

文章编号: 1000-8055(2008)12-2268-06

电阻加热器在超声速燃烧研究中的应用

宋文艳, 肖隐利, 乐嘉陵

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 建立了采用连续式电阻加热器的超声速燃烧室直连式试验平台, 介绍了该试验平台的调试结果, 可以满足飞行马赫数约 3.0~4.5 时进行超声速燃烧的试验要求. 自行设计了采用凹槽火焰稳定器的超声速燃烧室试验模型, 在超声速燃烧室直连式试验平台上, 进行了来流总温约 1 000 K, 马赫数约 2.0 条件下氢气燃料的燃烧试验, 研究了氢气与来流空气的当量油气比对超声速燃烧室内燃烧情况的影响. 并在此基础上开展了氢气引燃煤油的点火试验研究, 研究了氢气和煤油的喷射位置、喷孔直径等对煤油点火性能的影响.

关 键 词: 电阻加热器; 火焰稳定器; 超声速燃烧室; 纯净空气

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Application of resistance heater in supersonic combustion facility

SONG Wen-yan, XIAO Yin-li, L E Jia-lin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A unique supersonic wind tunnel facility using resistance heaters has been built to simulate the operation of a scramjet over a range of Mach numbers of 3.0 to 4.5. A number of preliminary experiments results from calibration of both the facility and the various components were introduced. Based on the previous experience and the experimental results published worldwide, a new combustor configuration using cavity flame holder to create recirculation and promote the fuel/air mixing has been developed. And the combustion characteristics of the hydrogen have been investigated in the supersonic clean airstreams experimental facility. The effect of the hydrogen fuel equivalence ratio on the flame holding mechanism and combustion was studied. Furthermore, the ignition characteristics of kerosene using hydrogen pilot have been investigated. The effect of the injection locations and diameters on the kerosene combustion was also presented.

Key words: resistance heater; scramjet combustor; flame holder; pure air

为了在地面进行超声速燃烧室的试验研究, 需要建造能够模拟飞行状态的总焓、速度和空气中氧气组分的地面模拟设备. 具有这种模拟能力的加热方式有多种, 如电弧加热、激波加热、燃烧加热、电阻加热等. 但在这些加热方式中, 除电阻加热方式外, 试验气体的污染总是有的. 如采用氢气燃烧加热会引入水污染, 采用酒精、甲烷或煤油

等碳氢燃料燃烧加热会同时引入水和二氧化碳污染, 采用卵石床加热则会引入固体粉尘污染, 采用电弧加热则会使空气离解, 形成氮的氧化物等^[1-2].

西北工业大学超声速燃烧实验室采用连续式电阻加热器, 建成了超声速燃烧室直连式试验设备. 本文介绍了该设备的初步调试结果, 在参考国

收稿日期: 2007-11-19; 修订日期: 2008-04-07

作者简介: 宋文艳(1967-), 女, 天津人, 教授, 主要从事超声速燃烧、航空发动机气动热力等方面研究.

外超声速燃烧室模型的基础上,自行设计了采用凹槽火焰稳定器的超声速燃烧室模型,在该设备上开展了氢气的试验研究,并在此基础上开展了氢气引燃煤油的点火试验研究。

1 试验设备

本文进行的所有试验均是在西北工业大学超声速燃烧实验室的直连式设备(图 1)上完成的。该设备主要包括:气源、空气加热系统、试验模型、供燃料及点火系统、试验控制及数据采集系统。气源的压力为 6.0 MPa,共 4 个空气气罐,气源体积共 18 m^3 。空气加热系统采用 AEH125 型电阻式加热器(见图 1),该加热器采用特制不锈钢管加热元件,每台功率 125 kW,可将流量 0.14 kg/s 的气流加热到最高温度 1000 K。由于实验室设备的设计流量为 0.73 kg/s ,共采用了 6 台电阻加热器

并联使用。电加热器的控制系统使用 YHD-TZ 型可控硅负载调功柜,可以采用手动调节的方法对电加热器进行控制,亦可以根据试验模型进口温度的大小实现对电加热器的自动控制。供燃料及点火系统为自制设备,可以为燃烧室提供氢气、乙烯、煤油燃料,并采用高能火花塞进行点火。数据采集系统采用 DSG-9803 通用动态应变放大器,采用 IDTS-4516U 便携数据采集仪,共 40 通道,可以测量壁压、温度、流量等参数,以满足超声速燃烧室的试验要求。

该试验台的最大特点是采用电阻式加热器,与国内外常用的先燃烧后补氧的方案不同,它可以为燃烧室提供纯净的来流空气。该设备具有经济性好、结构简单、加热空气无污染、加热效率高、出口温度均匀等优点。

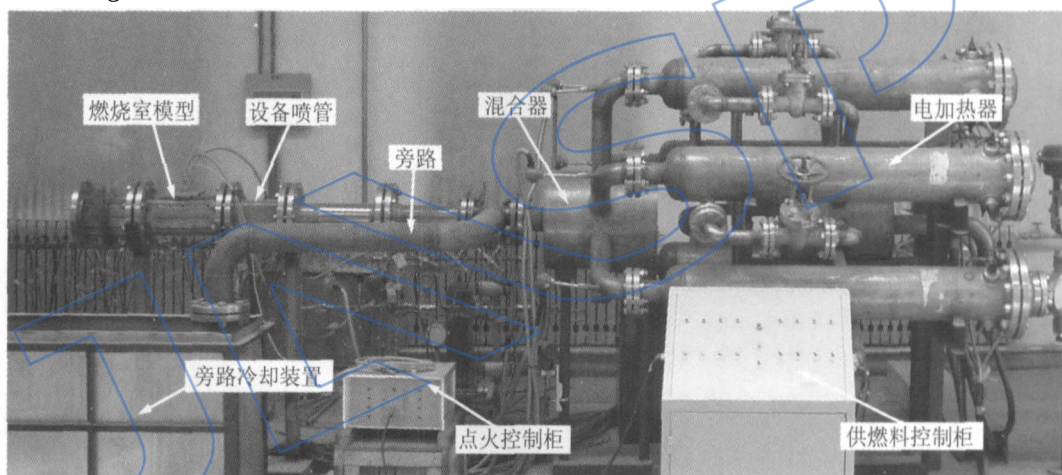


图 1 西北工业大学的超声速燃烧试验设备

Fig. 1 Supersonic combustion facility in Northwestern Polytechnical University

2 电阻加热器的调试

电加热系统工作需要约 3 min 的预热时间,为节省来流空气同时缩短预热时间,在预热时间内,通过电加热系统的总流量控制在 0.3 kg/s 以下。随着加热温度的提高,逐渐增大流量至所需流量。在电加热系统预热时,系统的旁路转换阀门处于打开状态,由于旁路的喉道远大于主路设备喷管的喉道(旁路与主路的喉道面积比大于 7:1),大部分气流从旁路经由冷却装置排出。当加热器出口的温度达到所预设的值时,关闭旁路转换阀门,全部来流空气均由试验段通过。当燃烧室进口气流稳定后,便可以喷射燃料、启动火花塞,进行超声速燃烧室的试验研究。试验结束后,关闭电加热器的同时,重新打开旁路转换阀门,为了保护加

热元件,必须等电加热器出口气流温度降到 400 K 以下时再关闭气源。

图 2 给出了不同加热温度时电加热器出口的总温的时间历程,时间的 0 时刻为电加热器开始工作的时刻。由图 2 可见:当加热温度为 700, 900, 1000 K 时,加热器所需要的预热时间分别为:80, 120, 200 s,在预热的前 50 s 内,升温速率可达到 10 K/s ,随着加热温度的提高,升温速率逐渐降低。加热温度越高,电加热器所需要的冷却时间也越长,当加热温度为 700, 900, 1000 K 时,加热器所需要的冷却时间分别为 50, 150, 250 s。

图 3 给出了加热温度为 1000 K 时旁路阀门转换前后喷管入口压力的时间历程。由图 3 可见:在旁路打开时,由于大部分气流由旁路流出,此时喷管入口压力较低,喷管内不能建立超声速流场;

当关闭旁路阀门后,喷管入口的压力迅速升高至 700 kPa 左右,经过约 15 s 的时间,喷管入口压力稳定,此时喷管内形成了超声速流场,可以进行超声速燃烧室的点火试验研究;再经过约 10 s 的时间,超声速燃烧室试验结束,重新打开旁路转换阀门后,喷管入口的压力又重新降回到约 100 kPa 左右.

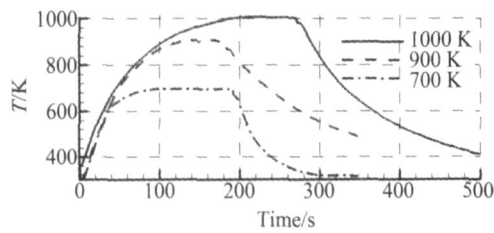


图 2 加热器出口总温的时间历程

Fig. 2 Time history of total temperature of heater exit

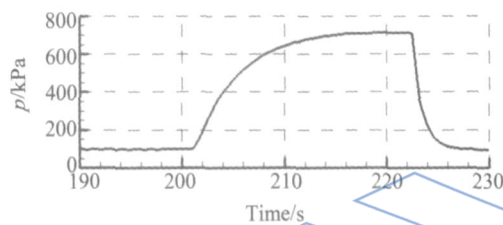


图 3 喷管入口总压的时间历程

Fig. 3 Time history of total pressure of facility nozzle inlet

3 试验模型

本文所自行设计的试验模型包括二维型面设备喷管、超声速燃烧室模型两部分.二维型面设备喷管为燃烧室试验模型提供马赫数 2.0 的纯净高温空气,喷管出口宽度为 40 mm,高度为 30 mm.模型各部分的法兰连接处均采用平滑过渡,消除了由于存在台阶而产生的激波.

超声速燃烧室模型如图 4 所示,共有三部分组成:隔离段、等直段燃烧室、扩张段燃烧室.隔离段的长度可以通过改变隔离段出口部分的填块来改变,在本文的研究中隔离段的长高比为 8.隔离段的出口上壁面有一后向台阶,台阶高度为 10 mm.隔离段的后面为等直段燃烧室,在等直段燃烧室的下壁面设置一个填块,为可拆卸结构,试验时可以根据需要设置凹槽、支板、点火装置等.扩张段燃烧室采用单面扩张结构,上壁面的扩张角为 2°.

为了增强燃料与空气的混合,实现燃料的可靠点火与稳定燃烧,本文设计的超声速燃烧室在

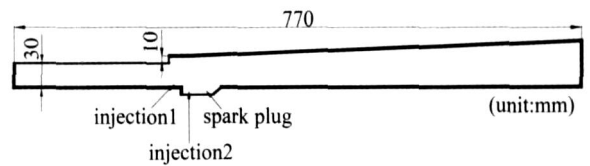


图 4 本文采用的试验模型

Fig. 4 Sketch of scramjet combustor model

等直段燃烧室下壁面采用凹槽火焰稳定器产生回流区,希望提供一个富含燃料与空气的高温区^[3-4].根据凹槽的流动特性,“闭式”凹槽由于长高比较大,剪切层不能跨过整个凹槽,阻力较大;而“开式”凹槽阻力较小,常用于燃烧室内增强燃料与来流空气的混合,凹槽后壁面采用一定的斜角,可以增强剪切层的稳定性,抑制凹槽流场的波动性^[5-6].故本文采用后壁面有斜角的“开式”凹槽.在等直段燃烧室内共设计了两个燃料喷射位置,一个位于凹槽上游,另一个位于凹槽内.该燃烧室模型采用高能火花塞强迫点火,火花塞位于凹槽下壁面.

4 氢气点火试验分析

本文共进行了 3 种状态氢气燃料的超声速燃烧室试验,燃料均在凹槽前的位置垂直喷射,各个状态的来流压力、来流总温及氢气燃料与空气的油气比见表 1.这 3 种状态试验的隔离段入口来流总温均在 950 K 以上,来流压力约 100 kPa,来流马赫数 2.0,模拟飞行马赫数约 4.0 时超声速燃烧室入口的来流条件.由表 1 还可以看出:这三车试验燃烧室入口的压力和总温接近,这也表明试验设备的重复性很好.

表 1 氢气点火试验各车次的来流条件

Table 1 Operating conditions of hydrogen combustion tests

	Test 01	Test 02	Test 03
来流压力/ kPa	105.20	102.91	100.16
喷管前总温/ K	962.35	967.85	965.35
H ₂ 油气比	0.68	0.23	0.15

图 5 给出了这 3 种状态试验的燃烧室下壁面压力分布,图 6 给出了这 3 种状态试验的燃烧室上壁面压力分布.在不同油气比时,燃烧室壁面的压力均比冷流时的压力要高,这表明氢气均取得了稳定燃烧.虽然氢气是在燃烧室的下壁面喷射,但是在某些位置燃烧室上壁面的压力升高比下壁

面还要高,这表明氢气已经扩散到整个燃烧室高度内. 氢气的油气比越大,燃烧室壁面压力越高,当油气比为 0.15 和 0.23 时,隔离段内的流场没有受到燃烧的影响. 当油气比为 0.68 时,燃烧引起的压力升高已经扰到隔离段内,此时隔离段后半部分已经形成了预燃激波链结构. 这表明:隔离段起到了隔离燃烧室与进气道相互干扰的作用.

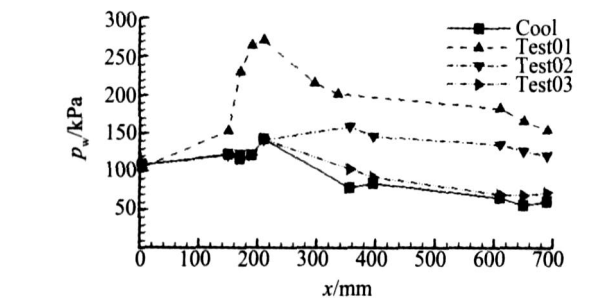


图 5 前 3 种状态试验的燃烧室下壁面压力分布
Fig. 5 Bottom wall static pressure distributions for test 01 to test 03

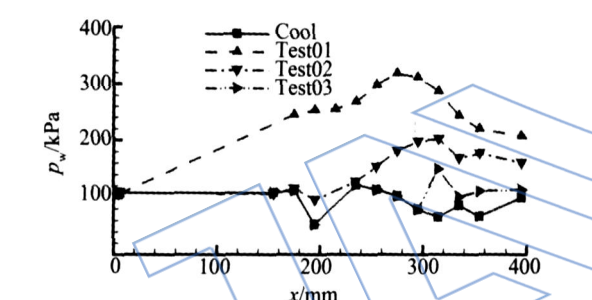


图 6 前 3 种状态试验的燃烧室上壁面压力分布
Fig. 6 Up wall static pressure distributions for test 01 to test 03

5 煤油点火试验分析

本文在第 4 种状态至第 7 种状态进行了氢气引燃煤油的试验,各个状态的来流条件及燃料的喷射位置、油气比等见表 2. 在这 4 种状态的试验中燃料的喷射时序相同,在设备喷管出口气流稳定后 0~4 s 内喷射氢气,同时启动火花塞点火,在第 3~4 s 内喷射煤油,即氢气和煤油有 2 s 的共同喷射时间. 为了保证试验的安全性,在喷射燃料前后均采用氮气对燃料导管进行了吹除. 设计这 4 种状态试验的目的是探索氢气和煤油的喷射位置及煤油喷油孔的直径对煤油点火特性的影响.

第 4 种状态采用在凹槽前喷射氢气,在凹槽内喷射煤油的方案. 图 7 给出了这一个状态氢气及煤油喷射后燃烧室下壁面的压力分布. 由图 7 可见:氢气获得了稳定燃烧,氢气燃烧时壁面压力

比冷流提高了 100 kPa 以上;而煤油喷射后,壁面压力和冷流没有明显的差别,只有燃烧室出口附近的 3 个测点压力略有提高. 由此可以判断,煤油在燃烧室内没有获得点火成功,而且由于煤油温度很低,煤油喷射后成为氢气燃烧的“灭火剂”,使原本可以燃烧的氢气也没有能够继续稳定燃烧.

表 2 氢气引燃煤油试验各个状态的来流条件
Table 2 Operating conditions of kerosene combustion tests

	Test 04	Test 05	Test 06	Test 07
来流压力/ kPa	97.23	102.91	102.91	105.52
喷管前总温/ K	962.35	967.85	967.85	958.78
H ₂ 喷射位置	凹槽前	凹槽内	凹槽内	凹槽内
H ₂ 燃料与空气的油气比	0.39	0.28	0.39	0.14
煤油喷射位置	凹槽内	凹槽前	凹槽前	凹槽前
煤油喷油孔直径/ mm	0.8	0.8	0.3	0.3
煤油燃料与空气的油气比	1.0	1.0	1.0	1.0

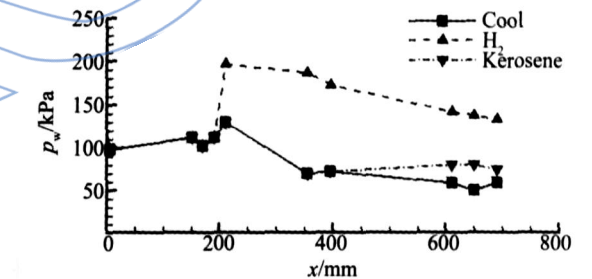


图 7 第 4 种状态试验的燃烧室下壁面压力分布
Fig. 7 Down wall static pressure distributions of test 04

第 5 种状态采用在凹槽前喷射煤油,而在凹槽内喷射氢气的方案. 图 8 给出了这一状态氢气及煤油喷射后燃烧室下壁面的压力分布. 这一状态的试验结果和第 4 种状态相似,氢气获得了稳定燃烧,而煤油没有获得稳定燃烧. 和第 4 种状态不同的是,这一个状态喷射煤油时,燃烧室下壁面 350 mm 处的压力略有增加. 由此可以判断,此处煤油获得了点火成功,但是火焰没有稳定住. 这可能是由于煤油的喷油孔直径过大,造成煤油破碎、雾化及蒸发效果不好,使煤油的局部油气比过大引起的.

在总结第 4 种状态和第 5 种状态试验失败教训的基础上,重新设计了煤油的喷油块,将煤油的喷油孔直径由 0.8 mm 改为 0.3 mm,进行了第 6

种状态试验.图9给出了第6种状态试验的燃烧室下壁面的压力分布.试验时,在氢气和煤油喷射后,在燃烧室出口的位置均观察到了非常明亮的火焰,氢气和煤油均获得了稳定的燃烧.煤油燃烧后,燃烧室下壁面的压力升高在200 mm处已经到350 kPa左右,比氢气燃烧时压力升高大得多,激波链已经传播到隔离段内,但由于隔离段后部测点较少,还无法判断激波链前缘的具体位置.这表明采用在凹槽内喷射氢气,在凹槽前的位置采用直径0.3 mm的喷油孔喷射煤油,可以实现氢气和煤油的稳定燃烧.

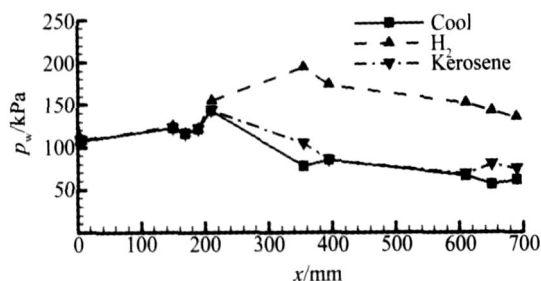


图8 第5种状态试验的燃烧室下壁面压力分布

Fig.8 Down wall static pressure distributions of test 05

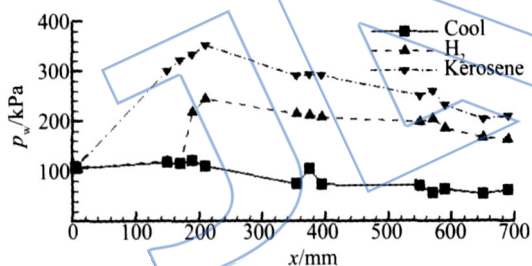


图9 第6种状态试验的燃烧室下壁面压力分布

Fig.9 Down wall static pressure distributions of test 06

在第6种状态试验的基础上,进一步减小氢气的油气比进行了第7种状态试验,在这一状态试验中,氢气燃料与空气的当量油气比为0.14,约只有第6种状态试验的1/3,煤油燃料与空气的油气比与第6种状态相同.图10给出了第7种状态的燃烧室下壁面压力分布.由图10可见:①氢气燃烧后,燃烧室内压力升高约50 kPa,比第6种状态试验压力升高低得多;②煤油燃烧后燃烧室的壁面压力分布和第6种状态几乎相同,这表明:在煤油点火成功后,燃烧室内的燃烧情况主要取决于煤油燃料与空气的油气比,而和燃烧室内喷射氢气的油气比无关.这也说明在这两个状态试验中,燃烧室内所喷射的燃料并没有完全充分燃烧,进一步改进燃料的喷射方式,提高燃料与来

流空气的混合效果,可以进一步提高燃烧效率.

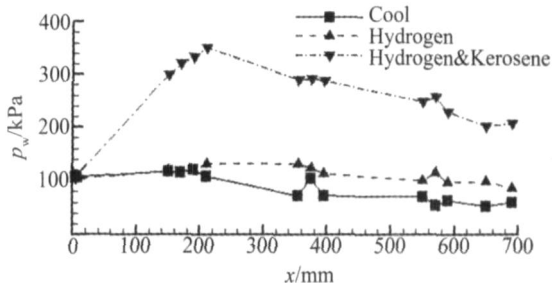


图10 第7种状态试验的燃烧室下壁面压力分布

Fig.10 Down wall static pressure distributions of test 07

另外,在研究过程中还多次采用了喷射煤油1 s后关闭氢气的喷射时序,但是在所有此类试验中,均没有获得煤油的持续稳定燃烧,在关闭氢气喷射后,煤油的燃烧火焰随之熄灭,所测得的燃烧室壁面压力均和冷流相同.这表明:对于本文的来流条件,要获得仅喷射煤油时的稳定燃烧,需进一步改进燃烧室构型、火焰稳定器或煤油的喷射方式等.本文进行的只是初步的煤油点火试验研究,下一步的研究计划包括采用等离子体火炬、空气辅助雾化喷嘴、气动斜坡等方式进行煤油的点火试验研究.

6 结 论

本文介绍了西北工业大学超声速燃烧实验室建设的直连式超声速燃烧室试验平台的初步调试结果,得出了如下结论:

1) 该试验平台采用电阻式加热系统,最高可以将来流0.73 kg/s的空气加热至1000 K左右,且加热空气无污染,试验设备的重复性很好,可以利用该平台进行超声速燃烧室低飞行马赫数的试验研究.

2) 利用该平台进行的氢气超声速燃烧试验研究表明:对于自行设计的超声速燃烧室试验模型,在来流总温不到1000 K,燃烧室进口马赫数2.0的条件下,在氢气燃料与空气油气比0.15~0.68的范围内均可以实现稳定燃烧,而且当氢气油气比为0.68时,燃烧引起的激波链已经传播到隔离段内.

3) 利用该平台进行的氢气引燃煤油的试验研究表明:对于本文采用的超声速燃烧室构型,在凹槽前喷射氢气,同时在凹槽内喷射煤油,不能获得煤油的点火成功;而在凹槽前喷射煤油,同时在凹槽内喷射氢气,可以实现煤油的点火成功.

4) 煤油的喷油孔大小对于煤油的稳定燃烧

有较大影响.采用直径 0.8 mm 的喷油孔,煤油的雾化、蒸发效果较差,因而没有实现煤油稳定燃烧;采用直径 0.3 mm 的喷油孔,则可以实现煤油的稳定燃烧.在煤油稳定燃烧后,燃烧室内的燃烧情况主要取决于煤油燃料与空气的油气比,而和氢气燃料与空气的油气比无关.

参考文献：

[1] McDaniel C,Jr Roland H,Krauss W,et al. Test gas vitiation effects in a dual-mode combustor [R]. AIAA Paper 2003-6960.

[2] Pellett G L,Bruno C,Chinitz W. Review of air vitiation effects on scramjet ignition and flameholding combustion

processes [R]. AIAA Paper 2002-3880.

[3] Neely A J,Riley C,Boyce R R,et al. Hydrocarbon and hydrogen-fuelled scramjet cavity flameholder performance at high flight Mach numbers [R]. AIAA Paper 2003-6989.

[4] Tam C-J , Stouffer S C ,Lin K-C ,et al. Gaseous and liquid injection into high-speed cross flows [R]. AIAA Paper 2005-301.

[5] Adela B-Y,Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: Review and experimental study [J]. Journal of Propulsion and Power. 2001 , 17(4) : 869-877.

[6] Baurle R A,Eklund D R. Analysis of dual mode hydrocarbon scramjet operation at Mach 4-6.5 [R]. AIAA Paper 2001-3299.

