

# 解离效应对超燃冲压发动机燃烧与传热的影响特性研究\*

徐雪睿<sup>1,2</sup>, 仲峰泉<sup>1,2</sup>

(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:** 为了分析高温解离效应对超燃冲压发动机燃烧和传热的影响, 在超声速流动与燃烧一维理论模型的基础上, 提出了“解离效率”的概念, 建立了一种对高温燃气解离吸热效应进行量化评估的方法和发动机流动理论分析模型。应用该模型对日本宇宙航空研究开发机构M12-02发动机模型进行了研究, 定量分析了解离效应对飞行马赫数12条件下超声速燃烧流动与传热的影响特性。研究表明, 高温解离效应使得发动机性能损失明显, 损失程度与燃料当量比有关。燃料当量比0.5时, 氢燃料发动机、乙烯燃料发动机推力和比冲下降6%左右, 壁面总热量减少约4%。当量比增加至1.0时, 燃烧室内流温度升高, 解离效应显著增强, 氢燃料发动机、乙烯燃料发动机推力和比冲的损失增至22%左右, 壁面总热量下降约16%。

**关键词:** 超声速燃烧; 理论模型; 解离效应; 当量比; 发动机性能

**中图分类号:** V430; V235.211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 05-200880-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.200880

## Effects of Dissociation on Combustion and Heat Transfer of Scramjet

XU Xue-rui<sup>1,2</sup>, ZHONG Feng-quan<sup>1,2</sup>

(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:** In order to analyze the effects of high temperature dissociations effect on combustion and heat transfer of scramjet, a concept of ‘dissociation efficiency’ is proposed based on one-dimensional reactive flow model of supersonic flow and combustion. A quantitative evaluation method to determine the dissociation endothermic effect of high temperature gas as well as an analytical model for reactive flow of scramjet is developed. The model is used to study the flow and heat transfer properties of M12-02 engine of JAXA. Quantitative results of the effects of high temperature dissociation effect on supersonic flow and heat transfer under flow conditions of Mach number 12 are obtained. The present results show that due to dissociation effect, the engine performance loss is obvious, which is related to the fuel equivalent ratio. When the fuel equivalent ratio is 0.5, the thrust and

\* 收稿日期: 2020-11-03; 修订日期: 2020-12-18。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0005-0029)。

作者简介: 徐雪睿, 博士生, 研究领域为超声速燃烧与传热。

通讯作者: 仲峰泉, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为发动机热防护技术。

引用格式: 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-rui, ZHONG Feng-quan. Effects of Dissociation on Combustion and Heat Transfer of Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5):200880.)

specific impulse of the hydrogen fuel engine and ethylene fuel engine reduce by about 6%, and the total wall heat decreases by about 4%. As the equivalence ratio increases to 1.0, the dissociation effect is significantly enhanced with flow temperature in the combustion chamber increasing. The thrust and specific impulse losses of hydrogen fuel engines and ethylene fuel engines increase to about 22%, and the total wall heat decreases by about 16%.

**Key words:** Supersonic combustion; Theoretical model; Dissociation effect; Equivalence ratio; Engine performance

## 1 引言

高超声速飞行是临近空间开发与利用的关键技术之一。如何准确评估超声速燃烧与流动特性以及发动机性能是发动机优化设计的重要研究内容。而超声速燃烧是涉及湍流、激波、化学反应、壁面传热的复杂物理过程。快速并具有一定精度的理论分析方法是研究超声速燃烧、评估发动机性能的重要工具,国内外为此展开了很多研究。Heiser和Pratt<sup>[1]</sup>将超声速燃烧划分成绝热压缩、等压释热和膨胀加速三个过程,通过实验获得的压力数据可以人为判定各个过程之间的分界点,从而进一步确定燃烧流场的其它参数。王振锋等<sup>[2]</sup>通过测量的壁面压力和壁面热流数据评估了一维分析模型中平均分子量、平均定压比热和摩擦系数对燃烧效率的影响。同时,国内外很多学者也发展了无需输入壁面压力或者热流数据的一维分析方法,通过直接求解一维欧拉方程并结合混合模型、燃烧模型、壁面传热模型等计算出燃烧室内流参数沿程分布。Brien等<sup>[3]</sup>考虑横截面积变化、壁面摩擦、添质等影响,结合有限化学反应速率模型发展了一维分析方法,可以得到超燃冲压发动机和氢燃料火箭基组合发动机的壁面压力分布。Birzer等<sup>[4]</sup>在Brien等提出的一维模型<sup>[3]</sup>基础上,加入了混合控制燃烧的概念计算了氢燃料超燃冲压发动机流动参数分布。余勇等<sup>[5]</sup>在燃烧室一维连续相控制方程的基础上加入了描述液滴运动的粒子轨道模型和描述液滴温度、质量变化的蒸发模型,发展了气液两相计算模型。王曦等<sup>[6]</sup>提出了综合考虑超声速燃烧室燃气对流传热、固壁热传导、燃油冷却的流固耦合传热模型,对不同马赫数条件下主动冷却燃烧室流动与传热特性进行了分析。

随着飞行马赫数的提高,燃烧室入口气流温度将进一步上升,此时高温解离效应不断增强,进而对燃烧性能产生显著影响。高温条件下,气体分子的振动能首先被激发;当气流温度超过2000K时,氧分子分解为氧原子;温度超过4000K时,氧分子完全分解,氮分子开始分解。这些反应被称为高温解离效

应,其中氧、氮分子解离是典型的吸热反应<sup>[7]</sup>。高温化学反应流将会对高超声速飞行器的升、阻力和热环境等带来影响。美国“哥伦比亚”号航天飞机第一次再入飞行过程中,由于未考虑高温效应导致纵向力矩比预测值大得多<sup>[8-9]</sup>。由此可见,高温效应对飞行器气动力和热环境的影响非常重要,对此问题国内外已展开了很多相关研究。但高温解离效应对发动机内流影响的研究极少,缺乏相应的理论模型与分析方法。同时,前文所介绍的现有发动机或燃烧室理论模型部分考虑或者未考虑燃气的解离效应,这将导致高马赫数条件下分析结果与实际情况出现较大偏差。

本文将结合燃料的混合与燃烧模型、壁面传热模型求解一维可压缩流动方程组获得发动机内流参数沿程分布,并在此基础上引入解离效率对燃烧释热量进行修正,从而获得高马赫数条件下更接近真实情况的分析结果,同时定量评估解离效应对发动机内流参数、发动机推力与比冲以及壁面热载荷的影响。

## 2 理论分析方法

### 2.1 基本方程

一维可压缩流动的基本假设包括:(1)参数仅在流向发生显著变化,即认为计算中涉及的物理量为横截面平均值。(2)假定流动与传热为稳态,不考虑非定常效应。(3)假设气体为热完全气体。

控制方程为质量、动量和能量守恒方程以及状态方程,方程组(1)~(4)的推导参考文献[1,3,10]。

$$\frac{dm}{m dx} = \frac{du}{u dx} + \frac{dp}{\rho dx} + \frac{d\sigma}{\sigma dx} \quad (1)$$

$$\frac{dp}{\rho dx} + \frac{\gamma Ma^2 du}{u dx} + \frac{2\gamma Ma^2 c_f}{D} + \frac{\gamma Ma^2 dm}{m dx} = 0 \quad (2)$$

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

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

式中  $m$  表示质量流量;  $\sigma$  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<sup>[11]</sup>并结合参考焓值法<sup>[12]</sup>计算;  $\bar{W}$  为混合物的平均分子量;  $h_{\text{react}}$  表示单位质量的燃烧释热量,  $h_{\text{fuel}}$  和  $u_{\text{fuel}}$  分别为喷注状态燃料的焓值与流向速度分量。

方程组考虑了气体混合物热力学参数随温度的变化。气体粘性系数(单位:  $\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ )采用 Sutherland 定律<sup>[11]</sup>

$$\mu = 1.46 \times 10^{-6} \left( \frac{T^{3/2}}{T + 111} \right) \quad (5)$$

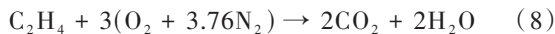
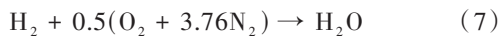
不同组分的定压比热(单位:  $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ )由以温度为自变量的多项式确定, 多项式系数参考文献[13]

$$c_{p,i} = \left( \frac{R}{W_i} \right) (a_{1,i} + a_{2,i}T + a_{3,i}T^2 + a_{4,i}T^3 + a_{5,i}T^4) \quad (6)$$

式中  $R$  为气体普适常数  $8.314\text{J}/(\text{mol}\cdot\text{K})$ ,  $W_i$  为组分摩尔质量  $\text{kg}/\text{mol}$ 。

## 2.2 燃烧释热模型

本文计算的燃料包括氢气和乙烯, 燃烧反应采用总包反应模型



对于超声速燃烧, 燃料的燃烧释热速率很大程度上受到燃料与空气混合程度的影响, 所以释热模型采用 Spalding<sup>[14]</sup>提出的“混合控制燃烧速率”的假设, 认为“混合即燃烧”并计算混合效率  $\eta_m$  确定可供燃烧的燃料质量流量。同时设定燃烧效率  $\eta_b$  来表征燃料的未完全燃烧特性。针对高马赫数条件下燃气解离反应对燃烧室流动的影响, 本文提出了“解离效率” $\eta_d$  的概念, 进一步对燃烧释热的计算进行修正。

混合效率  $\eta_m$  是指与空气混合充分、可供燃烧的燃料质量流量与燃料总质量流量之比, 取值为 0~1。在燃料的喷注点  $\eta_m$  取值为 0,  $\eta_m$  取值为 1 的流向位置认为所有可供燃烧的燃料已与空气完全混合。从喷注点到  $\eta_m = 1$  位置的流向长度称为混合长度  $L_m$ 。对于壁面垂直喷注, 燃料与空气的混合效率采用 Rogers<sup>[15]</sup>给出的经验公式(9)

$$\eta_m = \left[ \frac{x_d}{L_m} + \frac{1}{(50 + 1000\alpha)} \right]^\alpha \quad (9)$$

式中  $x_d$  为流向位置至喷注点的距离,  $\alpha$  表征混合速率大小, 取为 0.4。

混合长度  $L_m$  基于 Pulsonetti 等<sup>[16]</sup>提出的经验公式(10)计算

$$\frac{L_m}{b} \cong 0.179C_m e^{1.72\phi} \quad (10)$$

式中  $b$  表示燃料喷注的横向特征尺度;  $C_m$  是混合系数, 取 35;  $\phi$  为燃料总当量比。通过式(9), (10)可确定流向位置  $x$  的混合效率以及参与反应的燃料质量流量  $m_f$

$$m_f = \eta_m m_{f0} = \eta_m \phi f_{st} m_{\text{air}} \quad (11)$$

通过燃烧效率  $\eta_b$  和解离效率  $\eta_d$  可计算流向位置  $x$  的燃烧释热量

$$h_{\text{react}} = (1 - \eta_d) \cdot \eta_b \eta_m \phi f_{st} m_{\text{air}} H_f \quad (12)$$

式中  $m_{f0}$  为喷入的燃料总量,  $f_{st}$  为化学恰当比条件下燃料与空气的质量比,  $m_{\text{air}}$  即来流空气的质量流量,  $H_f$  为燃料单位质量的热值, 燃烧效率  $\eta_b$  取 0.7。

## 2.3 壁面传热模型

能量守恒方程(3)中  $dQ = q_w P_w dx/m$ , 其中  $q_w$  为壁面热流密度,  $P_w$  为截面周长, 通过 Eckert 参考焓值法<sup>[12]</sup>计算, 如式(13)所示, 上标\*表示参考点。

$$q_w = St^* \rho^* u_c^* (h_{aw} - h_w) \quad (13)$$

超声速湍流边界层传热的斯坦顿数  $St^* = \frac{0.0287}{Pr^{*0.4} Re^{*0.2}}$ ; 壁面焓值  $h_w$  由壁面温度  $T_w$  确定, 本文考虑恒温壁条件,  $T_w$  取 1000K; 绝热壁温对应的焓值  $h_{aw} = h + r \frac{u^2}{2}$ , 恢复因子  $r = \sqrt[3]{Pr^*}$ ,  $Pr^*$  为参考点普朗特数; 参考点的焓值由  $h^* = \frac{h + h_w}{2} + 0.22r \frac{u^2}{2}$  确定。

将式(9)~(13)代入基本方程组式(1)~(4)中迭代计算可以得到燃烧室内流参数、壁面热流, 由燃烧室壁面压力积分进一步获得发动机推力、比冲等性能参数。

## 2.4 高温解离模型

针对燃烧室燃气的高温解离过程, 本文引入了“解离效率”对燃烧释热模型进行修正。解离反应主要出现在低压、高温环境中。根据最小自由能原理, 可以获得不同压力、温度条件下考虑解离反应的燃气混合物定压比热  $c_p^*$  以及不考虑解离反应的燃气混合物定压比热  $c_p$ 。定压比热表征了混合气每增加  $1^\circ\text{C}$  所需的加热量, 因此考虑解离反应的燃气混合物定压比热不仅包含气体焓值变化所需的热量, 还包括混合体发生解离反应所吸收的热量。也就是说, 此时燃料燃烧的释热量并未全部用于加热气体、增加气体焓值, 而有一部分被解离反应吸收了。由此通



过两个定压比热的比值 $\beta$ 来计算燃烧释热实际用于加热气体的比例,那么 $1 - \beta$ 即是燃气解离反应吸收热量造成的释热量损失,定义为“解离效率” $\eta_d$ 。

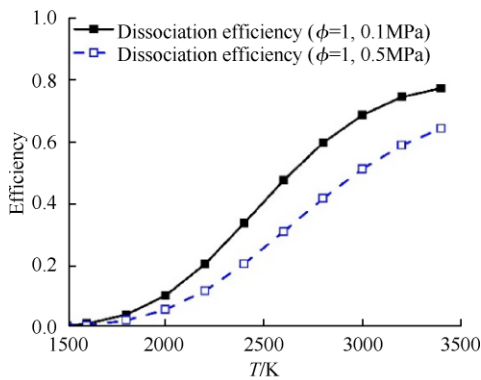
$$\beta = \frac{c_p}{c_p^*} = F_{\text{fuel}}(T,p,\phi) \tag{14}$$

$$\eta_d = 1 - \frac{c_p}{c_p^*} = 1 - F_{\text{fuel}}(T,p,\phi) \tag{15}$$

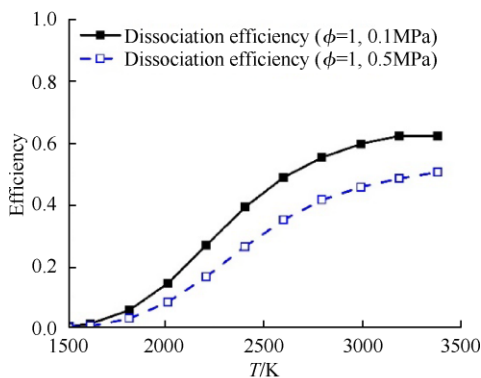
其中,  $0 \leq \eta_d \leq 1$ 。

解离效率 $\eta_d$ 是与温度、压力、当量比有关的参数,具体关系也与燃料种类相关,目前尚无解析表达式。因此,模型计算了每一种燃料在不同温度、压力和当量比条件下的解离效率,并归纳为数据库直接调用。

在数据库中选取了0.1MPa和0.5MPa时当量比1.0的氢、乙烯燃料在不同温度下的解离效率,整理成曲线,如图1所示。当温度小于1500K时,混合气体



(a) Hydrogen-air mixture



(b) C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>-air mixture

Fig. 1 Dissociation efficiency of  $\phi = 1$  fuel-air mixture at 0.1MPa and 0.5MPa

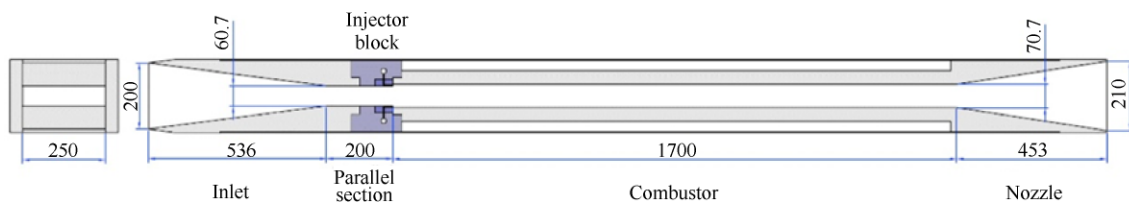


Fig. 2 Schematic view of the JAXA M12-02 scramjet engine model<sup>[17-18]</sup> (mm)

几乎不发生解离,因此解离效率为0;当温度大于1500K时,开始发生解离,解离效率上升。相同温度及当量比条件下,压力升高,解离效率明显降低。这是因为解离效应会导致混合物摩尔数增加、体积膨胀,压力增加导致化学平衡向摩尔数减少的方向发生,抑制解离反应的发生。对比图1(a),(b)可知,乙烯与空气反应的混合物解离效率随温度的变化更平缓。常压下,小于2500K时乙烯燃料的解离效率略高于氢燃料,大于2500K时其解离效率低于氢燃料的解离效率。同时,计算结果显示,解离效率与燃料当量比也有关系,较低燃烧当量比时解离效应有所下降。

### 3 模型验证与结果分析

本文以日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)的M12-02发动机模型为参考构型<sup>[17-18]</sup>,如图2所示,该发动机设计点为马赫数12。本文分析的来流工况与参考文献[17-18]相同,气流通过进气道外压段减速后马赫数降低至6.72,静温677K,静压4kPa。采用本文提出的一维分析模型计算了此工况下无氢气燃烧( $\phi = 0$ )和氢气当量比1.0( $\phi = 1$ )时发动机壁面压力分布,并且考虑了尾喷管截面扩张产生的膨胀波系。图3给出了压力计算值,同时给出文献[17-18]的实验数据进行比对。虽然理论模型无法反映实验数据由于局部激波及其反射导致的压力上下振荡现象,但理论模型给出的压力分布与实验数据的当地平均值非常接近,这说明本文的发动机内流计算模型具有较好的准确性。

应用本文建立的理论模型计算了该工况<sup>[17-18]</sup>(入口马赫数6.72,静温677K,静压4kPa)下氢燃料和乙烯燃料在当量比1.0时的发动机内流参数分布。图4(a)~(c)分别是氢燃料在当量比1.0时内流马赫数、压力和壁面热流沿程分布,并计算了考虑和不考虑燃气解离的结果进行比对。如图所示,燃烧释热导致马赫数减小,压力升高,壁面热流显著增大。对比图3和图4(a)可知,不采用解离模型时,壁面压力明显偏高,与实验压力数据偏差明显。由于燃气解离是

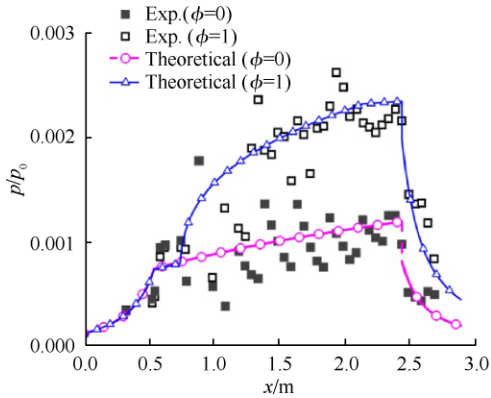
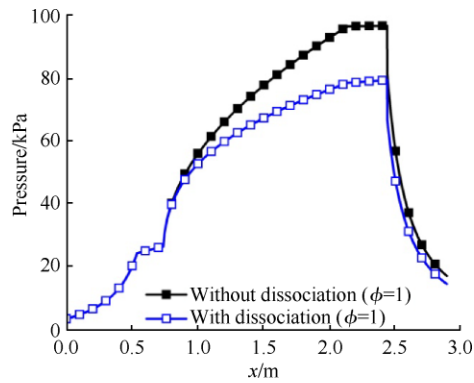


Fig. 3 Comparison of theoretical model results and experimental data cited from Ref [17-18]

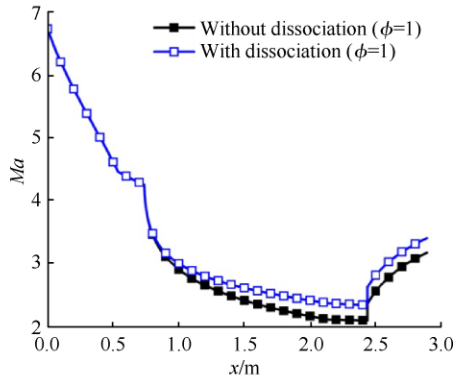
吸热反应,导致燃气内能增加量减小,由图4(c)可以明显发现解离效应使得释热段热流变化趋于平缓。与不考虑解离的结果相比,解离导致燃烧室压力有所下降、壁面热流减小,同时马赫数有所上升。

若燃料为乙烯,计算同一工况当量比 1.0 时发动机燃烧室内流马赫数、压力和壁面热流分布见图 5 (a)~(c)。流动参数的变化趋势与氢燃料结果类似,但相比之下,燃料为乙烯时,解离效应造成的发动机的压力和热流下降幅度、马赫数升高幅度均略有降低。

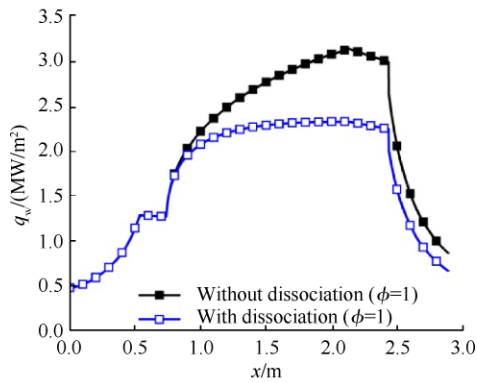
表 1 给出了飞行马赫数 12 时氢燃料和乙烯不同



(a) Pressure plots

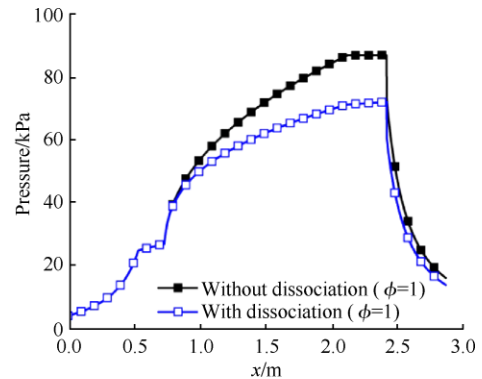


(b) Ma plots

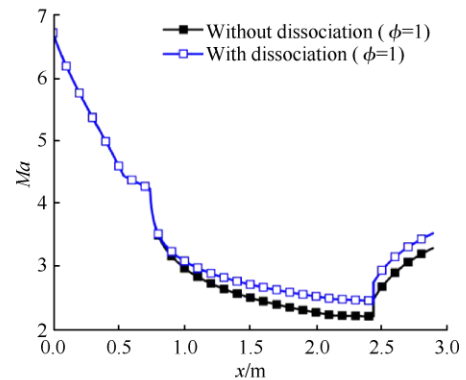


(c) Heat flux plots

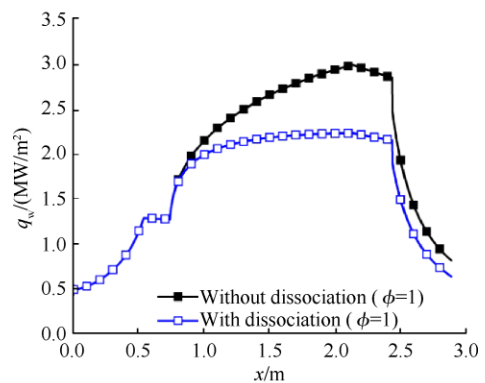
Fig. 4 Pressure plots, Ma plots and heat flux plots of  $\phi = 1$  hydrogen fuel with dissociation and without dissociation



(a) Pressure plots



(b) Ma plots



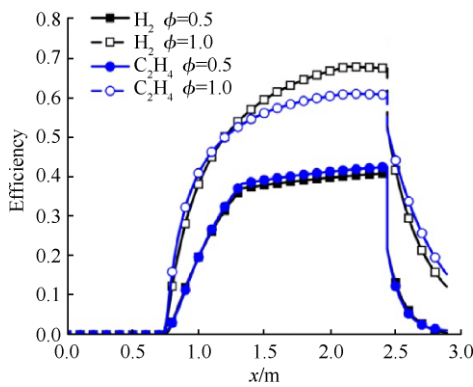
(c) Heat flux plots

Fig. 5 Pressure plots, Ma plots and heat flux plots of  $\phi = 1$  ethylene fuel with dissociation and without dissociation

**Table 1 Hydrogen and ethylene fuel engine performances at different conditions at flight Ma 12**

Parameters	Hydrogen fuel engine value				Ethylene fuel engine value			
	0.5	0.5	1.0	1.0	0.5	0.5	1.0	1.0
Equivalence ratio	no	yes	no	yes	no	yes	no	yes
Total heat/MW	2.99	2.87	3.89	3.25	2.92	2.81	3.75	3.13
Thrust/N	522.0	490.2	916.1	715.8	476.6	447.2	797.1	620.8
Specific impulse/s	1033.0	970.2	906.6	708.4	402.3	377.5	336.4	262.0

燃烧工况下的发动机壁面传热总热量、发动机推力以及比冲结果。如表所示,在相同工况下,拥有高热值的氢燃料具有更高的壁面传热总热量;同时发动机推力更大,比冲更高。而相同当量比条件下乙烯燃料所获得发动机推力与比冲要明显低于氢燃料。燃料当量比变化时,发动机内流的解离效率出现明显差异,如图6所示。结合表1结果说明,燃料当量比增大,燃料释热增加,燃烧室温度升高,解离效应明显增强;并且当量比较大时燃烧室释热区间增长,解离反应的区间相应扩展,发动机性能损失增加。当量比0.5时,解离效应导致氢燃料发动机推力和比冲均下降约6.1%,壁面总热量减小4.0%。同样,解离效应导致乙烯燃料发动机推力和比冲减小约6.2%,壁面总热量减小3.8%。



**Fig. 6 Dissociation efficiency plots of  $\phi = 0.5$  &  $1.0$  in hydrogen and ethylene fuel engine**

当量比增加到1.0时,两种燃料的解离效率均显著上升。这导致氢燃料发动机推力、比冲减小21.9%,乙烯燃料发动机推力、比冲减少22.1%。同时,解离效应导致氢燃料壁面总热量减少16.5%,乙烯燃料发动机总热量减小16.5%。需要说明的是,针对JAXA模型发动机分析得到的推力、比冲偏低。这是由于该模型发动机尾喷管扩张比较小,产生的推力有限。

**4 结论**

本文针对高马赫数条件下发动机内流流动与燃

烧过程,建立了考虑燃气高温离解效应的理论分析模型。通过引入解离效率对燃烧释热量进行修正,使得理论模型能够更好地适用于高马赫数条件下发动机流动与性能的分析与评估。通过与日本宇宙航空研究开发机构的M12-02发动机模型实验压力数据的比对,验证了理论模型的可靠性。本文提出的理论分析模型可用于快速分析高马赫数条件下超燃冲压发动机流动参数分布以及发动机性能。

采用该模型进一步考察了飞行马赫数12条件下燃气解离对发动机流动、传热以及性能的影响。研究发现,解离效应导致发动机压力与壁面热流有所下降,下降程度随当量比增加而变大。当量比为0.5时,解离导致氢燃料发动机推力、比冲损失约6.1%,乙烯燃料发动机推力、比冲降低约6.2%,氢燃料、乙烯燃料发动机总热量分别减少4.0%,3.8%。当量比增大至1.0时,解离效应导致氢燃料发动机推力、比冲降低21.9%,壁面总热量减小16.5%;乙烯燃料发动机推力、比冲降低约22.1%,壁面总热量减小16.5%。

目前,本文尚未考虑燃气的复合反应。下一步工作将考虑复合反应对发动机性能的影响。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助。

**参考文献**

[1] Heiser H, Pratt T. Hypersonic Airbreathing Propulsion [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1994.

[2] 王振锋,白菡尘,刘初平. 燃烧效率一维评价的影响因素研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(1): 11-16.

[3] O'Brien T F, Starkey R P, Lewis M J. Quasi-One-Dimensional High-Speed Engine Model with Finite-Rate Chemistry [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1366-1374.

[4] Birzer C, Doolan C J. Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(6): 1220-1225.

[5] 余勇,刘卫东,王振国. 超声速燃烧室性能一维数值模拟[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(3): 36-41.

[6] 王曦,仲峰泉,陈立红,等. 考虑煤油裂解效应的

- 超声速燃烧室再生冷却过程分析[J]. 推进技术, 2013, 34(1): 47-53. (WANG Xi, ZHONG Feng-quan, CHEN Li-hong, et al. A Coupled Heat Transfer Analysis with Effects of Catalytic Cracking of Kerosene for Actively Cooled Supersonic Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 47-53.)
- [ 7 ] Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics[M]. *New York: Mc Graw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace*, 1989.
- [ 8 ] Hirsche, Ernst-Heinrich, Claus Weiland. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles[M]. *Berlin: Springer*, 2009.
- [ 9 ] Weilmuenster K J, Gnoffo P A, Greene F A. Navier-Stokes Simulations of the Shuttle Orbiter Aerodynamic Characteristics with Emphasis on Pitch Trim and Body Flap[R]. *AIAA 93-2814*.
- [ 10 ] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.
- [ 11 ] White F M. Viscous Fluid Flow [M]. *New York: McGraw-Hill*, 1974.
- [ 12 ] 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.
- [ 13 ] McBride B J, Gordon S, Reno M A. Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species[R]. *NASA TM-4513*, 1993.
- [ 14 ] Spalding D B. Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames [C]. *Salt Lake City: 13th Symp. on Combustion*, 1970.
- [ 15 ] Rogers R C. Mixing of Hydrogen Injected from Multiple Injectors Normal to a Supersonic Airstream [R]. *NASA TND-6476*, 1971.
- [ 16 ] Maria V Pulsonetti, JohnErdos, Kevin Early. Engineering Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite-Rate Chemistry[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(6): 1055-1063.
- [ 17 ] Takahashi M, Komuro T, Sato K, et al. Performance Characteristics of a Scramjet Engine at High Speed Condition over Mach 10[C]. *India: Proceedings of the 25th International Symposium on Shock Waves*, 2005.
- [ 18 ] Masatoshi K, Vigor Y, Masahiro T, et al. Ignition Transient Phenomena in a Scramjet Engine at Mach 12 Flight Condition [C]. *Ohio: 43rd AIAA/ASME/SAE/SAEE Joint Propulsion Conference&Exhibit*, 2007.

(编辑:梅 瑛)