

文章编号: 1000-8055(2007)04-0625-07

可调喷口双模态冲压发动机试验研究

李大鹏, 潘 余, 吴继平, 刘卫东, 王振国
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 在模拟飞行马赫数 $Ma=6$, 高度 25 km 的条件下, 针对可调喷口液体碳氢燃料双模态冲压模型发动机进行了直连式试验研究. 结果表明: 借助喷口可调机构, 可以提高模型发动机的点火性能和推力性能, 并且可以在低当量比下实现亚燃模态, 而一旦亚燃阶段实现火焰维持, 通过喷口截面的调节, 模型发动机可以平稳地实现亚燃/超燃间的模态转换过程. 采用可调喷口结构对于简化几何完全可调双模态冲压发动机的设计、拓宽现有固定几何双模态冲压发动机的工作范围都具有一定参考价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 可调喷口; 点火; 亚燃; 超燃; 模态转换; 双模态

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

Experimental study of a variable-area propelling nozzle dual-mode ramjet

LI Dapeng, PAN Yu, WU Jiping, LIU Weidong, WANG Zheguo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Several direct-connect hot tests were done for a variable-area propelling nozzle dual-mode ramjet model combustor on the simulated fly condition of $Ma=6$ and $H=25$ km. By use of the variable-area propelling nozzle, ignition performance and thrust of the dual-mode combustor were improved. Once flame can be hold in the combustor during subsonic combustion procedure, the supersonic combustion can be achieved by adjusting nozzle area thus a mode transition can be realized also. Finally, It is promising that the operating region of a fixed-geometry dual-mode ramjet can be extended by the variable-area propelling nozzle which simplified a fully variable dual-mode ramjet.

Key words: aerospace propulsion system; variable-area propelling nozzle; ignition; subsonic combustion; supersonic combustion; mode transition; dual mode

随着高超声速技术的发展, 高超声速飞行器的研究日益受到各国重视, 高超声速巡航导弹极有可能成为高超声速技术的第一个应用成果, 而其动力系统一般采用双模态冲压发动机. 这种发动机结合了常规亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机的特点, 使之既可以在低高超声速下以亚燃冲压模式工作, 又可以在较高的高超声速下以超燃

冲压模式工作. 它采用既不同于传统亚燃冲压发动机也不同于超燃冲压发动机的构型, 能够同时满足亚声速燃烧与超声速燃烧的工作需要^[1]. 一般来说, 双模态冲压发动机构型共分两种, 应用的范围也有所不同. 一种是整台发动机采用可变几何结构, 其流道构型可随飞行状态进行变化调整^[2]. 当工作在低高超声速范围时, 整个燃烧室流

收稿日期: 2006-04-05; 修订日期: 2006-07-14

基金项目: 国家 863 高技术计划资助项目

作者简介: 李大鹏(1977), 男, 黑龙江大庆人, 湖南长沙国防科学技术大学航天与材料工程学院博士生, 主要从事高超声速推进技术研究.

道与传统冲压发动机相似, 存在物理上的收缩-扩张通道, 形成等效的拉瓦尔喷管, 燃烧室内实现亚声速燃烧; 当飞行马赫数进一步提高后, 发动机流道逐渐调整成完全扩张型管道, 以超燃冲压模式工作. 另一种双模态冲压发动机采用固定几何构型, 其工作状态的变化主要通过调节加热规律来实现, 亚燃工作时燃烧室内形成热力喉道, 燃烧在亚声速气流内进行, 然后随着飞行马赫数的提高, 通过改变喷油方式, 逐渐过渡到不存在热力喉道的超声速燃烧模式. 采用可变几何的双模态冲压发动机由于增加了机械可调装置, 会增加发动机的质量, 但是由于流道构型可调, 可以适应大飞行马赫数范围内工作的需要, 因此一般用于空天飞机的推进系统; 对采用固定几何的双模态冲压发动机而言, 其结构简单, 重量也会减小很多, 但由于发动机流道几何固定, 仅靠调整燃料的喷注方式不能适应大范围飞行马赫数下均有效工作的要求, 因此这种发动机只能用于飞行马赫数变化范围不大的情况, 如高超声速巡航导弹等^[3]. 因此, 为了结合这两种双模态冲压发动机各自的特点, 我们在固定几何双模态发动机的基础上, 借鉴折流板式矢量喷管结构^[4], 增加一个喷口截面可调装置, 目的是降低发动机结构复杂性, 改善发动机点火和推力特性、降低调节燃料喷射位置的复杂度以及拓宽发动机工作范围, 并对这种改进的固定几何双模态发动机进行了初步的直连式试验研究.

1 试验设备

试验是在我院的超燃发动机直连式试验系统上进行的, 整个试验系统(如图 1 所示) 主要由高压气源、配气系统、空气加热器、模型发动机以及测控系统等部分组成. 其中加热器采用酒精、气氧、空气三种组元作为工质, 以燃烧加热方式模拟飞行马赫数 $Ma=6$ 、飞行高度 $H=25\text{ km}$ 双模态冲压发动机进气道出口对应的工作状态. 加热器喷管出口气流中 O_2 质量分数为 23.23%, N_2 质量分数为 56.12%, H_2O 质量分数为 7.84%, CO_2 质量分数为 12.81%, 其余设计参数详见表 1.

试验热试车测控系统采用集中式测量与控制方案, 系统包括: 1) 供应系统及加热器室压测量 10 路, 采用压阻式压强变送器, 频率响应大于 20 kHz, 测量精度为 0.5%FS; 2) 流量测量 10 路, 采用涡轮流量变送器, 测量精度为 1.0%FS; 3) 电磁阀控制 12 路; 4) 数据采集系统由工控机和光耦隔离 A/D 转换板构成, 信号输入 0~5V, 分辨率 12 位, 采集速率最高可达 5k/(s/ch), 海量存储方式; 5) 发动机壁面压强测量采用的是 Pressure System. Inc 的 9116 智能紧凑型压力扫描阀. 单个测压通道最大测量频率 500 Hz, 测量精度 $\pm 0.05\%$ FS; 6) 发动机推力测量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. 推力传感器采用 BLR-12 型高精度拉压力传感器, 测量精度 $\pm 1\%$ FS.

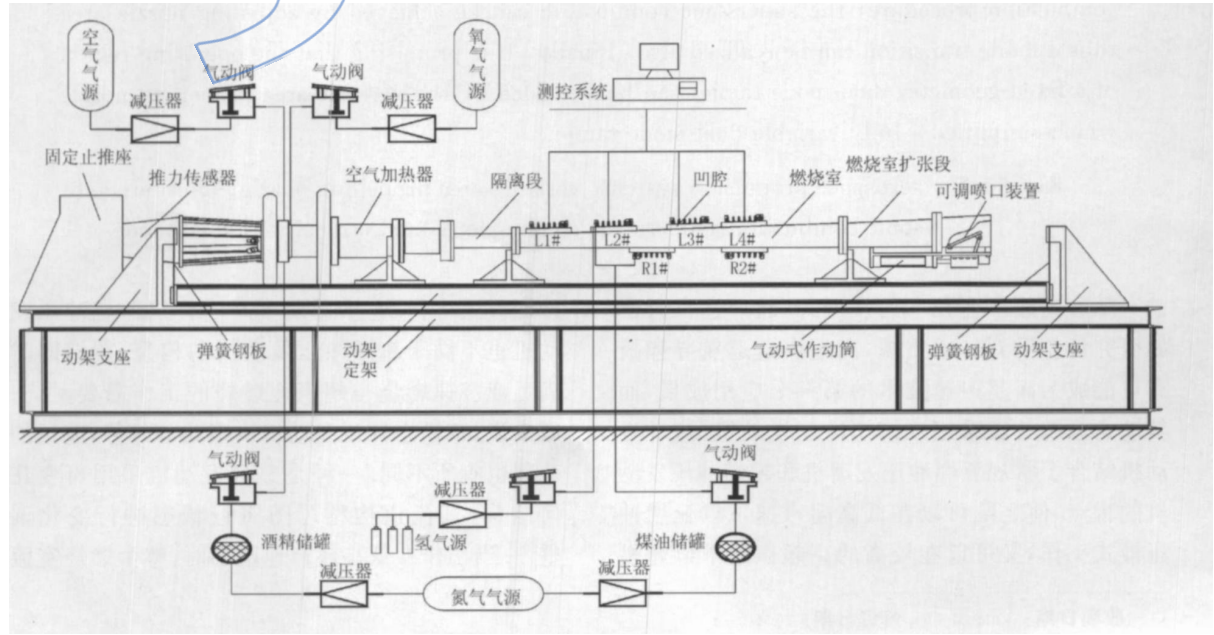


图 1 超燃直连式试验系统

Fig.1 Schematic diagram of scramjet direct connect test system

表 1 $Ma=6$ 空气加热器参数

Table 1 Parameter of $Ma=6$ vitiated air heater

总压/MPa	2.80
总温/K	1500
比热比	1.34
马赫数	3.20
速度/(m/s)	1472

试验模型发动机总长为 1 990 mm, 燃烧室入口尺寸为 54.5 mm×75 mm, 总扩张比为 2.7, 共分隔离段、燃烧室、燃烧室扩张段以及可调喷口装置四部分。燃烧室装有 6 个凹腔, 其中扩张面上有 4 个, 沿流动方向分别记为 L1#, L2#, L3# 和 L4#, 平板面上有 2 个, 分别记为 R1# 和 R2#。整台发动机内流道无突扩台阶, 发动机内各段首尾相连、光滑过渡。

凹腔结构如图 2 所示, 在其后向台阶上游布置了一个引导氢喷孔以及 4 个 $\phi 0.5$ 的煤油喷孔, 凹腔长深比 $L/D=7$, 后缘角度 45° 。

可调喷口装置(如图 3)采用气动式作动筒配以双向两通电磁阀来控制喷口开度, 从而实现对燃烧室出口截面积的调节。

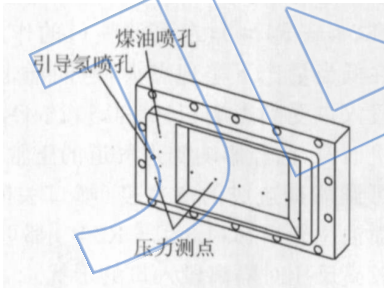


图 2 凹腔

Fig. 2 Schematic diagram of cavity

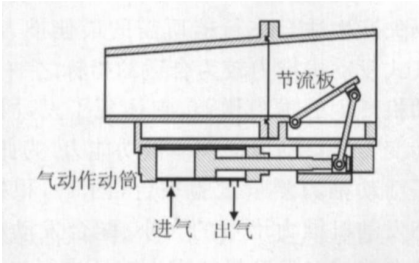


图 3 可调喷口装置

Fig. 3 Variable area propelling nozzle device

2 试验结果与分析

模型发动机采用液体煤油作为燃料, 以引导氢自燃方式实现点火, 喷氢位置仅位于 L2# 上,

各次试验引导氢当量比相同, 均为 0.29, 具体试验时序见图 4。

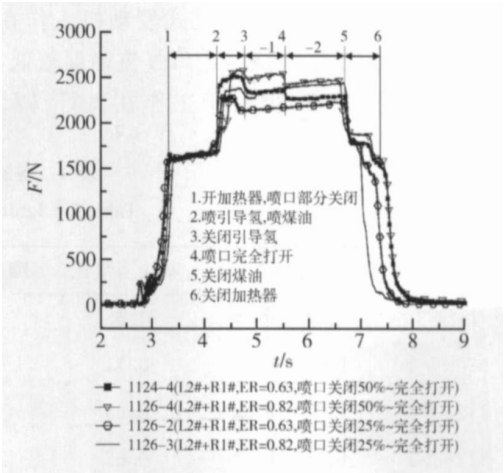


图 4 试验推力曲线图

Fig. 4 Thrust diagram of several tests

首先是用可调喷口装置将燃烧室出口关闭一部分, 然后启动加热器, 待工作平稳后($t=4.3$ s), 引导氢与煤油同时喷射, 实现点火; $t=4.7$ s 后关闭氢气, 煤油继续燃烧; 稳定工作 0.8 s 后, 将喷口迅速完全打开, 实现煤油的继续燃烧; 再稳定工作 1.2 s 后关闭煤油, 然后加热器再工作 0.8 s 后关闭。由于在一次试验中喷口经历了从部分关闭到完全打开的过程, 因此将喷口部分关闭时的工作状态编为“-1”(如 1124-4-1 指 1124-4 次试验喷口部分关闭时的工作状态), 喷口完全打开时的工作状态编为“-2”。模态转换试验是在相同喷油方式下进行的, 若整个试验过程中火焰一直保持不熄, 则模态转换过程即可顺利实现。

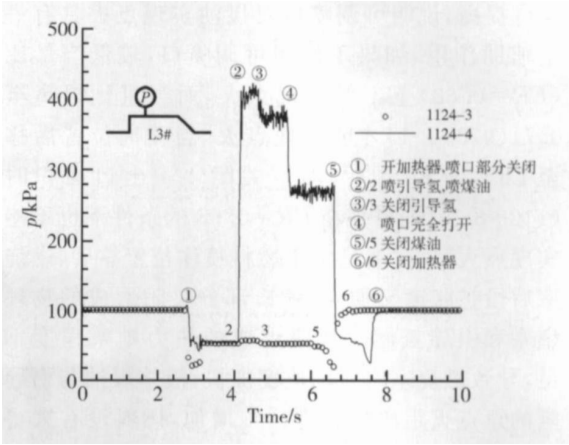


图 5 1124-3、-4 L3# 凹腔内壁面压强变化图

Fig. 5 Wall pressure change in L3# cavity of test 1124-3 and 1124-4

2 1 点火特性

对于吸气式发动机来讲, 点火是燃烧室能否顺利工作的前提条件. 当吸气式发动机工作在低飞行马赫数时, 由于燃烧室入口气流静温较低, 存在一定的点火困难. 但对于工作在飞行马赫数

$Ma=6$ 条件下的超燃冲压发动机来说, 由于燃烧室入口气流静温较高, 点火相对容易^[5]. 为对比燃料喷注位置、当量比、喷口开度等因素对点火过程的影响, 进行了如表 2 所示的各次试验.

表 2 各次试验点火结果对比表
Table 2 Ignition comparison of each test

试验序号	喷油方式	煤油当量比	喷口开度/%	点火方式	点火结果	隔离段入口
1124 3	L2# + R1#	0.63	100	引导氢	失败	/
0709 9-1	L2# + R1#	0.71	100	引导氢	成功	不受影响
1124 4-1	L2# + R1#	0.63	50	引导氢+ 喷口调节	成功	点火阶段受影响
1126 2-1	L2# + R1#	0.63	75	引导氢+ 喷口调节	成功	不受影响
1126 3-1	L2# + R1#	0.82	75	引导氢+ 喷口调节	成功	不受影响
1126 4-1	L2# + R1#	0.82	50	引导氢+ 喷口调节	成功	受影响
1126 6-1	L3# + R2#	0.82	50	引导氢+ 喷口调节	成功	不受影响
1126 7-1	L3# + R2#	0.63	50	引导氢+ 喷口调节	成功	不受影响
1126 8-1	L3# + R2#	0.63	75	引导氢+ 喷口调节	失败	/

图 5 是 1124 3、-4 两次试验 L3# 凹腔内的压强变化曲线. 选择 L3# 凹腔内压强测点的原因是因为在试验中该测点压强变化比较明显, 可以清楚反映燃烧室内是否实现点火、火焰维持与稳定燃烧的情况. 在 1124 4-1 与 -2 两个阶段中燃烧均较为稳定, 壁面压强脉动幅度较小. 1124 3 次试验是将喷口完全打开进行点火, 试验中没有喷口部分关闭的时序, 因此燃料燃烧时间较 1124 4 短, 试验最终没有成功实现点火, 仅喷氢时压强有少许提高, 说明可调喷口对煤油实现点火具有一定辅助作用. 如果不使用可调喷口, 较低当量比 ($ER=0.63$) 下不能实现点火, 而当量比提高至 0.71 (0709 9-1) 才能实现点火. 当喷油位置后移至 L3# + R2# 后, 喷口关闭 1/4 出口面积时 (1126 8-1), 同样是在 $ER=0.63$ 的条件下也不能实现点火, 这主要是由于燃料喷注位置靠后, 燃烧室后段扩张度又加大, 喷口部分关闭形成的物理壅塞和引导氢燃烧放热形成的热力壅塞程度不足, 导致燃烧室内流动速度加快, 液体煤油与引导氢的总点火距离将会进一步增加, 燃料没有来得及充分燃烧就流出燃烧室. 增大当量比或许可以增大热力壅塞程度, 实现点火, 但考虑到煤油点火延迟以及充分燃烧需要较长的距离, 喷油位置靠后并增大当量比不利于提高燃烧效率, 因此没有

进行此类试验.
从表 2 还可以看出: 当喷油位置靠近燃烧室入口时 (L2# + R1#), 在可调喷口的作用下, 虽然容易在低当量比下实现点火, 但同样也容易引起隔离段入口受到影响 (1124 4, 1126 4). 对于实际发动机而言, 已经影响到进气道的正常工作, 因此降低可调喷口造成的壅塞度 (喷口关闭 1/4), 或是将喷油位置后移 (L3# + R2#) 都可以避免燃烧室较高反压对隔离段入口的干扰.

2 2 推力特性

对于超燃发动机来说, 最终目的是用最小的总压损失产生适合飞行器所需的最佳推力, 而评定吸气式发动机推力较为合适的指标之一是冷热态发动机产生的推力增益, 它体现了发动机内化学能转变为出口动能的整体做功能力. 为此, 我们设计了活动推力测量试验平台 (图 1), 根据所测冷热态发动机推力增益的大小、配合发动机壁面压强分布能够对发动机的推力特性进行初步的评估.

图 6 是当量比 $ER=0.63$ 时几次试验“-1”与“-2”状态平稳工作时的壁面压强分布曲线和其中部分试验的马赫数分布曲线. 燃烧室内芯流马赫数的计算基于一维加热管流理论, 采用总冲量差等于壁面压强积分为主的冲量方程, 并与质量守

恒、能量守恒、理想气体状态方程以及等熵关系式联立解出^[1]。从图中可以看出: 当燃烧室出口截面关闭 1/2 时, 燃烧室中间位置以后呈现出明显的亚声速等压燃烧的特性; 喷口完全打开以后, 燃烧室压强降低, 流动速度加快, 燃烧室内放热减弱, 这时整个燃烧室均处于超声速燃烧状态。但是在主要的压力升高($x = 800 \sim 1\,100\text{ mm}$) 区间内, 马赫数已接近于当地声速。当燃料喷注位置后移时(1126-7), 可以明显地看出壁面压强分布峰值的后移, 尽管后移喷油位置会降低燃料的燃烧效率, 但从推力增益(图 8)、壁面压强分布峰值以及马赫数分布上看, 后移喷油位置似乎并没使推力增益下降很多。一般说来, 单一凹腔很难使其上游的燃料充分燃烧, 必然存在部分高温的可燃气体流向下游, 若在下流适当位置再设置一个凹腔, 可以利用其良好的火焰稳定特性, 对上游可燃气体进行补燃, 从而提高燃烧效率并进一步优化燃烧室内加热分布规律。当喷油位置位于 L2# 和 R1# 时, 由于离下游凹腔存在一定距离, 当流经下游凹腔所在位置时, 很大一部分高温可燃气体已经扩散到主流中心, 流过凹腔附近的可燃气量减少, 燃烧效率较低。但在 L3# 和 R2# 喷射燃料时, 由于 L4# 离 L3# 较近, 可以充分补燃上游的高温可燃气体。所以尽管喷油位置靠后, 但推力增益却没有明显降低。因此合理分布凹腔位置可以决定燃烧释热规律能否顺利调节, 从而影响到发动机推力的大小。

从图 6 中的 1126-2 次试验可以看出, “-1”与“-2”两个阶段壁面压强分布几乎一致, 但从推力曲线上(图 4) 可以看到推力在仅煤油燃烧的过程中却一直缓慢升高, 这可能与试验过程中燃烧室内燃烧完全程度有关。由于试验时间较短, 发动机燃烧室内尚不能很快地达到热平衡, 当发动机出口截面关闭较大比例时, 燃烧室内壅塞程度增大, 流动速度降低, 燃料在燃烧室内混合得更均匀、燃烧得更充分, 可以更快地达到热平衡状态。当喷口关闭较少时, 燃烧室内流动速度较快, 燃烧释热程度降低, 流场梯度变大, 分布均匀程度变差, 导致各流管间的相互扯匀过程变长, 影响出口截面总冲达到稳态的过程, 推力因而逐渐有所增加。而图 4 中 1124-4 次试验的推力曲线变化相对平稳, 这可能与“1124-4-1”亚燃阶段由于燃烧充分而使燃烧室更快达到稳定工作状态有关。1124-4-1 虽然与 1126-2-1 的工作态存在较大不同, 但是两次试验的“-2”阶段壁面压强分布曲线却基本相同。另

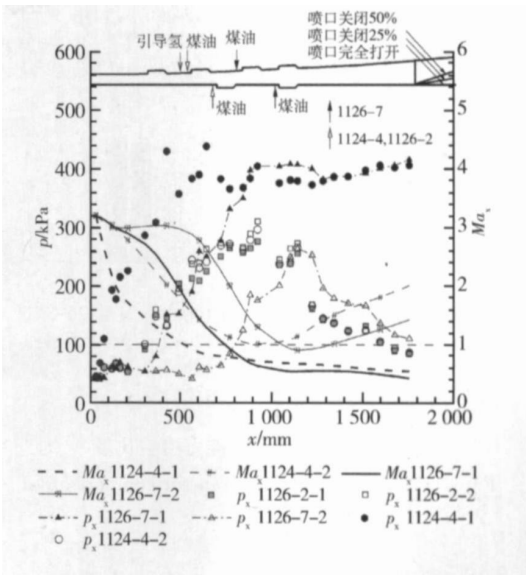


图 6 $ER=0.63$ 各次试验壁面压强及马赫数分布
Fig. 6 Wall pressure and Mach number distribution of each test with $ER=0.63$

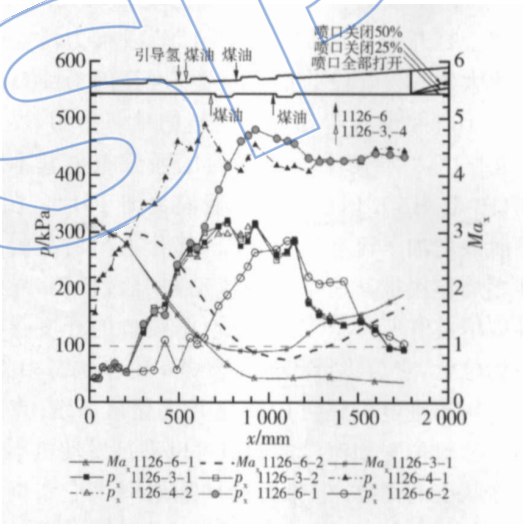


图 7 $ER=0.82$ 各次试验壁面压强及马赫数分布
Fig. 7 Wall pressure and Mach number distribution of each test with $ER=0.82$

外, 从图 8 各次试验推力增益比较图中也可以看出: 1124-4-2 比 1126-2-2 略大, 这也可能说明两次燃烧室内“-1”阶段的燃烧完全程度不同, 从而影响了“-2”阶段燃烧性能和出口截面总冲分布, 最终影响燃烧室的推力特性。

图 7 是当量比 $ER=0.82$ 时几次试验“-1”与“-2”状态平稳工作时的壁面压强分布曲线和部分试验的马赫数分布曲线。与 $ER=0.63$ 时的工况相比, 除了燃烧室压强整体升高、燃烧室内不存在纯超燃模态, 只有亚燃和混合(过渡)模态两种燃烧模态以外, 其他特性与 $ER=0.63$ 时基本一致。

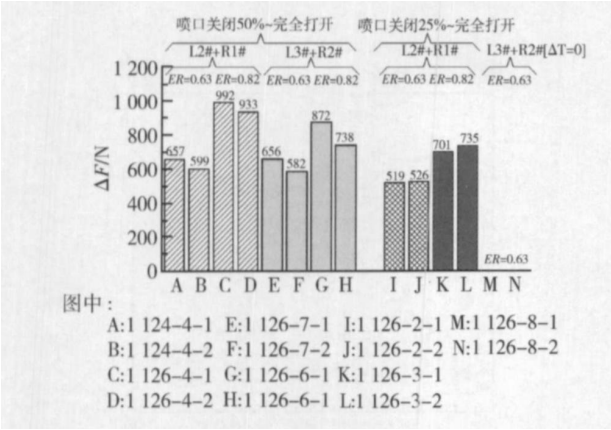


图 8 各次试验平均推力增益比较

Fig. 8 Averaged thrust increment comparison of each test

图 8 是各次试验推力增益的试验结果, 从图中可以发现: 当喷口从关闭 1/4 到完全打开的几次试验中(1126-2, 1126-3), “-1”阶段推力增益略小于“-2”阶段的推力增益. 而在喷口从关闭 1/2 到完全打开的几次试验中, “-1”阶段推力增益却明显大于“-2”阶段的推力增益. 这是因为喷口关闭 1/4 时并没有起到十分明显的壅塞作用, 燃烧室在“-1”, “-2”两个阶段壁面压强分布也基本相同(图 6、图 7). 但由于喷口截面关闭了 1/4, 在“-1”阶段增加了流动阻力, 喷口部分关闭所起的增强燃烧作用被其所产生的流动阻力所抵消, 导致推力增益有所降低. 这同时说明喷口的开度存在最优位置, 它与飞行状态和燃烧室工作状态相关, 若采用步进电机还可以简化并优化该系统. 仅靠燃料喷射位置和流量的调节可以满足发动机不同工作状态的需要, 但势必会增加燃料供应和调节系统的复杂度, 而采用可调喷口可以辅助燃料调节系统, 通过喷口开度的变化来调节发动机内部燃烧状态, 从而比单纯调节喷油规律要简单许多.

图 4 中 1126-4 次试验推力曲线虽然也存在“-1”与“-2”阶段的明显区别, 但是同时也出现了“推力爬升”现象. 这说明当燃料当量比增大后, 虽然总当量比仍小于化学恰当比, 但是由于高速气流中燃料穿透度有限^[6], 燃烧室存在局部富燃区; 同时液体煤油还存在蒸发吸热现象, 虽然参与反应的煤油总量有所增加, 但由于热损失也同时增大, 因此燃烧室达到热平衡的时间较长, 从而也会出现推力爬升现象.

当量比 $ER=0.63$ 时, 1124-4 与 1126-2 次试验的“-2”阶段的推力增益区别不大, 但当量比提高后($ER=0.82$), 比较 1126-4 与 1126-3 试验可

以看出, “-1”阶段燃烧是否充分、发动机能否迅速达到热平衡对“-2”阶段发动机推力性能影响很大. 所以采用可调喷口的部分壅塞作用, 可以使初场燃烧较好, 减少燃烧室内部非均匀流动损失, 利于以后的燃烧. 而且采用可调喷口, 燃烧室出口压力高, 利于喷管扩张段部分产生更大的推力. 另外, “-1”状态还可作为发动机进行超燃工作时的点火方式, 可以方便地实现多次起动点火, 还有利于提高超燃发动机的点火性能.

以上试验结果均是在 $Ma=6$ 状态下进行的, 当实际发动机工作在更低飞行马赫数($Ma=4$) 条件下时, 由于来流静温较低, 燃料点火延迟时间将会更长, 采用可调喷口结构将存在更大优势, 它不但利于点火, 还因其具有部分几何可调的特点, 可以更好地满足低飞行马赫数下以亚燃冲压发动机的需要, 因此在一定程度上能够扩宽双模态冲压发动机的工作范围, 提高推力性能, 增加发动机工作可靠性. 但要注意由于可调喷口存在一部分壅塞作用, 喷油位置应远离燃烧室入口, 这样再配以喷口开度的适当调节将会更好地改善燃烧室点火性能, 利于提高发动机的整体推力, 还可以降低燃料喷注调节系统的复杂性.

由于目前试验设备的限制, 本文只是做了初步的 $Ma=6$ 条件下的试验研究, 今后还将开展 $Ma=4$ 条件下可调喷口双模态冲压发动机的试验研究.

3 结 论

- (1) 采用几何可调喷口能够建立燃烧室初场的部分壅塞状态, 利于点火、火焰维持并实现稳定燃烧;
- (2) 采用可调喷口可以简化燃料喷射调节控制系统的复杂度;
- (3) 采用可调喷口可以拓宽双模态冲压发动机的工作范围, 提高推力性能, 增加发动机工作可靠性;
- (4) 在本文进行的试验中, 发动机燃烧室内释热分布达到热力平衡的过程是影响发动机推力性能的重要因素;
- (5) 通过对喷口开度的调节, 并与燃料流量、燃烧室内部燃烧流动状态相互协调, 可以提高实际发动机的整体推力性能.

参考文献:

[1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[M]. Pro

gress in Astronautics and Aeronautics, Volume 189, 2000

[2] FALEMPIN F, SERRE L. The french PROMETHEE program main goals and status in 1999[R]. AIAA 99-4814

[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

LE Jialing, HU Yuli, LIU Ling. Investigation of possibility in developing dual-mode scramjets[J]. Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(1): 1-12

[4] 范文正, 李明. 推力矢量喷管现状和发展趋势[J]. 航空科学与技术, 2006, 1: 21-22

FAN Wenzheng, LI Ming. Status and trends of the thrust vectoring nozzle[J]. Aeronautics Science and Technology, 2006(1): 21-22

[5] 丁猛, 余勇, 梁剑寒, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机点火技术试验[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 566-569

DING Meng, YU Yong, LIANG Jianhan et al. Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 566-569

[6] 丁猛. 基于凹腔的超声速燃烧火焰稳定技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2005

DING Meng. Research on the flame holding technology based on cavity in supersonic combustion[D]. Changsha: Doctoral Thesis of Engineering, National University of Defense Technology, 2005

