流速、摩擦系数、热流密度和截面周长; c_f, q_w 通过 Eckert 参考焓值法^[11]和湍流边界层理论^[12]计算。

$$F = \int p \sin \theta \cdot P_w dx \quad (7)$$

$$F_f = \int \frac{1}{2} c_f \rho u^2 \cdot P_w dx \quad (8)$$

$$Q = \int q_w P_w dx \quad (9)$$

图 3(a)~(c)为考虑解离效应和不考虑解离效应时燃烧室内流压力、马赫数和壁面热流的沿程分布。不考虑解离效应时,壁面压力和壁面热流明显升高,马赫数明显降低;计算得到的燃烧室静压峰值偏高约 18.3%,平均壁面热流峰值偏高 25.0%左右。这是因为燃气解离是吸热反应,吸收了燃料燃烧的释热量,减小了燃气内能的增加幅度,从而降低了燃气的压力、温度,减小了壁面热流。另外,表 1 统计了考虑和不考虑解离效应时燃烧室的推力、摩擦力和壁面传热量等性能参数。当量比 0.7 时,不考虑解离效应的传统理论模型计算的燃烧室推力偏高 15.3%,壁面传热量偏高 13.5%,壁面摩擦力的计算误差约 2.5%。

由此可见,在 Ma_{10} 的飞行条件下,燃气解离效应对燃烧室的流动和传热带来了较大的影响。在实际分析工作中,解离效应不可忽略。因此,3.2~3.4 节均是应用本文的考虑解离效应的理论模型对燃烧室结构进行参数化研究,燃烧室推力、壁面摩擦力和壁面传热量等性能参数同样采用式(7)~(9)进行计算。

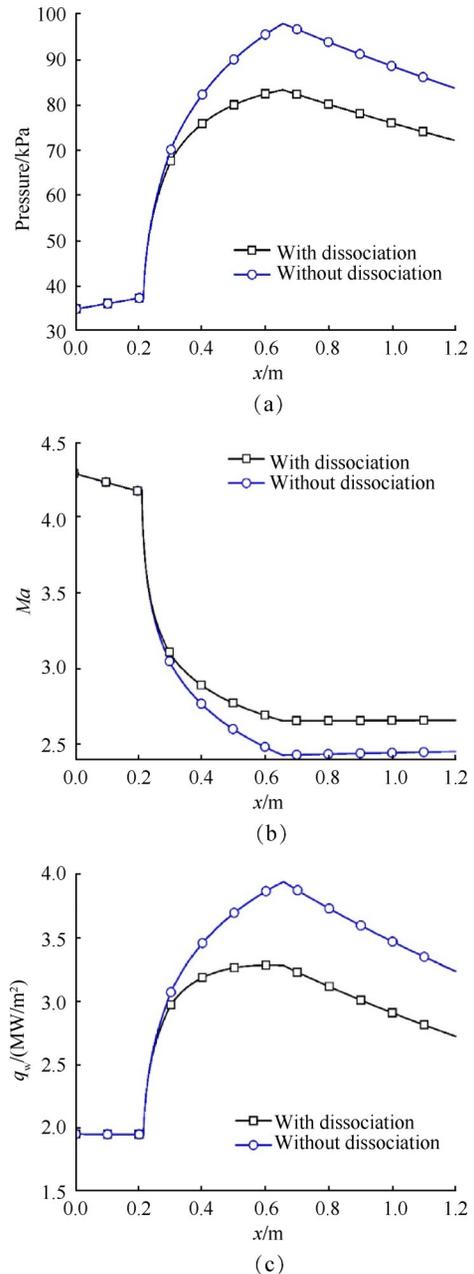


Fig. 3 Flow and heat transfer properties of the combustor with and without dissociation effect

3.2 喷注位置的影响

保持初始燃烧室的喷孔数目和扩张角度不变,改变喷注位置,分析其对超声速流动和传热特性的影响规律。图 4(a)~(c)为喷孔位置距燃烧室入口

Table 1 Performances of Ma10 engine combustor with and without dissociation effect

Item	Thrust/N	Friction/N	Wall heat transfer/MW
With dissociation	129.5	404.7	1.11
Without dissociation	149.3	414.7	1.26

0.173m, 0.213m, 0.253m 时, 燃烧室静压、马赫数、壁面热流沿程分布曲线。结果显示, 喷油孔位向下游移动, 燃料释热区整体向下游移动, 因此燃烧室最高压力有所降低、最低马赫数略有升高, 而最大热流也略有减小。

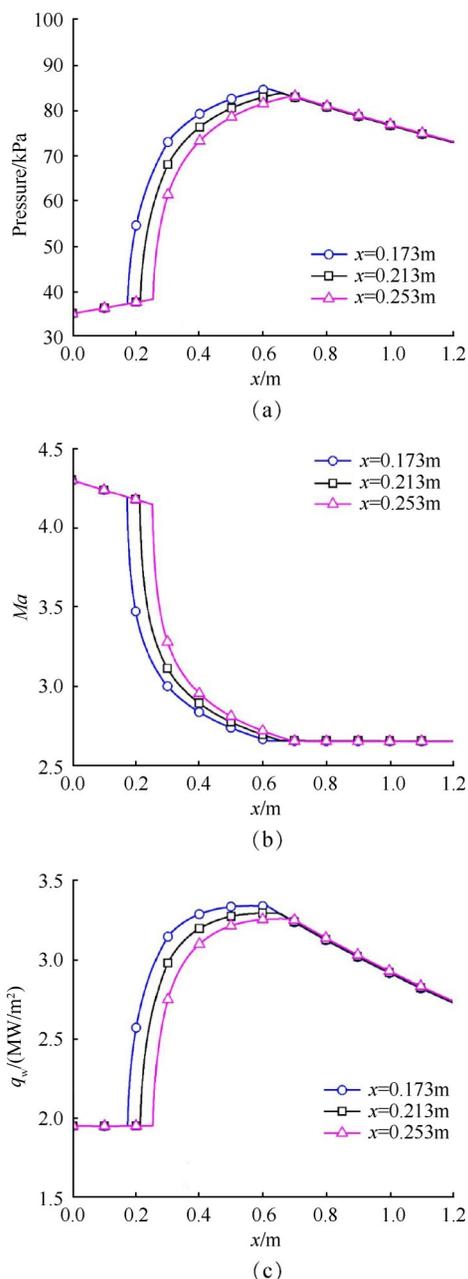


Fig. 4 Flow and heat transfer properties of the combustor at different injection positions

相应地, 图 5(a)~(c) 表征了喷注位置对燃烧室的推力、壁面摩擦力和壁面传热量的影响。喷注位置向上游移动时, 与燃料混合的空气温度较低、定压比热较小。因此, 释热区间内燃气温度的升高幅度增加、黏性增加, 燃烧室推力和壁面摩擦力均有所增加。如图 5 所示, 喷注位置向上游移动 40mm, 推力增加约 0.5%, 壁面摩擦力增加约 0.9%, 同时壁面传热量增加 1.8% 左右。

需要说明的是, 燃烧室扩张角较小, 其不是产生推力的主要部件, 同时燃烧室长径比较大, 因此理论分析给出的燃烧室推力会小于其壁面摩擦力。

总体而言, 喷注位置的移动对燃烧室性能的影响

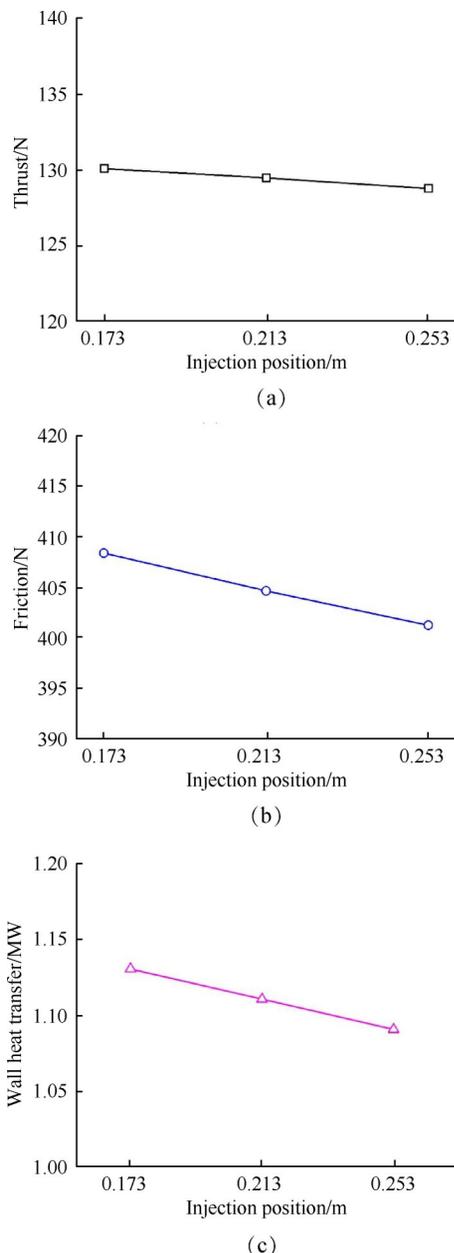


Fig. 5 Effects of injection position on combustor performances

响较小。

3.3 喷孔数目的影响

在初始燃烧室构型基础上,将8个喷孔数目改为6个和12个,其余几何参数亦不变,分析喷孔数目对超声速流动和传热的影响。由剪切层流动理论^[12]以及混合长度公式^[14]可知,燃料与空气的混合区长度(即混合长度)与燃料喷注的横向特征尺度 b 有关。对于单路法向喷注,沿燃烧室展向均布的喷孔数目 n 越多,燃料与空气掺混的特征尺度越小,燃料/空气混合长度随之减小,即混合长度 $L_m \propto b \propto 1/n$ ^[14],当地混合效率 $\eta_m(x) \propto (1/L_m)^{\alpha}$ ^[15],其中 α 是常数,垂直喷注时

的取值为0.17~0.25。因此,改变喷孔数目可以调节混合长度,从而改变燃烧释热区间。这里给出了喷孔数目为6,8,12时燃烧室静压、马赫数、壁面热流的沿程分布,如图6(a)~(c)所示。增加喷孔数目会缩短燃料混合及释热区的长度,使得燃烧释热更为集中。喷孔数为12的燃烧室压力、壁面热流上升区间更短、增幅更大,同时速度减小更多,马赫数降低更明显。

为分析喷孔数目对燃烧室总体性能的影响,研究了不同喷孔数目的燃烧室推力、摩擦力以及壁面传热量的变化规律,如图7所示。超声速流动中,增加喷孔数目导致集中释热,对燃烧室推力有所增益,

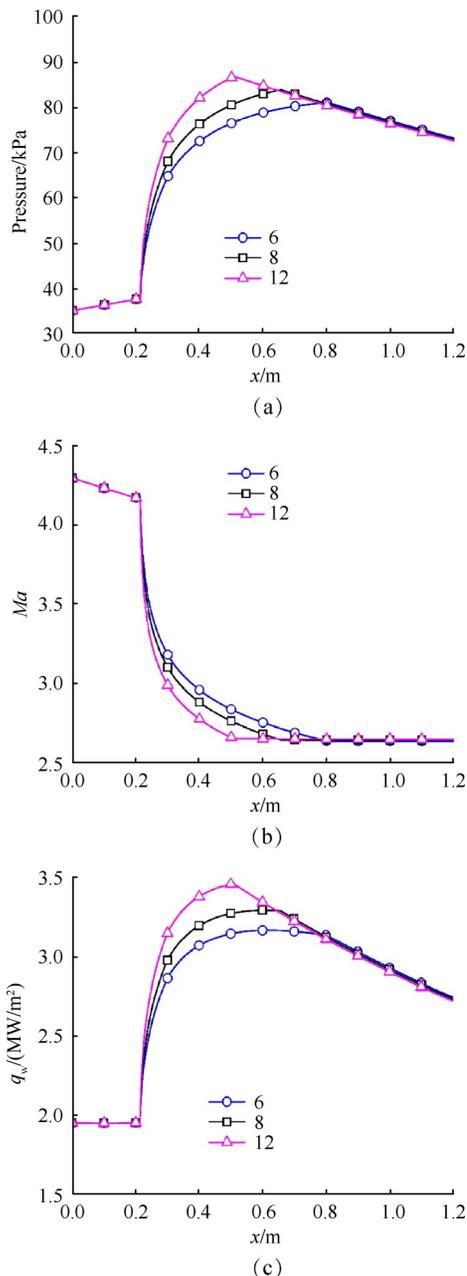


Fig. 6 Flow and heat transfer properties of the combustor with different numbers of injection holes

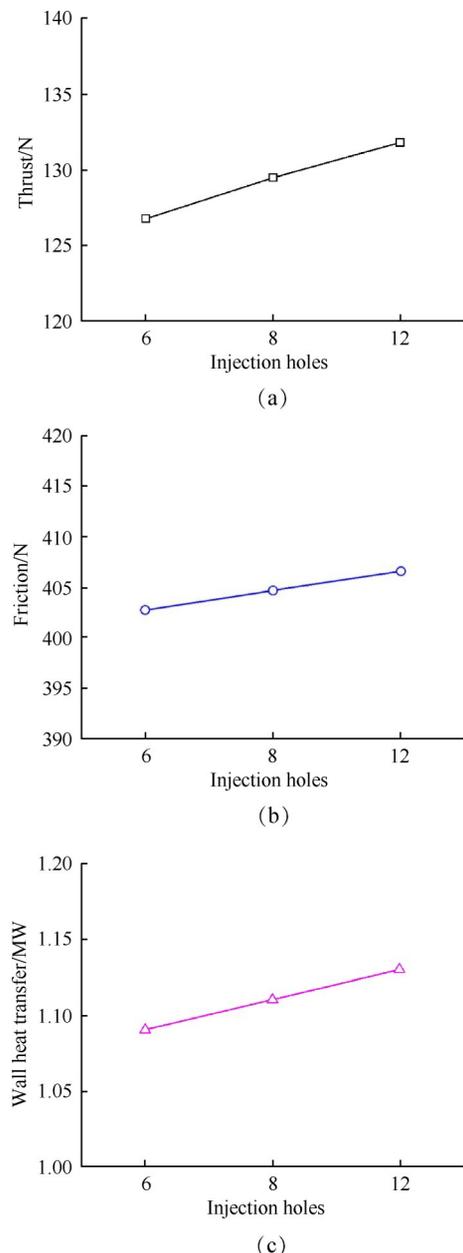


Fig. 7 Effects of the number of injection holes on combustor performances

同时也提高了燃气温度和黏性系数,使得壁面传热量及壁面摩擦力有所增加。因此,喷孔数目由6个增加至12个,推力增加了4.0%,壁面传热量增加了3.7%,壁面摩擦力增加了1.0%。

虽然增加喷孔数目提升了燃烧室性能,但其主要影响的是释热区内燃气流动与传热参数沿程分布,对燃烧室性能的提升效果有限。

3.4 扩张角度的影响

针对燃烧室扩张段的扩张角度对超声速流动与传热的影响,保持原几何构型不变,分别计算了扩张角度为 0.5° , 1° , 2° 时燃烧室静压、马赫数、壁面热流的沿程分布,如图8(a)~(c)所示。扩张角度会改变

燃烧室流道截面面积,从而影响流场与传热参数分布。如图8所示,在超声速流场中,增加扩张角导致气流进一步加速、马赫数增大,气流的温度和密度随之减小;相应的气流压力进一步减小,壁面热流降低。

图9给出了不同扩张段角度的燃烧室推力、壁面摩擦力以及壁面传热量的变化结果。如前文分析,燃烧室横截面的扩张增加了燃气对燃烧室的做功面积,得到了较大的推力增益。同时,燃气温度降低、黏性减小,燃烧室壁面传热量和壁面摩擦力均有所减少。因此,扩张角度从 1° 增加至 2° ,推力增加了124.0%,摩擦力减小了3.0%,壁面传热量减小了

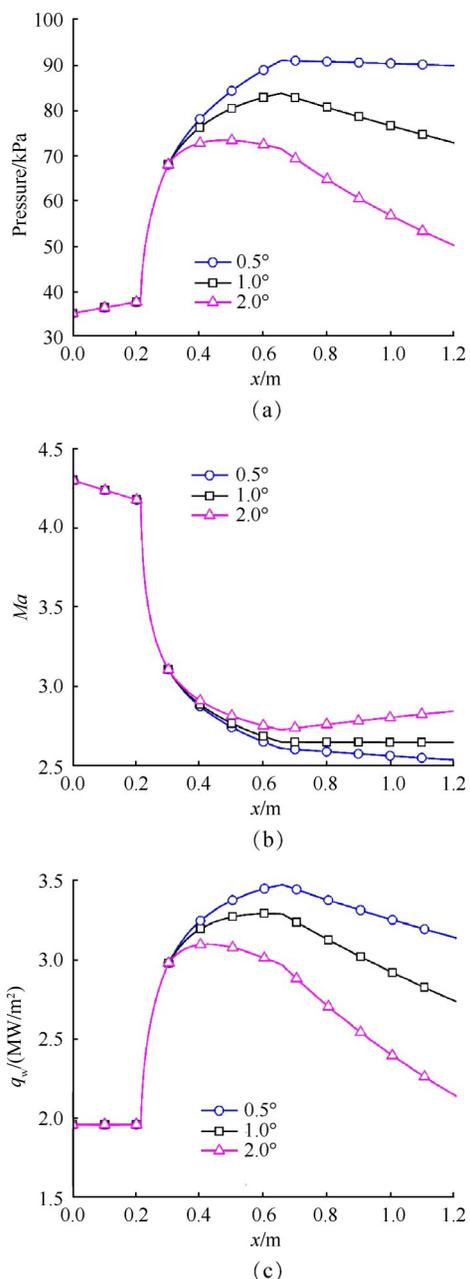


Fig. 8 Flow and heat transfer properties of the combustor with different expansion angles

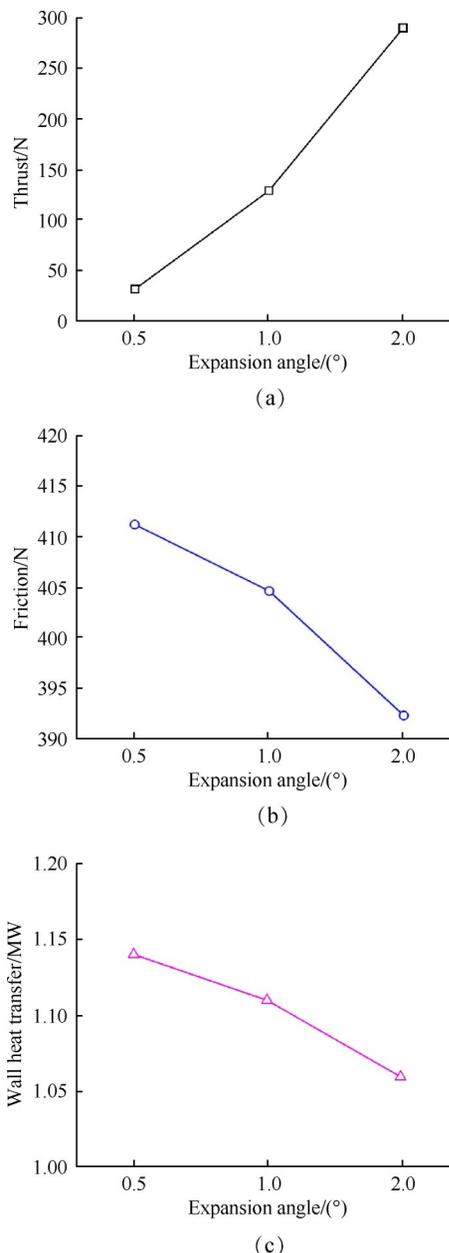


Fig. 9 Effects of expansion angle on combustor performances

7.0%;而扩张角度 0.5° 时的燃烧室推力仅为扩张角度 1° 时燃烧室推力的1/4。

需要说明的是,这里所计算的燃烧室推力增益是针对燃烧室单一部件,并不是发动机的整机推力。本文评估燃烧室的推力主要是为了衡量燃烧室壁面摩擦力与壁面压力水平分量的大小关系。虽然扩张角度从 1° 扩张至 2° 会产生一倍以上的燃烧室推力增益,但是仍无法平衡燃烧室的壁面摩擦阻,燃烧室推力与摩擦力之比从0.36提高到0.71。因此,增加燃烧段的扩张角度在一定程度上缓解了燃烧室壁面摩擦阻力过大的问题,有助于发动机整机推力性能的提高。

综上所述,增加扩张段角度对燃烧室性能有明显的提升作用,同时一定程度上降低壁面摩擦力和壁面传热量。

4 结 论

本文基于一维可压缩流动方程并结合燃料的混合与燃烧模型、壁面传热模型以及高温解离模型对高马赫数燃烧室的流动与传热特性开展了理论分析。通过与中科院力学所Ma10圆形截面发动机燃烧室的试验数据进行比对,验证了理论分析的可靠性。

在此基础上,本文首先评估了不考虑解离效应的理论模型所引起的计算误差。在Ma10飞行条件下,氢燃料当量比0.7时,不考虑解离效应的传统理论模型计算的燃烧室推力偏高15.3%,壁面传热量偏高13.5%。因此,针对飞行Ma10的发动机燃烧室,解离效应不可忽略。

进一步地,应用本文理论模型研究了氢燃料喷注位置、喷孔数目及燃烧室扩张角度对燃烧室流动、传热及总体性能的影响规律,发现燃烧室扩张角度对燃烧室流动与传热特性的影响较大,而喷油位置和喷孔参数的影响主要体现在混合/释热区间,对燃烧室性能的影响较小。

分析结果表明,当扩张角从 1° 增至 2° ,燃烧室推力提高了124.0%,同时壁面传热量减小7%,壁面摩擦力减小了3%。适当增大燃烧室扩张段角度可以显著提升燃烧室性能。而喷油位置和喷孔数目对燃烧室推力、壁面摩擦力和壁面传热量的影响较小,其影响程度均小于5%。

参考文献

- [1] Rogers R C, Shih A T, Hass N E. Scramjet Development Tests Supporting the Mach 10 Flight of the X-43 [R]. AIAA 2005-3351.
- [2] Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE Flight Test Program [R]. AIAA 2008-2580.
- [3] Milinda V Suraweera, Michael K Smart. Shock-Tunnel Experiments with a Mach 12 Rectangular-to-Elliptical Shape-Transition Scramjet at Offdesign Conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 555-564.
- [4] Moule Y, Smart M K. Performance Analysis of a Mach 12 Scramjet at Off-Design Conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(1): 282-285.
- [5] Takahashi M, Sunami T, Tanno H, et al. Performance Characteristics of a Scramjet Engine at Mach 10 to 15 Flight Condition [R]. AIAA 2005-3350.
- [6] Kodera M, Yang V, Takahashi M, et al. Ignition Transient Phenomena in a Scramjet Engine at Mach 12 Flight Condition [R]. AIAA 2007-5407.
- [7] Kodera M, Sunami T, Itoh K. Numerical Simulation of a Scramjet Engine for JAXA's Flight Experiment Using Hyshot [R]. AIAA 2005-3355.
- [8] 吴先宇, 李小山, 丁 猛, 等. 超燃冲压发动机燃烧室构型对燃烧室性能影响 [J]. *推进技术*, 2008, 29(3): 300-305. (WU Xian-yu, LI Xiao-shan, DING Meng, et al. Effects of Scramjet Combustor Configuration on Combustor Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(3): 300-305.)
- [9] 周建兴, 汪 颖. 高马赫数超燃冲压发动机性能数值研究 [J]. *推进技术*, 2014, 35(4): 433-441. (ZHOU Jian-xing, WANG Ying. Numerical Investigation on Performance of a High Mach Number Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 433-441.)
- [10] White F M. *Viscous Fluid Flow* [M]. New York: McGraw-Hill, 1974.
- [11] Eckert E R G. Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow over Surfaces with Constant Pressure and Temperature [J]. *Transactions of the ASME*, 1956, 78(6): 1273-1283.
- [12] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H. *Hypersonic Air-breathing Propulsion* [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1994.
- [13] Spalding D B. *Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames* [C]. Salt Lake City: Thirteenth Symposium (International) on Combustion, 1970.
- [14] Pulsonetti M V, Erdos J, Early K. Engineering Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite-Rate Chemistry [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(6): 1055-1063.
- [15] Rogers R C. Mixing of Hydrogen Injected from Multiple Injectors Normal to a Supersonic Airstream [R]. NASA-

- TN-D-6476.
- [16] Cecere D, Ingenito A, Giacomazzi E, et al. Hydrogen/Air Supersonic Combustion for Future Hypersonic Vehicles [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, 36(18): 11969-11984.
- [17] 王 兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
- [18] Rodriguez C, White J, Riggins D. Three-Dimensional Effects in Modeling of Dual-Mode Scramjets[R]. *AIAA* 2000-3704.
- [19] 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[J]. *推进技术*, 2022, 43(5): 200880. (XU Xue-ru, ZHONG Feng-quan. Effects of Dissociation on Combustion and Heat Transfer of Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5): 200880.)
- [20] 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[J]. *力学学报*, 2021, 53(11): 1-11.
- [21] Zhou G X, Zhang X, Li J P, et al. Optical Diagnostics in a Detonation-Driven Direct-Connected Circular Combustor Fueled with Hydrogen for Mach 10 Scramjet [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(54): 27801-27815.
- [22] 李进平, 张仕忠, 于江鹏, 等. 以高温燃气为试验介质的爆轰波风洞[J]. *气体物理*, 2018, 3(6): 1-8.
- [23] 陆星宇, 李进平, 陈 宏, 等. 爆轰驱动高能起爆技术实验研究[J]. *中国科学*, 2019, 49(3): 311-319.

(编辑:梅 瑛)