

文章编号:1007-3124(2001)03-0007-06

一种研究煤油超燃的新方案

司徒明¹,王春¹,陆惠萍¹,李建国²,俞刚²

(1. 航天机电集团三院 31 所,北京 100074; 2. 中国科学院力学研究所,北京 100080)

摘要:为了强化煤油超燃性能,提出了一种采用双凹槽和预燃室结构,利用从预燃室喷出的高温燃气去引燃从凹槽内喷出的煤油,实现煤油超燃过程的具有广泛应用前景的超燃新方案。试验是在空气流量 1.2kg/s 左右的地面连管试验台上进行的。试验结果显示,超燃点火可靠,火焰稳定,超燃效率可达 0.8 以上。

关键词:煤油;预燃室;高温燃气;双凹槽;超声速燃烧

中图分类号:O643.2⁺1 **文献标识码:**A

A new scheme for investigation of supersonic combustion of kerosene fuel

SITU Ming¹, WANG Chun¹, LU Huirping¹, LI Jian-guo², YU gang²

(1. No. 31 Research Inst., China Aerospace Mechanic & Electric Co., Beijing 100074, China; 2. Inst. of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: To strengthen the performances of supersonic combustion of kerosene fuel, a new scheme is suggested, which is an attractive candidate for the extensive application. The supersonic combustor with dual-cavity and preburner is adopted in the present scheme. The hot gas as a kind of piloted energy was produced by the preburner to ignite the supersonic combustion of kerosene, which was injected into the supersonic combustor from the bottom of the dual-cavity. The experiments were set on the ground connected pipe test station with air mass rate of 1.2kg/s. The results show that the ignition of supersonic combustion is reliable and the combustion flame is stable. Also, the efficiency of supersonic combustion is more than 0.80.

Key words: kerosene; preburner; hot gas; dual-cavity; supersonic combustion

0 引 言

在飞行马赫数小于 6 的低高超声速飞行范围内,由于煤油具有较高的单位容积能量

收稿日期:2001-02-06

基金项目:国家自然科学基金(19882004)和国家“十五”预研基金(417010401)

作者简介:司徒明(1937-),男,浙江镇海人,研究员,宇航工程博士(美国),博导。

密度以及经济、易贮存、后勤供应安全方便等突出优点,因此采用煤油超燃冲压发动机特别适合于低成本的小型高超声速飞行器,如高超声速巡航导弹或无人侦察机等^[1]。

煤油超燃冲压发动机存在的主要问题是煤油点火延迟期长。对于飞行马赫数为6的高超声速导弹,燃烧室长度通常小于1.5m,超声速气流在燃烧室中典型的驻留时间小于1.5ms。在如此短的时间内,采用简单的燃料喷射方式不可能实现煤油的点火与充分燃烧。通常,在超燃冲压燃烧室典型工作条件下,即静压为50~100kPa,静温为500~800K,已蒸发煤油的点火延迟时间约为5~10ms。为解决煤油超燃性能较差,点火延迟期长的问题,近来,采用氢引燃煤油和配置壁面凹槽作为火焰稳定器等办法^[2],较为满意地实现了双燃料(氢+煤油)的超燃过程。

为解决煤油超燃点火和高效燃烧等问题,笔者提出一种新的煤油超燃方案。该方案是采用预燃室内的高温燃气,作为点火源,喷入到超声速燃烧室中,去引燃从凹槽内喷出的煤油射流。但是,这种燃烧组织形式能否满足点火可靠和稳定燃烧,以及超燃效率高的要求,尚需进行探讨,这是笔者研究的目的。

1 试验模型与试验装置

试验装置包括以下几部分:加热器,超燃试验模型,气路系统,油路系统,点火系统和计算机控制系统。试验台采用燃氢补氧的加热器方法为超燃试验提供所需总温和总压的试验空气流。

试验模型可分成预燃室和超燃室两部分。预燃室由从加热器引出的气流导管,流量喷管和燃烧室组成^[3,4]。超燃试验段由超声速型面喷管,超燃室等截面隔离段,带壁面双凹槽的混合燃烧段及扩张段组成。在超燃室等截面隔离段出口处,超声速空气流与燃气流汇合。

在预燃室进口台阶前,安装喷油杆,喷油量约占总油量47%,使预燃室前部的煤油当量比接近1.0,略低一点,以保证该区的燃料充分燃烧,产生较高温度的燃气。在壁面第一凹槽中,安装煤油喷油嘴,其喷油量约占总油量53%,直接喷入到超燃室内,与从预燃室喷出的高温燃气混合,并吸热气化形成高温混气流。

试验在力学所超燃试验台上进行,全部试验过程由计算机控制^[5]。采用压力传感器测量试验模型预燃室及超燃室壁面静压,超燃室各压力测点位置如图1所示。设置水冷式总压耙用来测量预燃室内气流总压。此外,采用热电偶测量预燃段中流量喷管下游的气流温度 T_i ,以便确定预燃室入口处的气流温度。

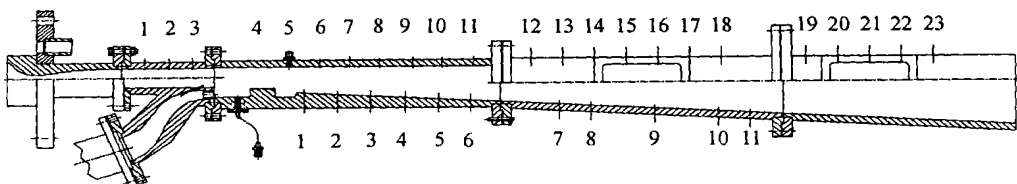


图1 壁面测压点分布的试验模型简图

Fig.1 Schematic of test model with measurement location of wall pressures

试验模型尺寸是按模拟飞行马赫数 5、空气流量为 1kg/s 来确定的。超燃室进口尺寸为 38mm 高, 40mm 宽, 进口马赫数为 2.15。预燃室内高温燃气是通过与气流方向成 35° 的 3 个 6 小孔和在第一个凹槽内与气流平行的 3 个 (7mm 宽 $\times 10\text{mm}$ 高) 长方孔喷入到超燃室内。超燃室壁面两个凹槽相距 40mm , 第一个凹槽深度为 14mm , 凹槽长度与深度之比 l/h 为 4.1, 第二个凹槽深度为 16mm , l/h 为 1.87, 凹槽后部有 30° 斜率。位于第一凹槽内的三个直流小孔的直径为 0.5mm 。直流小孔距凹槽前端为 42.5mm , 三个小孔的横向位置刚好面对凹槽内与空气流平行的三个长方形燃气喷嘴(如图 2 所示)。

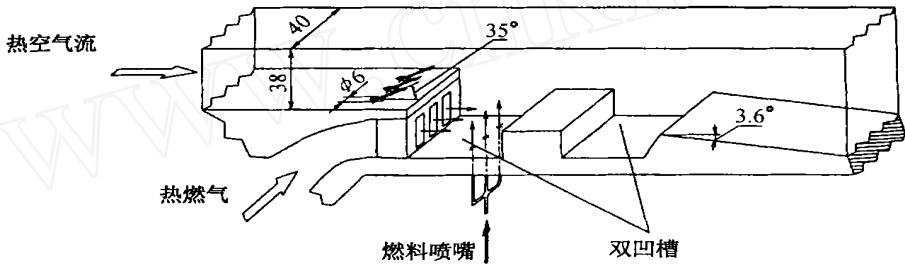


图2 煤油喷注试验段示意图

Fig.2 Schematic diagram of test section with kerosene fuel injectors

在壁面凹槽底部喷射煤油的目的是为了增加煤油雾化、气化以及强化与高温燃气混合, 延长可燃混合物在燃烧室内的停留时间。同时, 高温燃气中的大量活性分子和自由基进入可燃混合气中, 可加速煤油混合物的化学反应速率, 缩短煤油混合物的点火延迟时间, 引发煤油燃烧。

2 试验结果与分析

在冷态(不喷煤油)实验时, 超燃室内流场中不同位置上所测得的静压如图 3 所示。图 3 中 $x=0$ 标为等截面隔离段入口处的横坐标。3 个 35° 倾角喷射小孔的轴向位置为 $x=125$, 刚好在第 3 压力测量点的前方 7mm 。从图 3 中静压分布曲线可知, 由于三股斜角为 35° 的燃气射流的作用, 在射流前方形成复杂的激波系。但是, 由于射流与超声速气流夹角较小, 燃气射流的穿透深度不大, 因此, 在离开喷孔后, 超声速气流与射流相互作用, 形成斜激波系。从激波前后所测的静压比值来分析, 超声速气流 Ma 数将从波前的 2.15 降到波后的 1.84。在隔离段出口处附近, 超燃室壁面压力跳动较大。但从试验中测得的下壁面静压分布来看, 在燃气喷入之后, 壁面静压均沿燃烧室长度方向有波动, 表明流场中存在着压缩与膨胀波系, 随燃烧室长度的增加, 波动幅度逐渐衰减。在双凹槽混合段内, 超燃室上下两壁面静压分布不同。而在扩张段内, 上下两壁面静压分布基本相同。这种压力分布特点表明, 在双凹槽混合段内超声速流场具有三维特性, 而在扩张段内则出现一维流动的趋势。图 3 中标有的 $cs-08-1$ 次冷态实验数据^[3]表示与超声速空气流平行的缝式射流的实验结果。显而易见, 气流之间形成的波系强度较弱。

当然, 对于超声速燃烧的热态稳定流场, 在双凹槽混合段内, 由于燃烧释热, 压力升高, 形成逆压梯度, 出现较强的预燃激波, 导致双凹槽混合段入口处壁面静压的突跃, 如

图 4 所示。图 4 中显示三次不同的试验状态,由于超燃室的燃料当量比不同所引起的壁面压力分布的变化。当量比较高时,由于热量释放较多,预燃激波强,引起静压升高。

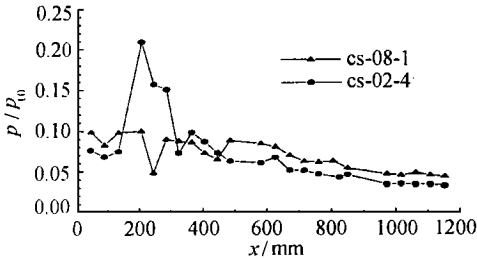


图 3 有燃气射流()和无燃气射流(-文献 3)喷入的反应流场中壁面压力分布)

Fig.3 Comparison of wall pressure distributions of reacting flow field with ()/without (-from Ref. 3) gaseous jets

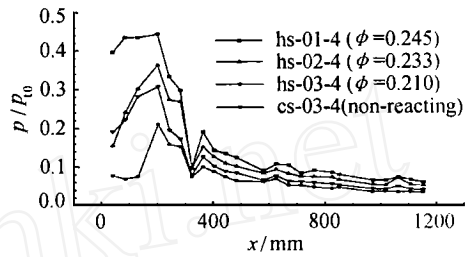


图 4 有/无化学反应状态下的壁面压力分布

Fig.4 Wall static pressure distributions in non-reacting flow condition and reacting flow condition

表 1 试验状态下预燃室性能

Tab.1 Performances of preburner for the test conditions

No. of test	p_{tp}/MPa	T_{tp}/K	$\dot{m}_{air2}/(\text{kg s}^{-1})$	ϕ_r
hs-01-4	1.13	1811	0.289	0.86
hs-02-4	1.06	2280	0.239	0.93
hs-03-4	1.08	1700	0.289	0.84
hs-04-4	1.07	1743	0.282	0.78

表 1 显示燃烧试验时预燃室的性能参数。表 1 中 p_{tp} 是用总压靶测得的预燃室内燃气总压, ϕ_r 表示预燃室的燃料当量比。预燃室的空气流量 \dot{m}_{air2} 是根据流量喷管喉道处所测得的压力和温度来确定的。 T_{tp} 是指预燃室内燃气总温,由流量守恒方程计算而得。表 1 中的计算结果表明,预燃室内的燃气流总温已接近 2000 K 左右,并处于贫油状态。进入预燃室的空气流量占总的空气流量 1/5 左右。

在工程应用计算中,通常采用近似的一维流理论来分析隔离段 - 燃烧室系统的工作过程。按 Billig 的建议,采用壁面静压沿流向分布规律和已知面积 $A(x)$ 变化值,来确定沿气流方向的热释放分布、总放热量、隔离段内的流动状态以及超燃区流动参数变化和超燃室出口处流动参数。

表 2 高温燃气引燃煤油的超燃性能

Tab.2 Performances of kerosene supersonic combustion for the test conditions of hot gas piloted energy

No. of test	p_{t0}/MPa	T_{t0}/K	Ma_2	$\dot{m}_{air1}/(\text{kg s}^{-1})$	$(ER)_0$	η_0
hs-02-4	1.30	1393	2.15	0.96	0.233	0.373
hs-03-4	1.59	1518	2.15	1.11	0.218	0.346

表 2 给出了对应的超燃性能参数。表 2 中 p_{t0} 和 T_{t0} 是指试验设备中加热器内的总压与总温,也是超声速型面喷管前气流的总压与总温。表 2 中 $(ER)_0$ 和 η_0 是总体当量比和总体超燃效率。总体燃烧效率定义为燃烧产物热焓增量与加入燃烧室燃料化学能之

比。由于在燃烧效率和当量比计算包括了预燃室的燃烧过程,因此求出的燃料当量比是指燃料总体当量比。由表 2 可知,燃烧效率 η 是随超燃室当量比 ϕ 的增加而减少。超燃效率可达 0.8 以上。本试验的超燃效率增加的主要原因是由于高温可燃燃气与主空气流混合加强,同时由于壁面双凹槽的存在,增加了可燃燃气在燃烧室内的停留时间和稳定的火焰峰面(如图 5 和图 6 所示),使煤油可燃混气获得充分燃烧。



图 5 双凹槽煤油喷注区侧壁板面上的流谱照片

Fig. 5 Photo of flowfield with fuel injection in the cavity during the reacting experiments

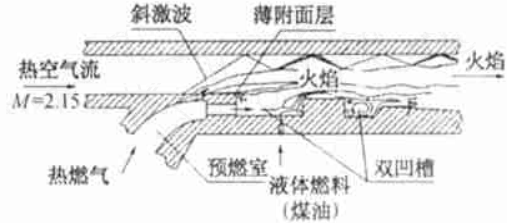


图 6 双凹槽超燃反应区流场示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the flowfield during the reacting jets experiment, supersonic flow over the cavity after the fuel injection started

图 5 是超燃室双凹槽区侧壁面上的流谱图。由图 5 可见,在前面一个凹槽中,由于高温燃气射流和煤油射流相互作用,在凹槽后部壁面上,形成一股可燃混气流,流向后面一个凹槽。同时,由于后面一个凹槽的存在,在凹槽中部形成了一个较大的回流区。并在槽的后缘出现了流动区带,使槽内的可燃混物流出槽外,实现气流的质量与能量的传递,形成稳定的火焰面。

从试验观察到的火焰状态来看,表明煤油超燃性能较佳(如图 7 所示)。

3 结 论

双燃式冲压发动机燃烧室采用多孔喷射高温燃气和壁面双凹槽结构形式是一种混合增强与燃烧强化的可行方案。试验研究表明,各次试验性能良好,煤油超燃点火可靠,超燃过程稳定。

从试验分析结果可知,在总体当量比 0.34 ~ 0.37 范围内,超燃效率在 0.82 ~ 0.85 之间。

参考文献：

[1] 司徒明. 碳氢燃料超燃研究与应用. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1): 43 ~ 50.
 [2] BURNES R L, PARR T P, WILSON K J, YU K. Investigation of supersonic mixing control using cavities: effect of

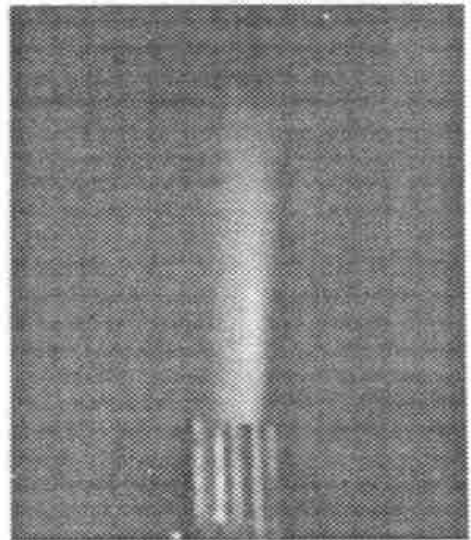


图 7 煤油超燃火焰照片

Fig. 7 Flame photo of kerosene supersonic combustion

fuel injection location[R]. AIAA 2000-3618.

- [3] SITU M, SUN Y Y, ZHANG S D, WANG C. Investigation of supersonic combustion of hydrocarbon fuel - riched hot gas in scramjet combustor[R]. AIAA 1999-2245.
- [4] SITU M, SUN Y Y, LU H P, WANG C. Investigation on fuel-rich hot gas as piloted energy for kerosene supersonic combustion[R]. AIAA 2000-3587.
- [5] 李建国, 俞刚, 钱大兴等. 超音速技术研究. 北京, 中国科学院力学研究所, 1996.



声 明

为适应我国信息化建设需要,扩大作者学术交流渠道,本刊已加入《中国学术期刊(光盘版)》和“中国期刊网”。作者著作权使用费与本刊稿酬一次性给付。如作者不同意将文章编入该数据库,请在来稿时声明,本刊将做适当处理。

《流体力学实验与测量》编辑部

2001年09月