

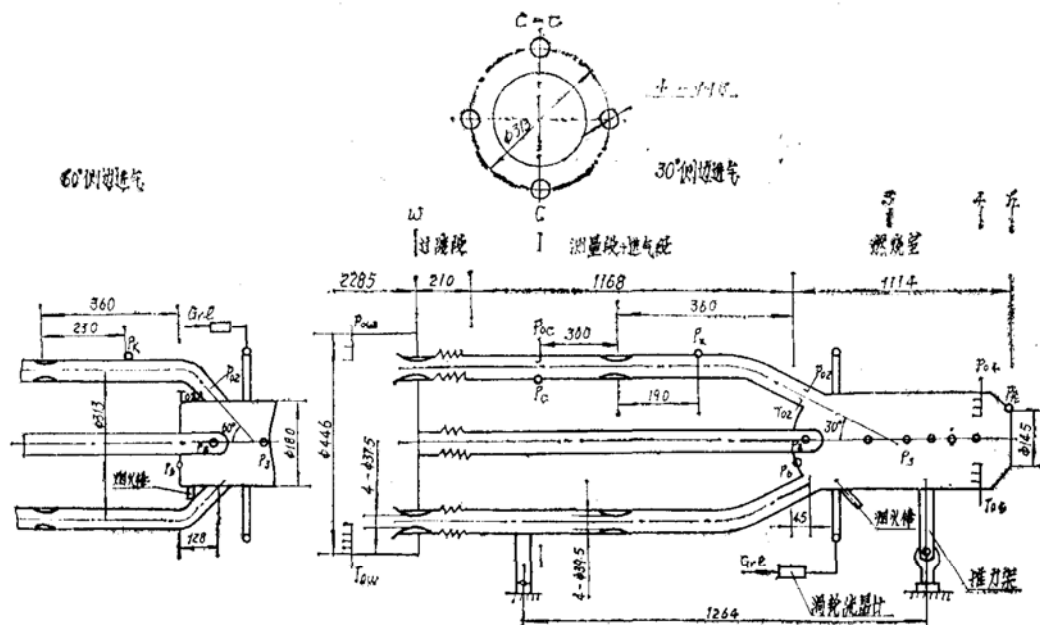


图2 侧边进气突扩燃烧室内型面简图

燃烧室内衬采用石墨隔热层, 点火和火焰稳定是依靠突扩后回流来实现。燃烧室内径均为 $\phi 180\text{mm}$, 尾喷管喉道直径为 $\phi 145\text{mm}$ 或 $\phi 120.7\text{mm}$ 的双圆弧收敛喷管。 30° 侧边突扩头部形状呈球形, 60° 侧边突扩头部是圆筒形, 在头部中心位置上还装有一个补油用的离心式喷嘴。对于侧边突扩而言, 据喷油杆插入位置距燃烧室轴线的远近, 可分为外侧喷油和内侧喷油。

点火器采用烟火棒, 能量为 4kJ 左右, 燃烧时间大约为 $15\sim 20\text{s}$ 。

加热后的空气在稳定段中均温均压后, 经音速喷嘴及测量段进入燃烧室。

所有测量参数均由计算机采集, 并记录在磁盘上, 数据采集系统以每秒10次录取数据, 每次试验记录从点火前的冷吹模拟数据开始到熄火后不供油状态的数据为止。

二、点 火 概 况

燃烧室的点火是试验中遇到的第一个问题, 它的成败与很多因素有关。当燃烧室的类型结构、喷嘴型式和位置改变时, 都会给点火带来新的问题。

对于同轴突扩试验, 首先采用了大突扩比 $A_4/A_2 = 3.5$, 小尾喷口 $A_h/A_4 = 0.45$ 的燃烧室, 用直射式喷油杆喷油, 在模拟点($p_{0c} = 0.4\sim 0.65\text{MPa}$, $T_{0c} = 420\sim 680\text{K}$)能顺利点着, 试验结果比较满意。但是, 当把尾喷口放大后($A_h/A_4 = 0.65$), 就不能点着。

对于同轴小突扩比 $A_4/A_2 = 2.5$, 大尾喷口的燃烧室, 用直射式喷油杆喷油, 采用“降压起动”法, 在 $p_{0c} = 0.22\text{MPa}$ 下点火起动, 然后, 快速调至模拟点。如果, 换喷油杆为壁面喷嘴喷油, 需改用塑料环($\phi 110\text{mm}$)堵喷口, 并加大点火能量的办法, 在模拟点才能点着。

对于 30° 侧边突扩, 大尾喷口的燃烧室, 用直射式喷油杆喷油, 无论有无补油, 用“降压起动”法点火, 均不能可靠点着。改用塑料堵环($\phi 120\text{mm}$)法后, 在模拟点能顺利起动。

对于 60° 侧边突扩、大尾喷口、直射式喷油杆喷油, 采用在头部中心加离心式喷嘴补油,

同时,用塑料环堵喷口的办法,在模拟点能顺利点燃。

以上各种情况的点火措施可以总结为降、堵、补三种办法。为了便于比较列于表 1。

表 1

	A_4/A_2	A_h/A_4	喷 嘴	起 动 方 式
同 轴	3.5 (大)	0.44 (小)	喷 油 杆	模 拟 点
同 轴	2.49 (小)	0.65 (大)	喷 油 杆	降 压
同 轴	2.49 (小)	0.65 (大)	壁 面	塑 堵
30°	3.5 (大)	0.65 (大)	喷 油 杆	塑 堵
60°	3.5 (大)	0.65 (大)	喷 油 杆 加离心喷嘴	塑 堵

三、点 火 过 程

1. 降压起动过程

冷态流动过程分析图如图 3 所示。

由图 3 可见,随着进气总压 p_{0c} 的增加,增压过程可以分为三个阶段。第一临界点 $p_{0c}/p_a = 1.75$ 。此时第一喉道为音速,然后 p_{0c} 继续增加, p_2 、 p_h 和 p_b 均平稳下降,进气道全部为亚音。第二临界点 $p_{0c}/p_a = 3$ 。进气道由亚音变为超音,第一喉道后的冲波越过2截面,使 v_2 保持为超音速,压力 p_2 有一个转折点, p_2 随 p_{0c} 呈线性增加,不受反压影响。 p_b 继续降压直到尾喷口快要达到音速。第三临界点 $p_{0c}/p_a = 6.5$ 。 p_b 越过最小值,尾喷管喉道达到音速,此时,整个燃烧室内部结构恒定不变, p_b 、 p_2 、 p_h 均随 p_{0c} 呈线性增加。

所谓降压起动就是给定某一合适的余气系数($\alpha = 1.4$ 左右),选定易于点火的低速高压所对应的进气压力 p_{0c} 。然后供油,点燃烟火,在保持余气系数在合适的范围内,立即升压至模拟点。其增压过程见图 4 和图 5。

图 4 是在等 λ_2 和等 $\chi\beta\sqrt{\theta}$ 线网络图上表示的降压起动路线。图 5 是表示同轴突扩燃烧室点火起动网络图。

由图可见,点火过程大致可分为三个阶段,第一阶段是用能量强大的烟火棒把回流区周围的部分燃油蒸汽点燃,提高了气流的温度。此时由于回流区的气流结构仍不合适,故不能稳定火焰。第二阶段是在烟火棒和局部燃气点燃的基础上加大热量,提高 T_{04} ,降低 v_2 ,同时提高了 p_b 以创造良好的回流结构。第三阶段随着进气压力 p_{0c} 增加,燃油压力增加,雾化掺混条件变好,加热比继续上升,使气流速度下降,头部壁压 p_h 增加,建立了稳定的火焰结构,顺利到达模拟点。

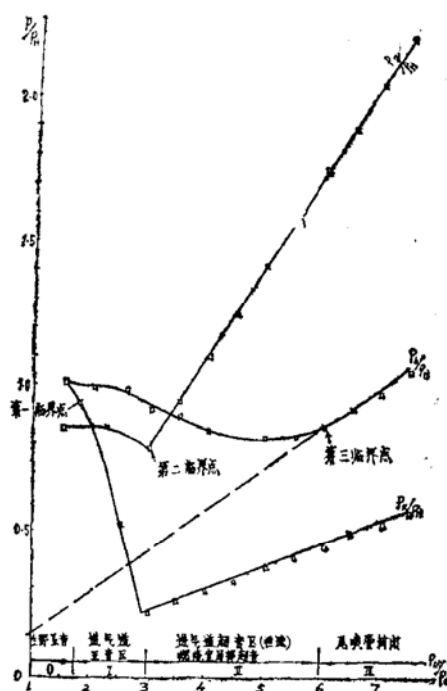


图 3 冷态流动过程

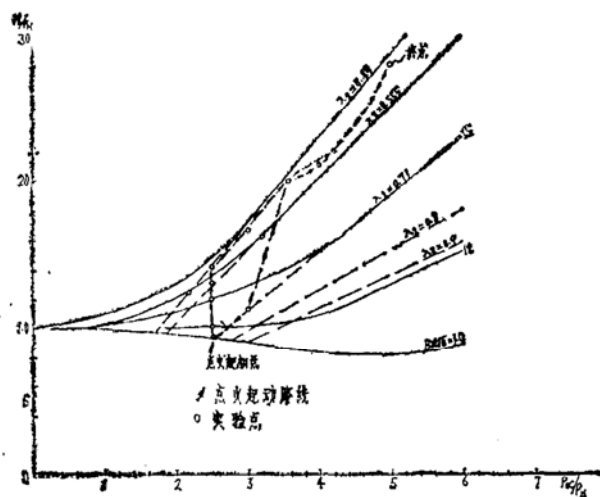


图4 降压起动过程

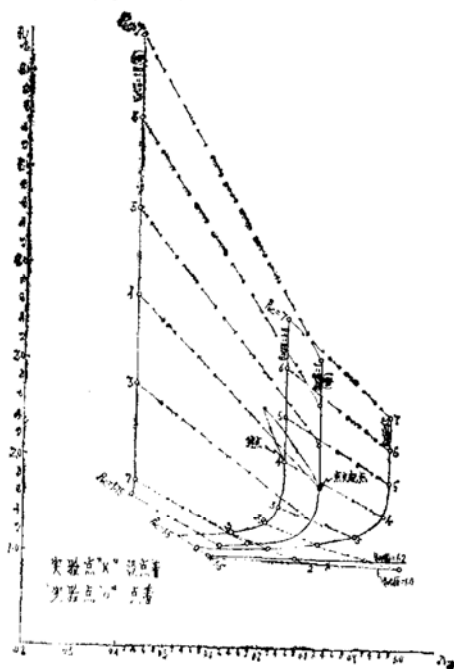


图6 30°突扩燃烧室点火起动网络图

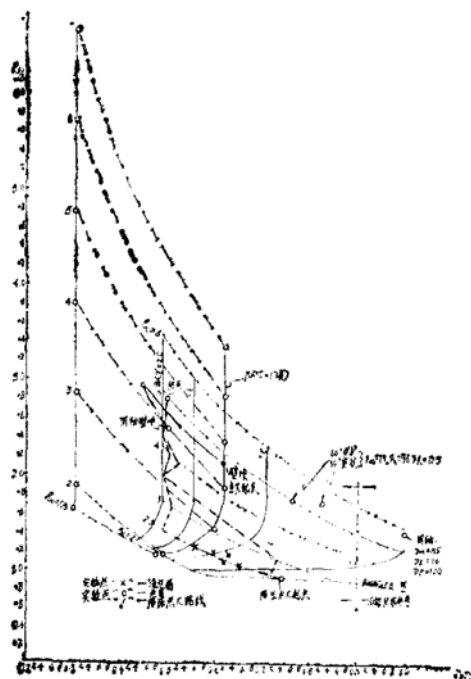


图5 同轴突扩燃烧室点火起动网络图

2. 堵喷口的点火过程

点火前在尾喷口加一塑料环, 缩小出口截面, 目的是在较高进气压力 p_{0c} 下减小进口速度 u_2 , 这样有可能在点火的瞬间使隔离冲波移至测量段喉道的前面, 从而进气压力 p_{0c} 高于模拟压力, 但是, 稍过一会待塑料环烧蚀脱落, 冲波立即退回, p_{0c} 恢复, 起动即可完成。图6表示了30°突扩燃烧室点火起动网络图。

3. 头部补油

由于60°突扩比30°突扩的头部长得多, 回流区结构比较复杂, 卷入头部回流区内的燃油较少, 不能点燃。故在头部中心增加一个小流量的离心式喷嘴, 其供油量相当于主燃油的7%左右, 配合使用塑料堵环堵喷口的办法, 在模拟点能顺利点着。

四、点火因素分析

关于影响点火的因素, 实验过程中的现象表明, 除进气速度、压力外, 喷嘴的类型和布置比其他因素更加重要。例如, 当使用壁面喷嘴时, 由于穿透能力小, 雾化质量差, 使回流区的气态浓度偏低。加塑料堵环后, 使进气速度降低(λ_2 由超音降为0.5), 头部壁压 p_b 提高(p_b/p_{0c} 由0.92升为2.57), 喷油压力提高(p_{r1}/p_H 由12提高到20), 穿透能力和雾化改善, 同时, 加大一倍点火能量, 才能点着。

又如60°突扩, 它的 $L_{\text{头}}/D_3$ 较大, 同样的喷嘴安装在弯管的内侧则接近贫油点火极限, 而外侧则偏离较大, 说明喷嘴的布局对主回流区的气态浓度是十分敏感的。

在本实验所涉及的范围内感到在回流区内点火的位置, 进气温度对点火的成败影响不

大。

为了分析比较影响各类燃烧室点火的性能参数,提出了影响点火因素的综合参数 d ,可以表征点火能力的大小,其值越大,点火能力越强。

$$d = \frac{\lambda_{2\text{点}} \xi_2^{0.5}}{p_b^{0.5} e^{0.8(L_{\text{头}}/D_3) \cdot (1 + \alpha_x) \cdot \bar{E}_i^{0.25}}$$

式中 $\lambda_{2\text{点}}$ ——点火时的 λ_2 。

ξ_2 ——燃烧室的流阻系数,表征突扩比、进气角度、不同紊流度的影响。

$L_{\text{头}}$ ——头部距进气口的距离

p_b ——燃烧室头部壁压

α_x ——补油量与总油量之比

$\bar{E}_i$ ——点火能量的相对量

由表2可见,不同类型的燃烧室、不同的喷油方式和不同的点火措施情况下,点火能力的相对数值有较大的差异。同轴突扩随着突扩比增大,点火能力增强。侧边突扩燃烧室随着 $L_{\text{头}}$ 加大,点火能力迅速减弱。在同样条件下,使用壁面喷嘴点火最困难。

表 2

序号	燃室类型	D_2	$\frac{L_{\text{头}}}{D_3}$	喷油方式	α_x	降		堵		ξ_2	$\bar{E}_i$	C	$d = \frac{\lambda_{2\text{点}}}{C \cdot \bar{E}_i} \cdot \left(\frac{\xi_2}{p_b} \right)^{0.5}$
						λ_2	p_b	λ_2	p_b				
1	同轴	114	0	杆	1.4	0.74	0.92	0.62	1.8	0.56	1	1	0.577
2		114	0	壁	1.4	×	×	0.49	2.576	0.56	2	1	0.192
3		96	0	杆	1.4			1	1.4	0.67	1	1	0.692
4	30°	96	1.17	杆	1.4	0.555*	1.16*	0.84	2.28	1.24	1	2.55	0.243
5		96	1.17	杆+补	1.4	0.555*	1.16*			1.24	1	2.728	0.21
6	60°	96	1.65	杆内	1.4	×	×	0.77*	2.52*	1.53	1	4	0.15
7		96	1.65	杆内+补	1.4	×	×	0.77*	2.52*	1.53	1	4	0.15
附注	× 未着 * 点火的极限状态 C 表征回流区燃油浓度的分数($C = e^{0.8(L_{\text{头}}/D_3) \cdot (1 + \alpha_x)}$); $\bar{E}_i$ 相对点大能量 d 点火能力												

在上述分析的基础上,提几点设想:

1. 扩大进气管面积,降低燃烧室进口速度,对点火和稳定燃烧有利。
2. 增设预燃室,在突扩燃烧室的头部前面或由侧面引一小股空气、喷油燃烧后,通过一个临界孔板喷入主燃烧室,形成一个强大的火源。
3. 增设空气热动力点火器,例如,利用乙烯和氧气(乙烯/氧 ≈ 0.17 , $G_T = 0.007 \text{ kg/s}$)

在突扩燃烧室头部喷入燃烧后, 可达1100K的高温燃气点燃主燃区。

4. 在燃烧室进口装小稳定器或旋流片, 在中心增加新的稳定火焰的回流区与原流场合成大面积的回流, 对点火及强化燃烧有利。

5. 对于整体式冲压发动机, 可以采用类似于SAM-6喷管转换的方法, 精确控制时间, 当主燃烧室点燃后, 再抛掉助推器喷管, 换成巡航喷管, 解决点火起动问题。

参 考 文 献

- 〔1〕 Lefebvre, A.H., Gas turbine combustion, 1983.
- 〔2〕 Zetterstrom, K.A. and Sjöblom: An experimental study of side dump ramjet combustors, 1981.
- 〔3〕 西北工业大学: 燃烧室的点火, 1977年。
- 〔4〕 西北工业大学: 涡轮喷气发动机燃烧室调试, 1975年。
- 〔5〕 西北工业大学: 空气喷气发动机燃烧室模化原理, 1975年。
- 〔6〕 南京航空学院: 加力燃烧室的点火, 1977年。

动态、简讯

罗·罗公司和MBB公司在研究航天飞机发动机

据慕尼黑消息, MBB公司和罗耳斯-罗依斯公司为了研究“先进的空气喷气发动机系统概念”, 与欧洲航天局签订了一项九个月的合同。该合同是欧洲航天局研究的一部分, 这导致选择一种继阿里安-5之后的适应性强的航天运输系统设计。

这项研究将鉴别一些新颖而“有前途”的推进概念, 这些概念不要再涉到有关为英国的Hotol和西德的Sanger航天飞机提出的发动机。

龙玉珍摘译自Flight International, 8 November, 1986

消 息 几 则

(一) 日本三菱电机公司正在进行若干项新技术研究, 其中包括先进的推进系统: 一种氦为燃料的高性能离子发动机(Melco), 其比冲为31250m/s。它将于1992年用于H-2助推器发射的工程试验卫星ETS-6上。
(A.W.&S.T.86.8.)

(二) 1986年在英国法恩巴勒航空展览会上展出几个未来航天飞机的概念模型。

西德MBB公司的Sanger是两级有翼的航天飞机。第一级是一架驮运飞机, 是未来高超音速的航天飞机前身, 第二级是叫做Horus的火箭发动机推进的飞机, 在35km高度M为6。

美国马夸特公司展出了一个以超音速冲压发动机为动力装置的航天飞机, 具有在30480m高度高超音速的工作能力, 使用低温和碳氢推进剂。

美国通用电气公司展出了作为美国国家航空航天飞机(NASP)动力装置的吸气式冲压发动机和超音速冲压喷气发动机。在大气层上层, 高超音速达6436~12872km/h, 或者可以直接进入地球轨道。

(A.W.&S.T.86.10) 赵瑞湘编译

(下转第12页)