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 between the separation 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 turned to one cavity until it couldn't be stabilized. The transition temperature from 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

^{*} 收稿日期: 2016-09-28; 修订日期: 2016-11-07。

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[1]。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[3]。 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^[4]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[5]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[6]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[7]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^[8,9]、引导氢辅助点火^[10]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^[11]。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^[12]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[13]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[14]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(C10H24)与航空煤油的化学示性式(C101H204)[15]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^[17]。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^[18]。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^[19,20]。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

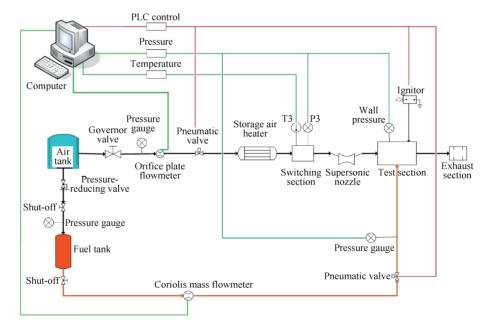


Fig. 1 Schematic of the experimental system

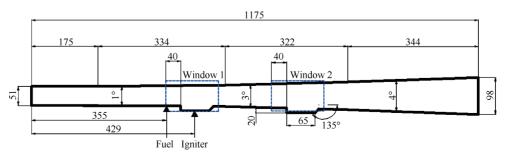


Fig. 2 Schematic of the model combustor (mm)

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±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

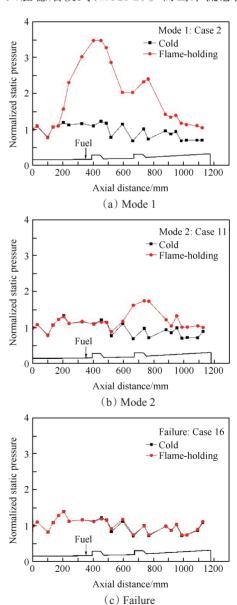


Fig. 3 Three kinds of normalized wall static pressure distributions

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焰模式转换的临界温度为 879K。

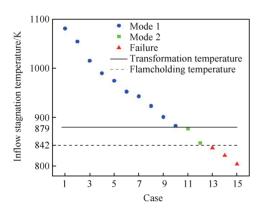


Fig. 4 Results of experiments

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 2.6.10.11)

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

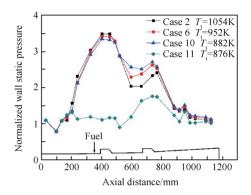


Fig. 5 Normalized wall static pressure distributions of four cases

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



(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

Fig. 6 CH* chemiluminescence images of two flame holding modes

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

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

式中 T_{13} 为试验测得的燃烧室进口气流总温; T_{14} 为燃烧室出口气流总温,可由一维分析方法计算得到; $T_{14,s}$ 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 [21] 等建立的 $C8 \sim C16$ 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}/K	1054	952	882	876
$T_{14}/{ m K}$	1570	1472	1401	1263
$T_{^{14},\mathrm{e}}/\mathrm{K}$	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^[22]。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。

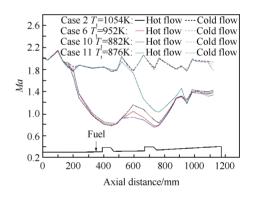


Fig. 7 Ma number distribution of four cases at cold field and flame-holding field

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 $\sigma = \frac{p_{14}}{p_{13}}$ 。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.
- [10] 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.

- [18] 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)