# 正癸烷在模型超燃燃烧室中的燃烧特性研究\*

陈启典,张 弛,刘 伟,吴 显,王建臣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点试验室,北京100191)

摘 要:为探究正癸烷在双凹腔结构的模型超燃燃烧室中的燃烧特性,试验采用蓄热式加热器提供 高焓纯净空气,燃烧室进口的Ma数为2.03,来流总温在800K~1100K,常温液态的正癸烷经凹腔上游 的直射式燃料喷嘴进入燃烧室。通过对试验过程中燃烧室壁面压力和流场中的CH\*基分布的分析,发现 了正癸烷的两种稳焰模式:双凹腔稳焰模式和单凹腔稳焰模式。双凹腔稳焰模式是通过射流形成的尾迹 区和凹腔中的回流区共同作用实现稳焰;单凹腔稳焰模式则是通过主流中的激波与边界层干涉形成分离 区与凹腔中的回流区实现稳焰。随着试验来流总温的降低,正癸烷的稳焰模式从双凹腔稳焰转变为单凹 腔稳焰,直到稳焰失败,模式转变温度和临界稳焰温度分别为876K和842K。还利用一维分析方法对两 种稳焰模式的燃烧效率、Ma数分布以及总压恢复系数进行了比较,结果发现双凹腔稳焰模式的燃烧效 率和总压恢复系数均大于单凹腔稳焰模式。

关键词:正癸烷;超燃燃烧室;稳焰特性;一维分析 中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 01-0107-09 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 01. 012

# Combustion Behavior of *n*-Decane in a Scramjet Model Combustor

CHEN Qi-dian, ZHANG Chi, LIU Wei, WU Xian, WANG Jian-chen

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-Thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: This study carried out experiments to investigate the combustion behavior of n-decane at Mach 2.03 and stagnation temperature between 800 and 1100K using a supersonic combustion with two serial cavities flame holder. All experiments were performed in the direct-connect supersonic combustion facility with regenerative storage air-heater. n-decane with ambient temperature was directly injected into a supersonic crossflow upstream of the first cavity. CH chemiluminescences was performed along with measurements of the combustor wall pressure. Two flameholding modes of n-decane, flame held with two cavities and flame held with one cavity were identified by the location of a rise in wall pressure and the CH chemiluminescence emission. The flame held with two cavities was stabilized through the interaction between the jet wake and a recirculation zone in the cavity. On the other hand, the flame held with one cavity was stabilized through the interaction of boundary layer, which was induced by shock wave, and a recirculation zone in the cavity. As the stagnation temperature decreased, the flame held with two cavities to one cavity and the flameholding temperature of n-decane were 876K and 842K, respectively. The result of the one-dimensional analysis show that the combustion efficiency and stagnation pressure recovery coefficient are higher when the flame held at two cavity.

Key words: n-Decane; Supersonic combustor; Flameholding behavior; One-dimensional analysis

<sup>\*</sup> 收稿日期:2016-09-28;修订日期:2016-11-07。

作者简介:陈启典,男,硕士生,研究领域为超声速燃烧。E-mail: orichen@126.com

# 1 引 言

在高超声速飞行器的动力系统中,超燃冲压发 动机(Scramjet)以其在 Ma 数 5.0 以上的优越的性能 而受到广泛的研究<sup>[1]</sup>。超燃冲压发动机通常使用的 燃料主要有两种:液氢燃料和液态碳氢燃料[2]。液氢 燃料具有单位质量热值高、冷却性能好、分子扩散率 高以及反应时间短等特点,成为此类发动机燃料的 首选,被广泛研究应用。液态碳氢燃料则具有密度 大、便于储存携带以及安全性和可靠性高等优点,使 其在飞行 Ma 数在 4~8 的高速飞行器上更有优势<sup>[3]</sup>。 然而碳氢燃料在单位质量的推力、燃烧性能和冷却 性能等方面的缺点,是其实际应用时的主要问题,因 此超燃燃烧室中选取一种合适的碳氢燃料是非常关 键的,为此研究人员对此开展了大量的研究。Mitsuhiro<sup>[4]</sup>等研究了5种直链烷烃(C7,C8,C10,C13, C16) 在来流 Ma 数 2.0, 总温 1800~2400K 条件下的 自燃和稳焰性能。结果表明,燃料的挥发性对自燃 有很大影响,直链烷烃的碳数目越低越容易自燃。 而燃料的稳焰性能同时受物理过程和化学过程的影 响,随着碳原子数的增加虽然蒸发时间在增加,但点 火延迟时间却在减少,由于C8~C10的直链烷烃总 反应时间最小,所以其火焰稳定性能是最好的。 Shinji等<sup>[5]</sup>在采用了燃料横向喷射和单凹腔的模型燃 烧室中,研究了乙醇的超燃特性,发现在超燃条件 下,气态乙醇的反应性介于乙烯和乙烷之间。Wei Liu 等<sup>[6]</sup>对正癸烷、正十二烷和甲基环己烷三种大分 子碳氢燃料进行了超燃实验研究,发现在相同的来 流条件和燃料喷射条件下,甲基环己烷的点火性能 和抗反压能力更好。吴显等<sup>[7]</sup>在来流 Ma 数 2.03,总 温 1000~1150K 的条件下,发现正癸烷的稳焰特性 较 RP3 更好,建立了与实验结果相符的理论模型作 为实现稳焰的判据,并且从燃料热物性的角度说明 了正癸烷的超燃稳焰性能更好的原因。

除了对燃料的燃烧性能进行研究外,为了解决碳氢燃料点火延迟时间长且反应速度慢的缺点,研究人员对燃料横向喷射<sup>[8,9]</sup>、引导氢辅助点火<sup>10]</sup>等开展了许多的研究,来缩短燃料雾化、蒸发和混合等物理过程时间以及燃烧反应过程时间。在燃烧室中采用稳火装置来增加驻留时间,也可以提高超声速燃烧性能,研究表明壁面凹腔被证明是最为有效稳火装置<sup>111</sup>。凹腔的结构、数量以及排布形式等都对燃烧室性能有着直接影响。俞刚<sup>112]</sup>在来流*Ma*=2.5下使用煤油作为燃料同时喷射氢气作为引导火焰,研究

了不同尺寸凹腔的点火与火焰稳定特性,认为凹腔的长度与深度对点火与火焰性能影响较大,而后壁倾角影响不大。此外,他们还对串联双凹腔的燃烧性能进行了试验。结果表明使用串联凹腔结构,点火最小所需的引导氢气当量比更低,燃烧效率达到96%,同时还有效的提高了稳焰性能。司徒明等<sup>[13]</sup>对双凹腔结构进行了研究,观察到双凹腔可以增强混合和强化燃烧。Owen等<sup>[14]</sup>以煤油为燃料,在来流*Ma*=1.8下,以氢气作为引导火焰,对三种火焰稳定器(后向台阶、凹腔及其改进型)进行试验,结果表明来流总温对火焰稳定特性影响很大。

由文献[4]可知,正癸烷有着良好的稳焰性能, 进一步研究其燃烧特性对于实际应用以及设计超燃 冲压发动机专用碳氢燃料是非常必要的。正癸烷 (C<sub>10</sub>H<sub>24</sub>)与航空煤油的化学示性式(C<sub>101</sub>H<sub>204</sub>)<sup>[15]</sup>较为 接近,而且常被用作构建航空煤油的代理燃料,可见 正癸烷和航空煤油具有非常相似的物理和化学性 质。因此,研究正癸烷的超燃燃烧特性也可以帮助 我们了解航空煤油的超燃燃烧特性,有利于航空煤 油代理燃料的构建。

本文通过分析不同来流总温下正癸烷在模型超 燃燃烧室中稳焰时的CH\*基图像和壁压数据,来探 究正癸烷的稳焰特性。实验中使用的模型燃烧室采 用了燃油横向喷射和串联双凹腔稳火的组合,并利 用燃气发生器进行强迫点

### 2 试验系统

此次探究正癸烷在不同来流总温条件下的稳焰 特性的实验,是在北京航空航天大学直连蓄热式超 燃试验台上完成的。整个试验系统由供气系统、加 热系统、试验段、供油系统和数据采集系统五个部分 组成。试验系统如图1所示。

#### 2.1 直连蓄热式超燃试验台与模型超燃燃烧室

为了模拟实际超燃燃烧室工作时非常高的来流 总焓,实验中需要利用加热器对空气进行加热,再经 过喷管加速到超声速。与常见的超燃试验采用的烧 氢补氧加热器不同,本文采用的加热器为蓄热式加 热器(以下简称蓄热器)。其优点在于能提供较为纯 净的高温空气,避免了烧氢补氧加热器在空气中产 生过量水分以及自由基的问题,与实际超燃燃烧室 的来流状况更为接近。本文中的试验均在北航直连 蓄热式超燃试验台上完成的,蓄热器运行模式及工 作性能见文献[16]。本文试验中燃烧室进口来流总 温的范围控制在800~1100K。设计马赫数为2.0的 超声速喷管通过转接段与蓄热器出口相连。经试验标定,喷管出口马赫数为2.03。

试验中使用的模型超燃燃烧室内部流道如图 2 所示。燃烧室横截面为矩形,由四段构成,第一段为 平直隔离段,其进口的尺寸为 70mm×51mm,后三段 分别为扩张角为 1°,3°,4°的扩张通道。燃烧室中的 两个凹腔尺寸相同,深度为 20mm,长度为 85mm(长 深比为 L/D=4.25),后壁与燃烧室中心轴的夹角为 45°,属于开式凹腔<sup>[17]</sup>。开式凹腔有着更好的燃烧性 能,在使用碳氢燃料的超燃燃烧室中应用广泛<sup>[18]</sup>。 距第一个凹腔前壁上游 38mm 处装有与壁面平齐的 直射式燃料喷嘴,喷嘴由 4个 0.6mm 的喷孔构成,喷 孔间距为 8mm。试验采用燃气发生器作为点火装 置。工作时,燃气发生器内通入煤油和氧气,利用火 花塞引燃混合物,产生的高温燃气进入凹腔内点燃 燃烧室内的燃料。燃烧室油路采用挤压式供油的方 法,可通过上游的减压阀调节供油压力。

### 2.2 测量与观察系统

试验时有流量、压力、温度三种参数需要测量。

燃烧室进口空气流量是通过蓄热器前安装的孔板 流量计来进行测量,用文丘里管进行标定,精度 为±1%。燃油流量则通过科式流量计测量,经标 定精度为±1%。在超声速喷管前的转接段上,装有 压力传感器和K型热电偶,由于此处气流速度低,同 时喷管中的流动可近似为等熵绝热流,可将测得的 压力和温度直接作为燃烧室进口总温和总压。为了 对燃烧时壁面压力进行测量,在燃烧室四个壁面上 各布置有24个静压测孔。测量采用的压力传感器型 号是 CYB-20S,量程为0~1MPa,精度为0.5%,响应 频率为2kHz。

本文同时利用相机对稳焰时的CH\*基分布进行 了记录。CH\*基是燃烧过程中的中间产物,可作为火 焰焰锋的的表征<sup>[19,20]</sup>。同时CH\*也是碳氢燃料分子 断裂的主要产物,只在火焰内很小的空间和温度范 围内出现,特别是在火焰温度梯度较大的区域内。 因此,CH\*可以用来表征化学反应区域内边界和火焰 释热率最大的区域。为了方便观察稳焰时的图像, 分别在两个凹腔的位置各设置有玻璃窗。试验时使



Fig. 1 Schematic of the experimental system



Fig. 2 Schematic of the model combustor(mm)

用 Sony α99 数码相机对流道内的火焰进行拍摄,镜头前加装 CH\*基滤镜(波长为431nm)来获得燃烧过 程的 CH\*图像。

## 2.3 试验过程与时序

蓄热器在蓄热状态完成后,先用高压空气对蓄 热器进行填充,直至喷管前压力稳定后开始试验。 试验由设置好的PLC时序控制,采集程序将试验中 的测得数据进行存储以供分析。PLC时序设置如表 1所示,可以看到在燃油喷射过程中,燃气发生器启 动进行强迫点火,在关闭燃气发生器同时喷油的时 间段里,观察燃料的稳焰特性。在整个试验过程中, 由于蓄热器一直处于放热状态,所以燃烧室进口来 流总温在不断下降。但在每一个来流总温下的燃烧 试验持续时间很短(仅7s),因此在每一次的试验中, 可以认为燃烧室的来流总温基本不变。而两次试验 之间的时间间隔,会使得来流总温下降几十K。本文 将燃烧室来流总温作为试验变量,同时保持不同工 况间的进口来流参数基本一致,如表2所示。

Table 1	The PLC	time	sequence
---------	---------	------	----------

Time/s	Controlled object	On/Off
0	Fuel	On
2.2	Igniter	On
3.5	Igniter	Off
7	Fuel	Off

 
 Table 2
 Experimental condition parameters which are kept almost constant

Parameter	Value
Isolator inlet Mach number	2.03
Isolator inlet stagnation pressure/MPa	0.77±0.5
Inflow mass flowrate/(kg/s)	2±0.01
Fuel injection pressure/MPa	3±0.1
Fuel mass flowrate/(g/s)	37.2±1.1
Equivalence ratio	$0.277 \pm 0.07$

## 3 试验结果与分析

## 3.1 来流总温对正癸烷稳焰特性的影响

本文通过观察壁面静压在轴向上的分布来判断 是否稳焰成功。在一次 PLC 时序控制的试验中,取 第 0s 的壁压数据作为该工况下的冷态流场的壁压分 布,取燃气发生器关闭之后任一时刻的壁压数据作 为稳焰流场的壁压分布,将这两个时刻的壁压数据 进行对比。如果在某一轴向位置之后稳焰流场的壁 面压力分布有明显的上升,说明稳焰成功。 根据不同来流总温的试验结果,发现了三种典型的稳焰流场壁面压力分布,如图3所示。在试验来流总温较高时可以观察到如图3(a)中的壁面压力分布:在某一位置之后的一段轴向区间内,稳焰流场相比于冷态流场壁面压力有明显的升高,说明燃烧室内稳焰成功;而且在前后凹腔位置处,稳态流场壁压的分布均有明显的突跃,呈现双峰状。本文将这种稳焰燃烧模式定义为双凹腔稳焰模式(Mode 1)。当来流总温下降到某一温度区间内,可以观察到如图3(b)的典型壁压分布:从某一轴向位置开始后的一段区间内,稳态流场相较冷态流场壁压有明显的升高,说明稳焰成功;但仅在后一个凹腔位置处,壁压分布有突起,呈现单峰状。本文将这种稳焰燃烧模式定义为单凹腔稳焰模式(Mode 2)。而当来流总温低于



Fig. 3 Three kinds of normalized wall static pressure distributions

某一温度之后,稳态流场与冷态流场的壁压分布如 图 3(c)所示,两者几乎相同,没有明显的升高,说明 此时燃烧室稳焰失败。

图 4 为所有试验工况的稳焰结果统计。通过上述的一系列试验,最终得到可以使正癸烷稳焰成功的最低来流温度为 847K,以及稳焰失败的最高来流温度为 837K。本文将二者的算术平均值定义为燃料的临界稳焰来流总温,即正癸烷稳焰的临界来流总温为 842K。同时也得到了正癸烷处于双凹腔稳焰模式时的最低温度 882K,以及转变为单凹腔稳焰模态的最高温度 876K。本文将二者的算术平均值作为稳



Fig. 4 Results of experiments

#### 3.2 不同模式的稳焰机制分析

在试验过程中,本文对稳焰时 CH\*基在燃烧室 内的分布进行了记录。CH\*基是碳氢燃料在燃烧化 学反应过程中大量产生的活化基团。相比于直接拍 摄火焰图像,CH\*基图像更能准确地反映燃烧化学反 应发生的位置以及反应进行的剧烈程度,同时也表 征燃烧过程的释热强度。根据 3.1 中的分析可以知 道,随着来流总温的不断下降,一共出现了两种稳焰 成功稳焰模式,即:双凹腔稳焰模式和单凹腔稳焰模 式。本文从所有的试验工况中选取了四个典型工况 (Case2、6、10、11)进行对比,表 3 为这四个工况进口 来流参数,图 5 为这四个工况稳焰时无量纲壁面静压 分布,图 6 则为对应的 CH\*基荧光照片。燃油喷射点 的位置距离第一个观察窗前沿 2mm,因此图中并未 标明。由于燃烧室通道略有扩张,第二个观察窗中 只能看到后凹腔的部分结构。

对比 CH\*基照片和壁压分布可以得知:稳态流场相比于冷态流场壁压从某一位置之后壁压抬升,与主流中 CH\*基分布有关,即燃料在主流中燃烧释热,会导致壁面静压的抬升;在凹腔的位置可以观察

到分布有大量的 CH\*基,说明此处的燃烧释热非常 猛烈,所以相应的此处壁面压力分布会出现峰值。

 Table 3
 Experimental condition parameters of four cases

(case 2,0,10,11)						
Case	2	6	10	11		
Stagnation temperature/K	1054	952	882	876		
Isolator inlet Mach number	2.03	2.03	2.03	2.03		
Isolator inlet stagnation pressure /MPa	0.831	0.777	0.738	0.715		
Inflow mass flowrate /(kg/s)	2.02	2.02	2.03	2.02		
Equivalence ratio	0.272	0.278	0.275	0.278		



Fig. 5 Normalized wall static pressure distributions of four cases

通过对前图 6(a)~(c)的观察可以发现,在双凹 腔稳焰模式中CH\*在前凹腔的上游即燃料的射流尾 迹区域便有分布,说明燃烧化学反应在这一区域已 经发生但参与反应燃料较少。燃油横向喷射到超声 速的主流中,会在射流的上游形成弓形激波,在下游 形成回流区。当流速较小且当量比合适时,便会在 射流的尾迹区域形成稳定的火焰。但由于尾迹区中 的流动非定常性较强、脉动较大,所以此处火焰前沿 位置始终在前后波动。观察照片可以看出,CH\*基主 要分布在前凹腔的剪切层中,并以一定的角度扩散 进入主流。射流尾迹中已经反应的高温燃气与燃料 在凹腔的剪切层中和新鲜空气进行混合,同时在向 后流动中不断受到凹腔回流区中高温燃气的加热。 当获得足够多的热量后,凹腔剪切层中的新鲜可燃 气被点燃,形成火焰并点燃主流中的燃料,在主流中 形成扩散火焰。而凹腔剪切层中的一部高温燃气会 进入凹腔中的回流区继续用于点燃新鲜的可燃气。 所以释热量最大的这一区域是由凹腔形成的驻定火 焰和主流中的扩散火焰组成的。通过这三张图可以 看出,随着来流总温的降低,释热最为强烈的区域扩

散进入主流的角度(通过观察火焰在第一个观察窗 边缘的位置)也在逐渐减小。这可能是由于总温的 降低,使得火焰传播速度降低,与来流速度在火焰面 法向上匹配的结果。后凹腔结构提供与前凹腔相似 的气动条件,可以使燃料进一步充分燃烧。归纳一 下,双凹腔稳焰模式的主要机制为射流尾迹稳焰和 凹腔回流稳焰的联合稳焰机制。

单凹腔稳焰模式的典型 CH\*分布如图 6(d)所示。可以看到,在后凹腔上游的主流中已经出现了 明显的 CH\*基分布,这说明燃料在前凹腔中间的主 流通道中便已经发生了燃烧反应。由于来流总温较 低低,使得前凹腔无法形成稳定的火焰。而后凹腔 的上游出现火焰是因为前凹腔的后缘在超声速主流 中产生了一道斜激波,激波经过反射后与后凹腔上 游壁面处的边界层流动发生干涉,形成低速区甚至 是回流区,为火焰稳定提供了条件。后凹腔在稳焰 时的作用与双凹腔稳焰模式中前凹腔是相似的,只 是因为来流温度低,化学反应速率低,所以释热强度 有所下降。所以单凹腔稳焰模式的主要机制为激波 与边界层干涉区和后凹腔联合稳焰。

#### 3.3 一维分析

一维分析方法是快速计算和评估超声速燃烧性 能最有用的工具被广泛使用。一维分析假设所有气 流参数在垂直于流动方向的横截面上保持一致,将 实际流动简化为仅与流动方向坐标有关的函数。超 燃燃烧室构型十分简单,为略有扩张的直通道,符合 一维分析的假设。本文将上一节中四个典型工况的 稳焰壁压数据作为输入,通过求解一维管流的基本 控制方程,并根据试验时内部流场的具体情况确定 求解细节,采用MATLAB编制程序进行计算,最终的 到这四个工况稳焰时的*Ma*数、总压、总温等流场信 息。利用这些信息,可以进一步对这两种稳焰模式 的燃烧性能进行比较和研究。

3.3.1 燃烧效率的对比

燃烧效率是衡量燃烧室性能的重要指标,表示 了燃料燃烧的完全程度。燃烧效率定义为燃烧过程 中实际放热量和理论放热量之比,具体计算方法主 要有:温升法、焓增法和燃气分析法。由于超燃燃烧 室出口气流速度和温度均比较高,很难对燃气进行 分析;而温升法计算得到的燃烧效率与焓增法结果



(a) Mode 1: flame holding with dual cavity at high  $T_1$ 

$\begin{array}{c} 0 \\ -2 \\ -4 \\ T_{i} = 952 \text{K} \\ 6 \\ -8 \text{ cm} \end{array}$	
--	--

(b) Mode 1: flame holding with dual cavity at middle  $T_1$ 



(c) Mode 1: flame holding with dual cavity at low  $T_{1}$ 



(d) Mode 2: flame holding with single cavity



相近,并且计算过程简单,所以本文采用温升法来计 算燃烧效率。温升法计算燃烧效率的公式为

$$\eta = \frac{T_{14} - T_{13}}{T_{14} - T_{13}}$$

式中 T<sub>a</sub> 为试验测得的燃烧室进口气流总温; T<sub>i</sub> 为燃烧室出口气流总温,可由一维分析方法计算得 到; T<sub>i</sub>, 为燃料燃烧产物达到化学平衡状态时的温 度,本文采用了 Chemkin 中的零维同质反应器模型进 行计算,其中化学反应动力学模型选用 Westbrook<sup>[21]</sup> 等建立的 C8~C16直链烷烃反应机理。这样便可以 对这四个工况的燃烧效率进行计算,结果如表4。

Table 4 Combustion efficiency of four cases

Case	2	6	10	11
Equivalence ratio	0.272	0.278	0.275	0.278
$T_{13}/\mathrm{K}$	1054	952	882	876
$T_{14}/\mathrm{K}$	1570	1472	1401	1263
$T_{ m t4,e}/ m K$	1649	1612	1541	1542
Combustion efficiency/%	80.6	78.7	78.7	58.1

可以看出双凹腔稳焰模式的燃烧效率大于单凹 腔稳焰模式。通过上一节中的CH\*基照片可以看 出,双凹腔稳焰模式在两个凹腔中燃料都进行了有 效的燃烧释热。而单凹腔稳焰模式仅是从两个凹腔 的中间某个位置燃料才开始燃烧释热,所以其燃烧 效率要远低于双凹腔稳焰模式,这与表4中的计算结 果是一致的。对比前三个工况发现,尽管随着来流 总温的下降燃烧效率略有下降,但变化不大均在 80%左右。这与双凹腔稳焰模式的燃烧特点有关。 从图5中可以看到,随着来流总温的下降,前凹腔位 置处的壁面压力峰值也在逐渐下下降;从这三个工 况的CH\*基照片中,也可以看到在前凹腔处CH\*的 分布范围以及浓度都在随着来流总温的降低而减 小。这说明随着来流总温的下降,前凹腔处的释热 强度在逐渐降低,参与燃烧反应的燃料在减少。但 在后凹腔位置,壁面压力的峰值随着来流总温的降 低反而在增加;从CH\*基照片也可以看到,来流总温 较低的工况在后凹腔附近的CH\*基反而比来流总温 较高的工况 CH\*基分布范围更广,浓度更大,说明燃 烧反应更加强烈。因为模型燃烧室中的后凹腔也可 以为燃料燃烧提供条件,来流总温较低的工况在经 过前凹腔的燃烧反应后,燃烧室中剩余未反应的燃 料较多,所以在第二个凹腔处的释热强度反而较 大。由于这三种工况的油气比相差不大,所以在双 凹腔结构中的燃烧效率也非常接近。同时这也说明 了模型超燃燃烧室在处于双凹腔稳焰模式时,可保 证在不同的总温下都有较高的燃烧效率。

3.3.2 马赫数分布及总压恢复特性对比

在超声速管流中燃料燃烧释热,会使气流的速度趋近于声速,而当释热量超过临界值后,流动便会发生热壅塞,使得超声速气流的速度降低到亚声速<sup>[22]</sup>。图7是经一维分析得到的四个工况在冷态流场和稳焰流场的*Ma*数分布图,可以看到在壁面静压出现峰值的凹腔位置其*Ma*数分布出现了最小值,这说明燃料主要在凹腔处发生放热燃烧反应释热。从图7中可以看出,三个双凹腔稳焰工况的*Ma*数分布都非常相近,并且在前后两个凹腔处*Ma*数都在1以下,说明在两个凹腔处的释热非常强烈,形成了热力喉道发生了热壅塞。而单凹腔稳焰模式的工况仅在后凹腔处*Ma*数出现极小值,并且最小的*Ma*数大于1,说明此时的燃烧为超燃模态。



Fig. 7 *Ma* number distribution of four cases at cold field and flame-holding field

燃烧室的总压恢复系数是一个衡量燃烧室气动 热力损失的关键参数,其定义为燃烧室出口总压与 进口总压之比,即 $\sigma = \frac{p_4}{p_3}$ 。总压回复系数越大,则流 动损失越小,发动机产生的推力就越小。利用一维 分析可以计算得到上述四个工况在稳焰时的出口总 压,并计算得到各自的总压恢复系数,如表5所示。

 Table 5
 Stagnation pressure recovery coefficient of four

cases					
Case	2	6	10	11	
Inlet stagnation pressure/MPa	0.831	0.777	0.738	0.715	
Outlet stagnation pressure/MPa	0.341	0.320	0.303	0.250	
Stagnation pressure recovery coefficient/%	41.0	41.1	41.1	35.0	

燃料的燃烧放热会带来加热损失,使得气流总 压不断下降。从表5可以看到,由于双凹腔稳焰模式 的三个工况燃烧效率非常接近,它们的总压回复系 数也十分相近。由于气流的总压损失不仅与加热量 有关,同时还与Ma数有关,Ma数越大,总压损失越 大。从图7可以看到单凹腔稳焰模式的Ma数在整个 模型燃烧室中绝大部分均大于双凹腔稳焰模式,造 成了较大的总压损失。这合理地解释了为什么双凹 腔稳焰模式在燃烧效率高于单凹腔稳焰模式的情况 下,其总压恢复系数仍然大于单凹腔稳焰模式。

#### 4 结 论

本文在地面蓄热式直连试验台上进行了正癸烷 在超燃模型燃烧室中燃烧特性的研究,对其在不同 来流总温下的对稳焰时的CH\*基分布进行了记录, 并利用一维分析研究了不同工况的燃烧效率和总压 恢复特性。研究结果表明:

(1)在采用了双凹腔稳焰结构的模型燃烧室中, 来流的 Ma 数为2的条件下,常温液态的正癸烷稳焰 的临界温度为842K。在所有成功稳焰的工况中,存 在有两种稳焰机制不同的正癸烷稳焰模式:双凹腔 稳焰模式和单凹腔稳焰模式。来流总温较高时,燃 烧室稳焰模式为双凹腔稳焰。当来流总温低于稳焰 模式转换的临界温度876K时,稳焰模式转变为单凹 腔稳焰。

(2)当模型燃烧室处于双凹腔稳焰模式时,可以 观察到在前后两个凹腔位置处壁面静压分布出现峰 值且分布有大量的CH\*基。这一种模式的稳焰机制 为射流尾迹稳焰和凹腔回流稳焰联合稳焰的稳焰机 制。随着来流总温的降低,前凹腔扩散进入主流的 火焰角度在逐渐减小,燃烧反应强烈的区域(即CH\* 基浓度较大的区域)也在减小。当壁面静压峰值和 CH\*基分布仅存在于后凹腔位置时,则为单凹腔稳焰 模式。这种模式是通过燃烧室中激波与边界层干涉 形成低速区以及后凹腔中的回流区,实现燃料的稳 定燃烧。

(3)一维分析计算结果表明,双凹腔稳焰模式的 燃烧效率大于单凹腔稳焰模式燃烧效率。而对于所 有处于双凹腔稳焰模式的工况,燃烧效率都非常接 近。这体现了双凹腔结构的优点,第二个凹腔可以 使未燃碳氢进一步充分燃烧,提高燃烧效率。

(4) 在超声速气流中, 燃料的燃烧释热会使 Ma 下降。因此在壁面静压的峰值处, 气流的 Ma 数会出 现最低值。从一维分析的计算结果发现, 双凹腔稳 焰模式的总压恢复系数要大于单凹腔稳焰模式,这 是由于单凹腔稳焰模式中流场的Ma数大都大于双 凹腔模式,造成了较大的总压损失。

## 参考文献:

- [1] Curran E T, Murthy S N B. High-Speed Flight Propulsion Systems [J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1991, 137: 124-158.
- [2] Edward T Curran. Scramjet Engines: The First Forty Years [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (6): 1138-1148.
- [3] Tetlow M R, Doolan C J. Comparison of Hydrogen and Hydrocarbon-Fueled Scramjet Engines for Orbital Insertion [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44 (2): 365-373.
- [4] Mitsuhiro Tsue, Osamu Imamura, Shunsuke Suzuki, et al. Effects of Fuel Properties on Self- Ignition and Flame-Holding Performances in SCRAM Jet Combustor for N-Alkane Fuels[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2391-2398.
- [5] Shinji Nakaya, Yuta Hikichi, Yoshiki Nakazawa, et al. Ignition and Supersonic Combustion Behavior of Liquid Ethanol in a Scramjet Model Combustor with Cavity Flame Holder[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 2091-2099.
- [6] Wei Liu, Yuzhen Lin, Yan Zhang. Combustion Characteristics of Single-Component Liquid Hydrocarbon in a Scramjet Combustor [R]. AIAA 2014-3871.
- [7] 吴 显,林宇震,刘 伟,等.超声速状态下正癸烷和RP3的稳焰特性研究[J].推进技术,2015,36(5): 780-788. (WU Xian, LIN Yu-zhen, LIU Wei, et al. Flame Stabilization Characteristics of *n*-Decane and RP3 in a Scramjet Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 780-788.)
- [8] Sang-Hyeon Lee, Young-Jin Kim, Tohru Mitani, et al. Mixing Augmentation of Transverse Injection in Scramjet Combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1): 115-124.
- [9] Sang-Hyeon Lee. Characteristics of Dual Transverse Injection in Scramjet Combustor, Part 1: Mixing [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(5): 1012–1019.
- Yu G, Li J, Chang X, et al. Investigation of Fuel Injection and Flame Stabilization in Liquid Hydrocarbon-Fueled Supersonic Combustors [R]. AIAA 2001-3608.
- [11] 孙明波. 超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机 制研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2008.
- [12] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Investigation of Kero-

sene Combustion Characteristics with Pilot Hydrogen in Model Supersonic Combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1263-1272.

- [13] Situ M, Wang C, Zhuang F. Investigation of Supersonic Combustion of Kerosene Jets with Hot Gas Piloted Energy and Dual-Cavity [R]. AIAA 2002-0804.
- [14] Michael G Owens, Sharam Tehranian, Corin Segal, et al. Flame-Holding Configurations for Kerosene Combustion in a Mach 1.8 Airflow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 456-461.
- [15] Gary L Borman, Kenneth W Ragland. Combustion Engineering[M]. New York: McGraw-Hill, 1988.
- [16] 王建臣,林宇震,刘 伟,等. 蓄热式加热纯净空气 直连台试验能力研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1392-1397. (WANG Jian-chen, LIN Yu-zhen, LIU Wei, et al. Research of Clean Air Storage Heater for Direct-Connected Test-Bed [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1392-1397.)
- [17] Adela Ben-Yakar, Ronald K Hanson. Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.

- Shinji Nakaya, Mitsuhiro Tsue, Michikata Kono, et al.
   Effects of Thermally Cracked Component of n-Dodecane on Supersonic Combustion Behaviors in a Scramjet Model Combustor [J]. Combustion and Flame, 162 (10): 3847-3853.
- [19] Li Z S, Kiefer J, Zetterberg J, et al. Development of Improved PLIF CH Detection Using an Alexandrite Laser for Single-Shot Investigation of Turbulent and Lean Flames [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(1): 727-735.
- [20] Christina M Vagelopoulos, Jonathan H Frank. An Experimental and Numerical Study on the Adequacy of CH as a Flame Marker in Premixed Methane Flames[J] Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1):241-249.
- [21] Charles K Westbrook, William J Pitz, Olivier Herbinet, et al. A Comprehensive Detailed Chemical Kinetic Reaction Mechanism for n-Alkane Hydrocarbons from n-Octane to n-Hexadecane [J]. Combustion and Flame, 2009, 156(1): 181-199.
- [22] 潘锦珊,单 鹏. 气动热力学基础(2011年修订本) [M]. 北京:国防工业出版社, 2012.

(编辑:史亚红)