

文章编号:1000-8055(2013)07-1458-09

超声速燃烧中的特征尺度及影响因素

李晓鹏¹, 张泰昌¹, 齐力¹, 范学军^{1,2}

- (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. 中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190)

摘 要: 针对超燃冲压发动机典型的飞行条件, 分别以氢气、乙烯和煤油(由质量分数为 0.8 的正十烷和 0.2 的三甲基苯化学替代)作为燃料, 分析了超声速燃烧中的特征尺度及其影响因素, 给出了细致的超燃冲压发动机工作范围, 并探讨了火焰面模型在超声速燃烧数值模拟中的适用性. 结果表明: 从氢气、乙烯到煤油, 超燃冲压发动机工作范围依次减少, 丹姆克尔数(Da)呈现量级的变化, 火焰模式以旋涡小火焰为主, 其中 Taylor 尺度起着关键性作用. 同时也发现: 相对于亚声速燃烧, 在超声速燃烧的数值计算中, 对能否采用火焰面模型还需要更加仔细的考虑.

关 键 词: 超声速燃烧; 火焰模式; 湍流特征尺度; 超燃冲压发动机工作范围; 火焰面模型

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Characteristic scales and influential factors in supersonic combustion

LI Xiao-peng¹, ZHANG Tai-chang¹, QI Li¹, FAN Xue-jun^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China;
2. Hypersonic Research Center, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

Abstract: Using the hydrogen, ethylene and kerosene (chemically surrogated by a mixture of *n*-decane 0.8 and 1, 2, 4-trimethylbenzene 0.2 by mass fraction) as fuels, the characteristic scales in supersonic combustion and the related influence factors were analyzed, and the operating range of scramjet under the typical flight conditions was calculated. At last, the applicability of flamelet model for the numerical simulation of supersonic combustion was explored. The results show that the operating range of scramjet for these fuels decreases successively and Damkohler number (Da) varies boardly in the order of magnitude, and flamelet in eddies regime is usually the main part, where Taylor micro-scale plays an important role. At the same time, it is found that the flamelet model needs to be considered carefully in numerical simulation of supersonic combustion compared with subsonic combustion.

Key words: supersonic combustion (SC); flame regime;
turbulence characteristic scales; operating range of scramjet;
flamelet model

超燃冲压发动机(scramjet)一般应用在飞行马赫数 $Ma_0 > 5.0$ 的飞行环境中, 其燃烧室入口

马赫数一般维持在超声速. 因此, 空气在超燃冲压发动机燃烧室内的驻留时间一般在 ms 的量

收稿日期: 2012-07-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1458_007.html

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划重点支持项目(91016005); 国家自然科学基金创新群体项目(10621202)

作者简介: 李晓鹏(1987—), 男, 河南汝州人, 博士生, 主要从事超声速混合与燃烧、大涡模拟等方面的研究.

级^[1]. 为了保证超燃冲压发动机的推力和效率, 必须保证燃料的注射、混合以及燃烧在短时间内完成. 超燃冲压发动机内的流动情况非常复杂, 主要涉及到激波-湍流-燃烧之间的相互作用和影响^[2-4], 与之相对应的是不同流动尺度(如湍流特征尺度和火焰厚度)之间的相互耦合和影响.

实验及计算^[3-7,8]的结果表明, 超燃冲压发动机内流主要由流向涡, 即最大的螺旋性 $H = \omega \cdot v$ 表征. 在低速不可压缩流动中, Kolmogorov 尺度将流动分为 2 个区域^[9]: 惯性区和耗散区. 对于超声速内流, 由于较高的螺旋性, 湍动能的衰减受到斜压和可压缩效应的影响, 与 Kolmogorov 尺度相比, 将从更大的尺度开始耗散^[10-12].

在超声速燃烧中, 通过分子和湍流涡扩散, 激波压燃混合气, 燃烧后的密度和压力升高. 其中, 湍流使层流火焰层皱折、拉伸, 增加了燃烧薄层的面积, 提高了火焰速度. Ingenito 等^[12]指出, 在超声速燃烧中, 可压缩性使得化学反应常数以 $1 + 2Ma_s^2$ 的比例增加, 其中 Ma_s 是当地的湍流马赫数. 那么, 相对于层流燃烧, 火焰速度增加的比例为 $\sqrt{1 + 2Ma_s^2}$.

综合上面的分析, 将可压缩性对湍流耗散尺度及对火焰厚度的影响结合起来, 可以预期: 在超声速燃烧中, 湍流耗散尺度与火焰厚度的比值偏大, 即在燃烧模式图上 $l_k/\delta_1 = 1.0$ 的线要向下偏移, 定性表示为图 1 中的黑色虚线. 由此不难看出: 相对于低速不可压流动和燃烧, 在超声速燃烧中, 有很多不同的新特征. Ingenito 等^[12]粗略地估计了最可能的超燃区域, 见图 1 中的阴影部分. 本文针对超燃冲压发动机典型的飞行条件, 通过数值计算, 分析了超声速燃烧中的特征尺度及影

响因素, 并以氢气(H_2)、乙烯及煤油(二组分化学替代)为燃料, 给出了细致的超燃冲压发动机工作范围, 并探讨了火焰面模型在超声速燃烧数值模拟中的适用性.

1 火焰模式

在典型的不可压缩湍流预混火焰中, 经常采用下面的 5 个参数来表征流动和燃烧特征: $l_k/\delta_1, l_0/\delta_1, Re_{l_0}, Da, v'/S_1$. 其中 l_k 是湍流中最小涡的尺度(Kolmogorov 尺度)代表了湍动能耗散为流体内能的尺度; l_0 是湍流积分尺度, 代表了湍流中最大涡的尺度; Re_{l_0} 是湍流雷诺数; Da 是丹姆克尔数, 表示流动特征时间和化学反应特征时间之比; δ_1 是层流火焰厚度; v' 是湍流脉动速度; 湍流特征速度 v'_{rms} 是脉动速度的均方根, $v'_{rms} = \sqrt{v'^2}$; S_1 是层流火焰传播速度. 在湍流中还有一个重要尺度, 即 Taylor 微尺度 l_λ , 介于积分尺度和 Kolmogorov 尺度之间.

这些参数的定义及之间的关系是^[9,13]

$$Re_{l_0} = \frac{\rho v'_{rms} l_0}{\mu} \quad (1)$$

$$l_0/l_k = Re_{l_0}^{3/4} \quad (2)$$

$$l_0/l_\lambda = Re_{l_0}^{1/2} \quad (3)$$

$$Da = \frac{t_{flow}}{t_{chem}} = \frac{l_0/v'}{\delta_1/S_1} = \left(\frac{l_0}{\delta_1}\right) \left(\frac{S_1}{v'}\right) \quad (4)$$

其中 μ 为动力黏度, t_{flow} 为流动的特征时间, t_{chem} 为化学反应的特征时间.

很容易得到湍流雷诺数 Re_{l_0} 和丹姆克尔数 Da 之间的关系为

$$\frac{v'}{S_1} = Re \left[\frac{l_0}{\delta_1} \right]^{-1} = \frac{1}{Da} \left[\frac{l_0}{\delta_1} \right] \quad (5)$$

将 Da 和 Re_{l_0} 之间的关系作图, 可以得到典型的燃烧火焰模式图^[9], 见图 2. 这几个流动参数将火焰分为 3 种不同的模式: ①褶皱层流火焰, 对应于图 2 中的 A 区; ②旋涡小火焰模式, 对应于图 2 中的 B 区; ③分布反应模式, 对应于图 2 中的 C 区. 在 A 区, $Da > 1.0, \delta_1 < l_k$, 所有的湍流特征尺度都比火焰厚度大, 化学反应在很薄的区域内进行, 以快速化学反应为主. 在 C 区, $\delta_1 > l_0$, 且 $Da < 1$, 所有的湍流特征尺度都在反应区, 反应区内的输运现象不仅受分子扩散控制, 同时还受湍流混合的影响. 超声速燃烧一般发生在 B 区. 在 B 区, $l_k < \delta_1 < l_0$, 火焰厚度在湍流最大涡和最小涡之间, 最小尺度的涡在火焰内形成和破碎, 增加了火焰的厚度. $v'/S_1 > 1.0$, 这意味着最

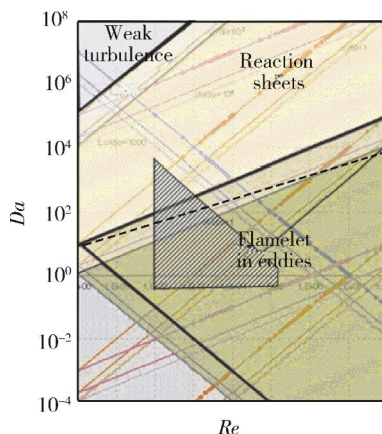


图 1 Ingenito 等^[12]给出的最可能的超燃区域

Fig. 1 Most probable SC regimes by Ingenito et al. ^[12]

大涡可以将火焰头部卷起,形成较为充分的多层燃烧.此外, Da 一般处于中等大小,即根据不同的飞行条件,反应既可以是快速化学反应也可以是慢速化学反应.

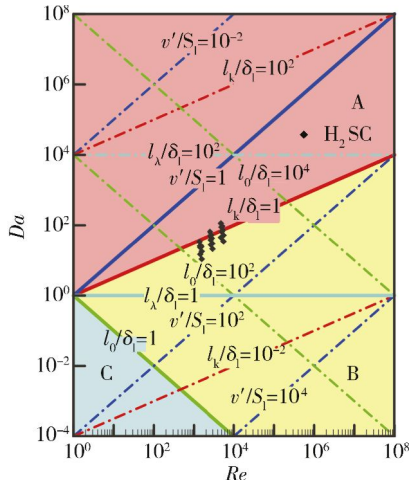


图 2 超声速燃烧中的重要参数

Fig. 2 Important parameters in SC

2 计算条件和方法

Gruber 等^[14]采用地面设备模拟了超燃冲压发动机在飞行高度 $15 \text{ km} < H < 35 \text{ km}$, $3.5 < Ma_0 < 7.0$ 时燃烧室入流条件,见图 3,其中 T_i , p_i , Q_0 分别是燃烧室入口总温、总压及动压,来流由质量分数为 0.21 的 O_2 和 0.79 的 N_2 组成.杨猛等^[15-16]研制了一套高速纹影系统,对超临界煤油在超声速来流中的横向射流和燃烧特性进行了研究,其所采用的凹腔燃烧室有很好的稳焰效果,是超燃冲压发动机燃烧室的典型代表^[3-4,17].因此在计算中,流动的特征长度尺度取为燃烧室高度, $L=60 \text{ mm}$;由冷流场(图 4)和燃烧流场(图 5)的实验结果^[15-16]来看,积分尺度即湍流中最大涡的大小,取为 $l_0=10 \text{ mm}$.动力黏度 μ 采用 NASA 的

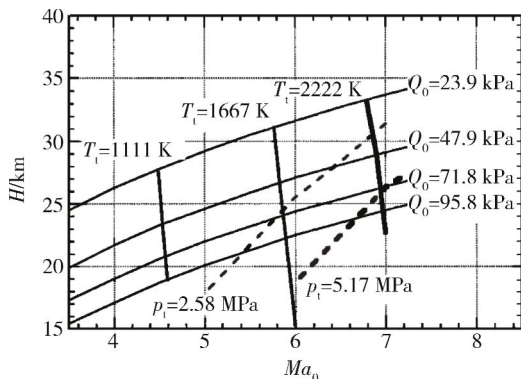


图 3 超燃冲压发动机典型的飞行条件^[14]

Fig. 3 Typical flight condition of scramjet^[14]

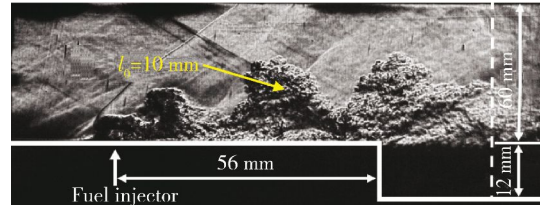


图 4 超临界煤油垂直喷射到超声速来流的高速纹影图像^[15-16]

Fig. 4 High-speed schlieren image of supercritical kerosene jetting onto supersonic cross-flow^[15-16]

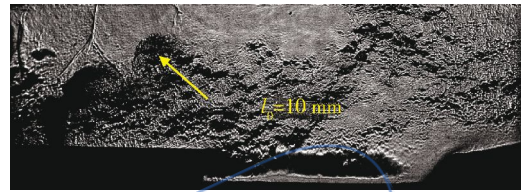


图 5 超临界煤油在超燃实验室内燃烧的高速纹影图像^[15-16]

Fig. 5 High-speed schlieren image mapping SC of supercritical kerosene^[15-16]

热物性数据^[18-19].对 H_2 采用 GRI 3.0 详细反应机理^[20],采用软件 Chemkin 计算了层流火焰传播速度 S_l ,层流火焰厚度 δ_l 根据热扩散率 α 计算得到^[9]

$$\delta_l = 2\alpha/S_l \quad (6)$$

其中 α 采用标准大气压空气在温度 $\bar{T} = 0.5(T_u + T_b)$ 的物性^[9],并进行压力修正,其中 T_u 为燃烧前混合物的温度, T_b 为燃烧后混合物的温度.

湍流特征尺度由式(1)、式(2)、式(3)计算得出,其中湍流特征速度 v'_{rms} 根据来流平均速度 $\bar{v}$ 和湍流强度 I 进行估算,即有

$$v'_{rms} = I\bar{v} \quad (7)$$

湍流强度 I 则根据充分发展湍流的经验公式进行计算,即

$$I = 0.16Re^{-1/8} \quad (8)$$

其中 Re 是来流雷诺数.

3 计算结果

3.1 典型的超燃冲压发动机飞行环境

图 6 给出了超燃冲压发动机在典型飞行条件下(见图 3)工作时燃烧室内的特征尺度.

由图 6 可知,在典型的超燃冲压发动机飞行环境中,燃烧室的层流火焰厚度 δ_l 介于 Kolmogorov 尺度及 Taylor 尺度之间,在较低的温度和压力条件下,火焰厚度较大,趋近于 Taylor 尺度,这

时候湍流小涡在火焰层内部发生耗散和破碎, 涡的拉伸和扭曲影响火焰面的形状, 但这种扭曲现象并不明显; 随着压力和温度的升高, 层流火焰厚度逐渐向 Kolmogorov 尺度靠近, 湍流脉动对火焰面的拉伸和扭曲作用表现得更加显著, 湍流涡的破碎和化学反应的发生几乎在同一尺度上, 由此可知: 湍流脉动不仅可以增强混合, 而且促进了化学反应的发生, 使得燃烧逐渐由慢速化学反应向快速化学反应过渡。

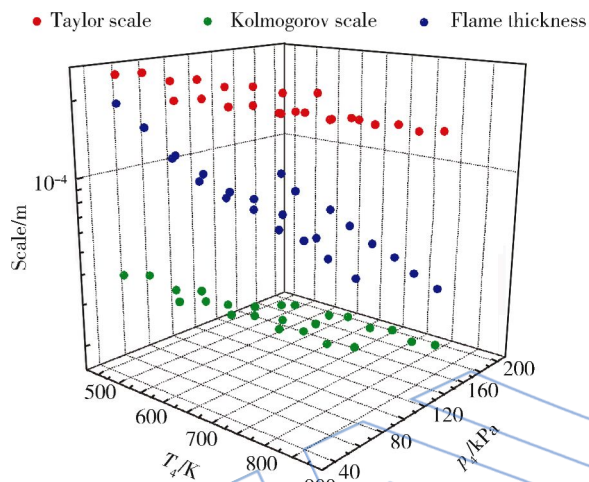


图6 典型飞行条件下超燃冲压发动机的特征尺度比较(H_2)

Fig. 6 Comparison of characteristic scales of scramjet for typical flight condition (H_2)

图2中的黑色菱形点给出了以 H_2 作为燃料的火焰点分布, 图7给出了细节. 由两图可以看出, 以 H_2 作为燃料, 在超燃冲压发动机中化学反应主要发生在B区, 即此时的火焰模式为旋涡小火焰模式. 在一定的条件下, 比如说增加总温或者增加来流压力, 可以使化学反应向A区, 即褶皱层流火焰模式转变. 但两者的机理是不一致的. 增加总压主要使 $Re-Da$ 曲线向右移动, 与之对应的是 Kolmogorov 尺度的减小; 而增加总温主要使 $Re-Da$ 曲线向上移动, 与之对应的是火焰厚度的减小。

3.2 燃烧室入口温度的影响

对图3上飞行马赫数 $Ma_0 = 6.0$, 对应燃烧室入口马赫数 $Ma_1 = 2.6$, 压力 $p_1 = 133.4$ kPa 的点, 使燃烧室入口温度 T_4 在 $400 \sim 900$ K 变化, 结果如图8所示。

由图8可以看出: 在燃烧室入口压力、马赫数及当量比不变的情况下, 随着温度的升高, 超燃冲

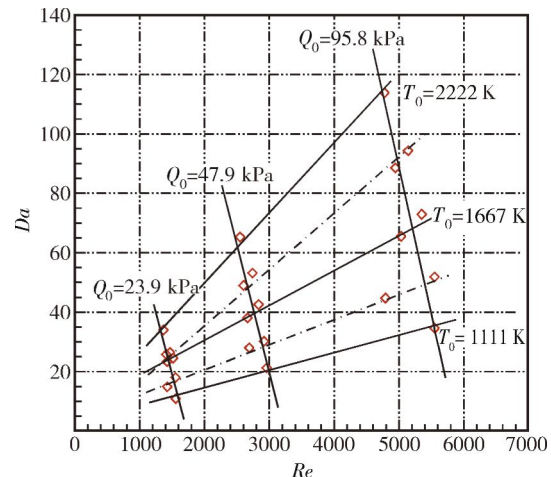


图7 典型飞行条件下 $Re-Da$ 关系(H_2)

Fig. 7 $Re-Da$ relation for typical flight condition (H_2)

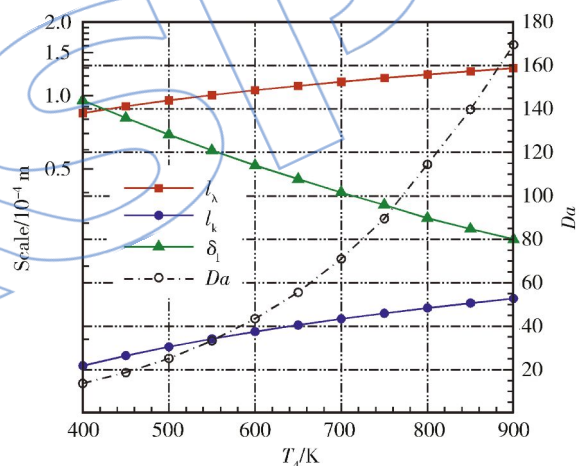


图8 T_4 对特征尺度的影响

Fig. 8 Influence of T_4 on characteristic scales

压发动机中的 Taylor 尺度和 Kolmogorov 尺度逐渐增大, 层流火焰厚度对温度有较强的依赖关系. 在较低的来流温度下, 火焰厚度较大, 甚至要比 Taylor 尺度还要厚, 大涡对燃烧起主要作用. 这时候大涡卷起的厚度和火焰厚度在同一数量级上, 未燃气体不仅通过简单扩散向火焰传播, 还经湍流涡的卷带向火焰面传播, 与此同时, 湍流涡也快速带走了已燃气体和燃烧释放的能量, 使得 Da 相对较小, 以慢速化学反应为主, 火焰模式为旋涡小火焰模式, 即在B区. 提高未燃气体温度, 火焰厚度显著降低, 并逐渐向 Kolmogorov 尺度靠近, 小涡起主要作用. 此时, 小涡的破碎和燃烧发生在同一尺度的薄层内, 湍流的掺混作用使得燃烧更为充分, 释放出更多的能量, 温度升高较大, 化学反应速度较快, Da 相对较大, 火焰模式为层流褶

皱火焰,即在A区。

值得注意的是, Da 先是随着温度的升高缓慢增加,然后在温度 $T_4 > 700\text{ K}$ 后迅速增加,这一温度也是火焰厚度由接近 Taylor 尺度向更趋近于 Kolmogorov 尺度转变的温度。

3.3 燃烧室入口压力的影响

同样对图3上飞行马赫数 $Ma_0 = 6.0$, 对应的燃烧室入口马赫数 $Ma_1 = 2.6$, 温度 $T_4 = 715\text{ K}$ 的点,使其压力 p_1 在 $35 \sim 260\text{ kPa}$ 变化,结果如图9所示。

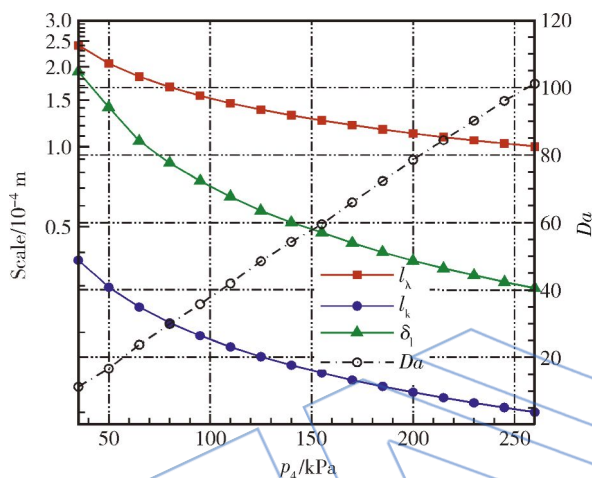


图9 p_1 对特征尺度的影响

Fig. 9 Influence of p_1 on characteristic scales

由图9可以看出:在低压下,火焰厚度趋近于 Taylor 尺度,燃烧主要受大涡的卷带作用影响,以慢速化学反应为主,火焰模式为旋涡小火焰,即在B区。随着压力的升高,大涡的卷带和扭曲以及小涡的破碎和掺混共同影响火焰厚度和燃烧速度, Da 几乎是随着来流压力的升高而线性增加,火焰模式也逐渐转变为褶皱层流火焰,即在A区。

3.4 燃烧室入口马赫数的影响

对图3上燃烧室入口温度 $T_4 = 468\text{ K}$, 压力 $p_1 = 132.4\text{ kPa}$ 的点,使其马赫数 Ma_1 在 $0.1 \sim 3.0$ 变化,结果如图10所示。

图10表明:火焰厚度几乎不随 Ma_1 变化。在 $Ma_1 < 0.4$ 时,火焰厚度和 Kolmogorov 尺度比较接近,小涡对燃烧起主要作用,此时燃烧也较为充分,化学反应速率较快,对应于亚声速燃烧工况,火焰模式为层流褶皱火焰,即A区。但此时 Da 随 Ma_1 的增加迅速减少,由400减小到100左右。在 $0.4 < Ma_1 < 0.6$ 时,大涡和小涡共同决定着燃烧速率和火焰厚度,火焰仍为褶皱层流火焰。在

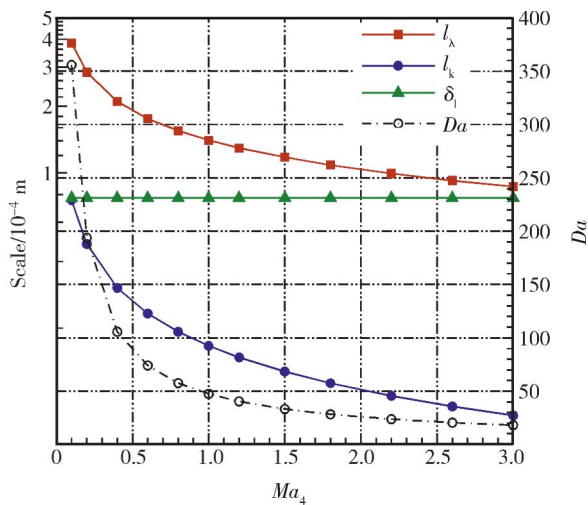


图10 Ma_1 对特征尺度的影响

Fig. 10 Influence of Ma_1 on characteristic scales

$Ma_1 > 0.6$ 时,大涡对燃烧的影响作用更加显著,火焰模式开始转变为旋涡小火焰模式,即在B区。 $Ma_1 > 1.0$ 时,燃烧几乎主要由大涡的卷带作用控制,化学反应速率进一步降低,由快速化学反应向慢速化学反应过渡,火焰模式为旋涡小火焰,主要在B区。

在超燃冲压发动机中,由于燃烧室几何构型和稳焰的需要,超声速区中常常包含亚声速流动,甚至在回流区和壁面的边界层处,有比较大的亚声速区。这些亚声速区的存在提高了超燃冲压发动机的燃烧效率。

3.5 当量比的影响

在实际的超燃冲压发动机中,由于混合效率不高,燃烧室内各处的当地当量比差异比较大,即存在贫燃料区,例如燃烧室的底角,又存在着大量的富燃料区。当地当量比的分布特征影响燃烧效率、热释放率以及发动机的整体推力等性能。

对图3上飞行马赫数 $Ma_0 = 6.0$, 对应燃烧室入口马赫数 $Ma_1 = 2.6$, 压力 $p_1 = 133.4\text{ kPa}$, 温度 $T_4 = 715\text{ K}$ 的点,使其当量比 Φ 在 $0.25 \sim 1.625$ 变化,结果见图11所示。由图11可以看出,当 $\Phi < 0.4$ 时,火焰较厚,甚至比 Taylor 尺度还要大1个量级,此时反应区的分子输运不仅受分子扩散控制,还受到湍流脉动的强烈影响,特别是大涡的卷带和扭曲作用,显著影响火焰面的形状和燃烧速度,此时,燃烧一般不够充分,化学反应速度较慢,火焰模式为旋涡小火焰,即在B区。随着当量比的提高,火焰厚度逐渐变薄,在 $\Phi \approx 0.42$ 时,层流火焰厚度和 Taylor 尺度几乎相当,此时 Da 大约为7.0。当 $0.42 < \Phi < 1.0$ 时,火焰厚度更接

近 Taylor 尺度,即燃烧主要由大涡控制.当 $\Phi > 1.0$ 时,火焰厚度进一步降低,开始趋近于 Kolmogorov 尺度,此时小涡的脉动和破碎对火焰面的形状和厚度起支配作用,化学反应也由慢速过渡到了快速.

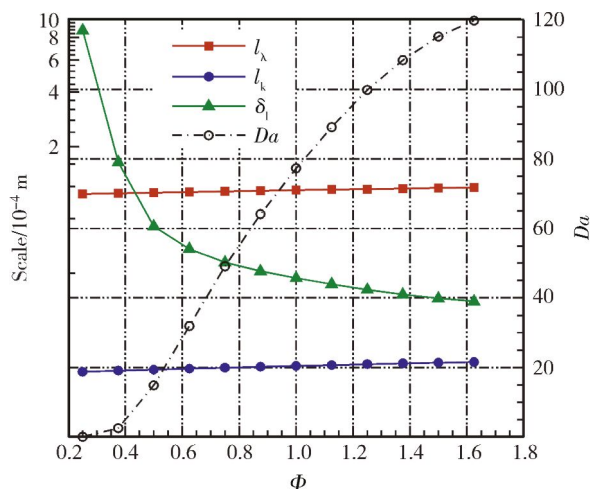


图 11 Φ 对特征尺度的影响

Fig. 11 Influence of Φ on characteristic scales

基于上面的分析, Taylor 尺度对超燃冲压发动机中的燃烧情况,如火焰厚度,起着重要的作用,因此建议在典型的湍流火焰分区(见图 2)B 区中,根据 $l_\lambda/\delta_l = 1.0$ 将 B 区分为两个区, B1 和 B2,如图 12 所示.在 B1 区中,火焰厚度更接近 Kolmogorov 尺度,相对于大涡的卷带和扭曲,小涡的脉动和破碎对燃烧起着支配作用,而且此时一般有中等大小的 Da , 化学反应速率较快.在 B2 区,大涡的卷带和扭曲作用对超燃冲压发动机

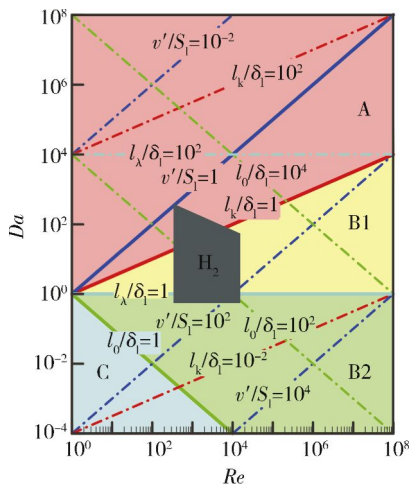


图 12 新建议的火焰分区模式及 H_2 作为燃料的超燃冲压发动机主要工作范围

Fig. 12 Suggested flame regimes and scramjet main operating range for H_2

的燃烧起着支配作用,由于存在着混合不均匀,以及湍流涡导致的已燃气体和周围气体之间发生的较快的质量交换和热交换,化学反应速率一般较慢.

此外,基于超燃冲压发动机典型的飞行条件和单变量分析,可以得到以 H_2 作为燃料时超燃冲压发动机的主要工作范围,见图 12 中的阴影部分.其中,阴影部分与 A 区重叠的区域,即斜三角部分,主要出现在较低的燃烧室入口马赫数,或者是在较高的温度条件下,这一般和超燃冲压发动机中的亚声速回流区或者是超燃冲压发动机在极高的飞行马赫数下工作相对应,此时燃烧室内温度较高,结构热荷载较大.而阴影部分与 B2 区重叠的区域则对应于较低当量比情形.

3.6 烃类燃料的影响

表 1 给出了液氢和碳氢燃料的比较.可以看出,液氢一般应用在较高的飞行马赫数下,碳氢由于价格便宜、储存方便等一系列优点,被广泛应用于超声速燃烧的地面实验研究中^[15-17].针对 $5.0 < Ma_0 < 8.0$ 时超燃冲压发动机的流动和燃烧特征,对图 3 所描绘的超燃冲压发动机的典型飞行条件,采用 Wang 等^[21] 的化学反应机理对乙烯和 Honnet 等^[22] 的化学反应机理对煤油(由质量分数为 0.8 的正十烷和 0.2 的三甲基苯化学替代)进行了同样的计算,结果如图 13、图 14 所示.

表 1 液氢和碳氢燃料特性比较^[1,8,23]

Table 1 Comparison of liquid hydrogen and hydrocarbon fuels characteristics^[1,8,23]

	液氢	碳氢
比热容	大,冷却效果好	小,冷却效果差
密度	小,储油体积大,压差阻力大	大,储油体积小,但比冲也小
沸点	低,低温储存,要求高	高,储油简单
适用范围	$Ma > 8.0$	$Ma < 8.0$

由图 14 可知,动压和总温对乙烯和煤油燃料的 Re - Da 曲线的影响和 H_2 是一样的.但由于从乙烯到煤油,碳原子个数增多,乙烯和煤油相对于 H_2 的燃烧速度相对较慢,在典型的超燃冲压发动机工作环境中,乙烯和煤油对应的 Da 几乎比 H_2 小 2 个量级,主要为慢速化学反应.由图 13 可以看出:以乙烯和煤油作为燃料的超燃冲压发动机工作区域要比 H_2 靠下,这还是较慢的化学反应速度造成的.此外,从 H_2 、乙烯到煤油,超燃冲

压发动机的工作范围依次减少. 这也说明: 在超燃冲压发动机中, 采用碳氢燃料, 其工作范围相对较窄, 对工作环境的要求更加苛刻.

此外值得注意的是, 从图 13 也可以看出: 沿着 $l_k/\delta_1 = 1.0$ 线的分区, 对碳氢燃料而言, 意义更为重大.

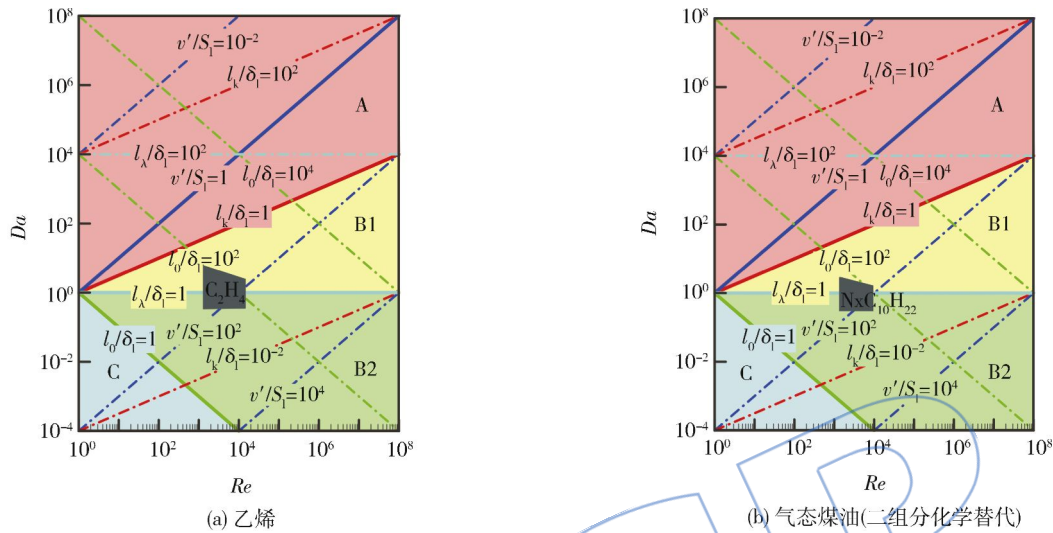


图 13 超燃冲压发动机的主要工作范围

Fig. 13 Scramjet main operating range

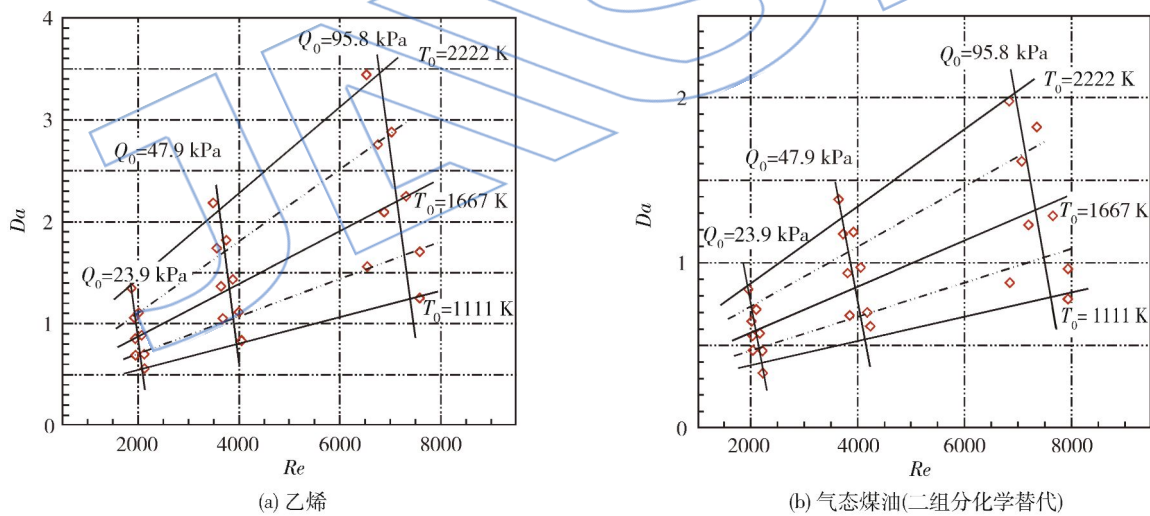


图 14 Re - Da 关系

Fig. 14 Re - Da relation

3.7 火焰面模型的适用性

在超声速燃烧的数值计算中, 不仅需要模拟湍流流动模型和化学反应动力学模型, 还需要模拟耦合两者关系的湍流燃烧模型. 其中, Peters^[24] 在对层流扩散火焰研究的基础上提出的火焰面模型, 被广泛应用于湍流燃烧的数值模拟中. 孙明波等^[25] 对部分预混超声速燃烧火焰面模式方面的研究进行了综述.

在一般情况下, 火焰面模型认为, 湍流燃烧场是由大量的火焰面和包围这些火焰面的无反应

湍流流场组成的, 这些火焰面是很薄的反应扩散层, 其厚度比 Kolmogorov 尺度还要小, 即湍流燃烧处于褶皱层流火焰模式下, 见图 12、图 13, 包括 A 区和部分 B1 区 (如前文所述, 在超声速燃烧中, $l_k/\delta_1 = 1.0$ 的线要向下偏移, 褶皱层流火焰区域要向 B1 区扩展, 但目前实验和计算的结果^[10-12] 还不能给出可压缩湍流中耗散尺度的一个统一的表达式, 因此超声速燃烧中 $l_k/\delta_1 = 1.0$ 的具体位置并没有在图 12、图 13 中标出, 而只在图 1 中定性说明). Balakrishnan 等^[26] 和 Wil-

lams^[27]通过对 H_2 /空气的超声速燃烧分析后认为,超燃冲压发动机中的燃烧处于火焰面模式.而 Eifler 等^[28]认为在超声速燃烧中采用火焰面模型是非常困难的.

从图 12 和 13 可以看出:在超燃冲压发动机中采用 H_2 作为燃料时,在一些条件下,比如说在较高的飞行马赫数条件下,可以采用火焰面模型进行超声速燃烧的数值模拟;而对于以乙烯和煤油作为燃料的情形,则几乎完全不能采用火焰面模型.但由于目前发展燃烧模型的困难,以及火焰面模型计算量小的优点^[29],很多学者^[30]将火焰面模型的适用范围扩展到 B1 区,这基于这样一个事实:即使在不满足火焰面假设的情形下(如 B1 区)采用火焰面模型进行计算,其结果也要好于直接采用层流化学反应机理.

4 结 论

通过上面的分析,可以得到以下结论:

1) 在超声速内流中,可压缩性和斜压效应起着重要作用,特别是由于可压缩性和小尺度湍流脉动的共同作用,使得火焰模式图上的 $l_k/\delta_1 = 1.0$ 线向下偏移,由此增加了层流褶皱火焰区域的面积.

2) 在超燃冲压发动机典型的飞行条件下,燃烧火焰以旋涡小火焰为主.燃烧室入口温度、压力、马赫数及当量比对超燃冲压发动机燃烧室中的特征尺度起着重要影响,湍流大涡和小涡对燃烧的支配作用随着这些条件的改变而变化.其中值得注意的是, Da 几乎随着燃烧室入口压力线性变化.

3) 从 H_2 、乙烯到煤油,超燃冲压发动机的工作范围依次减少, Da 呈现量级上的变化,即由部分快速化学反应转变为慢速化学反应.本文建议的沿着 $l_k/\delta_1 = 1.0$ 的分区,可以更好地描述超燃冲压发动机中的流动和燃烧特征,特别是对于碳氢燃料而言.

4) 以 H_2 作为燃料,在较高的飞行马赫数条件下,可以采用火焰面模型进行超声速燃烧的数值模拟;在超燃冲压发动机典型的飞行条件下,以乙烯和煤油作为燃料时,在超声速燃烧的数值模拟中,不能采用火焰面模型.

此外,本文也给出了一套完整的预估超燃中流动特征尺度的方法,可以由此在超燃的数值计算中确定合适的网格尺度,用来分辨湍流小涡和火焰.另外值得注意的是,不同于低速不可压湍流

中仅由耗散项和涡拉伸扭曲项确定耗散尺度,即典型的 Kolmogorov 尺度,在可压缩湍流中,耗散尺度的大小受到涡拉伸扭曲项、可压缩性、斜压项及耗散项的共同作用,由此确定其大小并进一步确定超声速燃烧中褶皱层流火焰和旋涡小火焰的分界线(在 B1 区中),值得进一步研究.

致谢:

感谢俞刚研究员的有益探讨.

参考文献:

- [1] Corin S. The scramjet engine processes and characteristics [M]. New York: Cambridge University Press, 2009.
- [2] Lee S H. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor; Part 2 combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(5): 1020-1026.
- [3] Keistler P G, Hassan H A, Xiao X. Simulation of supersonic combustion in three-dimensional configurations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(6): 1233-1239.
- [4] Jeong E, O'Byrne S, Jeung I S, et al. Investigation of supersonic combustion with angled injection in a cavity-based combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6): 1258-1268.
- [5] Ben Y A, Mungal M G, Hanson R K. Time evolution and mixing characteristics of hydrogen and ethylene transverse jets in supersonic crossflows[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(2): 026101. 1-026101. 16.
- [6] Rana Z A, Thornber B, Drikakis D. Transverse jet injection into a supersonic turbulent cross-flow[J]. Physics of Fluids, 2011, 23(4): 046103. 1-046103. 21.
- [7] Ferrante A, Matheou G, Dimotakis P E. LES of an inclined sonic jet into a turbulent crossflow at Mach 3. 6[J]. Journal of Turbulence, 2011, 12(2): 1-32.
- [8] 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.
- [9] Stephen R. 燃烧学导论: 概念与应用[M]. 姚强, 李永清, 王宇, 译. 北京: 清华大学出版社, 2009.
- [10] Kritsuk A G, Norman M L, Padoan P, et al. The statistics of supersonic isothermal turbulence[J]. The Astrophysical Journal, 2007, 665(1): 416-431.
- [11] Biagioni L, d'Agostino L. Measurement of energy spectra in weakly compressible turbulence [R]. AIAA 99-3516, 1999.
- [12] Ingenito A, Bruno C. Physics and regimes of supersonic combustion[J]. AIAA Journal, 2010, 48(3): 515-525.
- [13] 庄礼贤, 尹协远, 马晖扬. 流体力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009.
- [14] Gruber M, Donbar J, Jackson K, et al. Newly developed direct-connect high-enthalpy supersonic combustion research facility[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6):

- 1296-1304.
- [15] 杨猛,袁越明,范学军. 高速脉冲纹影系统在超声速燃烧室内流场显示中的初步应用[R]. CSTAM 2011-2769, 2011.
- [16] 杨猛. 高速脉冲纹影技术及其在超声速燃烧室流场显示中的应用[D]. 北京:中国科学院, 2012.
- YANG Meng. High speed pulsed schlieren technology and its application to flow visualization in supersonic combustion[D]. Beijing: Chinese Academy of Science, 2012. (in Chinese)
- [17] Fan X J, Yu G, LI J G, et al. Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 103-110.
- [18] MacBride B J, Gordon S, Reno M A. Coefficient for calculating thermodynamic and transport properties of individual species[R]. NASA TM-4513, 1993.
- [19] Svehla R A. Transport coefficients for the NASA lewis chemical equilibrium program[R]. NASA TM-4647, 1995.
- [20] Smith G P, Golden D M, Frenklach M, et al. Overview of CRI-mech[EB/OL]. [2012-07-19]. Http: // www. me. berkeley. edu/gri_mech.
- [21] WANG Hai, YOU Xiaoqing, Ameya V J, et al. Law, USC mech; Version II high-temperature combustion reaction model of $H_2/CO/C_1-C_4$ compounds[EB/OL]. [2012-07-19]. Http: // ignis. usc. edu/USC_mech_II. htm.
- [22] Honnet S, Seshadri K, Niemann U, et al. A surrogate fuel for kerosene[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(1): 485-492.
- [23] 吴子牛,王兵,周睿,等. 空气动力学[M]. 北京:清华大学出版社, 2008.
- [24] Peters N. Turbulent combustion [M]. New York: Cambridge University Press, 2000.
- [25] 孙明波,范周琴,梁剑寒,等. 部分预混超声速燃烧火焰面模式研究综述[J]. 力学进展, 2010, 40(6): 634-641.
- SUN Mingbo, FAN Zhouqin, LIANG Jianhan, et al. Evaluation of partially premixed flamelet approach in supersonic combustion[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(6): 634-641. (in Chinese)
- [26] Balakrishnan G, Williams F A. Turbulent combustion regions for hypersonic propulsion employing hydrogen/air diffusion flames [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 10(3): 434-436.
- [27] Williams F A. Progress in knowledge of flamelet structure and extinction [J]. Progress in Energy Combustion Science, 2000, 26(4/5/6): 657-682.
- [28] Eifler P, Kollmann W. PDF prediction of supersonic hydrogen flames[R]. AIAA 93-0448, 1993.
- [29] Fureby C. LES for supersonic combustion [R]. AIAA 2012-5979, 2012.
- [30] Fureby C. A comparative study of flamelet and finite rate chemistry LES for a swirl stabilized flame [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(4): 041503. 1-041503. 13.