

催化点火器高空点火性能的实验研究

中国航空工业总公司秦岭公司 董 康
南京航空航天大学 何小明* * 韩启祥 谈浩元

【摘要】 介绍国产催化点火器高空点火性能模拟试验,主气流温度为 500°C 左右、加力室压力为 $0.04\sim 0.12\text{ MPa}$,对催化点火器的着火延迟时间和贫富油点火极限进行了测量。试验结果表明:当飞行高度为 $17000\sim 17500\text{ m}$,飞行马赫数 $Ma=1.0$ 时,催化点火器可以正常点燃某型发动机加力燃烧室。

主题词: 催化点火 加力燃烧室 航空发动机
分类号: V231

1 设备与测量

设备系统为前面供气,后面抽气。主气流由两台活塞式压气机供气,空气最大总流量为 1.2 kg/s 。经电加热器后进入直接加热器(单管燃烧室)。气流经整流段后,由蝶阀节流,使主燃室在高于一个大气压下工作,接着进入前试验段,然后进入高空室被喷水冷却,使燃气降温至 40°C 以下,最后由水环式真空泵抽出。点火器安装在试验段中。6 台真空泵同时工作可使试验段压力低至 0.041 MPa 。

试验段内径为 150 mm ,全长 1.57 m ,由前测量段、点火段、后测量段及观察窗组成,前测量段上装有 5 点测温 and 测压耙,点火器由支臂固定于试验段侧壁上。为安装方便,侧壁上有 $240\text{ mm}\times 100\text{ mm}$ 的安装窗,用盖板密封,催化情况及火焰可通过石英玻璃窗观察。

油路系统见参考文献 [1, 2]。点火过程如下:文氏管内燃油在管内蒸发并与空气混合,经分流盘上的小孔进入催化床由铂铑网催化着火,火舌把输油圈喷出的油在锥体稳定器尾迹中形成混气后点着,产生稳定的火炬。3 s 以后催化点火油路自动切断。在试验台上相当于电磁活门关闭。加力室压力总是高于外界压力,燃气从各喷油嘴倒流,把供油管内的余油压出发动机外。所以点火器不工作时,点火器供油管是空的,以防止余油高温裂化和积碳。催化床见图 1。

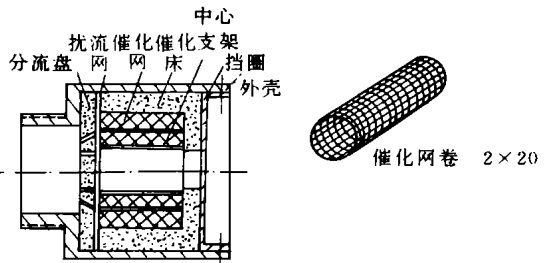


图 1 催化床

温度和压力用常规测量。点火延迟时间,从开始供油算起(油路系统中电磁阀开)到点火器开始出现火焰,试验段着火为止。试验中,时间测量是通过在 IBM-PC 机上使用了 8253 定时接口电路实现的。石英玻璃观察窗外放一个紫外光电管,其工作波长范围为 $2000-8000 \text{ \AA}$,因燃烧时产生的紫外光辐射波长 $2500-2900 \text{ \AA}$,在光电管工作范围之内。当接通电磁阀时,开始计时,一旦出现火焰,由于光电效应,接口电路自动停止计数,并显示着火延迟时间。

2 结果与讨论

点火性能是指不同的飞行状态下,模拟发动机工况(温度、压力、流速),测量点火延迟时间和点火的极限边界。发动机加力燃烧室的工况是从飞行包线由发动机总体性能计算给出。模拟试验方法如下:(1)保持主流压力、流量和温度为某一定值,改变点火器油量,测量点火延迟时间和点火油气比的关系;(2)保持空气进口温度、流速为某一定值,改变主流的压力(低于或稍高于大气压)测量延迟时间和油气比的关系。每一个压力,对应着一条时间和油气比范围的曲线。

催化点火性能曲线见图 2。从图中可知:当气流压力 $P = 0.115 \text{ MPa}$,进口温度为 $490-510^\circ\text{C}$,速度系数 $\lambda = 0.25-0.30$ 时,点火延迟时间在 1 s 以下,贫油点火极限油气比为 0.03 (当量比为 $\varphi = 0.447$)。富油极限由于受地面油泵供油压力的限制(7.0 MPa)未能测出,约在油气比 0.10 附近(当量比为 $\varphi = 1.50$)。这个范围是足够宽的。这个状态相当于飞行高度为 9000 m ,飞行马赫数 $Ma > 0.6$ 时的发动机最大状态。

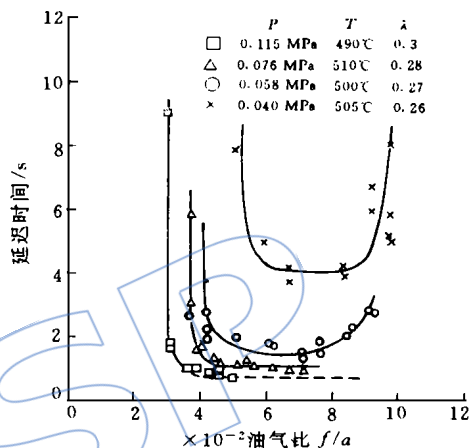


图 2 初始性能

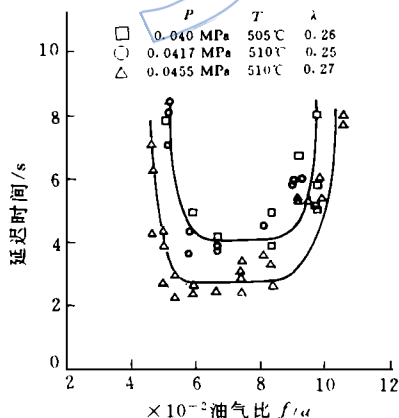


图 3 低压性能

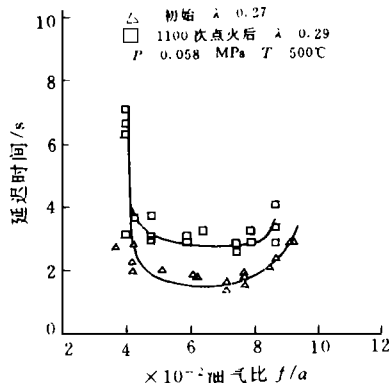


图 4 寿命试验前后性能对比

当温度和流速保持不变,将试验压力降低到 $P = 0.076-0.058 \text{ MPa}$ 时,点火延迟时间增长,但在 2 s 以内。相当于飞行高度为 15000 m ,飞行马赫数 $Ma \geq 1.0$ 时,加力燃烧室可稳定点

火,随着压力的降低,点火范围逐渐变窄。当压力降到 $P = 0.04 \text{ MPa}$ 时,点火延迟时间延长到 4—5 s。因为点火成功与否与压力有关,尤其在低压情况,气体变得稀薄,催化剂表面化学反应对压力变化显得十分敏感。适当提高压力,如 $P = 0.0455 \text{ MPa}$,点火延迟时间仍控制在 3 s 以内,见图 3。相当飞行马赫数 $Ma = 1$,则飞行高度为 17000—17500 m;或者在 18000 m 高空,飞行马赫数 $Ma > 1.5$,这两种情况下加力室仍然可以点火成功。

点火寿命试验在常压下进行($P = 0.12 \text{ MPa}$),试验段温度为 500°C ,每次点火之间间隔为 30—60 s,共进行了 1107 次成功的点火。

经寿命试验后,再次测量点火延迟及点火边界。试验温度、气流速度与前述相同,并保持不变,试验段压力为 0.058 MPa ,测试结果如图 4 所示。从图 4 可见,当 $P = 0.058 \text{ MPa}$ 时,点火延迟时间在 3 s 附近。这比寿命试验前延长了 1—2 s。相当在 15000 m 高空,飞行马赫数 $Ma > 1$,加力室仍然可以点火工作。

催化点火性能衰减,是由于金属铂长期在高温环境下引起晶粒的增长,使催化比表面积减少的缘故。在燃气流中,某些杂质如硫、磷等原子,镶嵌在晶界之间,也会影响催化性能。至于杂质,可用硫酸、硝酸各 50% 的混合液清洗。使其恢复催化活性。至于晶粒长大,是不可逆的。只能重新熔炼,使铂回收。

为摸清国产点火器的性能曾对两种点火器作性能对比,试验结果见图 5。经过 1100 次点火以后测量点火边界与延迟时间的关系。在常压状态,点火延迟均在 1 s 左右;在压力约 0.051 MPa ,油气比 $f/a = 0.05—0.07$ 时,延迟时间约 3.5 s。由图得出:国产点火器的性能与英国试件的相当。

3 结 论

经模拟试验指出:试验段压力为 $0.05—0.115 \text{ MPa}$ 时,点火延迟时间均在 2 s 以下;当压力降至 0.045 MPa 点火延迟时间约 3 s,这时相当飞行马赫数为 1,点火高度为 17500 m,或者高度为 18000 m,飞行马赫数 $Ma \geq 1.5$;经 1100 次成功点火以后,点火性能略有下降,相当在 15000 m 高空,飞行马赫数 $Ma \geq 1$ 时,加力室仍然可以成功地点火。

如果进一步改进涂铂工艺,严格选材,催化点火器的性能尚可提高。

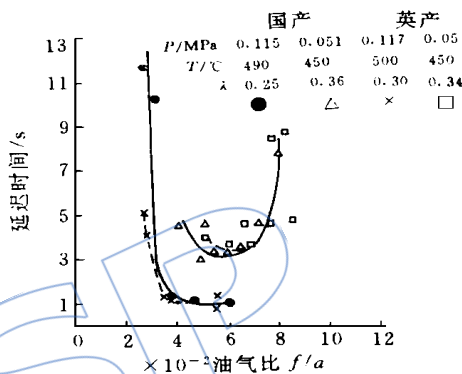


图5 点火 1100 次之后中英性能对比

参 考 文 献

- 1 斯贝设计资料. CRR 86020
- 2 斯贝设计资料 CRR 12081 和 CRR 12043.

(责任编辑 杨再荣)

stand larger unbalanced load than Squeezed Film Damper. As a kind of dry-friction damper, RMRD can work under very high or low temperature for a long period of time. It is especially suitable for High Pressure Liquid Hydrogen (Oxygen) Pumps of rocket engines working under very low temperature.

Key Words Rotors Dampers Absorbers

AN INVESTIGATION ON IGNITION PERFORMANCE OF A CATALYTIC IGNITER AT HIGH ALTITUDE

Dong Kang

(*Qingling Company, AVIC, Xiping 7131017*)

He Xiaoming, Han Qixiang, Tan Haoyuan

(*2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016*)

ABSTRACT An experimental investigation on performance of a catalytic igniter made of platinum/rhodium catalyst has been conducted in a turbofan engine afterburner. Its ignition delay was measured under the conditions: the static pressure of 0.04–0.115 MPa; the inlet total temperature of 673–773 K; the velocity at the lip of igniter cone $\lambda = 0.20$ –0.36. The investigation simulates the operation of the engine's afterburner when aircraft flies at an altitude of 18000 m and the Mach number of 1.0. The experiments on performance of the igniter for igniting of 1100 runs at normal pressure were also conducted to verify the longevity of the catalytic igniter.

Key Words Catalytic ignition Afterburners Aircraft engines

ANN-BASED OBSERVER FAILURE DETECTION

Zhang Xuefeng and Wang Yonggen

(*7th Dept. Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT An Artificial Neural Network (ANN)-based observer failure detection method is presented, which uses ANN's self-learning ability instead of analytical computation of the observer design to get the redundancy relationship of the system. In order to deal with the failure detection of model uncertainty system, the failure detection of the control system sensor of a given aeroengine has been simulated with the presented method. The simulation shows that this method not only has the advantage of the observer failure detection method, but also has no need for the precise model of system. It is useful to the failure detection of the model uncertainty system.

Key Words Neural networks Failure Detection Observer

ANN-BASED MMAF FAILURE DETECTION

Wang Yonggen and Zhang Xuefeng

(*7th Dept. Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT Artificial neural network (ANN) and Multiple Model Adaptive Filter (MMAF) are combined in a new failure detection method-ANN-based MMAF, which uses ANN's self-learning ability instead of analytical computation of the filter design. Numerical simulations of an aeroengine have been performed to detect the sensor failure of the control system. The results show that this method not only can detect the failure of the system with an uncertain model, but also has self-learning ability for the unknown failure pattern.