第 39 卷 第 2 期 力 学 进 展 Vol. 39 No. 2
2009 年 3 月 25 日 ADVANCES IN MECHANICS Mar. 25, 2009

超声速化学反应流动中燃料预喷研究述评*

Viacheslav A. Vinogradov[1] Yurii M. Shikhman[1] Corin Segal[2]

[1]Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russia

[2]University of Florida, Gaineville , FL

摘 要 研制基于超声速燃烧的高效吸气式推进装置 (运行 Mach 数在 3.5 以上) 需要寻求改善混合效率的有效机制, 这对于采用常规碳氢燃料 (特别是可以增加密度的液体燃料) 的装置尤为重要. 延长混合时间的一种途径是在飞行器燃料室的上游喷入部分燃料. 壁面喷射一直是超声速气动力学最具挑战性的课题, 这里包括使比冲损失最小、改善燃料 - 空气的混合、减少入口段/燃烧室的相互作用以及增进火焰稳定性等. 综述了超声速入口段或燃烧室的隔离器中液体燃料 (个别情况下为气体燃料) 喷射的研究进展. 在这些研究中, 燃料都是从后掠型细支架尾迹中的壁面处喷射出来的, 动压比很低 (q_{jet}/q_{air}=0.6~1.5). 它们涉及入口段和燃烧室的隔离器中单个支架/喷射器的几何结构及其组合方式、各种各样的喷射条件、不同的引射剂, 并且评估了这些因素对于燃料羽流喷散、比冲损失以及混合效率的影响. 述评引用了 46 篇参考文献.

关键词 流体力学, 混合, 射流穿透

1 引 言

在高速吸气式发动机中, 有效混合是高效燃烧的前提. 对于氢燃料发动机而言, 这点十分重要; 而对于气态和液态碳氢燃料发动机, 它就变得更为关键, 因为需要更长的化学动力学时间, 而且液体蒸发亦要求附加的时间.

目前, 人们已提出了各种关于超燃冲压发动机 (scramjet) 流场中混合过程的机制, 包括简单的扩散, 速度、密度和化学组分不同的平行流混合, 以及非平行流动的整体混合 (这里伴随着大涡结构和动量交换)[1]. 平行流之间的混合是由于流动边界处剪切层发展演化而产生的, 这一过程中动量损失很小, 但是为了产生分子层次上的完全混合要求很长的距离. 因此, 对于实际的推进装置, 这类混合要求有很长的燃烧室, 从而增加了重量和传热损失. 将燃料横向 (或者以某个角度) 喷射到气流中, 会造成大团燃料迅速进入气流并形成显著的对流, 而且伴随着诸如旋流之类的三维效应, 这样便能在较短的距离上达到混合. 然而, 这类混合会导致相当大的动量损失, 有时还会形成强激波. 这两种情况均可在超声速燃烧室中遇到. 两股等速 (零剪切) 同向流之间的扩散是一种最简单的模型, 但对于超燃发动机中的流动而言, 这并不是典型的情况, 因而本文不予评述.

最理想的情况是燃料和空气掺混时压力损失最小. 到目前为止, 人们已经建议了许多燃料喷射结构 [2~4], 其中使用了各种方法来增强燃烧室入口处或者入口附近处的燃料 - 空气混合. 在很短的轴向距离上实现混合增强的一般原则是产生涡流或分离流 [5]. 但是, 这类流动的特点是总压损失大, 从而能够导致较大的冲量损失. 有效的混合需要增加燃烧室长度, 这样就会增加壁面摩擦、装置重量和结构冷却荷载. 对于超声速燃烧室, 典型的燃料喷射和混合结构有下述几种形式: 燃烧室壁面处垂直或倾斜喷射, 气流中支架的垂直或倾斜喷射, 反向台阶底部处喷射, 气流中支架底部处喷射, 以及上述各种结构形式的组合 [6]. 在这些建议的混合增强方案中, 有些是基于动量转换 [7,8], 即将气流的部分切向动量转化为横向动量, 随之产生了涡结构. 后掠型斜坡喷射器 (swept ramp injector) 便是一个实例, 在这里空气要穿过一个向上的

* Applied Mechanics Reviews 惠允版权翻译此文 (Published with kind permission from Applied Mechanics Reviews, Volume 61
© 2008 by Applied Mechanics Reviews)

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

斜面 (该斜面连接着一个平直的表面或向下的斜面) [9~11]. 这些斜面上的溢流 (spillage) 会产生一个旋涡来增强混合, 同时产生一些斜激波和相对较小的损失. 简单的横喷则与之不同, 它会产生正激波和旋涡, 从而造成显著的驻点压力损失. 壁面斜喷既保持横喷的主要优点又可使驻点压力损失降低到最小 [12].

壁面喷射要求有较大的馈送压力, 而从置于气流中的支架进行轴向喷射则有如下的问题出现: 由于支架的气动阻力增加了总压损失, 由于引射剂通道和主动冷却要求增加了结构复杂性. 此外, 从这些支架进行平行喷射的效率较低, 因为这里的混合长度比横喷大 2~3 倍. 显然, 人们需要研究减少这些负面效应的方法.

液体碳氢燃料 (例如煤油) 的混合长度还需要进一步增加, 人们已经建议了煤油的某些应用. 对于研制运行 Mach 数在 8 以下的小型高超声速飞行器而言, 采用液体燃料具有明显的技术、生态以及运行上的优越性 (相对于氢燃料系统) [13]. 然而, 液体燃料的燃烧是多级的物理 - 化学过程, 再加上可以得到的停留时间十分短暂, 就进一步增加了对于快速混合的要求. 假如所选定的燃料很容易在超临界条件下工作, 液体燃料破碎和蒸发所需的时间便可能显著地减少. 而且, 如果这些转换过程还伴随有化学离解, 那么有可能形成活性物质, 这将增加混合物的反应性并减少燃烧长度.

和超声速燃烧冲压发动机一样, 其它的发动机 (例如脉冲爆轰发动机) 亦要求在燃烧室入口处的燃料 - 空气混合均匀, 这样才能有效地产生推力 [14,15]. 在这种情况下, 入口段阀门的存在会使问题变得更为复杂, 因为阀门周期性开启闭合将造成时间和空间的非均匀性 [16,17]. 如果设计者采用无阀概念, 那么其目标就是要合理地分布燃料以实现有效的爆轰起始 (detonation initiation). 尽管人们已尝试过一些配置燃料的方式, 以期使系统的运行最优化 [18]. 然而至今尚未发现有哪些办法能够提供所需求的均匀混合物来有效地产生推力.

有一种途径可以部分地克服这些缺点, 那就是在气流进入燃烧室之前喷入部分甚至全部燃料, 具体说是在飞行器前体上的入口段管道中或者其上游处喷射. 这样要求入口段 - 燃烧室有更紧凑的集成, 还要求仔细地配置燃料以减小预点火的危险 (它是通过入口段边界层而发生的). 不过, 这种途径有很大的潜在优势, 至少它可以在燃烧室入口处提供高度混合的燃料 - 空气混合物.

应当注意到在早期的冲压发动机设计中已经考虑过入口段燃料喷射和燃烧室集成的思路. Henry 和 Aderson[19] 曾建议从置于气流中的支板将大部分燃料喷射出来, 这些支板位于入口段喉部的下游并远离燃烧室入口. 这些支板同时还作为压缩表面来使用, 可以使入口段气流减速.

在入口段喷射燃料还可以产生部分的气流压缩作用 (通常情况下是靠入口段的压缩表面来完成的) [20], 并且可以利用空气中的能量来预热燃料 [21]. 同时, 在燃烧室前方预喷燃料还可以增进燃料液滴的二次破碎, 因为液滴与入口段的激波系发生相互作用 [22]. 所以恰当地选择入口段中燃料的喷射方式将会获得很多益处. 显然, 这种设计一定要消除火焰向上游传播 (或称之为 "回闪", flashback) 的危险, 要确保在所有的飞行条件下都不发生回闪, 而且要确保入口正常启动运行.

人们对超燃冲压发动机概念 [23] 进行了数值模拟, 文献 [24,25] 考虑在 $Ma = 11$ 的条件下从安装在入口段第一斜坡上的悬臂式支板喷射氢的情况, 其中计及了激波诱导的温升. 模拟结果表明: 燃料预喷显著地增加了发动机推力, 但入口段损失亦增加了 40%~120%, 而激波诱导的温升则足以点燃混合物. 此外, 还发现了入口段出口处的混合效率相当低 ($\eta_{\mathrm{mix}} = 0.3$), 因此建议了另外一种方式来增进混合. 基于一种简化的化学反应机制, 这些模拟计算还预测了在入口段最后的 15% 长度上边界层内可能发生燃料的提前点火, 这是由于火焰已经扩展到入口段核心流内的缘故.

人们还开展过若干实验研究: 文献 [26] 是在 $M = 6.8$ 的脉冲设备中进行的, 在飞行器前体上喷氢; 文献 [27] 是在激波风洞中进行的, 在 $M = 6.2 \sim 6.4$ 条件下向入口段内喷射气态氢; 它们都是采用激波来诱导燃烧的, 结果表明: 燃烧可以靠激波串诱导产生, 而且在激波诱导点火区域的上游, 气体混合物已经是很均匀的了. 文献 [27] 还表明壁面的存在 (例如象激波风洞中存在的壁面) 可能修改激波串在模型上游的演化发展. 因此, 在地面设备中所确定的点火位置和强度都可能受壁面的影响, 在应用于飞行条件时必须考虑这些影响.

在入口段中或更上游处喷射燃料时, 人们可以得到一种更复杂但同时又更柔性的体系. 在这里, 空气/燃料的相互作用出现在入口段 - 隔离器整个系统中. 尽管复杂性增加了, 但该系统的优化可以产生多种优越性, 包括: (1) 混合增强, (2) 隔

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

离器和燃烧室缩短, 从而减轻重量和冷却荷载, (3) 燃料控制系统更加柔性, 因为有可能在预喷系统和直接给燃烧室供燃料的系统之间分配燃料并且可能通过不同组的喷射器喷射液态和气态的燃料.

下面具体评述为提高超燃冲压发动机的混合和燃烧效率而开展的关于上游喷射的实验和数值模拟研究.

2 从单支架后方超声速气流中喷射的液体射流

在中央航空发动机研究所 (CIAM) 的连续式风洞中, 人们已经研究过超声速气流中的液体喷射 [28]. 试验中将液态煤油喷射到 Mach 数为 2.5~4 的超声速气流中, 温度 T_t=320 K~340 K, 压力 P_t=0.08~0.28 MPa. 为了增进射流破碎并加快混合, 液体从一个后掠型细支架的后方射入到分离区内 (如图 1 所示). 该支架具有后掠的前缘, 横截面不断变化, 其厚度维持在孔径 d_{inj} 在 1.5 ~ 2 倍的范围内. 支架的长度则是依据材料的传导性和底面处对流冷却量来选定的. 对于喷射羽流的穿透、破碎和混合的研究均限制在羽流的初始段, 即射流破碎以及随后的液滴雾化, 但尚未发生显著蒸发的区域. 图 2 示出了这些研究中采用的支架横截面形状, 它们包括: (a) 三角形; (b) 矩形; (c) 侧壁有泄流槽的矩形 (用于增进射流的气动破碎).

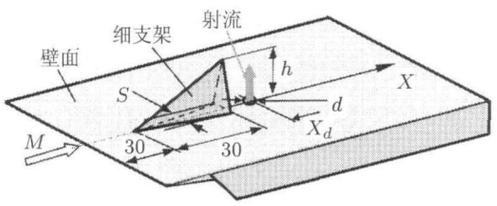

图 1 从垂直于超声速流动中壁面的细支架后方射入射流的模型

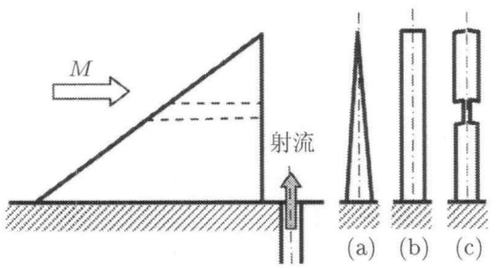

图 2 支架结构示意图: (a) 三角形; (b) 矩形; (c) 侧壁有泄流槽的矩形 (该泄流槽用以增进射流的气动破碎)

两相喷射羽流的可视化是利用阴影 (正射与背射光) 纹影和一个平面激光片光源来完成的. 为了确定液滴的 Sauter 平均直径 d_{32}, 采用了 "积分光圈" 法 ("integrated diaphragm" method) [29]. 使用过的几种煤油的参数如下: (1) ν = 1.35 cP, σ = 24.4 N/m; (2) ν = 3.67 cP, σ = 2.79 N/m (T6); (3) ν = 1.27 cP, σ = 26.5 N/m (煤油/石油混合物). 液体的馈送压力 $P_{\rm jet}$ 的变化范围为 0.1~0.5 MPa, 但实验中运行的压力大部分都处于该范围的低端处. 图 1 中的模型连接到一个可以使攻角在 −5° 到 +10° 之间变化的机构上. 相应地, 动压比 $\bar{q}$ 变化范围为 $\bar{q} = 1 \sim 5$.

图 3 给出了喷射羽流以及射流破碎的图像, 其中支架横截面有三角形和矩形两种, 而图 4 则是相应的示意图. 对流动显示结果进行分析, 可以得到穿透长度 (参见图 5)、射流上下边界、横断面最大宽度以及液滴 Sauter 直径 d_{32}(参见图 6). 使用支架后, 燃料的穿透长度大大增加, 与同样动压比下的壁面喷射相比, 几乎高了一个数量级. 更有意义的是, 图 5 所示的大穿透长度是采用相对较低的动压比 (小于 1) 得到的. 而在大多数情况下, 壁面垂直喷射所要求的动压比是 10~15[30].

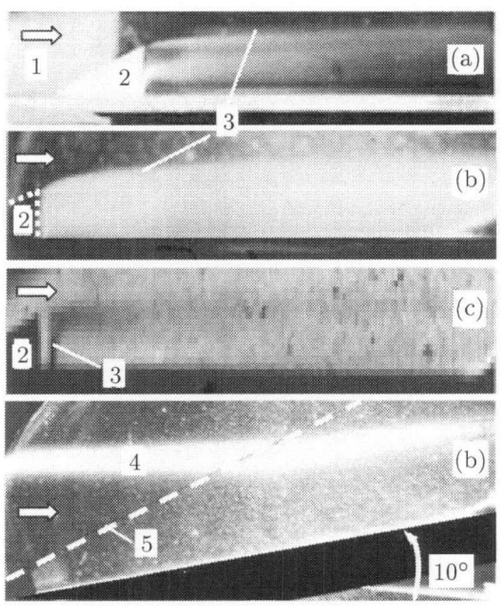

图 3 在空气 (1) 中从支架 (2) 后方喷射的羽流图像, M_∞ = 3, $\bar{q}$=1.2, 引射剂 (3) 为煤油 RT: (a) 三角形横截面支架的正光影像; (b) 侧壁带泄流槽矩形横截面支架的阴影照片, 高黏度 T6 射流; (c) 纹影图像表明射流穿透到支架同样的高度, 然后突然破碎; (d) 纹影照片表明射流 (4) 与激波 (5) 相互作用, 该激波是由于 10° 倾斜平板产生的

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

使用象煤油这样一类具有较大密度和黏性的燃料时，要求支架横截面从矩形变为侧壁带有泄流槽的矩形 (如图 2(c) 所示)，这样可以强化射流和外部气流的气动相互作用. 加速破碎过程 (如图 4(b) 所示). 在三角形截面支架的情况下，喷射羽流的性能与文献 [28] 评估过的所有燃料的结果完全相同.

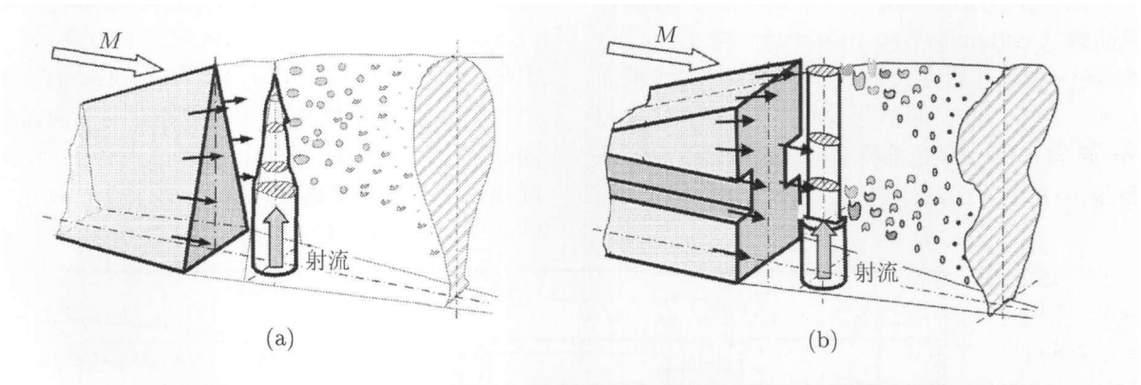

图 4 射流穿透与破碎过程示意图: (a) 采用一个三角形横截面支架; (b) 采用侧壁带泄流槽矩形横截面支架

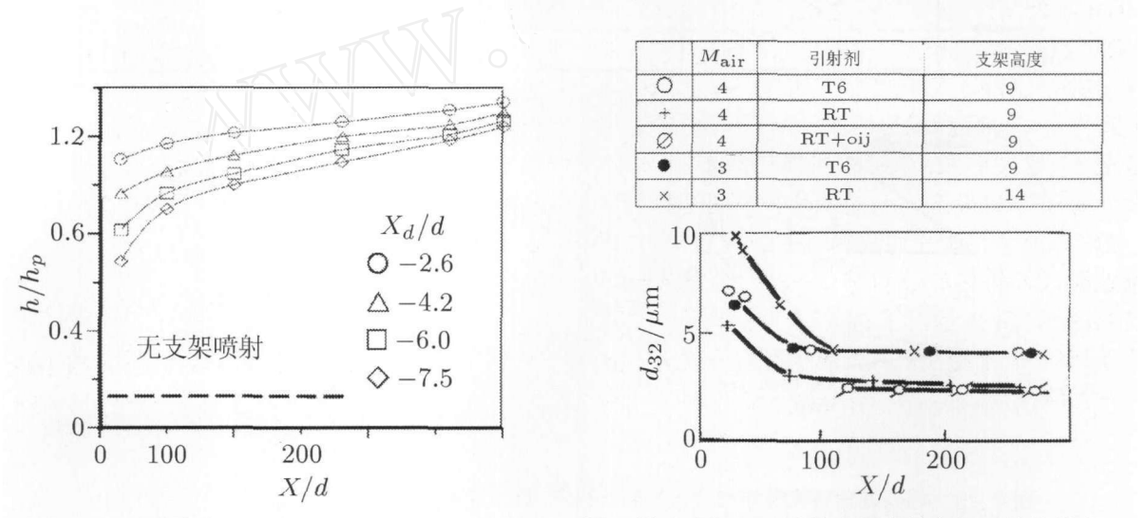

图 5 $M = 3$ 和 $\bar{q}$=1.4 时煤油穿透长度. 此结果表明在同样的动压比条件下，穿透长度比无支架情况要高一个数量级. 随着射流向支架底部靠拢，其穿透长度逐渐增加

图 6 液滴直径 d_{32} 随轴向距离的变化. 此结果表明在所选定的流动条件和支架尺寸下，液滴破碎基本上是在 100 倍射流直径的距离上完成的. 最细的雾滴尺寸主要取决于射流特征和气动作用强度

3 隔离器中燃料预喷的实验研究

一般而言，在超声速流动中，特别是当边界层中存在一定量的燃料时，压力将增高，火焰会通过边界层传播. 因此，在预喷燃料的情况中，必须要避免边界层，或者要将其浓度降低到一定值以下，以使得在该边界层给定的温度下无法出现自点火 (self-ignition) 和火焰维持 (flame holding). 这也可以转换成另一种要求: 燃料有足够大的穿透，能够到达气流的核心 [31~34]. 壁面横喷并不能满足这个要求，因为还有一些燃料仍存留在壁面上，而且为了有足够的穿透要求动压比很大. 但是，如前面已表明的那样，在支架后方喷射具备在低动压比条件下增加穿透的能力. 因而，只要能将支架的气动阻力降低到最小，它就是一种更合适的选择.

还有另外一种途径: 在支架后面通过一个壁面小孔横向垂直喷射. 从支架后方喷射到超声速流动中燃料的燃烧情况则在后面讨论.

3.1 隔离器中液体和气体的喷射

实验装置和测试条件　佛罗里达大学的实验装置 [35] 可开展直连式试验，其燃烧室入口的 Mach 数为 1.6，空气驻点温度范围为 300 K~900 K[36]. 该

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

连续运行式装置由一个燃氢补氧加热器构成, 其中氧的摩尔分数为 0.21. 图 7 示意图给出了燃烧室和隔离器的喷射结构. 一个长度为 15 cm 的等截面隔离器放置在喷管和燃烧室之间. 从 3 个侧面都有通向隔离器和燃烧室的光学窗口. 隔离器的横断面为 2.5 cm×2.5 cm, 位于一个高 1.2 cm 台阶 H 的上游. 其后连接着一个长 $10H$ 的等截面管道和一个长 $16H$ 的扩张管道. 从 3 个位置喷射燃料: (1) 从台阶底部平行于来流喷出; (2) 从隔离器 $10H$ 处喷出; (3) 从台阶下游 $4H$ 处喷出. 最后这种情况是为了和隔离器喷射情况进行效率对比. 利用回流区内氢气的引导喷射, 可以实现点火并维持火焰. 这种引导性氢焰是从台阶底部上面 9 个直径为 0.8 mm 的声速孔出来的, 靠电火花点火. 隔离器上面和台阶下游的喷射孔口都是 1.5 mm. 图 7(b) 给出支架几何布置的细节. 它是棱锥形的, 底宽为射流直径的 1.5 倍, 类似于第 2 节中讨论评估过的那种结构 (参见图 1). 喷射孔的圆心位于支架底部下游 1 倍射流直径处, 支架高度选定为管道高度的 1/4 左右.

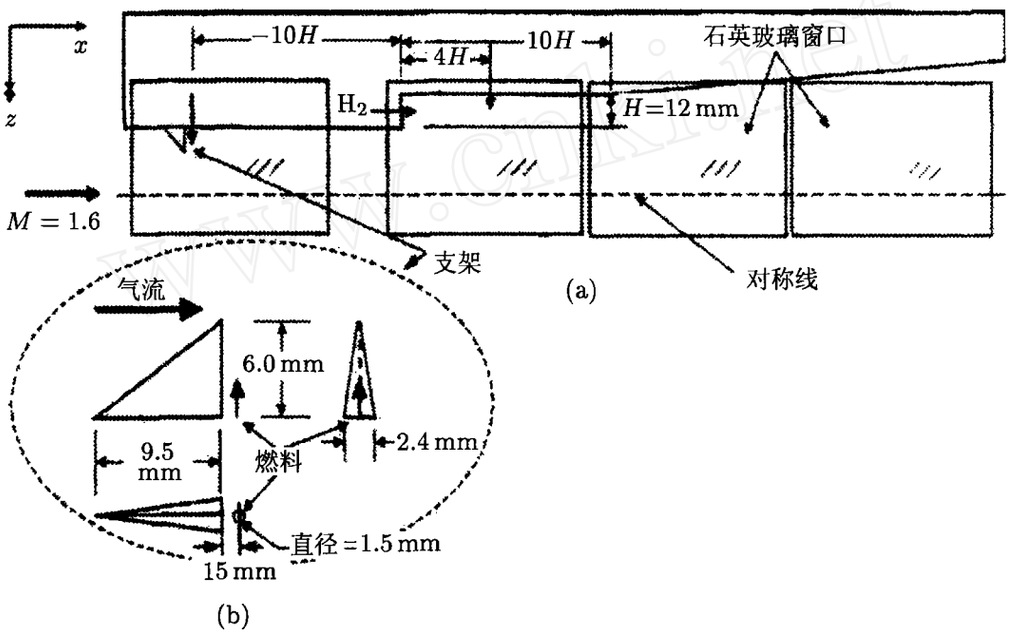

图 7 用于隔离器燃料喷射和维持火焰的结构图. 该装置是几何对称的, 但燃料仅从一侧喷出

结果 图 8(a) 给出隔离器中没有化学反应时冷气流流场的阴影图像, 这里没有支架, 液体喷射条件是 $\bar{q}$=0.7. 图 8(b) 和 8(c) 则是有燃烧的流场, JP-10 从支架后面喷射, 动压比分别为 $\bar{q}$=0.7 和 0.9. 图 8(b) 表明有支架存在时穿透高度有十分显著的增加. 阴影图像的细节揭示了支架后方的喷射可以将所有的液体都从壁面上移除掉. 这对于消除潜在的回闪十分重要.

从隔离器还喷射过乙烯, 同样有无支架和有支架两种情况. 文献 [18] 表明: 没有支架的喷射导致了边界层分离, 并对激波系强度增加有明显的影响. 在支架后方喷射情况中, 当 $\bar{q}=3$ 时, 穿透增加了 1 倍左右. 尽管如此, 隔离器的激波串却未受明显的影响, 这与液体喷射情况类似.

文献 [18] 所介绍的研究成果如下述:

(1) 前缘尖锐的细支架不会引起显著的压力损失, 亦不会造成隔离器气流的畸变. (2) 即使在中等的动压比条件下, 有支架的喷射都会比简单的壁面喷射大大地增进穿透. 由于穿透增加, 整个液体射流都提升到壁面之上, 从而消除了回闪的危险. 在这里, 回闪是由于可燃混合物播撒在边界层内引起的. (3) 由于支架喷射增加了穿透, 从燃烧室上游喷出的大部分液体都穿透到气流核心区内, 从而改善了混合, 因此提供了减少燃烧室长度的可能性. (4) 即使对于喷射当量比高达 0.5 的情况, 亦没有观察到气流壅塞. 壅塞对于隔离器中激波串会产生显著的影响. (5) 归一化壁面压力分布结果表明: 支架喷射情况下远场中热量释放速率更高, 从而可以通过混合增强来改善燃烧效率. (6) 乙烯喷射和燃烧试验表明: 穿透比简单的壁面喷射情况有明显增加, 而且减少了对隔离器激波串的影响.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

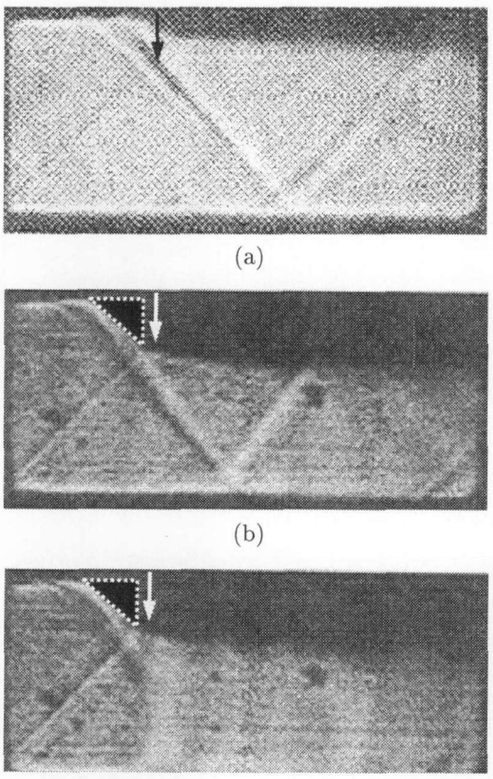

图 8 隔离器的阴影图像, 白色虚线表示支架位置: (a) 水喷射, 无支架, $\overline{q}$=0.7; (b) JP-10 喷射与燃烧, $T_{t,\mathrm{air}}=300\,\mathrm{K}$, $\overline{q}$=0.7, $\phi=0.41$; (c) JP-10 喷射与燃烧, $T_{t,\mathrm{air}}=300\,\mathrm{K}$, $\overline{q}$=0.7, $\phi=0.53$

3.2 在隔离器 $M=2$ 气流中喷射气态甲烷

CIAM 还开展了一个研究项目来评估双模态吸热式碳氢燃料的超燃冲压发动机演示器 [37]. 该演示器使用了两种方式来喷射燃料: 一是用支架 (这些支架同时还作为稳焰器使用), 一是用隔离器的壁面喷射器 (如图 9 所示). 后掠型细支架位于隔离器入口的上下壁面处, 甲烷则是从支架后方形成的尾迹中喷出来.

这些研究 [38] 的主要目的是评估这种喷射结构的整体混合、燃烧效率, 研究中喷射器之间的燃料分配是可以调节的.

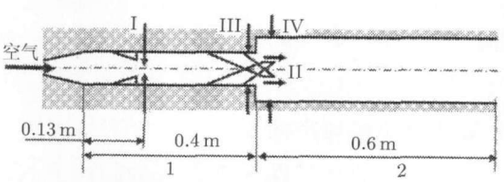

图 9 隔离器/燃烧室和喷射器结构示意图: 1. 隔离器, 2. 燃烧室, I~IV 燃料喷射器

装置, 试验布置和实验条件　CIAM 的 C-16K 实验装置包括 5MW 的空气电加热器, $M=2$ 超声速喷管, 气态燃料加热器, 空气和燃料馈送控制器. 实验条件是: $P_{t,\mathrm{air}}=0.4\sim0.7$ MPa, $T_{t,\mathrm{air}}=650\,\mathrm{K}\sim910\,\mathrm{K}$, 当量比 $\phi=0\sim0.85$, 燃料温度 $T_f=550\,\mathrm{K}\sim880\,\mathrm{K}$. 每次实验的运行时间为 10~15 s.

图 9 所示的矩形实验装置长度为 1 m, 在流动方向上高度是变化的, 宽度则不变 (等于 100 mm). 它主要包括两段: 第 1 段是隔离器, 高度由 40 mm 变为 50 mm; 第 2 段为主要的燃料燃烧区域, 起始处为 80 mm, 利用一个后向台阶与隔离器分开.

图 9 中第 1 组喷射器由 8 个细支架构成, 横向喷射燃料. 第 2 组喷射器位于隔离器末端, 有 3 个支架, 轴向喷射燃料. 第 3 组喷射器位于隔离器出口, 从壁面横向喷射燃料. 第 4 组喷射器则是直接向台阶回流区喷射燃料. 图 10 给出这些喷射器的细节, 其中图 10(a) 是隔离器支架和喷射孔, 而图 10(b) 则是厚支架及台阶的前向视图 (upstream view).

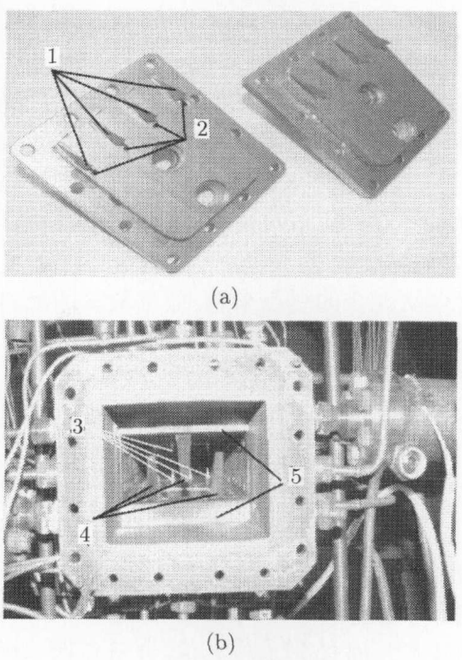

图 10 喷射器照片: (a) 第 1 组喷射器: 1. 支架 (倾角 22.4°), 2. 壁面射流孔口; (b) 隔离器正视照片: 3. 第 1 组支架, 4. 支板喷射器, 5. 第 2 组喷射器

主燃料的提供是通过直径 0.6 mm 的 8 个小孔 (它们位于隔离器上下壁面的位置 I 处) 和直径 1 mm 的喷射器 (它们位于位置III处). 第 II 组只提供少量的燃料. 实验中研究过 5 种不同的情况, 所喷射的燃料质量流量参见表 1.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

表 1

情况	G_{I}	G_{II}	G_{III}	第 II 组存在否
1	1	0	0	是
2	0.8	0.08	0.12	是
3	1	–	0	否
4	0.8	–	0.2	否
5	0.4	–	0.6	否

实验条件为: 来流为空气, $M=2$, $P_{t,\mathrm{air}}=0.4\sim0.7\,\mathrm{MPa}$, $T_{t,\mathrm{air}}=700\,\mathrm{K}\sim910\,\mathrm{K}$, 甲烷/空气当量比 $\phi_{\Sigma}=0\sim0.85$, 而甲烷在不同喷射器之间的分配则参见表 1. 在回流区内, 第 IV 组喷射器所提供的燃料量很少, 即 $G_{\mathrm{IV}}=0\sim12$ g/s (相应的当量比 $\phi_{\mathrm{IV}}=0\sim0.01$). 燃料加热到温度 $T_f=550\,\mathrm{K}\sim880\,\mathrm{K}$.

根据已知的入口处边界条件和壁温测量值, 利用一维定常计算, 给出了管道流动的平均参数. 计算中假定化学平衡并计入离解和复合. 为了测定入口处气流冲量, 需要对 $M=2$ 喷管作专门的标定试验. 这样, 燃烧效率 η_c、压力恢复和管道壁面热损失等均可估算出来.

结果 图 11 示出了 5 种情况下的燃烧效率. 这些结果表明:

(1) 在 0.6 m 管道长度上, 混合效率已经达到很高程度, 从而导致了高的燃烧效率, η_c 随着燃料流率增加而增加.

(2) 厚支架底部对火焰稳定性有正面效应, 并可以增加燃烧效率.

(3) 从混合的观点来看, 效率最差的燃料喷射结构是从第 III 组处的壁面喷射. 诚然, 当它与第 II 组支架组合应用时可以呈现相对高的燃烧率 η_c.

(4) 图 11 中 η_c 在 $\phi<0.6$ 时减少可能是由于从第 II 组支架喷出的燃料的稳焰能力下降所致. 这种趋势还可以由下述现象进一步确认: 对于同样的 ϕ_{Σ} 值, 比较放置和撤除第 II 组支架两种情况发现没有支架时 η_c 显著减少.

(5) 对于实际应用最期望的 ϕ_{Σ} 值范围 ($\phi_{\Sigma}=0.65\sim0.85$), η_c 达到了最大值, 并且在此范围上几乎保持为常数不变.

(6) 来流空气的温度若下降 100 K(即 $T_{t,\mathrm{air}}=780\,\mathrm{K}\sim800\,\mathrm{K}$), η_c 会比其最大值减少 3%~5%.

(7) 没有第 II 组支架时, 第 III 组喷射器所提供的燃料可以在保持同样的 η_c 最大值条件下增加稳定燃烧运行的范围. 因此, 人们有可能选择一种适合于发动机运行条件的燃料馈送序列.

(8) 对这些实验条件下热流和燃烧效率沿管道的分布进行了计算分析, 表明在隔离器中没有发生燃烧.

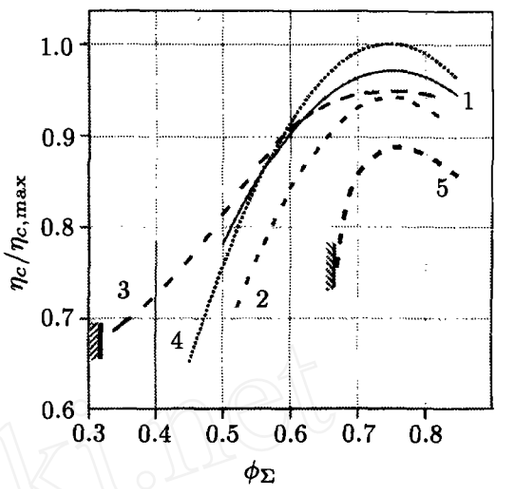

图 11 不同的燃料馈送结构条件下归一化燃烧效率

4 超声速入口段的燃料喷射和混合

如前所述, 混合、液体蒸发以及稠密相的机械破碎都是燃烧必不可少的过程. 如果这些过程能够在入口段内完成, 需要在燃烧室内停留的时间便可以大大减少, 那样燃烧室就可以缩短. 而且, 如果入口段是放置在飞行器机架或机翼上, 就无需使用边界层转向器 (boundary-layer diverters), 可以在捕获入口 (inlet capture) 的上游就开始喷射燃料. 此时的主要要求是喷射燃料时不损耗其质量, 并且要使得因该喷射方法所造成的气流冲量损失达到最小. 此外, 馈送燃料所需的压力不能太大. 只要在燃烧室上游不维持火焰, 那么就可能消除超声速入口段内回闪的危险性. 如前所述, 这就是要求燃料完全穿透高速气流. 如果这些条件均能满足, 入口段停留时间很短, 就可以排除燃烧室上游处出现点火. 文献 [39] 对空气/n-辛烷的化学当量混合物的点火延迟时间进行了评估. 它表明: 对于下述条件的流动, 点火延迟时间约为 30 ms; $P_{\mathrm{air}}=0.05\,\mathrm{MPa}$, $T_{\mathrm{fuel}}=900\,\mathrm{K}$, $T_{t,\mathrm{air}}=900\,\mathrm{K}\sim1000\,\mathrm{K}$. 而且, 对于一个典型的入口段长度 (1~2 m), 停留时间还会下降两个数量级以上. 因此, 只要燃料穿透到气流核心区内, 入口段点火的可能性很小.

4.1 液体射流在超声速入口段的穿透与扩散

文献 [40] 研究了在一个常规的超声速入口段中的液体喷射, 该入口段放置在 $M_{\infty}=3.5$ 气流中, 采用 50% 体积的商用乙二醇 (ethylene glyeol) 和水

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

的混合物作为引射剂. 这种混合物的黏性与表面张力可以代表 JP - 10 的特性, 它是从入口段壁面喷射出来的 (参见图 12). 在压缩表面上垂直地开设两个喷射孔口, 它们各自在一个后掠型支架 (横截面为三角形) 的后方. 实验发现: 当液体喷射速率相应于煤油的燃料/空气当量比 $\phi \leq 0.45$ 时, 入口段流场只有开始处有很小的分离区, 而且所有的液体引射剂都升入到气流的核心区内. 图 13 的纹影照片确切地显示出引射剂升离了表面, 其中图 13(a) 是没有喷射的情况, 而图 13(b) 是有液体喷射的情况. 激波结构大致未变, 仅当液体流率 $\phi > 0.35 \sim 0.4$ 时激波在发动机罩附近弯曲而且边界层发生分离. 引射剂流率再增大, 便会导致入口不起动 (inlet unstart). 一旦入口不起动, 液体就会扩散开来, 占据入口段的整个横截面. 有支架但不喷射液体时, 入口段中总的压力损失几乎没有受到影响 (参见图 14). 图 14 表明: 在有支架和无支架两种情况下, 入口段出口处测得的压力恢复是相同的. 但是, 当引射剂速率增加时, 喷射液体的混合会造成大的总压损失 (如图 15 所示). 这是因为当 $\phi > 0.3$ 时会发生混合和压缩表面上的层流边界层分离. 攻角等于 0° 和 5° 时, 观察到的结果完全类似. 当 $\phi = 0.3$ 时压力损失为 15%, 这是由于高速气流和液体之间的动量交换所致. 这种动量交换将会加速液滴破碎并增强混合, 从而有可能抵偿入口段压力损失, 甚至可以使得入口段 - 燃烧室整个系统的效率提高. 如果观测到入口段未起动, 那么驻点压力损失便接近于 50%.

当入口段攻角从 0° 变化到 5°, 并未发现对液体穿透有明显的影响. 但是当 $\alpha = 5°$ 时, 整体压力损失增大, 这主要是入口所产生的激波系统更强的缘故.

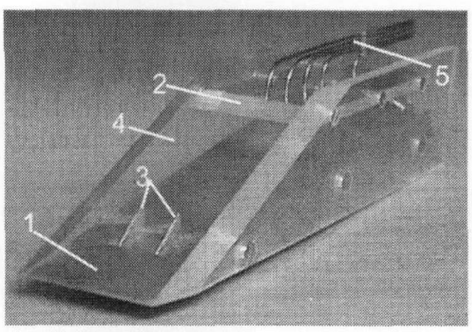

图 12 入口段照片, 指明了压缩表面上支架的位置. 1. 10° 楔, 2. 发动机罩, 3. 支架, 4. 侧壁, 5. 壁面测压管

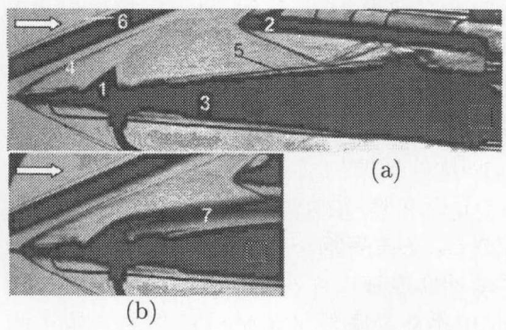

图 13 入口段流场的纹影图像 ($M = 3.5$, $\alpha = 5°$). 1. 支架, 2. 发动机罩, 3. 楔劈, 4. 起始激波, 5. 泄放狭缝上边界, 6. 入口侧壁前缘, 7. 液体燃料羽流. (a) 无喷射情况; (b) 有液体喷射 ($\phi = 0.22$)

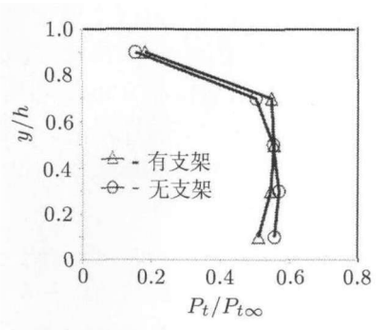

图 14 入口段出口处压力恢复. 有、无支架两种结果表明安装支架的影响很小

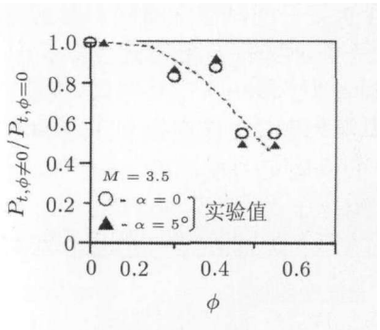

图 15 入口段质量流量增加对于压力损失的影响. 两种攻角结果的趋势是类似的

4.2 高超声速 ($M = 6 \sim 8$) 三维入口段中气态燃料预喷的数值研究

该研究 [41] 中所选定的入口段是一种半宽结构, 即将 ORYOL-2 项目中所采用的结构从对称轴线处截断开来. 该结构已在 $M = 2 \sim 6$ 的情况下进行过试验 [42]. 如图 16 所示, 这是一个三维的固定

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

式几何结构, 由两个相对的后掠尖劈形壁面组成, 采用一个平底连接, 并盖着一个截短 (cut-pack) 机罩.

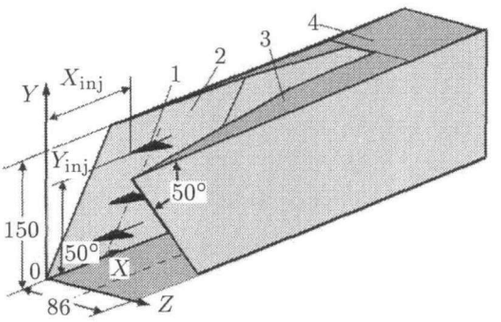

图 16 三维入口段示意图 (所有尺寸的单位为 mm)

入口侧面压缩尖劈角为 6°, 中心支板的起始角度为 4°, 接着再增加 2°, 以加强压缩. 相对的入口喉部面积 $\overline{F}_{th} = 0.2$, 它定义为入口的喉部对其捕获口的有效面积比. 文献 [23,24] 给出更多的细节, 可以参阅之.

在支架后方喷射燃料的模式如图 1 所示. 这里, 在侧表面上交错地安置有 3 个燃料支架 (参见图 16). 这些支架的横截面都是三角形, 前缘的后掠角为 24.5°. 气态燃料从每个支架后方的声速孔 (直径为 3.4 mm) 垂直于入口段表面喷射出来. 每个支架的位置是这样选定的: 在 $M = 6$ 或 8 的情况下, 每个支架周围的流动结构之间不发生相互作用. 当没有支架时, 从侧壁同样的位置处仍然有着同样数量的燃料射流横喷出来. 这种考虑是为了与有支架的喷射情况进行对比.

计算方法包括两个部分, 首先模拟从一个单独燃料支架后方垂直于壁面横向喷射声速射流的流场. 对多组元混合物的三维湍流 Favre 平均 Navier-Stokes 方程进行求解 [43], 其中假定气态碳氢燃料处于热力学平衡. 这样便得到了单独喷射器的混合效率. 其次确定为使燃料 - 空气混合效率最大 (当燃料 - 空气当量比给定时) 所需的支架数量与最佳位置. 在对管道内超声速流动进行数值模拟时, 采用气体混合物湍流的抛物化 Navier-Stokes 方程, 忽略了壁面边界层. 有关计算的细节, 请参阅文献 [24,25]. 该计算程序 FNAS 3D 是 CIAM 研发的, 可用于多组分气体的三维黏性流动. 它基于完全的平均 Navier-Stokes 方程, 采用时间松弛的隐式有限差分格式进行积分. 文献 [44] 所给出的数值解是从一个单独的燃料支架后方, 以声速横喷燃料所形成的流场, 使用多组分混合物三维湍流的 Favre 平均的完全 Navier-Stokes 方程. 湍流模型是 Secundov 单参数模型 [45], 并假定多组分气态碳氢燃料处于热力学平衡.

在这一模拟计算中, 定义混合效率为: 对于给定的燃料和入口捕获空气的质量流量, 燃料 - 空气混合物能够完全燃尽的能力, 采用一个总体反应式 $C_2H_4 + 3O_2 = 2CO_2 + 2H_2O$. 对于一个给定的轴向截面处, 可用于燃烧的燃料的总量与总的燃料质量流量之比便是混合效率 η_{mix} (当 $\phi_{total} < 1$ 时).

还有一些模拟计算是关于气态乙烯和丙烷的, 其中入口段几何结构和支架位置在表 2 中给出, 而实验条件则在表 3 和表 4 中列出. 对表 2 中情况 1, 2, 3, 5 所得出的混合效率在图 17 中给出. 情况 1 的混合效率明显低下, 这里两个相对的燃料射流穿透了管道的一半而且相互合并, 但是, 当支架是交错安置时, 可以更有效地充满管道的横截面 (如情况 2 和 3). 这样混合效率便提高了, 并在 X=650 mm 处 (入口段出口前) 达到 100%. 假如混合是主要的设计准则, 上述这些结果表明可以采用更短的入口段. 情况 5 中设有支架, 在管道初始段混合相当差, 到出口段最大值为 0.85. 在 $M = 6$ 条件下, 将当量比从 0.26 增加到 0.47, 入口段的压力恢复会下降 15%. 但是, 当 ϕ 进一步从 0.47 增加到 0.66, 总的压力恢复则下降 19%.

表 2 文献 [23] 中情况1～7的支架位置

	情况 1(基准)			情况 2		情况 3～5		情况 6 和 7($M_\infty = 6, M_\infty = 8$)	
N	X/mm	Y/mm	Z[a]	X/mm	Y/mm	X/mm	Y/mm	X/mm	Y/mm
1	111	25	0	103	15	103	15	103	15
2	151	70	0	139	55	139	55	139	55
3	186	115	0	178	105	174	100	170	95
4	184	35	1	184	35	180	40	180	40
5	147	80	1	147	80	147	80	147	80
6	110	125	1	114	120	114	120	114	120

[a] "0"— 左壁面; "1"— 右壁面 (参见图 16).

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 3　情况研究做选择; 空气与燃料的整体实验条件 [23]

序列	空气 M_∞	P_t/bar	$T_{t\infty}$/K	P/bar	T/K	M	燃料, C_2H_4 T_{tf}/K	G_f/g·s^{-1}	P_{tf}/bar	ϕ_Σ
				F_{th}=0.2, L_{cowl}=440 mm						
1[a]	6	100	2000	0.0485	250	1	300	-	-	-
				F_{th}=0.15, L_{cowl}=480 mm						
2[b]	6	100	2000	0.0485	250	1	300	10.7	6.2	-
2[b]	8	300	2500	0.02	205	-	-	6.65	4.1	0.66

[a] 用于选择支架位置的情况，[b] 增加压缩和燃料的情况.

表 4　入口喷射研究的具体实验条件 [23]

情况	说明[a]	捕获质量流量 (X=0)	喉部质量流量 /kg·s^{-1}	φ	喷射燃料质量流量 /g·s^{-1}	喉部燃料质量流量 /g·s^{-1}	$\varphi_\phi/\varphi_{\phi=0}$	ϕ_Σ (喉部)
0	无支架和喷射	2.16	1.96	0.90	0	0	1.000	0
1	原始支架位置	2.16	1.97	0.91	40.4	40.2	0.995	0.3
2	支架位置 2	2.16	1.96	0.91	33.6	33.6	1.000	0.26
3	支架位置 3	2.16	1.96	0.90	32.1	32.1	1.000	0.24
4	增加燃料	2.16	1.94	0.90	60.5	60.4	1.000	0.47
5	有燃料无支架	2.16	2.02	0.93	31.1	30.8	0.990	0.23
6	$\bar{F}_{th}$=0.15	1.62	1.37	0.84	60.8	60	0.986	0.66
7	$\bar{F}_{th}$=0.15	0.99	0.95	0.96	37.7	37	0.982	0.62

[a] 情况 0～6，M_∞ = 6; 情况 7，M_∞ = 8.

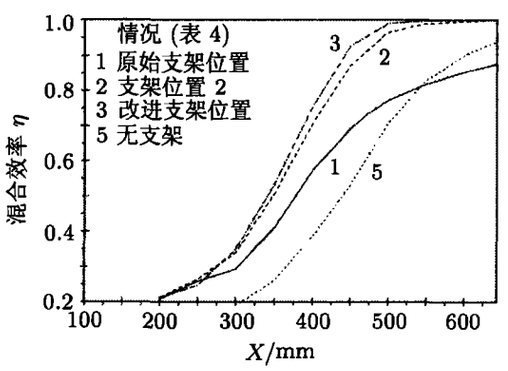

图 17　$M_\infty = 6$ 时喷射 C_2H_4 的混合效率 [43]

最后，还模拟了具有更大压缩的入口段 ($\bar{F}_{th}$ = 0.15)，同时使用了 C_3H_8 和 C_2H_2(参见表 4 的情况 6 和 7)，当量比进一步提高 (即 0.66)，机罩前缘向下游移动至 X=480 mm 处，但支架位置基本与情况 3 和 4 相同.

对 $M = 6$ 和 $M = 8$ 两种情况都进行了模拟，入口空气捕获比 (定义为喉部空气质量流量与捕获质量流量之比) 低于第一序列的值. 这是因为压缩更强了，而且入口段机罩有所移动. 此外，还损失了一些燃料，它们是随着泄放的空气一起跑出管道的，特别是对于 $M = 6$ 的情况 (参见表 4). 这样就要求重新安排支架的轴向位置. 在两个 Mach 数条件下，混合效率都达到了 0.95，该值低于其它情况 (如图 17 所示). 这主要是因为燃料/空气当量比的局部值较高，因而混合较差. 应当注意的是，不同的燃料对于混合的影响没有明显的差异，而且在所研究的情况中亦未发现有入口段未起动的情形.

5　双模态高超声速发动机中液态煤油预喷的实验研究

文献 [45] 的实验研究是在一个直径 250 mm 轴对称的双模态超燃冲压发动机模型中进行的，其中 M_∞ = 6.2，空气总温 T_t = 1 400 K～1 600 K，总压 P_t = 4.8～5.5 MPa. 该研究表明了只要仔细安排喷射就可以避免通过边界层的回闪. 图 18 示

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

出了试验模型. 在入口锥段距顶点 20 mm 处有 8 个直径 0.4 mm 的孔口向气流横向喷出液态煤油, 其流率相当于 $\phi = 0.4 \sim 0.45$. 由于气态的氢在进入环形燃烧室管道之前就从内外壁上的凹腔稳焰器 (cavity flame holder) 前部喷出 (参见图 18), 这样就确保了点火和火焰的维持. 氢的喷射量很小 ($\phi_{H_2} = 0.15 \sim 0.2$), 这是实验测定的能使稳焰器稳定运行所需的最低值. 煤油在氢点火之后喷射, 燃烧可以依靠氢的导引火焰维持下去. 若没有氢的导引, 煤油的火焰将无法持续. 其原因是: 无论是通过 "火焰传播"(flame propagation) 还是通过 "残余火焰"(residual flame), 由上游入口段燃料喷射口出来并到达凹腔的煤油不足以点火或维持燃烧 [46].

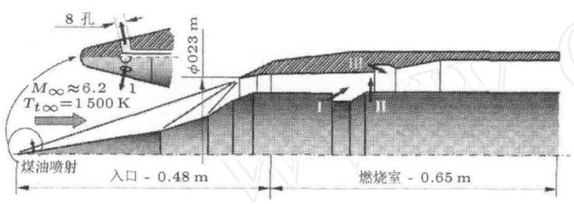

图 18 轴对称超燃冲压发动机模型煤油喷射的示意图: I,II 和 III 为 3 组氢喷射器 ($T_f = 300$ K), 1. 液态煤油射流. 第一锥角为 18°, 后面接续两个锥的锥角均为 5°

6 结 论

本文介绍的实验与数值研究评估了从燃烧室上游细支架后方壁面进行喷射的效果. 这些研究表明: 在入口段或者超燃冲压发动机隔离器中添加燃料可以增进燃烧室运行效率. 只要仔细地考虑燃料穿透、停留时间、运行条件和燃料物化性质等情况, 就可以避免回闪或入口不起动问题. 研究结果主要是揭示了具有尖锐前缘的细支架所导致的压力损失或隔离器流动畸变均不明显, 但它们产生的低压区会显著地影响燃料的穿透. 即使是在中等的动压比条件下, 这些支架的存在都会使得穿透比简单的壁面喷射有显著的提高. 由于穿透增加, 液体射流全部升离壁面, 从而消除了可燃混合物通过边界层播撒而形成的回闪危险性. 由于穿透增加, 从燃烧室上游喷射出来的大部分液体都进入气流核心区, 从而增强了混合, 提供了减小燃烧室长度的可能性. 气流壅塞会对隔离器激波串产生很强的影响, 但是对于氢燃料喷射当量比高达 0.5 的情况尚未观察到壅塞的出现. 从归一化壁面压力分布可以看出混合明显改善了. 对于所有的支架喷射情况, 远场中热释放速率都是增加的. 气态碳氢化合物的生成 (如乙烯燃烧) 表明了穿透比壁面喷射情况有显著的提高, 而且对隔热器激波串的影响可以忽略. 在管道的较短长度处便已经达到高的混合效率. 此外, 随着燃料速率提高, 燃烧效率是增加的. 具有厚基底的支架, 对火焰稳定性有正面的效应, 并且可以增加燃烧效效率. 从混合观点来看, 即使是效率很差的燃料喷射结构, 只要善于巧妙地组合使用支架就会达到相当高的燃烧效率. 支架的组合运用还可以增加火焰的稳定性. 因此, 人们完全可以设计出一种适合于发动机整体运行包络的燃料馈送序列.

入口段或隔离器中燃料预喷极有可能增进超燃冲压发动机的混合、火焰稳定性和燃烧效率. 使用细支架可以获得显著的改善而且不会在压力损失与激波产生等方面造成大的损失. 这样还可以形成一种附加的 "开关" 来控制燃料的分布, 以期调节发动机去适应飞行包络并改善入口段/发动机相容性. 当然, 这里还有许多问题需要解决, 才能应用到实际的发动机装置中, 包括入口段中因攻角和侧滑偏移 (side-slip excursion) 而造成流动结构改变的影响、发动机模态过渡 (engine transients) 以及发动机与机架的集成等等.

参 考 文 献

1 Schetz J A. Injection and mixing in turbulent flow. *Prog Astronaut Aeronaut*, 1980, 68: 145~148

2 Seiner J M, Dash S M, Kenzakovich D C. Historical surv on enhanced mixing in scramjet engines. AIAA Paper, 99-4869, 1999

3 Gallimore S, Jabobsen L, O'Brien W, Schetz J. Operation sensitivities of an integrated scramjet ignition/fuel injection system. *J Propul Power*, 2003, 19: 183~189

4 Parent B, Sislian J. Effect of geometrical parameters on the mixing performance of cantilevered ramp injectors. *AIAA J*, 2003, 41(3): 448~456

5 Gutmark E J, Schadow K S, Yu K H. Mixing enhancement supersonic free shear layer flows. *Annu Rev Fluid Mech*, 1995, 27: 375~ 417

6 Stouffer S D, Vandsburger U, Northam G B. Comparison wall mixing concepts for scramjet combustors. AIAA Paper, 94-0587, 1994

7 Billig F S. Research on supersonic combustion. *J Propul Pow*, 1993, 9(4): 499~520

8 Seiner J, Dash S, Kenzakowski D. Historical survey on e hanced mixing in scramjet engines. *J Propul Power*, 2001, 17(6): 1273~1286

9 Northam G B, Greenberg I, Byington C S, Capriotti D P. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

combustion. *Propul Power*, 1992, 8(2): 491~499

10 Owens M G, Segal C, Auslander A H. Effects of mixi schemes on kerosene combustion in a supersonic airstream. *J Prop Power*, 1997, 13(4): 525~531

11 McClinton C R. The effect of injection angle on the interacti on between sonic secondary jets and a supersonic free stream. NASA Repo, TN D-6669, 1972

12 Donahue J M, McDaniel J C, Hossein H H. Experimental a numerical study of swept ramp injection in a supersonic flowfield. *AIAA J*, 1994, 32(9): 1860~1867

13 Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, Mehta U B. Hyperson Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994

14 Guilly V, Luche J, Virot F, et al. On the effect of the heat release law on detonation cellul structure and detonation behavior of gases. In: Roy G, Frolov S M, Sinibaldi J O, eds. Pulsed and Continuous Detonations. Mosco Russia: Torus Press, 2006, 199~204

15 Murray S B, Thibailt P A, Zhang F, et al. The role of energy dist bution on the transmission of detonation. In: Roy G, Frolov S M, Netz D W, Borisov A A, eds. High-Speed Deflagration a Detonation: Fundamentals and Control, Moscow: Elex-KM, Russia, 2001. 139~162

16 Nori V, Lerma N, Gustavsson J P, et al. Forced oscillations in a mixed-compression inlet at Mach 3.5 for pul detonation engine systems. *ASME J Fluids Eng*, 2006, 128(3): 494~506

17 Gustavsson J P, Nori V, Segal C. Inlet/engine interactions an axisymmetric pulse detonation engine system. *J Propul Power*, 2003, 19(2): 282~286

18 Baklanov D I, Gvodzeva L G, Tarusova N W. Application valveless fuel supply system for detonation control by creating variable mixtures composition. In: Roy G, Frolov S, Sinibaldi J O, eds. Pulsed and Continuous Detonations. Moscow, Russia: Torus Press, 2006. 250~253

19 Henry J R, Anderson G Y. Design considerations for the airframe-integrated scramjet. NASA Report, No. TM X-2895, 1973

20 Investigations of the low speed fixed geometry supersonic combusti ramjet. General Applied Science Laboratories, Report AFAP TR-66-139, 1967

21 Vinogradov V. Review of russian hydrocarbon fueled scramj technology. Workshop on Russian Hypersonic Technologies, APL-JHU, November, 1997

22 Vasiliev V, Zakotenko S N, Krasheninnikov S Y, Stepanov V A. Numerical investigation of mixing and augmentation behind oblique Shock Waves. *AIAA J*, 1994, 32(2): 311~316

23 Sislian J P, Dudebout R. Hypersonic shock-induced combustion ramjet performance analysis. In: Proceedings of the 11th Internation Symposium on Air-Breathing Engines, Tokyo, Japan, September, 1993. 413~420

24 Sislian J P, Parent B. Hypervelocity fuel/air mixing in a shcramjet inlet. *J Propul Power*, 2004, 20(2): 267~272

25 Schwaitzentruber T E, Sislian J R, Parent B. Suppression premature ignition in the premixed inlet flow of a shcramjet. *J Prop Power*, 2005, 21(1): 87~94

26 Arai T, Kasahara J, Mukai K, Sakima F. Experiments premixing shock-induced combustion scramjet with forebody-wall fuel injection. AIAA Paper, No. 2002-5243, 2002

27 Star J B, Edwards J, Jr Smart M K, Baurle R A. Numerical simulation of scramjet combustion in a shock tunnel. AIAA Paper, No. 2005-0428, 2005

28 Vinogradov V A, Prudnikov A G. Injection of liquid into the strut shadow at supersonic velocities. SAE Aerospace Atlantic Conference, Apr, Paper SAE-931455, 1993

29 Golubev A G, Yagodkin V I. Methods of dispersity and liquid spray droplet concentration definition by use of light diffusion integral characteristics. Science Notes of CIAM, No. 867, 1979 (in Russian)

30 Schetz J A. Turbulent flowfield mixing and injection process. *Prog Astronaut Aeronaut*, 1980, 68: 149~154

31 Northam G B, Anderson G Y. Supersonic combustion ramjet research at langley. AIAA Paper, 86-0159, 1986

32 Baranovski S I, Schetz J A. Effect of injectionangle on liquid injection into supersonic flow. AIAA Paper, 79-0383, 1979

33 Northam G B, Capriotti D P, Byington G B, Greenberg I. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2 combustion. *J Propul Power*, 1992, 8(2): 491~499

34 Marble F E, Zukoski E, Jacobs J W, et al. Shock enhancement and control of hypersonic mixing and combustion. AIAA Paper, 90-1981, 1990

35 Owens M, Segal C. Development of a hybrid-fuzzy air temperature controller for a supersonic combustion test facility. *Exp Fluids*, 2001, 31(1): 26~33

36 Owens M, Mullargili S, Segal C, Vinogradov V. Effect of kerosene pre-injection on combustion flameholding in a Mach 1.6 airflow. *J Propul Power*, 2001, 17(3): 605~611

37 Shikhman Y M, Vinogradov V A, Yanovskiy L S, et al. The demonstrator of technologies- endothermic hydrocarbon fueled dual mode scramjet. AIAA Paper, 2001-1787, 2001

38 Vinogradov V A, Shikhman Y M, Albegov R V, et al. Experimental research of pre-injected methane combustion in high speed airflow. AIAA Paper, 2003-6940, 2003

39 Buriko Y, Vinogradov V, Goltsev V, Waltrup P. Influence of active radical concentration on self-ignition delay of hydrocarbon fuel/air mixture. *J Propul Power*, 2002, 18(5): 1049~1058

40 Livingston T, Segal C, Schindler M, Vinogradov V A. Penetration and spreading of liquid jets in an external-internal compression inlet. *AIAA J*, 2000, 38(6): 989~994

41 Guoskov O V, Kopchenov V I, Lomkov K E, et al. Numerical research of gaseous fuel pre-injection in hypersonic 3-D inlet. *J Propul Power*, 2001, 17(6): 1162~1169

42 Goldfeld M, Starov A, Vinogradov A. Experimental study of scramjet module. *J Propul Power*, 2001, 17(6):

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

1222~1226

43 Bezgin L, Ganzhelo A N, Gouskov O V, et al. Numerical simulation of supersonic flows applied to scramjet duct. ISABE, No. 95-7082, 1995. 895~905

44 Gulyaev A V, Kozlov V E, Secundov A N. Comparative numerical testing of one- and two-equation turbulence models for flows with separation and reattachment. AIAA Paper, No. 95-0863, 1995

45 Ogorodnikov D A, Vinogradov V A, Petrov M D, et al. Some results of CIAM scramjet technology. AIAA Paper, No. 99-4030, 1999

46 Strokin V N, Grachev V A. The peculiarities of hydrogen combustion in scramjet combustors. In: Proceedings of the 13th ISABE Conference, 1997, Vol. 1. 374~384

(中国科学院力学研究所 王柏懿 译自
A review of fuel pre-injection in supersonic, chemically reacting flows.
Applied Mechanics Rviews, 2007, 60: 139~148
中国科学院力学研究所 林贞彬 校)

A REVIEW OF FUEL PRE-INJECTION IN SUPERSONIC, CHEMICALLY REACTING FLOWS

Viacheslav A. Vinogradov[1] Yurii M. Shikhman[1] Corin Segal[2]

[1]Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russia
[2]University of Florida, Gaineville , FL

Abstract Developing an efficient, supersonic combustion-based, air breathing propulsion cycle operating above Mach 3.5, especially when conventional hydrocarbon fuels are sought and particularly when liquid fuels are preferred to increase density, requires mostly effective mechanisms to improve mixing efficiency. One way to extend the time available for mixing is to inject part of the fuel upstream of the vehicle's combustion chamber Injection from the wall remains one of the most challenging problems in supersonic aerodynamics, including the requirement to minimize impulse losses, improve fuel-air mixing, reduce inlet/combustor interactions, and promote flame stability. This article presents a review of studies involving liquid and, in selected cases, gaseous fuel injected in supersonic inlets or in combustor's insulators. In all these studies, the fuel was injected from a wall in a wake of thin swept pylons at low dynamic pressure ratios (q_{jet}/q_{air} =0.6~1.5), including individual pylon/injector geometries and combinations in the inlet and combustor's isolator, a variety of injection conditions, different injectants, and evaluated their effects on fuel plume spray, impulse losses, and mixing efficiency. This review article cites 46 references.

Keywords fluid mechanics, mixing, jet penetration

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net