

污染空气对超音速燃烧地面 试验结果的影响

刘 陵 唐 明 张 榛

(西北工业大学)

刘敬华 王裕人 杨丽新

(航空航天部 31 所)

摘 要: 文中阐述了超燃冲压模型燃烧室地面试验时,进口空气污染的影响。从超燃燃烧室内的自动着火、燃烧过程机理来分析污染物(H_2O)的作用。用电弧加热进口气流及向气流喷水模拟氢加热器加热。结果表明:如果使用氢加热器直接加热空气,进口空气中含有污染物,它对超音速燃烧室地面试验的影响,将取决于进口气流状态,喷射方式、污染物含量和氢当量比等,是模拟试验中必须予以考虑的问题。

主题词: 超音速燃烧, 地面试验, 研究

EFFECTS OF VITIATED AIR ON THE RESULTS OF GROUND TESTS OF SCRAMJET COMBUSTOR

Liu Ling Tang Ming Zhang Zheng
(Northwestern Polytechnic University)

Liu Jinhua Wang Yureng Yang Lixing
(The 31st Research Institute)

Abstract: This paper investigated the effects of vitiated inlet air on the results of ground test of scramjet combustor, and analysed the role of air contaminator (H_2O) in combustion processes on the basis of automatic ignition and combustion mechanism. The test was carried out by using electric arc-heated inlet air and injecting water into the airstream to simulate a

hydrogen-heator. It has been found that, when inlet air is heated by a hydrogen-heator, the influence of air contaminator (H_2O) on ground tests results depends on inlet air status, injection ways, amount of vitiated species, and hydrogen-air equivalence ratio, etc., and this must be considered in model tests.

Keywords: Supersonic combustion, Ground test, Research

1 导 言

以超燃冲压作动力装置的高超音速飞行器飞行时, 发动机进口的空气总温与总压很高(图1)。燃烧室进口的总温近似等于发动机进口总温。经过斜冲波系及进气道的损失之后, 气流总压有大量损失, 但是仍保持较高的值。地面试验中要模拟飞行状态, 必须要有高压气源以及空气加热设备。比较经济的方法是在燃烧室前设置一个预先补氧的加热器, 直接在气流中燃烧氢(称氢加热器)得到高温热燃气, 同时使污染空气保持纯净空气中的含氧量进入模型燃烧室^[1~3]。在这种情况下, 燃烧室进口污染空气成份与空气的基本差别是污染空气中存在 H_2O 以及少量的 OH 、 H 、 O 。如何使用污染空气来模拟和复现超音速燃烧室飞行状态下的实际性能, 研究污染空气对超音速燃烧室燃烧的影响就成为燃烧实验技术需要解决的课题。

Edeiman 等人^[4]最早作了空气中污染物 H_2O 、 C_2O 对燃烧与高超音速发动机地面试验影响的分析, 概括了化学张弛与燃烧、振荡张弛、冷凝作用、边界层性能和湍流与层流的混合, 总结出一些重要的结论。然而, 关于污染空气对超音速燃烧的影响, 在以后发表的一些文献中又有不同的提法, 甚至相反的结论, 因此它仍然是超音速燃烧实验理论中的一项关键技术^[5]。

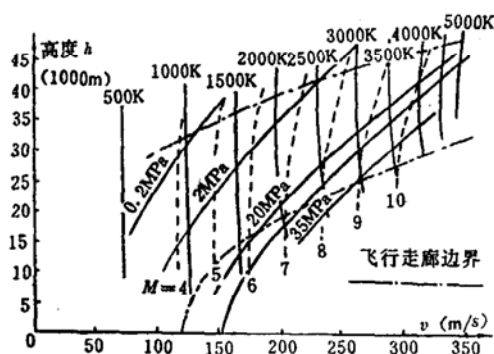


图1 超燃冲压工作范围

2 超音速燃烧室内的燃烧过程

随着超音速燃烧的深入研究, 对超音速燃烧室内的自动着火, 燃烧过程有了进一步的了解。在超音速气流中横向喷射氢气(或台阶后横向喷射), 喷嘴前后近壁面处, 以及弓形波后, 氢气射流的背风面都会形成回流区(图2)。氢气扩散进入回流区, 形成可燃混气, 混气在回流区中停留时间较长, 而且通过冲波进入回流区的气流, 静压、静温有所增加, 因此混气容易在回流区首先着火, 即混气在回流区停留的时间大于混气着火的感应期(又称着火时间), 混气自动着火。如果在台阶背面侧壁上, 平行于超音速流喷射氢气, 台阶后回流区受到局部破坏而缩小, 但是仍然是最容易着火的区域^[6,7]。

混气着火后, 向超音速

燃烧效率主要由混合速率所决定。在超燃冲压飞行包线高度的上极限,燃烧室进口气流压力将很低,使反应速率变慢,但气流速度很快,使混气停留在燃烧室内的时间变得很短,燃烧效率也可能由反应速率化学动力学因素所决定^[8~10]。

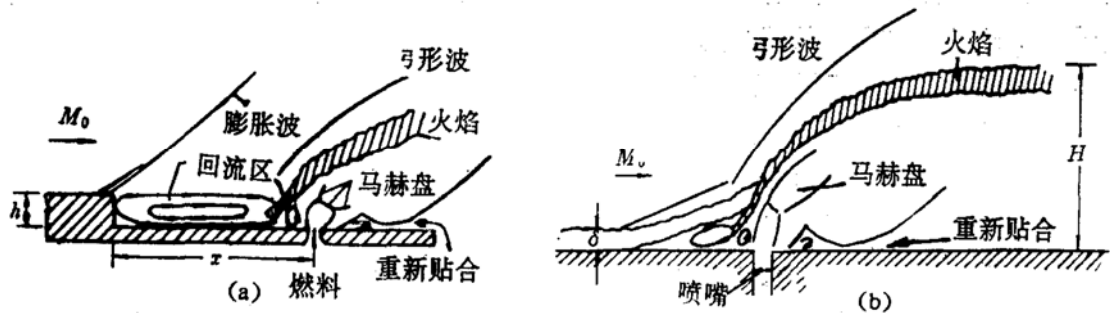


图2 横向喷射简图

综上所述,研究污染物对超音速燃烧地面试验影响的正确途径,应该从分析污染物对混气自动着火时间、反应时间、在回流区停留时间以及混合速率影响着手。

2.1 污染对氢-空气混气自动着火时间与反应时间的影响

本文有关作者在“污染对氢-空气燃烧影响的化学动力学分析”^[11]一文中,作了 H_2O 、 O 、 H 、 OH 和 NO 对氢-空气燃烧影响的化学动力学计算。计算范围是初始静温 $910\sim 2000K$,静压 $0.02\sim 0.2MPa$,当量油气比 1.0 。有限化学反应速率模型,包括38个反应式和13种组分的 H_2 - O_2 - N_2 系统,模型中采用了氢-空气化学反应的最新动力学数据。计算结果表明,在某些温度范围内, H_2O 、 O 、 H 、 OH 和 NO 对着火时间有很大影响(文献[11]中图4)。反应时间并不受初始成份与自由原子和基的影响,但是初始成份中含有 H_2O 将缩短反应时间(文献[11]中图9)。氢-污染空气的绝热燃烧温度要比氢-空气为低(文献[11]中图1)。

2.2 污染对混合速率和边界层的影响

文献[4]中的主要结论是:用氢加热器,在燃烧室进口模拟状态的污染程度范围内,气流与固体表面摩擦对污染并不敏感;冲波与边界层相互干扰,取决于表面摩擦变化趋势,由于污染而仅略有延迟,混合对污染也不敏感,污染与干净空气相比,混合速率增加不到2%。应该指出,由于研究污染的实验技术复杂,限于当时的条件,文献[4]所依据的实验数据是有限的。

2.3 污染对于停留时间的影响

这是目前尚在研究的课题。文献[12]用数值计算方法,计算了台阶侧面和横向喷射喷嘴之间的回流区流场,以及混气在回流区中停留的时间。文中用良好搅拌反应器理论来评估它的稳定火焰能力,提出假若平均当量油气比高于可燃极限,混气平均停留在回流区的时间,对于火焰稳定是足够的。根据这一结论,若其它条件不变(如几何尺寸、当量比、进口状态、喷射压力、温度和马赫数等),混气中含有一定量的污染成分,不会改变湍流输运过程,应该对混气停留在回流区的时间不会有大的影响。

3 污染空气的模型超音速燃烧室试验

为了研究污染空气对超音速燃烧室地面试验的影响,本文完成了污染空气中模型超音速燃烧室的实验研究。实验是空气在电弧加热器加热后,燃烧室进口向气流喷水,用以模拟氢加热器产物 H_2O 的作用(见图3)。

实验是在原有改建超燃试车台上,用原试验件进行的^[13]。只是在电弧加热器后设置了“第一喉道”,第一喉道后有喷水口。试验时,首先供给高压气流,电弧加热器通电流,待通过电弧室的气流建立起足够高的压力,使第一喉道进、出口压力达到超临界状态后即喷水。这种操作是防止喷水后,水汽窜入电弧室烧坏电弧电极。水在高温气流中迅速蒸发,与空气混合,然后通过“第二喉道”膨胀加速达到 $M=2.1$ 进入模型燃烧室。试验件结构、喷嘴参数详见文献[13]。在第一喉道前建立起压力直到喷水,自动调节电弧室参数达到模拟状态,所需时间约4秒。为安全起见,在此期间,燃烧室内喷入氮气,然后切换成氢气(同时发出信号),点火燃烧大约8秒后,再切换成氮气,接着断电停止供气。

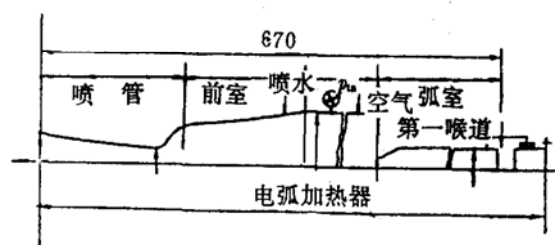


图3 喷水位置示意图

喷水污染试验共进行9次(试验序号485~492,及402)。前6次横喷与顺喷各3次,氢流量均在10g/s左右(当量比 $\phi=0.51$),喷水量分别为8、17、24g/s,分别占空气流量的1.2%,2.7%和3.7%。402号试验是小流量顺喷氢(4.6g/s, $\phi=0.25$)的喷水试验,喷水量15g/s,占空气流量的2.4%。在喷水后没有再补氧,燃烧室进口污染空气中的含氧量比干净空气要略小。因为喷水量很小,故可忽略不计。与上述试验氢流量相同而不喷水的对比试验是:试验序号460、461、467。详见表1。

表1 喷水试验一览表 ($Ma=2.1$)

日期	试验序号	氢气流量g/s	喷氢时间s	当量比 ϕ	喷水流量g/s	喷射方式	环境温度 $^{\circ}C$	备注
1990.11.19	485	(9.7)	8.7	0.51	8	顺喷	11	

4 试验结果与分析

4.1 横向喷氢的壁压分布

图4所示为氢气在台阶后横喷,喷水与不喷水的壁面静压沿燃烧室长度的分布曲线。因为壁面静压测点有限,不能确切表示出每条曲线的峰值位置,大致可以认为四条曲线的峰值

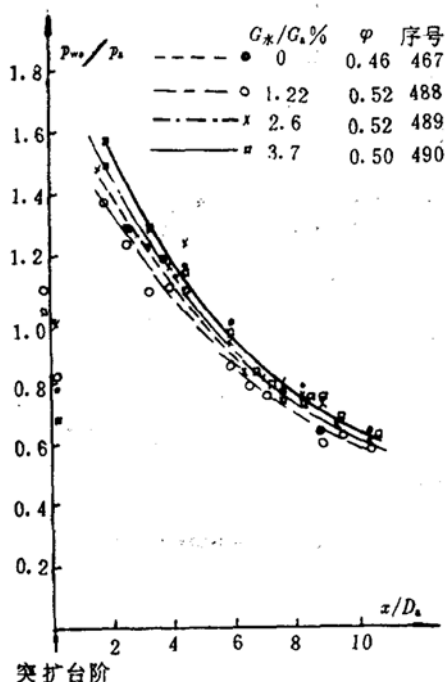


图4 氢气横喷的壁面静压分布

点轴向位置接近。随喷水量的增加,壁面静压曲线略有上移。喷水量最大的(试验序号490)静压曲线最高。不喷水的(序号467)峰值比喷水的(序号490)低,注意到不喷水的氢燃料当量比 $\varphi=0.46$ 比喷水的 $\varphi\%$ 0.52低,若在相同氢气当量比下,两条曲线的峰值应当是接近的。

由文献[8,12]中可知,突扩台阶后氢气向超音速气流横喷,喷嘴附近的压力突升,表明突扩台阶与喷嘴间的回流区是自动着火点。混气在此进行激烈的化学反应,放热使气体膨胀的作用大于突扩台阶面积增大的量,因此气流压力升高、壁压升高。四条曲线的峰值几乎在同一个轴向位置上,表明不喷水与喷水都在台阶后回流区着火。文献[11]中试验状态为静压($p_0 \approx 0.5 \times 10^5 \text{Pa}$)与静温($T_0 \approx 850 \text{K}$)条件下,氢-空气混气着火延迟时间随喷水量近似指数增加,喷水量

增至3.7%时,着火延迟时间增加了十几倍。喷水后着火点仍然不变,说明混气在回流区的停留时间仍然大于混气的着火延迟时间。

前面讨论得知,污染使混合速率略有增加,文献[11]中已阐明,随喷水量增加,反应时间减少,即放热加快。与本实验的结果,喷水量增加,壁面静压曲线上升完全一致。

4.2 平行喷氢的壁压分布

图5是向超音速气流平行顺向喷射氢气,喷水与不喷水时的壁面压力分布。由图可见,序号486、序号487两条喷水量较大的

能够保持稳定燃烧。喷水量再增大,例如喷水量2.7%、3.7%,着火时间呈指数增加,大于停留时间,导致在燃烧室内氢气不能着火。

值得注意的是虽然不喷水(序号461)的混气燃料当量比 $\phi=0.57$ 比喷水(序号485)的混气燃料当量比 $\phi=0.51$ 更接近于恰当比,但它的壁面静压曲线却在喷水的壁面静压曲线之下。这仍然说明喷水使反应时间减少,放热加快。因为在超音速流中增加加热量,将导致气流 Ma 数降低,气流静压及壁面静压上升。

4.3 燃烧室壁秒温升

图6表示了试验的喷水范围内燃烧室壁秒温升随喷水增大而降低,还说明了采用横向喷射氢气时,均能着火燃烧,而顺流喷射氢气,当喷水量较大时($G_{\text{水}}/G_{\text{a}} \geq 2.7\%$),室壁秒温升突然降得很低,如果近似认为室壁秒温升表征着燃气温度,则说明此时氢气未点燃,这与从壁压曲线分析的结论是一致的。图6中显示不喷水时壁秒温升较高(燃气温度高),而对应的壁面静压较低(图4,

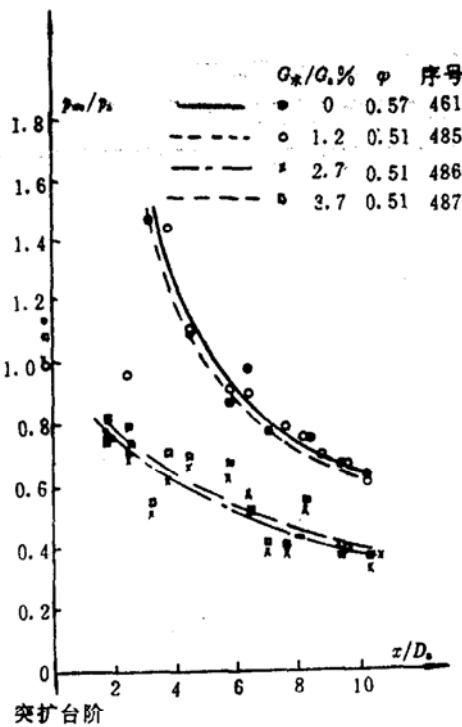


图5 氢气顺喷的壁面静压分布

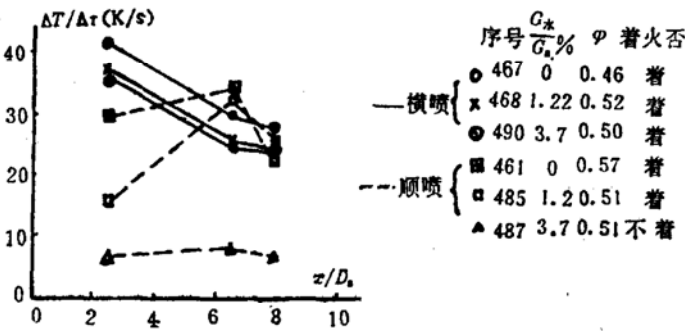
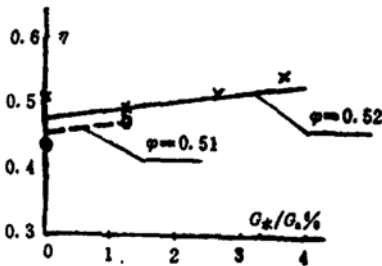


图6 燃烧室壁秒温升的变化



5) 的现象, 是同为进口空气含 H_2O 时的氢-污染空气的绝热燃烧温度比氢-干净空气的绝热燃烧温度低所致, 不喷水时的绝热燃烧温度高, 所以燃气出口的温度也升高。这一点可以用壁压和壁温升的实际数据, 经一维分析法获得的燃烧安全度随喷水量增大而增大的关系曲线 (图7) 进一步得到证实。

5 结 论

本文从自动着火和燃烧机理分析了空气中污染物 H_2O 对超音速燃烧地面试验的影响。用燃烧室进口喷水模拟氢加热器的污染作用, 完成了污染空气超音速燃烧实验。实验的主要结论是:

1. 台阶后垂直喷射氢气的超音速燃烧, 污染物对自动着火没有影响, 因为喷水量较少, 混气的自动着火时间仍然小于混气在回流区的停留时间。

2. 台阶后侧壁平行喷射氢气的超音速燃烧, 喷水量较大, 燃烧室内没有着火。同样喷水量垂直喷射, 氢气可以在燃烧室内稳定燃烧。其原因是平行喷射氢气使台阶后回流区缩小, 混气停留在回流区的时间与回流区尺寸成反比, 混气停留时间减少。喷水量较大, 混气自动着火时间延长, 超过了停留时间, 因此燃烧室内没有着火。

3. 在实验的喷水量范围内, 喷水量增大都使燃烧效率增大。污染对混合速率影响较小, 从化学动力学分析, 可能是因为 H_2O 使氢-空气化学反应时间缩短所引起的。

4. 喷水后, 燃烧的绝热火焰温度下降。

由于实验设备能力与经费所限, 所做的喷水量范围较小, 次数较少。但是, 以上结果足以说明, 如使用氢加热器直接加热空气时, 空气污染对超音速燃烧是否有影响, 需按具体情况: 进口气流状态、当量比、喷射方式、含 H_2O 量和燃烧室几何形状等作出分析。在某些情况下污染物的作用是不能忽略的。

参 考 文 献

- [1] Davis R E. An Experimental Investigation of the Supersonic Combustion of Vitiated Air-Hydrogen Mixtures. AD 705129, 1970
- [2] Burrows M C and Kurkov A P. Supersonic Combustion of Hydrogen in a Vitiated Air Stream Using Stepped-Wall Injection. NASA 71-721, 1971
- [3] Rogers R C and Eggers J M. Supersonic Combustion of Hydrogen Injected Perpendicular to a Ducted Vitiated Airstream. AIAA 73-1322, 1973
- [4] Edelman Raymond B, Spadaccini Louis J and Economos Constantino. Analytical Investigation of the Effects of Vitiated Air Contamination on Combustion and Hypersonic Airbreathing Engine Ground Test. AEDC-TR-69-148, 1969
- [5] 王树声. 论超燃冲压发动机试验研究及其试验设备. 推进技术, 1988(1)
- [6] Huber, Paul W, Schexnayder Charles J Jr and McClinton Charles R. Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures. NASA TP 1457, 1979
- [7] McClinton C R. Autoignition of Hydrogen Injected Transverse to Supersonic Airstream. AIAA/SAE/ASME 15th Joint Propulsion Conference, 1979

(下转第33页)

参 考 文 献

- [1] Payter G C and Birch S C. An Experimental and Numerical Study of the 3-D Mixing Flows of a Turbofan Engine Exhaust System. AIAA 77-204
 - [2] 赵坚行, 覃辉平. 燃烧室特性的数值研究. 航空动力学报, 1988, 3(3)
 - [3] Lockwood F C and Shah N G. An Improved Flux Model for the Calculation of Radiation Heat Transfer in Combustion Chambers. ASME Paper No 76-HT-55, 1676
 - [4] Zhao J X, Andrews G E. Numerical Modelling of Confined Swirler Stabilised Premixed Flames. Stockholm: ICAS Proceeding, 1990
 - [5] Turan A A. Three-Dimensional Model for Gas Turbine Combustors. Ph. D, 1978
 - [6] Khalil E E. Modelling of Furnaces and Combustors. ABACUS Press, 1982
-

(上接第17页)

- [8] 刘陵, 张榛, 牛海发, 刘敬华. 超音速燃烧室燃烧数学模型及气流状态参数的计算. 推进技术, 1989(2)
- [9] Cheng S I. Hypersonic Propulsion. Prog. Energy Combust, 1989 Vol. 15
- [10] Swithenbank J, Eames I, Chin S, et al. Turbulent Mixing in Supersonic Combustion Systems. AIAA 89-0260
- [11] 刘陵, 张榛, 刘敬华. 污染对氢-空气燃烧的化学动力学分析. 推进技术, 1991(3)
- [12] Rogers R Clayton and Weidner Elizabeth H. Numerical Predictions Residence Times behind a Rearward Facing Step with Transverse Injection. 20th JANNAF Combustion Meeting. Volume I. CPIA Publ. 383, 1983
- [13] 刘陵, 张榛, 刘敬华等. 氢燃料超音速燃烧室实验研究. 航空动力学报, 1991, 6(3)