双路喷注超临界态煤油的超燃特性研究

范学军，仲峰泉，王晶，俞刚，李建国
（中国科学院力学研究所，北京北四环西路 15 号，100190）

摘要 本文针对单路燃料喷注在当量比较高时容易引起边界层分离，从而导致燃烧静压向上游迅速传播这一问题，分别采用马赫数 2.5 与 3.0 超声速模型燃烧室，开展了一系列超临界态煤油喷注的超声速燃烧特性研究，并针对不同的燃料流量、喷油位置、燃烧室入口马赫数等条件，详细比较了单路与双路喷油的超声速燃烧性能，并获得了相应的燃烧室性能优化方法。

关键词 航空煤油，超声速燃烧，超临界态，分布式喷油

引 言

在碳氢燃料超燃冲压发动机的实际运行过程中，采用机载燃料作为冷却剂去吸收气动加热与燃烧带来的热量，不仅可以有效地提高发动机热防护系统的设计余度，而且还能够通过“废热”的再利用来提高发动机的整体工作效率。在此过程中，燃料的温度与状态将随着不同的飞行速度与飞行阶段而改变。在飞行的启动阶段或低马赫数飞行时，吸收的热量较少，燃料处于液态；随着飞行马赫数的增加，燃料的状态将可能超过临界点，以超临界态进入燃烧室。超临界态燃料具有类似液体的密度，类似气体的输运特性以及对固体颗粒较高的溶解度[1]。我们以前的研究表明[2]，与液态燃料相比，超临界态燃料无需气化与雾化便可与主流空气直接混合，混合时间与长度大幅缩短，其类似气体的输运特性更有助于混合效率的提高。实验结果表明，在当量比较低、混合区局部贫油的情况下，超临界态燃料可以更快地与空气混合与燃烧，与液态煤油相比，单位流量燃料的超声速燃烧性能可以提高 10-15%。

另一方面，在单路燃料喷注的情况下，随着燃料当量比的增加与释热量的提高，容易引起燃烧室隔离段内边界层分离区的扩大，从而出现燃烧静压向上游迅速传播而跑出隔离段的情况。对于液态碳氢燃料，由于燃烧效率较低，这一问题只有在较高当量比时才比较严重，但对于超临界态燃料，由于燃烧效率的提高，可以预期这一问题将发生在较低的当量比，从而限制了燃料流量进而发动机推力的进一步提高。一般而言，这一问题可以通过加长隔离段或者把喷油位置向下游移动得到缓解。然而，延长隔离段长度会导致摩擦阻力的增加，而在发动机长度一定的情况下把喷油位置向下游移动，将缩短燃料在燃烧室内驻留时间从而导致油气混合水平与燃烧效率的降低，两者均不利于提高发动机的综合性能。为此，提出了分段式喷油概念[3-5]，即在保证反压不向上游传播的前提下，把需要进一步增加的燃料通过下游一个或多个位置注入燃烧室，从而提高燃烧室的整体性能。目前，有关分布式喷油的研究，主要采用液态燃料与氢气，采用超临界燃料的研究基本空白。由于超临界态燃料与液态、气态燃料在穿透深度、混合特性等方面存在较大的区别，因此有必要进一步系统地开展相关的研究。

为此，本文分别采用马赫数 2.5 与 3.0 超声速模型燃烧室，开展了一系列单级与两级喷超临界态煤油喷注的超声速燃烧特性研究，并针对不同燃料流量、喷油位置、燃烧室入口马赫数等因素，详细比较了单路与双路喷油的超声速燃烧性能，分析了上下游喷注燃料的燃烧相互作用，提出了相应的燃烧室性能优化方法。

1 实验装置

1.1 直联式超燃试验平台

本文相关试验在力学所直连式超燃试验平台上进行。该平台主要由空气加热器、设备喷管， 多功能模型燃烧室以及相关的控制与测量

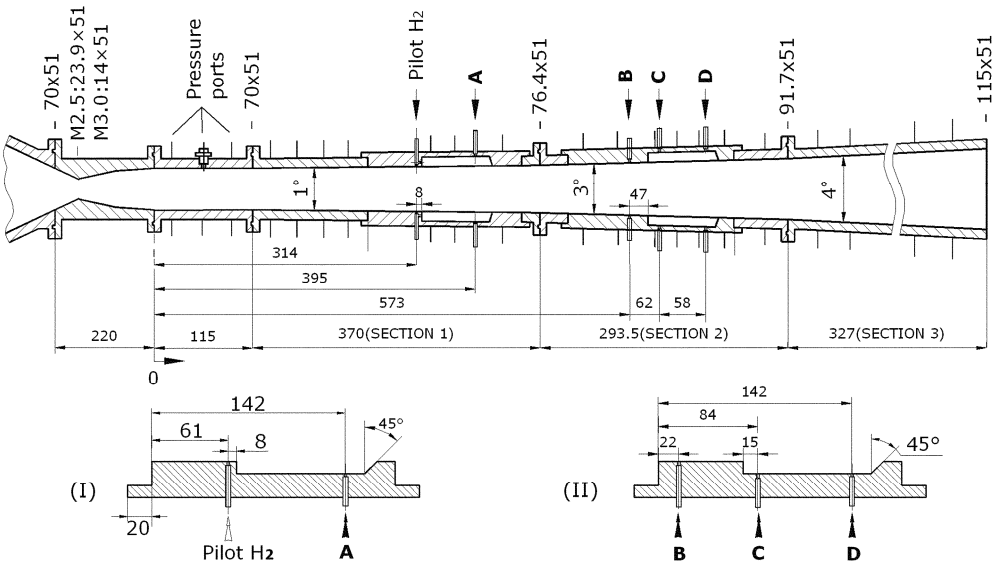

图 1 超声速模型燃烧室及喷油堵块结构示意图。图中尺寸为毫米。

系统组成。整个实验的运行、控制与数据采集可实时显示，并由一台计算机完成。

“烧氢补氧”空气加热器提供总温（T0）1750 ± 70 K、最高流量 1.5 公斤的高温试验气体。设计了马赫数 2.5 与 3.0 的两个设备喷管，相应的喷管喉道尺寸依次为 23.9 mm × 51 mm 以及 14.0 mm× 51 mm。为了保证燃烧室入口静压基本相同，马赫数 2.5 与 3.0 的空气总压分别为 1.12 ± 0.02 MPa 与 2.44 ± 0.06 MPa。

多功能模型燃烧室，如图 1 所示，包括长度为 115 mm的等截面隔离段、一个扩张角 1^0 的燃烧室、以及两个角度分别为 3^0和 4^0的扩张段，总长为 1105.5 mm。隔离段为高 70 mm宽 51 mm的矩形截面，其起点“0”将作为后面壁面静压测量曲线的原点。设计了两对串联的可以互换的燃料喷注与凹腔稳焰一体化模块，每个凹腔的深度为 12 mm，长深比约为 7，并带 45^0的后掠角。在两个喷油模块上,距离隔离段入口 395、573、635、693 mm位置上,分别安装了 4 行喷油孔，在图 1 中，标记为A－D。。每行喷孔分上下两排。每排喷孔的喷孔数量与口径是 9 × 1.0 mm，入射方向均垂直于燃烧室壁面。在第一个凹腔上游，安装了上下两排 5 × 1.0 mm的喷孔用于引导氢注射。试验中引导氢的当量比基本恒定，保持在约 0.09。

空气主流的驻点温度与压力测量分别采用 B 型热电偶与 CYB-10S 型压力传感器测量。燃烧室壁面静压（图 1）采用 Motorola MPX22000 压力传感器测量。这些压力与温度测量误差均不超过 3%。

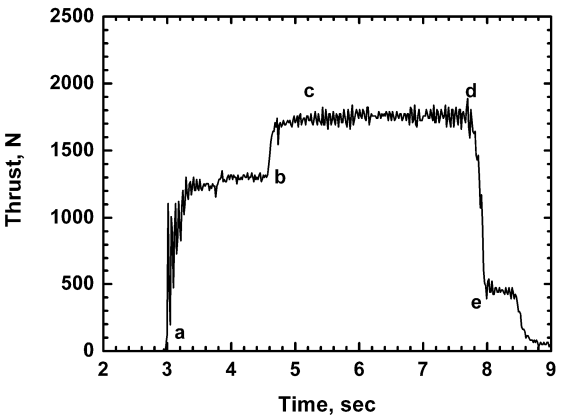

图 2 推力读数随时间变化的典型曲线。

整个试验装置垂直安装在一个可以上下左右移动的平台上。在平台底部，以等边三角形安装了三个上海天沐公司的 NS-TH3 型重量传感器，用于测量试验过程中推力的变化。该系统最大测量量程达 7500N，精度 0.2%。图 2 给出了一次试验中典型的推力传感器读书变化情况。空气主流在“a”点开启，推力读数迅速增加，经约 1s 时间达到平衡值，引导氢在 3.5 秒进入燃烧室与空气流发生自燃，形成引导火焰。煤油在燃烧相对稳定的“b”点注入并燃烧，到“c”点时达到稳定状态。煤油一旦被氢引导火焰点燃，引导氢即可停止，煤油仍能维

持稳定燃烧。经过一段时间的稳定后，在“d”点关闭燃料喷注，推力迅速下降到“e”点。推力增益定义为 c－d 之间的平均推力读数减去“b”点推力读数。该参数将用于试验中燃烧室性能的评估。

1.2 煤油二级加热与输运系统

超临界态煤油通过如图 3 所示的煤油二级加热与输运系统获得。其中，第一级采用储热式加热方式，可以把约 0.8 kg 煤油加热到约 570 K 而不产生明显的结碳，加热时间约需 10－15 分钟。第二加热器采用连续运行方式，实验前预热至实验需要的温度。煤油通过该加热器的驻留时间很短，约 1－4 秒钟，煤油的裂解和结碳均可以忽略。加热过程中，压力均维持在超临界压力。试验结果表明，超临界压力可以有效地减少结碳在壁面上的形成。加热器的运行与控制分别由装在第一，第二级加热器出口的两台高温气动阀（Swagelok，model SS10VM）完成。运行时，第一级加热器将煤油在指定的压力下加热到 570 K，第一个气动阀打开，热煤油进入第二级加热器，第二个气动阀并不马上打开，根据加热温度的不同，设定一个 2～4 秒的延迟，以使压力与温度达到一个稳定值。

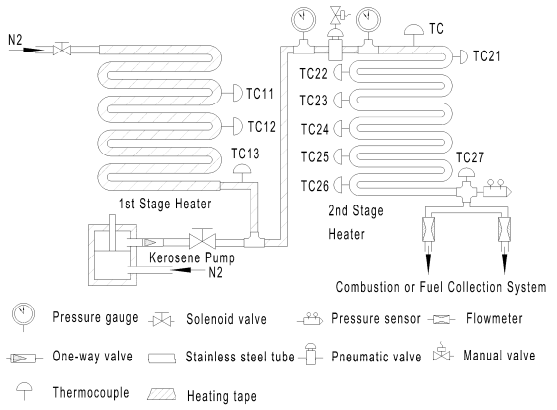

图 3 煤油二级加热与输运系统。

为了监视管壁和管内煤油的温度，对加热器的温度分布进行负反馈控制，图 3 所示的加热器上安装 K 型热电偶 TC11-13， TC21-27，有的焊在管壁，有的插入管的内部，用于监测煤油与加热器壁面的温度。

超临界态煤油的流量采用音速喷管流量计来标定与测量，具体的标定方法参加文献[2]。标定数据见图 4，为了确定流量与温度的关系，图中流量均以 3.5MPa 压力为基准，即除以实际的压力（MPa）再乘上 3.5MPa。从图中可以看出，当用压力归一化以后，超临界态煤油的流量基本上收敛到同一条曲线上。

图 4 中也给出了一条针对没有裂解煤油替代模型的计算曲线[2]。该替代模型，按摩尔数计，包含 63%的正十二烷，30%的三甲基环己烷以及 7%的丙基苯。计算方法采用广义的对应状态法则。在煤油发生裂解前,该模型的计算结果与实验结果吻合得很好，但随着裂解的发生，偏差逐渐增加。

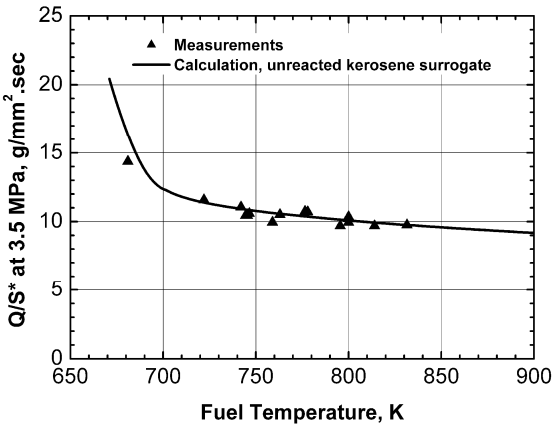

图 4 超临界与裂解态煤油流量标定曲线。

根据单路或双路喷油试验的需要，第二级出口处安装了一路或两路供油通道，每路煤油的流量均由一个音速喷管及其上游的压力与温度测量决定。为了适应不同的流量要求，实验中采用了 1.60mm，1.92，2.0，2.15mm，2.55mm， 2.81mm 及 3.08mm 等多种口径的流量计用于裂解煤油流量控制与测量。经过标定后的流量计的测量误差控制在 5%以内。

2 实验结果与讨论

2.1 单路喷油超燃特性

实验采用大庆 RP－3 航空煤油，首先测试了不同燃料当量比下的超声速燃烧特性。试验在 Mach2.5、高度 70mm 的模型燃烧室中完成。空气气流条件基本保持不变，即总压 1.12 ± 0.01MPa，总温 1750 ± 50K ，空气流量 1200 ± 20g/s。 超临界煤油温度 765 ± 10K，压力 4.0-4.98MPa，流量约 42-114g/s，对应当量比 0.52-1.43。燃料从第一个凹腔底部位置 A 处喷注。

图 5 给出了 5 种不同当量比下的燃烧静压分布。从图中可以看出，燃烧静压随着当量比的增加而不断提高。但从图中也可以看到，对于超临界态煤油，在当量比达到 0.6－0.65 之间时，燃烧反压开始向上游传播进入主流喷管的扩张段。发生这种情况时，燃烧室入口马赫数将发生变化。在一个实际发动机运行条件下，这种情况应尽量避免，因为这有可能导致发动机熄火。

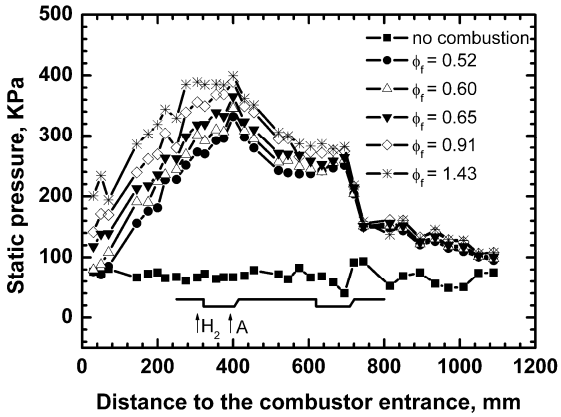

图 5 不同燃料当量比燃烧静压比较

对应图 5 的推力增益测量结果如图 6 所示，对应燃料当量比 0.52、0.60、0.65、0.91 与 1.41，单位空气流量的比推力增益（燃烧前后推力增益除以空气流量）分别为 242m/s、297m/s、322m/s、370 与 369m/s。

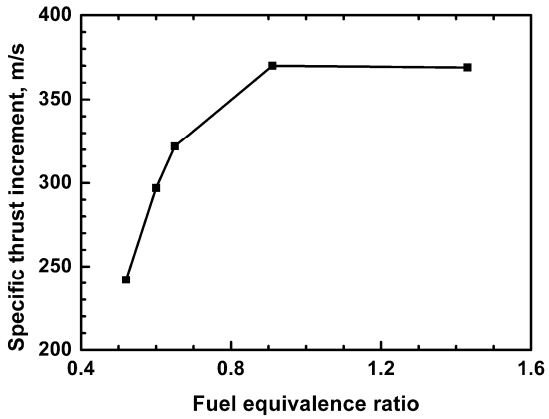

图 6 不同燃料当量比燃烧推力增益比较

为了进一步提高单路燃料喷注时燃料的当量比与推力增益，可以采用延长隔离段长度或等效地把喷油位置向下游移动的方法来达到。实验采用图 5 中相同的来流条件。煤油温度与压力基本保持不变，即约 765 ± 10 K 与 4.90 ± 0.03 MPa。煤油流量计口径 3.08mm，流量约 70 g/s, 对应当量比约 0.90。

图 7 给出了 A、B、C 与 D 四个不同位置喷油时燃烧静压的对比情况。从图中可以看出，随着喷油位置向下游移动，燃烧压力呈现单调下降趋势，尤其是从 A 移动到 B 位置时，燃烧压力下降幅度很大，而从 B 到 D 变化比较缓慢。其主要原因是喷油位置 A 与 BCD 在不同扩张角度的试验段上，A 处扩张角为 1°，而 BCD 处在 3°扩张角的试验段上。较大的扩张角使高温燃气迅速膨胀，燃烧静压相应下降，但由于扩张角的加大，推力性能并不会成比例下降。而对于 BCD 三处的燃料喷注，由于处在相同扩张角度的试验段上，当喷油向下游移动时，燃料在燃烧室内的驻留时间缩短，导致与空气的混合与燃烧不够充分，相应的燃烧静压也随之下降。

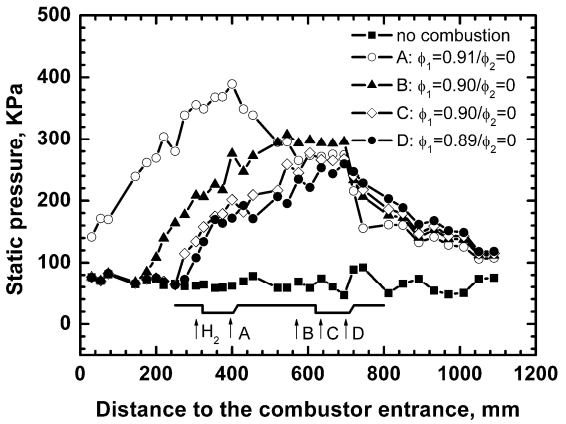

图 7 不同喷油位置燃烧静压比较.

由于煤油的当量比较高，达约 0.90，大于前面提到的 0.6 左右的临界值，在位置 A 处喷油时，出现反压进入喷管的现象。但随着喷油位置向下游 BCD 移动以及喷油处扩张角的提高，燃烧静压抬升起点也相应后移，燃烧室入口气流条件得以保持。

从推力增益来，当喷油位置从 A 移动到 BCD 过程中，比推力增益分别为 370m/s、347m/s、310m/s 与 285m/s 呈下降趋势。考虑到反压向上游传播的因素后，喷油位置向下游适度移动可以进一步提高燃料最大当量比，使实际的比推力增益得到提高：从图 5 中 A 处对应当量比 0.6 时的 297m/s 提高到图 7 中 B 处对应当量比 0.9 的 347m/s，提高幅度约 17%。

我们以前的试验表明[6]，燃烧室入口马赫数的提高有助于缓解燃烧反压向上游传播。同时，由于马赫数的增加，燃料在燃烧室内的驻留时间将下降，因此燃烧效率与强度将会有不同程度的下降。为了进一步探讨马赫数对燃烧性能的影响程度以及高马赫数条件下，不同喷油位置与试验段扩张角的影响，在马赫数 3.0 的燃烧室中开展了相应的试验。气流条件基本保持不变，即总温 1750 ± 70 K，总压 2.45 ± 0.03 MPa 空气流量 1480 ± 20 g/s。煤油温度与压力分别为 750 ± 20 K 与 4.55 ± 0.03 MPa。煤油流量为 103 ± 2 g/s，对应当量比为 1.03 ± 0.03。

图 8 给出了入口马赫数 3.0 条件下在 ABCD 四个不同位置喷油时的燃烧静压曲线比较。与马赫数 2.5 情况的图 7 相比，基本规律大致相同，但随着喷油位置的后移，压力曲线间的差别更大，尤其是位置 D 的喷油情况，燃烧压力非常低。分析其原因主要是因为 D 离出口最近，当气流速度增加时，其驻留时间变得很短，已经很接近稳定燃烧区域的边缘。

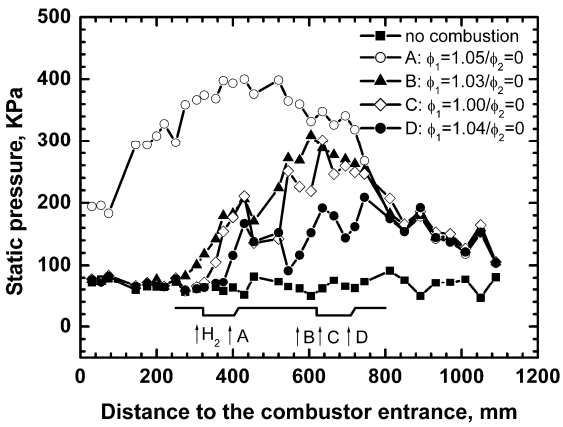

图 8 马赫数 3 燃烧室不同位置喷油燃烧静压比较

2.2 双路喷油超燃特性

从上面的试验可知，在单路喷油的情况下，同样条件下，喷油越往上游移动其燃烧静压越高，但超过一定程度后，会导致燃烧室压力向喷管传播。为了尽量避免这种反压向上游传播，同时提高燃烧性能，采用两路喷油方式开展了一系列试验。

试验在与图 7 相同的气流条件下进行。但经由位置 A 喷注的燃料流量降低了约 43%，用于其他位置的喷注。燃料温度 765 ± 10 K，压力 5.09 ± 0.06 MPa，总当量比 0.89 ± 0.01。

图 9 给出三种不同喷油位置组合 A+B，A+C 以及 A+D 喷油时的燃烧静压曲线比较。从图中可以看出，总的静压水平比图 7 中单独 A 处喷油略低，但比下游 B－D 三处单独喷油要高出许多。与 A 处单独喷油时相比，反压向上游传播的情况也得到了明显缓解，A+D 组合完全没有出现这一情况。同时可以发现，尽管在单独喷油时，不同位置喷油的燃烧静压差别相当大，组合喷油的燃烧静压非常接近。其原因可能是上游燃料的燃烧产物中包含相当多的燃烧中间产物与自由基，这些中间产物与自由基对下游燃料的燃烧有很大的帮助。

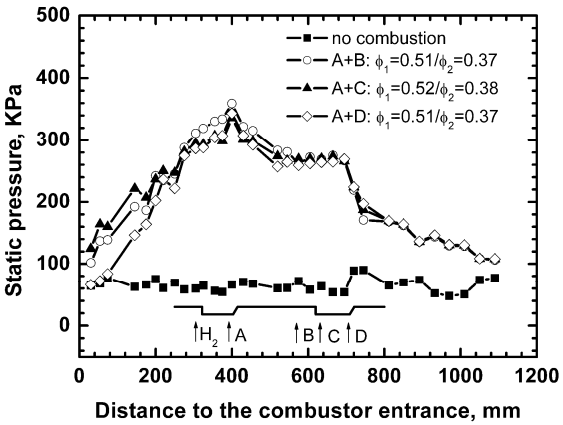

图 9 不同喷油位置组合下燃烧静压比较.

从比推力增益来看，A+B、A+C 与 A+D 三种组合的比推力增益分别为 330m/s、348m/s 与 351m/s，变化幅度不大，但随着第二路喷油位置的下移，略有提高。与图 7 相比，A+B 组合比单独 B 处喷油的比推力增益略低 5%，但 A+C 与 A+D 组合要比单独 C 与 D 处喷油分别提高约 12%与 23%。

针对图 8 的马赫数 3.0 情况，图 10 给出了与相同气流条件下，A＋B，A＋C 与 A＋D 三种喷油组合下的燃烧静压曲线。为了避免 A 处油量过大，而导致看不出燃烧性能差别，A 处油当量比减少了约 55％，用于其他位置的喷注。从图中可以看出，与马赫数 2.5 一样，尽管单独喷油时的压力差别很大，三种情况下的燃烧静压仍然相当。尤其是图 8 中单独 D 处喷油时，静压非常低，但通过 A+D 组合喷油后，燃烧静压有了很大提高。说明即使在高马赫数

以及上游油量较低的情况下，上游燃烧对下游燃烧的促进作用仍然足以抵消驻留时间与油气混合水平的不足。与图 9 相比，三种情况下静压向上游传播现象完全消失。

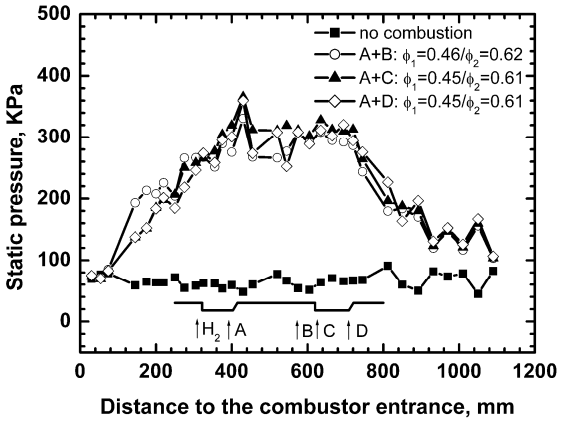

图 10 马赫数 3 气流中不同喷油位置组合的燃烧静压比较

最后，由于上述各种试验均采用当量比约 0.09 的引导氢。为了进一步考察引导氢在两路供油情况下的作用，每次实验在结束前，引导氢均提前 1 秒钟关闭。这样就可以比较有无引导氢时的燃烧性能。图 11 比较了马赫数 2.5 时 A、D 以及 A＋D 三种喷油情况下，引导氢关闭前及关闭后 1 秒钟的燃烧静压曲线。图中诱导氢开启时的燃料当量比约为 1.44，关闭后略有变化。

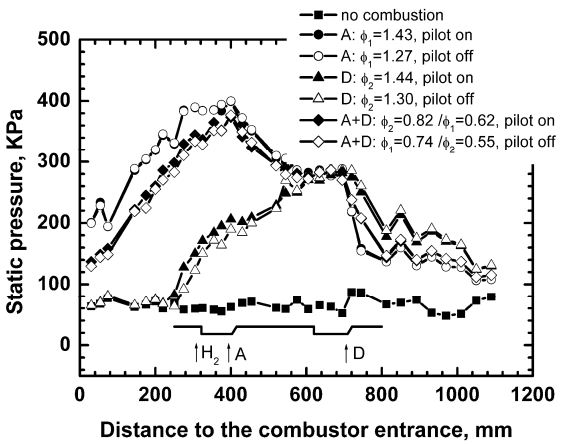

图 11 有无引导氢时的燃烧静压对比

从图 11 中可以看出，引导氢关闭后，单独 A 处喷油的燃烧压力几乎不受影响，单独 D 处喷油有小幅度下降，而 A＋D 处的下降介于两者之间。尽管如此，在三种情况下，稳定燃烧均能维持。同时，从图 11 也可以看出，A＋D 组合式喷油的燃烧压力比单独 A 处略低，但远远高于单独 D 处喷油时的压力。同样，对于马赫数 3 燃烧室引导氢的作用类似，所不同的仅仅是当引导氢关闭时，压力下降的幅度更大一些。

3 结　论

为了避免在提高燃料当量比的同时引起燃烧静压向上游传播而跑出隔离段，本文研究了采用双路喷油技术改善超声速燃烧室性能的方法。在马赫数 2.5 与 3.0 超燃模型燃烧室中，对单路与双路喷注超临界航空煤油的超声速燃烧特性进行了系统实验。研究了不同流量、不同燃烧室入口马赫数、不同喷油位置及其组合对超声速燃烧的影响。燃烧性能通过壁面静压与推力增益测量评估。主要结论如下：

喷油位置向下游移动可以有效地避免燃烧反压向上游传播，但燃烧性能与推力会受到一定影响。

燃烧室扩张角的小幅加大，会导致燃烧静压大幅下降，但由于有效作用面积加大，对推力的影响不大。

双路喷油对下游喷注燃料的燃烧有很大的促进作用，而且这种促进作用与下游具体的喷油位置关系不大，前提是该位置不是离燃烧室出口太近。通过采用双路喷油技术，在保证燃烧反压基本不向上游传播的同时。燃料最大喷注当量比可以达到 1.0 以上，燃烧室推力增益最大可以提高约 20%。

提高燃烧室入口马赫数对燃料的混合与燃烧不利，但在双路喷油情况下，上游喷注燃料的燃烧对下游喷注燃料燃烧的促进作用足以抵消因速度的增加而导致的驻留时间的缩短与油气混合水平的下降。

致谢

本研究得到国家自然科学基金委面上项目（编号 10672169）的资助。作者在此感谢卢锡

年研究员在设备运行和加热器研制等方面的独特工作与帮助，同时也感谢李英、魏雪松、王景泉与黄鹏等同志在技术与具体试验上的大量支持。

参考文献

1 Yang, V., “Modeling of Supercritical Vaporization, Mixing and Combustion Processes in Liquid-fueled Propulsion System”, Proceeding of the Combustion Institute, Vol. 28, 2000, pp. 925-942.

2 Fan, X. J., Yu, G., Li, J. G., Zhang, X. Y., and Sung, C. J. Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Supersonic Model Combustor. J. Propulsion Power, 22 (1), 103-110, Jan. - Feb. 2006.

3 Thomas, S. R., Guy, R. W., “Scramjet Testing from Mach 4-20—Present Capability and Needs for the Ninties,” AIAA Paper 90-1388, June 1990.

4 Vinogradov, V., Grachev, V., Petrov, M., and Sheechman, J., “Experimental Investigation of 2-D Dual Mode Scramjet with Hydrogen Fuel at Mach 4-6,” AIAA Paper 90-5269, Oct. 1990.

5 Tomioka, S., Murakami, A., Kudo, K., and Mitani, T., “Effects of Injection Configuration on Performance of a Staged Supersonic Combustor,” J. of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 2, March - April 2001.

6 Fan, X, Yu, G, Li, J. G., Yue, L. J., Zhang, X. Y., and Sung, C. J., “Effects of Entry Conditions on Cracked Kerosene-Fueled Supersonic Combustor Performance,” Combustion Science and Technology, 179:1-19, 2007.

PERFORMANCE OF SUPERSONIC MODEL COMBUSTORS WITH TWO-STAGED SUPERCRITICAL KEROSENE INJECTION

Xuejun Fan, Fengquan Zhong, Jing Wang, Gang Yu, and Jianguo Li

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 15 Beisihuanxi Road, Beijing, 100190, China)

Abstract To avoid the upstream propagation of boundary layer separation due to excessive heat release when a high mass flow of fuel was injected into the supersonic combustor, the concept of two-staged fuel injection has been implemented in the present study. Combustion of supercritical kerosene was experimentally investigated and compared in both Mach 2.5 and Mach 3.0 model combustors. Combustor performances with different fuel mass flow rates, injection locations, and combustor entry Mach numbers were investigated systematically and discussed based on the measured static pressure distributions and the specific thrust increments due to combustion. With two-staged fuel injections the overall performance of the combustors was shown to be improved maximally 23% and fuel injections at equivalence ratio higher than unity could be reached without the upstream propagating of the static pressure rise.

Keywords aviation kerosene, supersonic combustion, supercritical state, two-staged fuel injection