

燃烧室构型对超燃冲压发动机性能影响研究

俞刚, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放实验室, 北京 100080)

摘要:对 8 种进口 M 数为 2.5 的超燃冲压发动机模型燃烧室在各种驻点条件和燃料总体当量比下进行了实验, 燃烧室构型、燃料壁面注射、支板注射、凹腔火焰稳定结构对发动机的性能影响进行了研究。一维简化模型进一步提出用于数据处理与分析, 计算与实验结果基本上一致, 对影响燃烧效率与总压损失的各因素进行了讨论。

关键词:燃烧室构型; 燃烧效率; 总压损失; 支板注射

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-3124(2000)01-0072-09

The effect of combustor configuration on performance of scramjet

YU Gang, ZHANG Xing-yu

(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Supersonic combustion experiments of a fixed entry Mach number 2.5 were conducted using eight model combustors, at various stagnation conditions and global equivalence ratio. Effects of wall injection, strut injection, and cavity flameholder were systematically investigated. A one-dimensional model was further proposed for data reduction and analysis. The calculated results are fairly consistent with the experimental measurements. Performance of various model combustor as well as the factors affecting combustion efficiency and total pressure recovery were discussed.

Key words: combustor configuration; combustion efficiency; total pressure loss; strut injection

0 引 言

在超燃冲压发动机各部件中, 燃烧室是提供推力的主动部件。燃烧室性能对发动机研制的成败起先决作用。有关燃烧室超声速燃烧的研究是很多的, 影响燃烧室性能的两个主要因素是燃料的非完全混合、燃烧与熵增^[1]。我们在一年前已对燃烧室作了初步的研究并对当前国际上研究的主要结果与趋势作了分析^[2]。比较同意在飞行 M 数不超过 8

收稿日期: 1999-10-20

基金项目: 国家自然科学基金重点资助项目 (19789202)

作者简介: 俞刚 (1938-), 男, 上海市人, 中国科学院力学研究所研究员。

的速度段解决燃烧室燃烧效率与总压损失这两个影响发动机性能的主要因素,可以利用燃料在壁面上的横向注射,支板注射以及合适的燃烧室几何构型给予解决的观点^[3]。有关壁面横向注射,混合与燃烧研究方面,许多的理论与实验研究集中于单孔横向注射,以 Billig 为代表的 APL/JHU 对壁面横向注射作了很好的研究,提出了燃料射流穿透深度的估算公式等结果^[4,5]。美国在支板注射的研究方面发表不多。德国 MTU 和俄罗斯 Ts AGI 合作研究了氢通过支板平行注射的模型燃烧室性能^[6],发现燃烧效率很强烈地依赖于氢当量比,过度的释热将引起预燃激波串向上游传播甚至进入进气道。法国将支板注射作为超燃冲压发动机燃料的主要注射方式,研究结果有简单的报导^[7]。我们在两年前的研究中,已发现了凹腔对自点火极限的重要促进作用^[8]。差不多同时 A. Ben. Yakar 系统地总结了燃烧室壁面凹腔对燃料空气混合的促进与维持燃烧的稳定作用,给出了凹腔在不同深度长度比的试验结果^[9]。

超燃冲压发动机燃烧室基本构型由等面积隔离段和一至二个面积扩张段组成。燃料注射的方式与位置,壁面凹腔火焰稳定结构的构型与位置,燃烧室几何构型(等截面段长度与膨胀段长度与角度)三者如何合理地协调配合,以便获得设计所要求的轴向距离释热规律(压力与温度分布)。然而迄今的研究并未对这些关系有明确的答案,特别是燃烧室几何构型的影响。

我们研究的目的是试图阐明上述三个方面的内在关系以及对燃烧室性能的影响。主要结果来自 8 个有代表性模型燃烧室的实验。燃烧室壁面静压分布是迄今在技术上能准确可靠得到的数据,所以整个研究中尽可能地加以应用。为了获得能描述燃烧室性能的数据,必须对实验测量数据进行处理,在文献[2]中经过改进的一维简单模型被用来处理数据。该计算程序 SSC-2 得到了实验静压,静温与出口总压数据的验证^[10]。

1 实验考虑

1.1 超声速燃烧试验装置

该试验装置的详细描述可参考文献[2]。高温试验空气在加热器中通过氢、空气燃烧补氧产生。加热器能提供温度 2100K,压力 4.5MPa 最大空气流量 2kg/s 的试验条件。燃烧室为矩形截面 50mmx70mm,共有 8 种不同的构型示于图 1。为了模拟飞行 M 数 7,燃烧室进口 M 数 2.5 的超声速气流由二维超声速喷管产生,氢燃料分别采用壁面垂直注射,支板垂直注射和两者的组合进入燃烧室。壁面垂直注射设计有一排 16 个直径 1.6mm 间距 4mm 的小孔位于燃烧室两相对的侧壁。支板注射设计了两对厚 8mm, 45°后掠不锈钢支板,安装在两相对的侧壁上,支板的两侧有 11 个直径 1.1mm、距离 5mm 与气流垂直的小孔,以求得壁面注射与支板注射的总面积相同。壁面凹腔深 10mm 长 30mm 后台阶有 45°斜坡。位于紧靠氢注射孔的下游。

1.2 模型燃烧室

为了叙述方便,下面称不同的模型燃烧室为 No. 1, No. 2, ..No. 8。

No. 1: 等截面段长 295mm 并具 0.5°边界层修正,膨胀段长 300mm 呈半角 1.5°扩张。氢注射孔位于等截面段中部距燃烧室进口 140mm 下游位置。

No. 2: 等截面段长 145mm,膨胀段长 455mm 呈半角 2.5°扩张。一对凹腔位于氢注射

孔的下游,其余与 No. 1 相同。

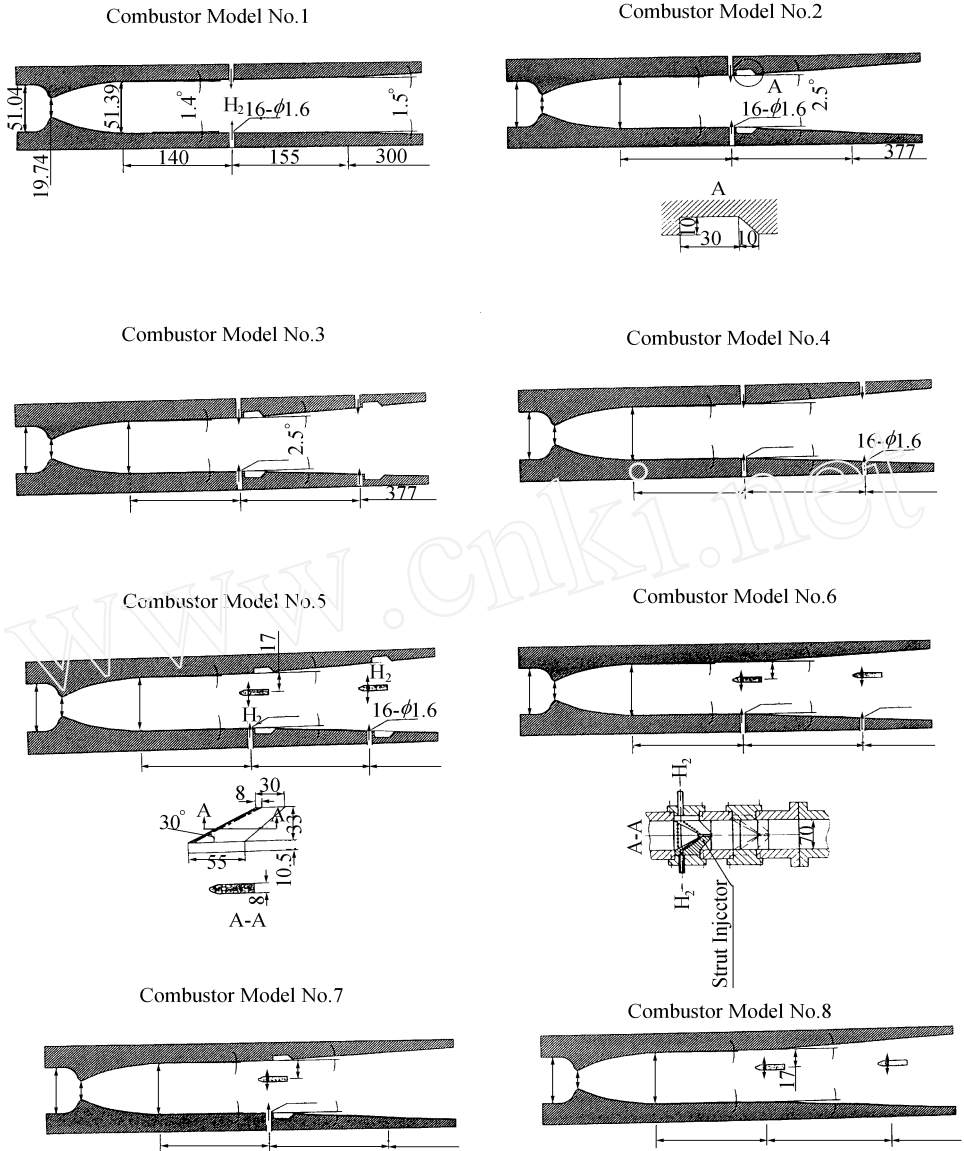


图1 模型燃烧室构型示意图

(相应位置未标注之尺寸,与前一图相同)

Fig.1 Sketch of eight model combustors

No. 3: 两对壁面垂直氢注射孔位于距燃烧室进口 140mm 和 295mm 处。两对凹腔与其相接,其余与 No. 2 相同。

No. 4: 与 No. 3 相同,但无凹腔。

- No. 5: 两对后掠支板代替了 No. 3 中一个壁面的垂直注射。
- No. 6: 与 No. 5 相同,但无凹腔。
- No. 7: 一对后掠支板代替了 No. 2 中一个壁面的垂直注射。
- No. 8: 与 No. 6 相同,但无壁面注射。

1.3 压力测量

燃烧室两相对的侧壁中都布置了三排平行静压测孔以便将每个截面上测得的数据进行平均。每排有 16 个测孔。静压采用美国 Motorola MPX2000 0 ~ 0.3MPa 压力传感器检测。水冷总压探头放在燃烧室出口,信号由美国 Sensym 19CIV300 0 ~ 1.5MPa 检测,全部信号通过 96 通道数据采集系统贮存在微机中,数据按时间与位置的分布曲线方式输出。

1.4 实验过程、条件

进入加热器的 O_2 , H_2 , Air 主气流在计算机程序控制下于电火花点燃的 H_2/Air 引导火焰产生后 1s 开启。加热器中气流的总温、总压以及燃烧室 $M = 2.5$ 的流场在 2.5s 趋于稳定,参见图 2。氢此刻以声速注入燃烧室,在合适的静温、静压条件下氢产生自燃,并维持稳定的燃烧。超声速燃烧流场于 3.8s 趋于稳定,因此典型的实验运行时间为 4s,总温改变于 1200 ~ 2000K 之间,总压改变于 1 ~ 1.4MPa 之间,氢当量比变化从贫到富。由于氢流量的增加是通过提高临界喷嘴流量计前室的压力而增加,所以氢高当量比隐含较高的氢射流动量因素。

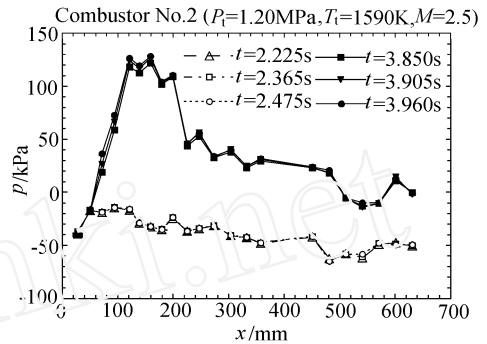


图 2 燃烧室流场趋向稳定压力分布
Fig. 2 Typical distributions of the static pressure within the combustor at different time

2 结果、讨论

2.1 热阻塞

图 3 给出了 No. 1 在各种氢当量比下静压沿轴向距离分布,实验总温总压保持在 1900K 和 1.4MPa。作为参考,图 3 中虚线表示氢注入前的流场静压分布。正常情况下燃烧释热是随氢当量比增加而增加。在有热释放的超声速气流中气流的 M 数随热释放降低。于是可以预期当氢的流量超过某一临界当量比时,气流的 M 数降至 1,即发生壅塞。

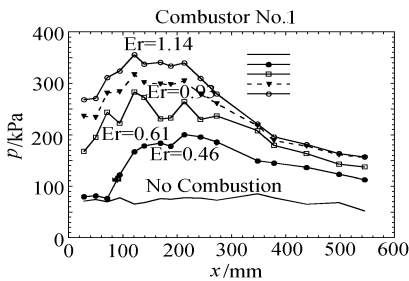


图 3 不同当量比下 No. 1 燃烧室静压分布
Fig. 3 Static pressure profiles at different equivalence ratio

图 3 中的静压分布表明当量比愈大,静压峰值愈高。峰值位置基本位于燃料注射位置附近。其中当量比为 0.46 的静压分布具典型性。由于隔离段的存在静压由未受燃烧影响的初始值逐渐升高与燃烧室峰值压力匹配。然而,氢当量比增到 0.61 时,有限长度的隔离段已无法调整过高的峰值压力,于是压力继续向上游传播,造成燃烧室进口的压力高于

初始值,然而,是否产生了壅塞,还需要通过数据处理才能得知。事实上,根据以后的数据处理得知已经壅塞。这种在当量比不大的情况下产生壅塞可以归因于燃烧室的构型, No. 1 在氢注射点的下游还有 155mm 的等截面段,使得较多的燃烧释热得不到扩散造成压力升高并向上游传播,导致热壅塞。

为了进一步说明燃烧室壁面几何对释热的影响,图 4 给出了 No. 1 和 No. 2 的静压分布比较。实验总温总压为 1900K 和 1.3MPa,在 No. 2 中去掉燃料下游的等截面段,扩大了膨胀角并布置了凹腔。如果没有凹腔,发现 No. 2 自点火比 No. 1 困难,氢当量比要提高到 0.9 以上才能自点火维持燃烧。这是由于 No2 中较大的膨胀角引起气流静温静压降低的

结果。

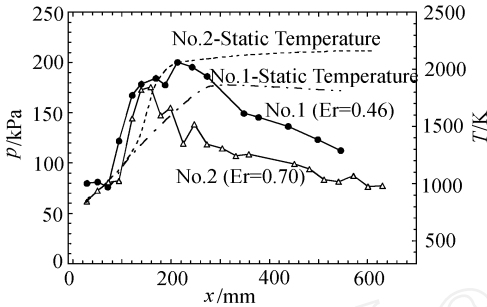


图 4 不同燃烧室 No. 1, No. 2 静压静温分布比较
Fig. 4 The effect of combustor geometry on static pressure and temperature

由图 4 可见,两种燃烧室构型的静压分布有较大的不同,在 No. 1 中静压基本上呈梯形分布,初始增加迅速然后达到一个近似的压力平台,接着再降低直到燃烧室出口。然而,在 No. 2 中静压达到峰值之后迅速下落。这一结果表明膨胀段膨胀角较大的燃烧室一方面具有防止热壅塞的潜力,另一方面也带来自点火、维持稳定燃烧的困难,然而这一困难是可以利用凹腔克服的。

图 4 中另一有意思的结果是静温分布。由于受当前测量技术水平限制,还无法给出实测的静温分布,所以只能藉助于一维简化模型的计算。可以发现,与静压在膨胀段的显著下降形成对比,静温分布非但不降,还有所上升,而且多少出乎意料的是 No. 2 的静温分布在 No. 1 之上。前者表明静温分布对面积膨胀相对不敏感,后者是有道理的,简单地说是由于 No. 2 的当量比高于 No. 1。在后面还看到 No. 2 在当量比为 0.7 时的燃烧效率高于 No. 1 当量比 0.46。

2.2 壁面凹腔

燃烧室壁面的凹腔在突扩台阶处形成的低速回流区,以及在突扩台阶形成的局部高

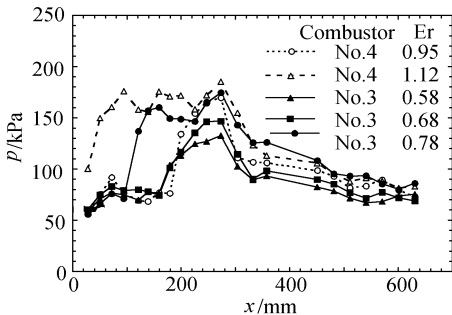


图 5 壁面凹腔对燃烧室最低可自点火当量比影响
Fig. 5 The effect of combustor wall cavity on ignition and flame stabilization experiment conducted by combustor No. 3 and No. 4

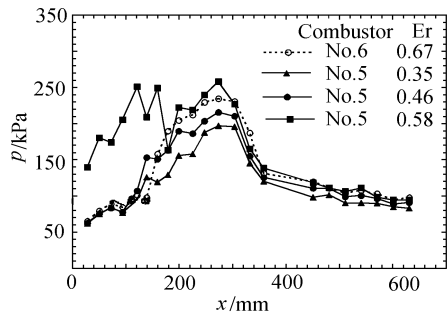


图 6 壁面凹腔对燃烧室最低可自点火当量比影响
Fig. 6 The effect of combustor wall cavity on ignition and flame stabilization experiment conducted by combustor No. 5 and No. 6

温驻点区对自点火极限与维持火焰稳定有重要的促进作用,此外,在突扩台阶的顶点形成

剪切层的不稳定性,还对混合有促进作用。

图 5 给出了在相同的燃烧室构型下,在有凹腔 (No. 3) 与无凹腔 (No. 4) 中获得的各种当量比下的静压分布。实验的总温与总压为 1900K 和 1.3MPa。由图 5 可见在无凹腔的情况下,最低可自点火的氢当量为 0.95,但有了凹腔之后最低可自点火当量比降到 0.58。图 6 也给出了类似的结果,由于有支板底部低速回流区的作用,在无凹腔的 No. 6 中最低可自点火氢当量比降低为 0.67,如在壁面凹腔的共同促进下,最低可自点火氢当量比可进一步降低到 0.35。

2.3 支板注射

支板对混合增强有促进作用,然而,发现对燃烧室中的热阻塞也有某种程度的影响。

图 7 给出了 No. 5 (两对支板) 和 No. 7 (一对支板) 中的静压分布。实验总温和总压为 1900K 和 1.3MPa,氢当量比接近相等。由图 7 可见两种燃烧室构型获得的静压梯形平台的长度不同,这表明,通过一对支板注射混合释热比双对支板集中,容易导致热壅塞。

为了进一步探明热壅塞的趋势,我们对 No. 3 (无支板) 和 No. 5 (有支板) 进行了试验,实验总压保持在 1.3MPa,氢当量比保持接近相等的条件下改变总温。根据图 8,发现在 No. 3 中达到自点火并能维持稳定燃烧的总温可以下降到 1150K,然而当氢当量比大于 0.8 时,热阻塞现象十分明显。在图 9 中可以看到,对于 No. 5,虽然达到自点火并维持稳定燃烧的总温可以下降到 1270K,但是对于氢当量比大于 0.74 的所有实验都无一例外地产生了热壅塞。

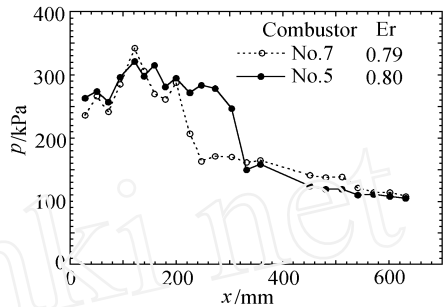


图 7 燃料集中注射与分两处注射燃烧室静压分布
Fig. 7 Comparison of static pressure profiles conducted by combustor No. 5 and No. 7

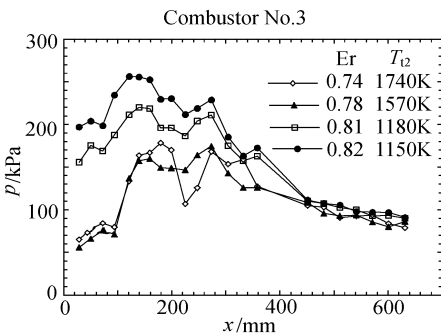


图 8 总温改变对燃烧室自点火稳定燃烧影响
Fig. 8 Static pressure profiles conducted by reduced stagnation temperature

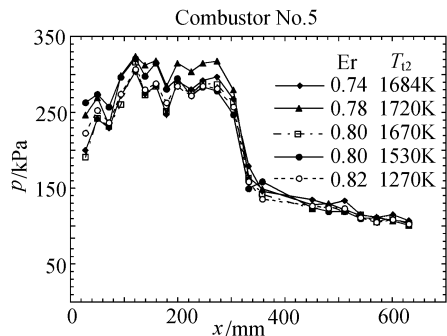


图 9 总温改变对燃烧室自点火稳定燃烧影响
Fig. 9 Static pressure profiles conducted by reduced stagnation temperature

2.4 数据处理

参考文献 [2] 中将梯形压力分布的物理过程解释为绝热压缩,常压释热和膨胀释热三过程,参见图 10。

图 11 为根据 No. 3 中一组实测静压分布及相应的初始条件,经过计算机程序 SSC - 2

处理后得到的燃烧室内流场参数分布,图 11 中所示流场各种参数分布的规律与关系一目了然。其中温度分布可以认为是释热规律。

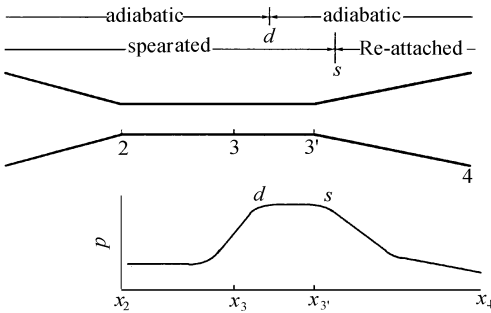


图 10 一维简化模型示意图

Fig. 10 Sketch of one-dimensional model for experimental data reduction

- (a) Designation of axial location
 - (b) Typical axial distribution of wall static pressure
- (a) 轴向位置标示 (b) 壁面静压的典型轴向分布

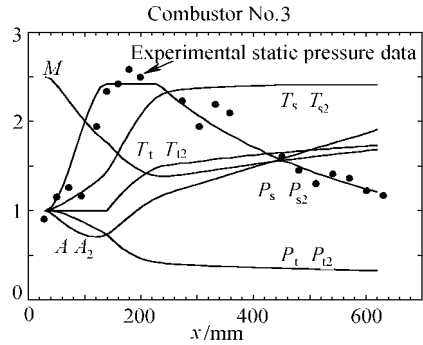


图 11 一维简化模型计算的燃烧室有关流动参数分布 (Er = 0.72, P2 = 1.08MPa, T2 = 1820K)

Fig. 11 Comparison of experimental static pressure data and data calculated by onedimensional model

2.5 释热常数

在一维有热附加的流动方程中,忽略壁面摩擦热传导,则 M 数沿轴向距离变化的控制方程可写为

$$\frac{dM}{dx} = M \left[\frac{1 + \frac{1}{2} M^2}{1 - M^2} \right] - \left[- \left(\frac{dA}{A dx} \right) + \frac{1 + M^2}{2} \left(\frac{dT_t}{T_t dx} \right) \right] \quad (1)$$

方程中, $\frac{dT_t}{T_t dx}$ 项是释热规律,实际上包括了燃料混合、燃烧等超声速燃烧研究的全部内容,显然无法简单确定。为了估算的目的,文献[1]建议用一个无量纲总温的有理函数来代表释热规律。

$$(x) = 1 + (b - 1) \left(\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} \right)^n \quad (2)$$

其中 (x) 是 $(x) / (x_2 - x_1)$, x_1 是释热开始位置。

称为释热常数, $n = 1$ 表示 (x) 呈线性变化。值愈大,表示释热愈迅速。

由于通过数据处理后可以获得温度分布,于是就可以通过关系(2)拟合,得到 (x) 。表 1 给出了三种典型燃烧室的释热常数 (x) 值。由表 1 可见, No. 8(支板注射) (x) 值最高,接近

表 1 典型释热常数 值

燃烧室 Combustor	Er	Tt (K)	(x)
No. 2	0.51	1470	6.30
	0.62	1540	5.90
	0.70	1850	6.05
	0.77	1820	6.35
No. 3	0.81	1636	5.74
	0.90	1680	4.55
	0.99	1630	4.20
No. 8	0.78	1716	8.40
	0.84	1722	8.10
	0.89	1830	8.75
	0.91	1726	8.75
	1.13	1900	7.95

9, No. 2, No. 3 相差不多, 在 9 左右。

2.6 燃烧效率

轴向位置的燃烧效率定义为

$$\eta = \frac{T(x) - T_2}{T_{AFT} - T_2} \quad (3)$$

其中 T_{AFT} 为绝热燃烧温度, 可以根据燃料化学反应求出。简单地看燃烧效率与出口静温成正比。

2.7 燃烧室总体性能比较

表 2, 汇总了几种有代表燃烧室的总体性质, 从燃烧效率看, No. 2 在当量比 0.7 时的燃烧效率比 No. 1 当量比为 0.46 时高。No. 2 与 No. 1 燃烧效率不相上下, 这表明, 在正常情况下只要氢的总体当量比固定, 具体是有一个或一个以上的注射位置对燃烧效率影响不大。然而对压力分布有影响。

此外, 注意到在 No. 8 中最小 M 数很接近于 1, 表明支板注射要小心壅塞问题, 而且, 虽然支板注射可以得到高的燃烧效率, 然而其总压损失是十分可观的, 这一结果在我们的实验中也许支板设计不当或太厚而不具一般性, 然而根据本研究的结果, 可以认为, 壁面垂直注射能较好地兼顾燃烧效率与总压损失两方面。

表 2 典型燃烧室性能参数比较表

燃烧室 Combustor	当量比 Equivalent ratio	总 温 Total temperature T_0 / K	燃烧效率 Combustion efficiency	总压恢复 Total pressure recovery	最小 M 数 Minimum Mach number	出口 M 数 Exit Mach number
No. 1	0.46	2000	0.87	0.44	1.34	1.76
	0.61	/	/	/	< 1.0	/
No. 2	0.51	1470	0.85	0.33	1.33	1.69
	0.62	1540	0.84	0.33	1.25	1.66
	0.70	1850	0.92	0.43	1.32	1.68
	0.77	1820	0.97	0.41	1.16	1.64
No. 3	0.58	1700	0.86	/	1.45	1.71
	0.68	1800	0.82	0.51	1.34	1.76
	0.81	1636	0.81	0.33	1.24	1.63
	0.90	1680	0.94	0.31	1.18	1.53
	0.99	1630	0.95	0.31	1.14	1.49
No. 4	0.91	1810	0.71	0.44	1.36	1.75
	0.95	1797	0.75	0.43	1.26	1.74
	1.12	1800	0.89	0.45	1.21	1.61
No. 8	0.78	1716	0.99	0.22	1.09	1.56
	0.84	1722	0.99	0.23	1.07	1.55
	0.89	1830	0.99	0.24	1.08	1.58
	0.91	1726	0.98	0.22	1.07	1.657
	1.10	1809	0.97	0.26	1.09	1.60
	1.13	1900	0.99	0.26	1.02	1.58

3 总 结

(1) 对 8 种不同构型的模型燃烧室进行系统的试验研究,燃烧室进口 M 数 2.5 固定。研究了燃料注射方式:包括壁面垂直注射,支板垂直注射以及两者的混合,燃烧室几何:包括隔离段长度,扩张段膨胀角和壁面凹腔对燃烧室性能的影响。实验总温 1150 ~ 2000K, 总压 1 ~ 1.4MPa, 氢当量比从贫到富,实验数据用一维简化模型计算机程序 SSC-2 进行了处理,以便对燃烧室性能及优化的运行方式进行评价。

(2) 发现了燃烧室内的压力随氢当量的增加而增加最终导致热壅塞,增加膨胀角对热阻塞有减缓作用,然而带来点火困难。

(3) 壁面凹腔对自点火极限与稳定燃烧有重要的促进作用,大膨胀角自点火的困难可以用凹腔克服。

(4) 虽然支板注射促进了混合燃烧,但需要小心注意壅塞的发生,此外,支板注射要造成可观的总压损失。相对而言,壁面垂直注射能较好地兼顾燃烧效率与总压损失两方面。

(5) 经验释热常数在 5 ~ 9 之间。在必要时,我们可以有实验根据地在合理范围内取值,以获得释热规律,为发动机的总体性能估计增加了一定的可靠性。

感谢:参加实验研究的还有韩百,李建国,钱入兴,李英,陈力红,杨仕润,作者衷心地感谢他们作出的贡献。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T, Deley D H, and Mchta U B. Hypersonic air-breathing Propulsion. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc, Washington, D. C.
- [2] 俞刚,李建国. 氢/空气超声速燃烧研究. 流体力学实验与测量, vol. 13, No. 1, 1999, 13(1): 1 ~ 12.
- [3] Bushnell D M. Mixing and combustion issues in hypersonic air-breathing propulsion in high speed flow, edited by buckmaster. Kluwer Academic Publishers, 1994.
- [4] Billig F, Schetz J. Analysis of penetration and mixing of gas jets in supersonic cross flow. AIAA Paper 92-5061, 1992.
- [5] Billig F. Research on supersonic combustion. J. of Propulsion and Power July-Aug. 1993, 9(4).
- [6] Walther R, Sabelnikov V, Voloschenko O, Ostras V, and Sermanov V. New partnerships to meet hypersonic propulsion challenges: joint MTU-Ts AGI cooperation in scramjet technology development. AIAA Paper 93-5017, 1993.
- [7] Boucher M, Saunier E. Advanced carbon/ carbon injection strut for actual scramjet, AIAA Paper 96-4567, 1996.
- [8] Li J G, Yu G, Zhang Y, Qian D X. Experimental studies on self-ignition of hydrogen/ air supersonic combustion J of Propulsion and Power, 1997, 13(4).
- [9] Berr-Yakar A, Kamel M R, Morris C I, and Hanson R K. Hypersonic combustion and mixing studies using simultaneous OH-PLIF and schlieren imaging AIAA Paper 98-0940, 1998.
- [10] Yu G, Li J G, Zhao J R, Han B, Chang X Y, Qian D X. Experimental studies on H₂/ Air model scramjet combustor. AIAA Paper 99-2449, 1999.