

文章编号 :1001 - 2486(2006)03 - 0010 - 05

喷注方式对双模态冲压发动机燃烧稳定性的影响*

李大鹏 ,潘 余 ,梁剑寒 ,刘卫东 ,王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院 ,湖南 长沙 410073)

摘 要 :在模拟飞行马赫数 $Ma = 4$ 的直连式试验设备基础上 ,采用固定几何双模态冲压发动机燃烧室构型 ,使用液体煤油作为燃料 ,并用火炬式点火器点火 ,研究不同喷注方式下的火焰稳定性。试验研究表明 :在加热器来流总温、总压较低条件下 ,火焰稳定较难实现 ;煤油喷注方式对双模态冲压发动机燃烧室内燃烧稳定性影响很大。

关键词 :双模态冲压发动机 ;燃烧室 ;燃烧稳定性 ;煤油

中图分类号 :V434⁺ .3 文献标识码 :A

Influence of Injection Mode on Flame Stability in Dual-mode Scramjet Combustor

LI Da-peng , PAN Yu , LIANG Jian-han , LIU Wei-dong , WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering , National Univ. of Defense Technology , Changsha 410073 , China)

Abstract :On the basis of direct-connect scramjet test system simulating flight Mach number 4 , different injection modes were compared to study the influence of flame stability on fixed geometry dual-mode scramjet combustor fueled with liquid kerosene and ignited with torch-model ignition . It is indicated that the flame is difficult to stabilize in the flow condition of lower total pressure and total temperature . It is also indicated that the flame stability in dual-mode scramjet combustor is greatly influenced by the injection mode of kerosene .

Key words :dual-mode scramjet ; combustor ; flame stability ; kerosene

对于采用冲压发动机推进的高超声速飞行器而言 ,传统的冲压发动机以及超燃冲压发动机工作范围有限 ,因此人们希望同一台冲压发动机既能够在低飞行马赫数下实现传统冲压发动机的亚燃模态 ,又能在高飞行马赫数下实现超燃模态 ,并且能够顺利实现由亚燃工况平稳地过渡到超燃工况。双模态冲压发动机就是在这样的背景下应运而生的。典型的具有固定几何结构的双模态冲压发动机在构型上与一般的超燃冲压发动机相似 ,即内流道不存在物理喉道 ,亚燃、超燃模态的实现和转换主要通过热力喉道进行调节。双模态冲压发动机燃烧室入口参数随着飞行马赫数的变化而变化 ,如何在整个飞行过程中尤其是在低飞行马赫数、来流总温、总压很低的情况下都能实现燃烧室内高性能地稳定燃烧 ,是双模态冲压发动机设计的关键技术之一。因为在低飞行马赫数条件下 ,发动机入口气流总焓较低 ,另外较低的总压使得进入燃烧室内的静压一般也不会太高 ,最多几个大气压而已 ,而此状态下来流的总温不超过 900K ,达不到煤油的自燃温度 ,因此在这样的低总压、总温条件下 ,采用液体煤油燃料实现点火并保持稳定燃烧十分困难 ,国内实现过 $Ma = 4$ 下加氢后煤油稳定燃烧的例子^[1] ,但是仅靠煤油实现自持稳定燃烧尚无报道。为此 ,我们基于直连式试验系统 ,模拟飞行马赫数 $Ma = 4$ 、飞行高度 $H = 20\text{km}$ 的工况 ,采用火炬式点火器点火 ,针对不同的煤油喷注方式 ,研究了固定几何双模态冲压发动机燃烧室的火焰稳定特性。

* 收稿日期 :2005 - 11 - 16
基金项目 :国家 863 高技术计划资助项目(2003AA723073)
作者简介 :李大鹏(1977—) ,男 ,博士生。

1 试验设备与模型发动机设计

试验是在 2.0kg/s 直连式超燃冲压发动机系统上进行的,这个试验系统主要包括高压气源、配气系统、加热器、模型发动机、冷却水系统以及测控系统等部分。其中加热器模拟飞行马赫数 $Ma = 4$,飞行高度 $H = 20\text{km}$ 条件下双模态冲压发动机的来流状态。加热器采用酒精、氧气、空气三种组元作为工质。喷管出口气流中 O_2 质量分数为 23.4% , N_2 质量分数为 69.7% , H_2O 质量分数为 2.6% , CO_2 质量分数为 4.3% 。发动机入口气流总压 $P_0 = 600\text{kPa}$,总温 $T_0 = 846\text{K}$,比热比 $\gamma = 1.36$,马赫数 $Ma = 1.92$,质量流量 $\dot{m} = 2\text{kg/s}$ 。

试验模型发动机总长 1790mm ,燃烧室入口尺寸为 $54.5 \times 75(\text{mm}^2)$,总扩张比为 2.26 。发动机分为三段,整个燃烧室留有 8 个喷注面板的安装位置,其中扩张面上有 5 个,分别记为 $L1\#$ 、 $L2\#$ 、 $L3\#$ 、 $L4\#$ 和 $L5\#$,平板面上有 3 个,分别记为 $R1\#$ 、 $R2\#$ 和 $R3\#$ 。试验研究过程中可以在这 8 个安装位置上安装各种类型的喷注面板,这样就提高了发动机试验的灵活性。另外,由于实际的亚燃和超燃模态是通过调节燃料喷注方式来实现的,因此这种设计可以方便地试验亚燃、超燃工况,并且在实现两种燃烧模态的基础上,再通过油路的自动调节实现模态转换过程。整台发动机燃烧室内流道无突扩台阶,燃烧室内各段首尾连接自然过渡,扩张比逐渐增大,具体结构见图 1。

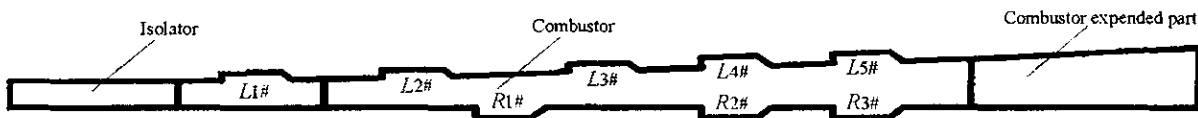


图 1 双模态超燃冲压模型发动机结构简图

Fig.1 Schematic diagram of dual-mode scramjet model engine

试验采用的喷注面板凹腔共有两种,深度 D 分别为 15mm 与 20mm 。两种喷注面板的凹腔后掠角度均为 45° ,其中 $D = 15$ 的喷注面板凹腔长深比为 $L/D = 7$; $D = 20$ 的喷注面板凹腔长深比为 $L/D = 5.25$ 。为了试验更多的喷注方式,所有面板凹腔在其后向台阶前、凹腔内以及后掠斜坡下游均设有燃油喷注孔。喷注面板结构形式如图 2 所示,所有喷注面板都包括两路主喷油孔、一路尾喷油孔、一路凹腔内部喷油孔以及一个喷氢孔,试验中没有用到喷氢孔和凹腔内部喷油孔。各次试验均采用火炬式点火器进行点火,安装位置位于 $L5\#$ 面板凹腔内。另外喷注面板上每路主喷油孔与尾喷油孔大小、数目一致,因此每路喷油孔的喷油量在相同喷注压降下也相同,所以由总喷油量除以喷油位置的个数就可以得到每路喷油量。

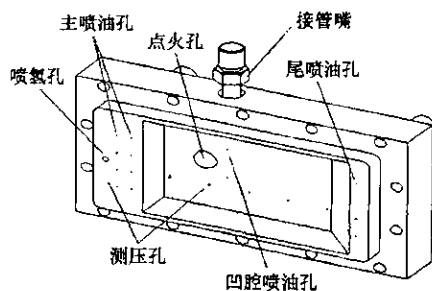


图 2 喷注面板结构图

Fig.2 Schematic diagram of injector

发动机的性能可以根据其正常工作时所产生的推力进行评定,因此设计了国内第一台超燃直连式推力测量系统,该系统是将加热器与模型发动机一起悬挂起来,采用顶推方式测量发动机工作时产生的推力增益。

火炬式点火器采用成熟的液体火箭发动机技术,使用酒精作为燃料,氧气作为氧化剂,点火能量高、工作稳定可靠而且可多次重复起动。大量试验表明,火炬式点火器完全可以满足直连式双模态冲压发动机的试验要求。

2 试验结果及分析

由于煤油作为常温推进剂,使用方便、安全、无毒、价格便宜,而且其密度较高,适合未来高超声速飞行器提高推重比的要求,因此本试验超燃模型发动机采用液体煤油作为燃料,并且针对固定几何的燃烧

室进行了不同喷注方式对燃烧室内火焰稳定性影响的试验研究。在进行的5次试验中,燃烧室在其扩张面L2#、L3#和L5#位置上以及平板面R1#、R3#位置上都安装喷注面板。其中L2#、L3#面板凹腔深度为15mm、长深比 $L/D=7$;L5#、R1#和R2#面板凹腔深度为20mm、长深比 $L/D=5.25$ 。各次试验的喷注方式详见表1。

表1 各次试验的喷注方式

Tab.1 Injection mode for each test

试验序号	喷注方式
20040727-4	L2#1路主喷+L3#1路主喷+R1#2路主喷
20040727-8	L2#1路主喷+L2#1路尾喷+L3#1路主喷+R1#1路主喷
20040727-9	L2#1路主喷+L3#2路主喷+R1#1路主喷
20040728-3	L2#1路主喷+L2#1路尾喷+R1#2路主喷
20040729-4	L2#2路主喷+R1#2路主喷

参照图4中0727-4次试验推力变化曲线,实际模型发动机试验时序为:首先是加热器点火工作($t=2.4\text{s}$),待加热器工作参数稳定($t=2.8\text{s}$)之后,模型发动机火炬点火器开始点火工作($t=3.7\text{s}$),与此同时开始喷注煤油,当火炬点火器关闭后($t=4.0\text{s}$),继续通入火炬氧气来维持一段时间的燃烧,然后($t=4.7\text{s}$)关掉火炬氧气,此时仅靠煤油自身来维持燃烧,再经过1.3s后($t=6.0\text{s}$)关闭煤油,最后($t=6.4\text{s}$)再关闭加热器。

通过各次试验推力及燃烧室压强分布变化的对比,比较典型的试验工况有三种:

1. 火焰稳定的情况

0727-4与0729-4两次试验实现了煤油自持稳定的燃烧,从图3两次试验燃烧室压强分布曲线上可以看出,两次试验煤油自持稳定燃烧期间压强分布曲线基本相同,另外推力曲线也几乎完全重合。这表明两种喷注方式从发动机整体性能上来讲并无差别,只不过在发动机起动过程中,由于0729-4喷油

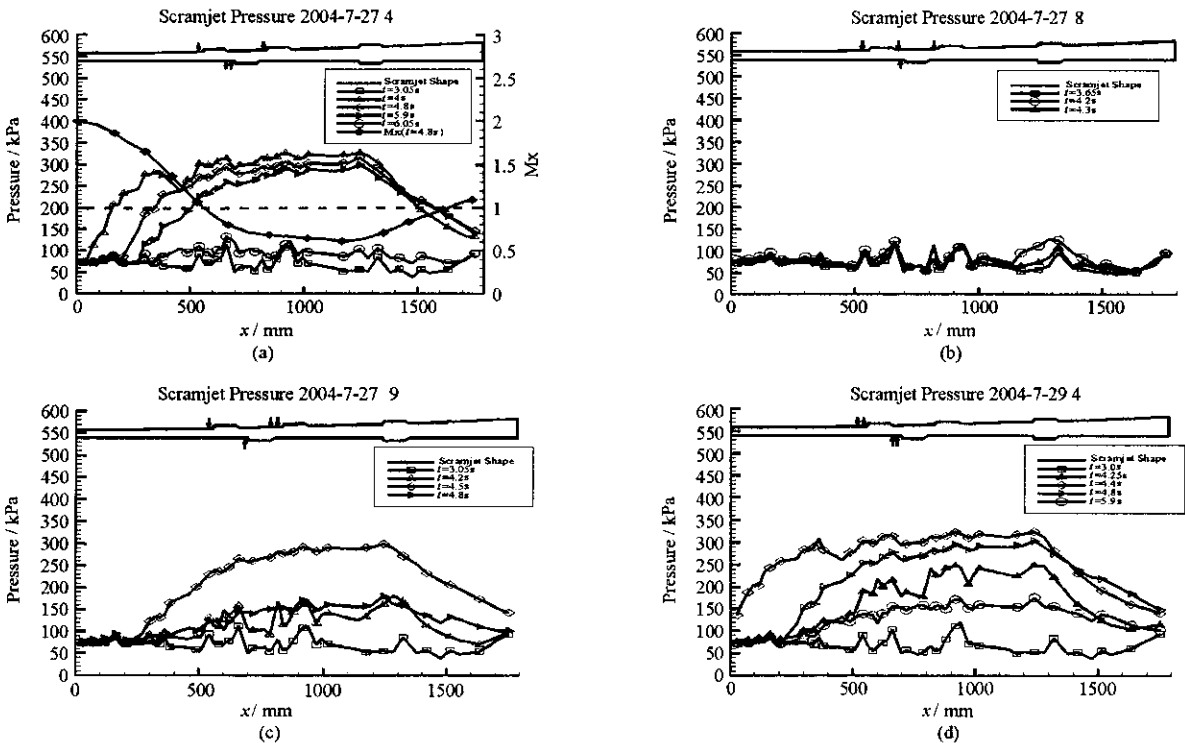


图3 不同喷注方式下壁面压强分布图

Fig.3 Axial distributions of wall static pressure in different injection mode

量较 0727-4 靠近燃烧室入口,容易造成隔离段发生堵塞现象(见图 3(d), $t = 4.4\text{s}$)。从图 4 中 0727-4 次试验的推力测量曲线可知:发动机点火后,推力曲线上升,产生推力增益。点火阶段增益较高,最高达到 1231N,火炬点火器停止工作后,在整个煤油单独燃烧期间,推力曲线以及壁面压强分布曲线(图 3(a))比较平稳,变化不大,此阶段的推力增益比点火阶段低,大约为 1023N。图 3(a)中还画出了煤油自持燃烧时燃烧室内马赫数分布图,该马赫分布曲线采用一维分析程序^[2]计算得到,可以看出,在燃烧室喷油段,由于燃料燃烧放热,气流速度减慢,整个燃烧区内成功地实现了较为典型的亚燃模态。在另外进行的模拟来流马赫数 $Ma = 6$ 条件下的试验中,该模型发动机又成功实现了典型的超燃模态^[2]。试验证明,该模型发动机能够在不同来流马赫数条件下实现不同的燃烧模态。

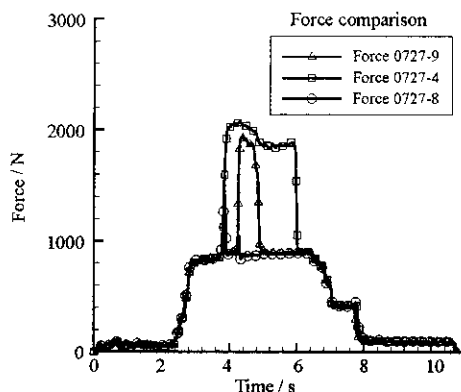


图 4 不同喷注方式下的推力比较图

Fig.4 Thrust comparison under different injection mode

2. 点火失败的情况

从图 4 中 0727-8 次试验的推力测量曲线可以看到:推力曲线上冒出两个尖峰,第一个是点火时产生的,说明火炬是工作了的;后一个尖峰是火炬点火器火焰引燃上游流过的煤油所致,但是没能使火焰稳定下来,所以峰值不大。

3. 火焰没能维持的情况

0727-9 与 0728-3 两次试验均属于点火成功,但是有煤油在燃烧一段时间后又熄火的情况。这两次试验在室压分布、变化规律和推力曲线上都极为相似。但 0728-3 次试验由于喷油位置比 0727-9 次试验靠前,造成隔离段入口在点火阶段发生堵塞(见表 2)。从图 4 中 0727-9 次试验中可以看出,推力曲线仍然出现两次突跃变化。第一个是火炬工作时引起,与 0727-8 次试验不同的是:这次火炬引燃了上游流过的煤油,导致第二次推力突跃峰值升高很多,延续时间加长,但是当火炬氧停止供应后,火焰就马上熄灭。在进行的所有试验中,发现熄火都是相当迅速的,而没有出现火焰渐灭的现象。

另外,通过图 3 各次试验壁面压强分布随时间变化的曲线来看,点火过程的补氧阶段由于增加了燃烧室内的氧含量,使得燃烧室内反应放热过高,容易造成隔离段入口状态受到影响。而对于实际的双模态冲压发动机来说,应当避免由于反压过高而导致隔离段内激波系被推出进气道造成溢流,甚至不起动。因此这就要求在火炬的设计方面予以考虑,要求在不降低点火能量并且能够维持火焰的条件下,尽量减少补氧量。关断火炬氧后,仅燃烧煤油时壁面压强分布的稳定性比较好,点火阶段的稳定性较差,可见点火过程中燃烧与流场耦合作用的非稳态性更为强烈。

表 2 不同喷注方式下燃烧稳定性的比较
Tab.2 Flame stability comparison between different injection mode

试验代号	Heater-Pt(MPa)	M _ kerosene(kg/s)	ER(当量比)	火焰是否稳定	隔离段入口 是否受到影响
0727 - 04	0.584	0.140	1.1	是	否
0727 - 08	0.584	0.138	1.1	未点着	/
0727 - 09	0.582	0.142	1.1	否	否
0728 - 03	0.576	0.137	1.1	否	是
0729 - 04	0.574	0.133	1.1	是	是

通过对表 2 所有试验结果的比较 ,可以看出 :当点火位置位于 L5 # 面板凹腔内时 ,火焰稳定能力对喷注位置的变动十分敏感。对于低飞行马赫数范围内($Ma < 10$)的高超音速冲压发动机来讲 ,燃烧室内的燃烧属于扩散型燃烧。试验发现当煤油在扩张面上的喷油量多于平板面时(0727 - 8、0727 - 9) ,由于煤油在点火位置上游当量比较大 ,流入点火位置凹腔内煤油浓度较大 ,加上液体煤油燃烧之前蒸发需要吸收热量 ,使得点火凹腔内过度富燃而且温度偏低 ,因此不利于实现点火并保持火焰稳定。当扩张面与平板面喷油量相等时 ,发现在 L2 # 面板凹腔后缘斜坡下游喷油的情况下(0728 - 3) ,火焰不能维持稳定。参考 0727 - 8 次试验 ,可知 L2 # 凹腔后缘下游喷油不利于火焰稳定 ,这是因为后缘斜坡下游喷油 ,大量吸热 ,阻碍了凹腔内火焰向下游的传播。另外通过试验 0728 - 3 和 0729 - 4 发现 ,在点火阶段 ,由于喷油位置相对靠近燃烧室入口 ,极易造成隔离段入口发生堵塞现象。可见 ,在低入口马赫数 ,低来流总温、总压条件下 ,采用液体煤油燃料实现双模态冲压发动机稳定可靠工作是比较困难的。它受喷注方式影响很大 ,喷油不能过于集中也不能过于分散 ,因为这样会在有限的发动机长度内大大降低燃烧效率甚至无法实现火焰的传播 ;同时 ,喷油位置既不能靠近燃烧室入口 ,也不能远离燃烧室入口 ,靠得太近 ,容易造成隔离段堵塞 ,离得太远 ,又不能使燃料有充分的燃烧反应时间。因此在现有发动机构型和来流条件下 ,既要实现煤油稳定、高效燃烧又要使隔离段入口不受影响是比较困难的 ,这同时也是液体碳氢燃料双模态发动机设计的主要困难之一。

3 结 论

- (1) 实现了低来流总温、总压(对应低飞行马赫数)条件下煤油的自持稳定燃烧。
- (2) 在低来流总温、总压下 ,双模态冲压发动机燃烧室内火焰稳定能力与煤油燃料喷注方式密切相关 ,煤油喷注过于集中 ,不利于点火以及保持火焰稳定。
- (3) 当面板凹腔后缘斜坡下游喷油太近时 ,不利于火焰传播与稳定燃烧。
- (4) 低来流马赫数条件下 ,隔离段入口参数容易受到影响 ,发生堵塞现象。降低点火器氧含量或者加长隔离段长度以及合理安排喷油位置可以有效控制这种现象的发生。

参 考 文 献 :

[1] 贺伟 ,苟永华 ,王秦 ,等 . 冲压发动机燃烧室低总温条件下煤油点火与燃烧 [A] . 第 11 届激波管会议论文集 [C] ,四川绵阳 ,2003 .
[2] 刘卫东 ,梁剑寒 ,罗世彬 ,等 . 单模块超燃冲压发动机试验样机方案及试验研究 [R] . 中国国防科学技术报告 ,2004 .
[3] 乐嘉陵 ,胡欲立 ,刘陵 . 双模态超燃冲压发动机研究进展 [J] . 流体力学实验与测量 ,2000 ,14(1) :1 - 12 .
[4] 乐嘉陵 ,刘陵 . 高超声速飞行器的碳氢燃料双模态超燃冲压方案研究 [J] . 流体力学实验与测量 ,1997 ,11(2) :1 - 13 .
[5] 刘敬华 ,路艳红 . 碳氢燃料双模态超声速燃烧的点火稳定分析 [J] . 飞航导弹 ,2000(3) :55 - 58 .

