

文章编号:1000-8055(2011)06-1415-05

凹腔型亚燃冲压发动机燃烧效率研究

谭建国, 黄国庆, 潘 余, 王振国

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要:通过开展亚燃冲压发动机直连式试验,研究了不同来流条件、不同余气系数时的燃烧性能.结果表明:燃烧效率受来流温度的影响较小,但随着余气系数增加,燃烧效率降低.总体而言,凹腔型燃烧室具有 0.9 左右的燃烧效率,初步达到了亚燃冲压发动机的实用化要求.

关 键 词:亚燃冲压发动机;燃烧效率;凹腔;余气系数;直连式

中图分类号: V434.22

文献标志码: A

Research on combustion efficiency of cavity-type ramjet

TAN Jian-guo, HUANG Guo-qing, PAN Yu, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Materials Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Direct-connected experiments were conducted to reveal combustion performance of cavity-type ramjet under different incoming flow and excess air coefficients. Results show that the combustion efficiency decreases with excess air coefficient, but depends little on the temperature of the incoming flow. Generally speaking, 90% combustion efficiency of cavity-type combustor is sufficient enough to satisfy the requirement of ramjet.

Key words: ramjet; combustion efficient; cavity; excess air coefficient; direct-connected

亚燃冲压发动机是超声速巡航导弹的重要发展方向^[1],它有利于实现快速打击、提高突防能力、降低燃油消耗、小型化武器系统.但由于高空压力很低,亚燃冲压发动机必须具备低压下的可靠点火和火焰稳定能力.亚燃冲压发动机中有多种火焰稳定装置^[2]:V形槽火焰稳定器^[3]、突扩型火焰稳定器、蒸发式火焰稳定器等.其中,突扩型火焰稳定器由于结构简单,稳焰能力相对较强,便于与固体火药实现整体式助推等优点,受到了广泛关注.

但试验表明:采用突扩构型的燃烧室易于出现低频燃烧振荡^[4-5],在突扩构型基础上改进的凹腔构型则具有较好的抗振荡特性,且维持了突扩构型的主要优点.凹腔在超燃冲压发动机、航空发

动机上均被广泛研究,两者的特点并不相同:超燃冲压发动机中可采用开式或闭式凹腔,点火前后的主流均为超声速;航空发动机上所研究的则是长深比很小的驻涡凹腔,点火前后的主流均为亚声速.亚燃冲压发动机内的流场特征则介于超燃冲压发动机和航空发动机之间:在点火前,主流为超声速;点火后,主流为亚声速.因此,亚燃冲压发动机中的凹腔具有不同特点,燃烧性能也与两者不同.

有多种评价冲压发动机燃烧效率的方法,包括通过进行气体采样的成分分析法、通过测量温度的热量分析法、通过测量压力的特征速度法. Chen 等采用了成分分析法^[6],但不同研究者得到了不同的结果^[7],该方法的一个关键问题在于很

收稿日期:2010-05-22; 修订日期:2010-10-18

基金项目:国家自然科学基金(51076164)

作者简介:谭建国(1974—),男,四川仁寿人,副教授,博士,主要从事液体燃料冲压发动机试验研究.

难获得“真实”的气体,从而使进入探头的气体品质不发生改变.热量分析法考察了实际放热量与理论放热量之比,McClinton等详细介绍了该方法的过程^[8],其精度有赖于热电偶、壁面热损失、温度均匀性等多个方面,修正复杂;特征速度法通过测量燃烧室压力和推进剂流量来计算燃烧效率,在液体火箭发动机中广泛采用^[9].日本的Kobayashi等通过采用壁面压力积分的方法研究了超燃冲压发动机中的燃烧效率^[10],该方法与特征速度法相似. Reggiori等同时测量了静压、总压、温度^[11],结合质量、动量、能量守恒方程进行了超燃冲压发动机内的燃烧效率计算.总的来说,特征速度法具有计算简单、精度较高的特点,为本文计算燃烧效率时所采用.

本文通过开展亚燃冲压发动机直连式试验,研究了凹腔构型的燃烧室在不同来流条件、不同余气系数时的燃烧性能,本研究结果将有利于凹腔在亚燃冲压发动机中的应用.

1 试验系统

亚燃冲压发动机直连式试验系统如图1所示,主要由加热器、发动机、引射器、燃料供应系统和测控系统组成.加热器采用气氧/酒精/空气三组元燃烧,以生成所需要的燃气.空气流量大,主要控制燃气的总压;酒精与氧气燃烧放出热量,用于控制燃气的温度;适当地补充氧气,使得燃气中的氧含量保持为23.0%.通过调节三种组元的流量,就可以模拟不同飞行高度、不同飞行马赫数的

来流条件.为模拟高空环境,采用以气氧/酒精为推进剂的燃气引射系统,主要包括燃气发生器、引射器和扩压管道,它具有引射能力强、启动快、成本低等特点.

采用了凹腔构型的亚燃冲压发动机,如图2所示,主要由隔离段、喷注器、燃烧室、点火器、喷管构成,在突扩台阶之后加了一个后向台阶以形成凹腔.该燃烧室的直径为350 mm,设计点为高度 $h=25$ km, $Ma=4$.燃油在隔离段内喷射、雾化、蒸发,并与空气混合.该混合物进入到凹腔内,如果凹腔内满足三个条件:①适当的当量比;②足够小的速度;③足够大的点火能量,则可点燃凹腔并进而点燃整个燃烧室.

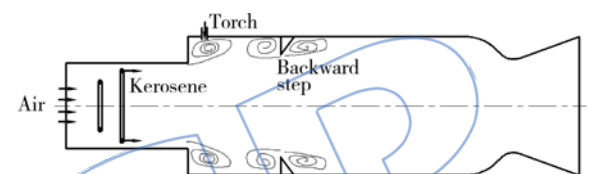


图2 凹腔型燃烧室

Fig. 2 Cavity-type combustor

凹腔设计中的主要参数包括:突扩台阶高度 H_1 ,后向台阶高度 H_2 ,凹腔长深比 L/H_1 ,后向台阶倒圆 R_2 .已经通过试验确定了一个基本型凹腔,该凹腔具有火焰稳定能力较强、燃烧效率较高、总压损失系数较小等特点.

2 燃烧效率计算方法

燃烧效率是评价燃烧室性能的重要指标.关于燃烧效率的定义有很多不同的方法,主要采用化学能量守恒法和特征速度法.化学能量守恒法定义的燃烧效率为实际燃烧放热量与理想放热量之间的比值.本文采用特征速度法.

特征速度表征推进剂的能量大小和燃烧过程能量转换的效率,是衡量发动机性能的一个重要参数.燃烧室的试验特征速度的计算表达式为

$$C_{ex}^* = \frac{p_c^* A_t}{\dot{m}_{total}} \quad (1)$$

燃烧室的理论特征速度 C_{th}^* 代表了理想情况下的发动机燃烧性能,在计算中取平衡流特征速度.因此,燃烧效率的表达式为

$$\eta = C_{ex}^* / C_{th}^* \quad (2)$$

图3是试验中所测得的部分压力曲线,包括加热器出口(heater exit)压力(代表了来流总

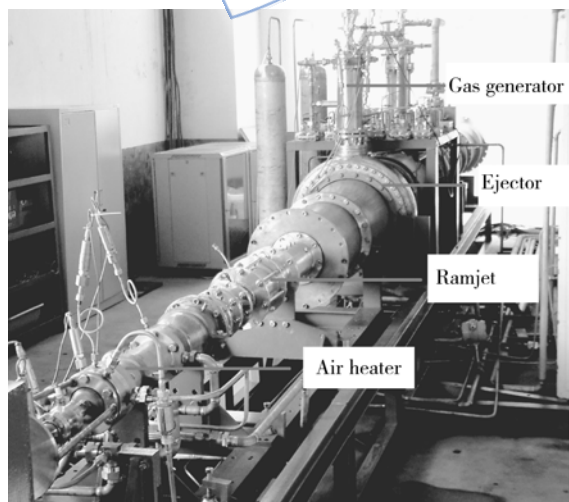


图1 亚燃冲压发动机高空直连式试验系统

Fig. 1 Direct connected experimental system for high-altitude ramjet

压)、隔离段(isolator)压力、燃烧室(combustor)压力、喷管(nozzle)内压力. 试验过程是:首先打开加热器空气,在整个流道内建立一个亚声速初始流场;然后启动燃气发生器,燃气发生器的高温高速气体通过引射器,建立一定的负压环境;然后加热器点火,使来流条件满足设定的温度和流量要求;最后在加热器稳定后,喷入燃油并点火,亚燃冲压发动机开始工作. 在图 3 的压力曲线和图 4 的流量曲线中可以明显看出各个不同的阶段. 要注意的是:①图 3 和图 4 的时间零点不同,主要是因为采用了不同的采集系统,压力是用压力测量系统(PSI)现场采集,流量是 VXI(VEMbus extension for instrumentation)远程采集,两者没有进行同步控制,但这并不影响数据分析;②图 4 中空气流量为除以 10 后的曲线.

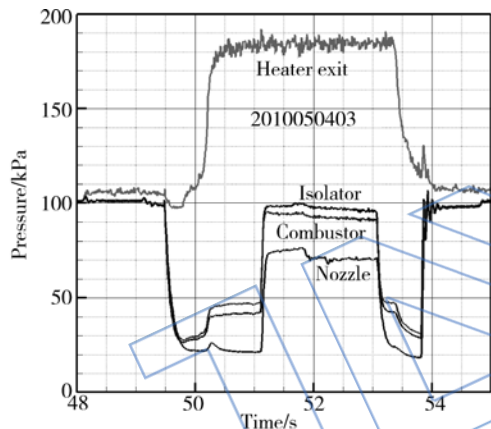


图 3 试验压力曲线

Fig. 3 Pressure curve of experiment

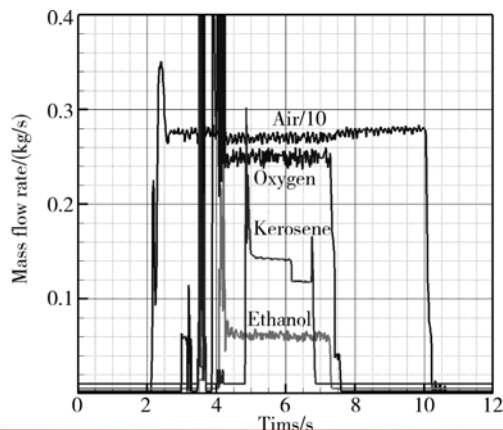


图 4 试验流量曲线

Fig. 4 Mass flow rate curve of experiment

根据试验结果计算燃烧效率的步骤是

- 1) 根据加热器空气流量、氧气流量和酒精流量,采用通用热力计算程序,计算出来流空气总流量和温度;
- 2) 根据来流条件和煤油流量,以及所测量的室压,依据式(1)计算出试验特征速度;
- 3) 根据所测流量得到余气系数,计算出理论特征速度,再根据式(2)得到燃烧效率.

3 不同来流条件下的燃烧效率

分别考虑了不同来流温度下的燃烧效率和总压损失系数,如表 1 所示. 从表中可以看到,燃烧效率在 85%~93%之间,主要集中在 90%左右,总压损失系数基本为 11%. 大致来说,来流总温越低,燃烧效率就越低,但并无明显的规律.

表 1 不同试验条件下的性能

Table 1 Performances in different conditions

试验编号	来流总温/K	余气系数	燃烧效率	总压损失系数
2010031602	894	1.0	0.923	0.102
2010031603	897	1.44	0.865	0.126
2010031901	877	1.05	0.922	0.109
2010050403	851	1.06	0.930	0.113
2010050404	663	1.19	0.910	0.106
2010050601	720	1.69	0.853	0.138
2010050602	675	1.93	未点燃	
2010050604	798	1.10	0.907	0.114
2010050703	773	1.12	0.894	0.113
2010050704	588	1.26	0.870	0.100

尽管来流温度对燃烧效率的影响并无规律,但来流温度对点火和火焰稳定的影响很显著.图4是当来流总温为851 K时的曲线,图5是当来流总温为588 K(对应 $Ma=2.8$ 的飞行速度)时的曲线.可以看到,在较低来流温度下,燃烧过程不稳定,出现了一定程度的振荡,振荡幅值为均值的3%,若进气道的抗反压裕度较大,则该振荡是可以接受的.

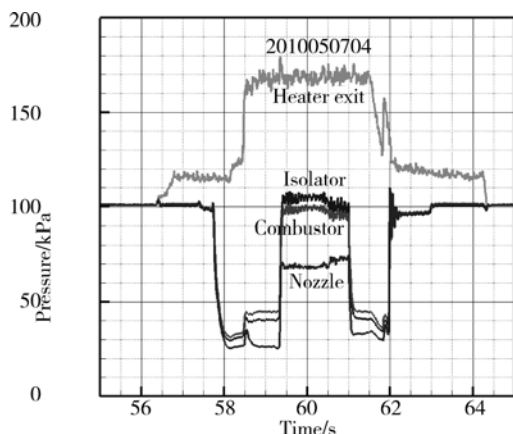


图5 低入口总温时的压力波动

Fig. 5 Pressure instability when lowering temperature of incoming flow

4 不同余气系数时的燃烧效率

余气系数对燃烧效率的影响较为显著.图6是余气系数对燃烧效率的影响,可以看到,在余气系数接近1时,效率最高,达到92%.随着余气系数增加,效率下降,最低效率仅为0.853.

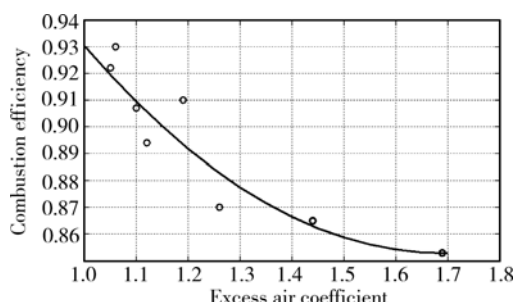


图6 余气系数对燃烧效率的影响

Fig. 6 Effect of excess air coefficient on combustion efficiency

与火箭发动机相比,亚燃冲压发动机燃烧效率较低的原因有多方面:①燃烧室压力很低,通常在1个或几个大气压,低压意味着较小的分子碰撞几率,从而燃速较慢.②亚燃冲压发动机内的气

流速度较高,为避免进气道工作于亚临界状态,要求喉部要与进气道协调,从而燃烧室的收缩比较小.本燃烧室中,收缩比为2.5,对应的燃烧室马赫数为0.25,较高的气流速度使推进剂在燃烧室内的停留时间变短,燃烧不充分.③低压下的雾化性能变差,一般来说,液滴破碎的尺寸取决于Weber数,低压下的Weber数较低,气动力也较低.④亚燃冲压发动机中,燃油体积与空气体积相比非常小,从而有赖于高度雾化和混合水平.例如,在当量比为1时,1 kg空气需要与0.067 kg煤油燃烧,考虑室压为0.1 MPa,来流空气温度为900 K时,空气和煤油的体积比为 $2.9 \times 10^4 : 1$,这对煤油的雾化和混合提出了更高要求.

下一步需要通过改进设计以提高燃烧效率,但当前0.9左右的燃烧效率已经初步达到了实用化要求,美国空军在对亚燃冲压发动机进行性能评估时^[12],所采用的燃烧效率仅为0.85.

5 结论

通过开展亚燃冲压发动机直连式试验,研究了不同来流条件、不同余气系数时的燃烧性能.结果表明:

- 1) 来流温度对燃烧效率的影响并无规律,但来流温度对点火和火焰稳定的影响很显著;
- 2) 余气系数接近1时,效率最高;
- 3) 总体而言,所设计的凹腔型亚燃冲压发动机具有0.9左右的燃烧效率,初步达到了实用化要求.

参考文献:

- [1] Waltrup P J, White M E, Zarlingo F, et al. History of ramjet and scramjet propulsion development for U. S. navy missiles[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1997, 18(2):234-243.
- [2] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京:国防工业出版社,1992.
- [3] 李庆,潘余,谭建国,等. 亚燃冲压发动机中凹腔与V槽火焰稳定器性能对比分析[J]. 航空动力学报,2010,24(1):35-40.
- LI Qing, PAN Yu, TAN Jianguo, et al. Comparison of characteristics of ramjet with cavity-based flameholder and V-gutter flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,24(1):35-40. (in Chinese)
- [4] Samaniego J M, Yip B, Poinot T, et al. Low-frequency combustion instability mechanisms in a side-dump combustor[J]. Combustion and Flame, 1993,94(4):363-380.
- [5] Roux A, Gicquel L Y M, Sommerer Y, et al. Large eddy simulation of mean and oscillating flow in a side-dump

- ramjet combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2008, 152(1-2): 154-176.
- [6] Chen L, Lin R, Gu H, et al. Analyses of supersonic combustion by gas sampling[R]. AIAA 2005-3317, 2005.
- [7] Mitani T, Takahashi M, Tomioka S. Measurement of scramjet engine performance by gas sampling[R]. AIAA 98-1590, 1998.
- [8] McClinton C R, Anderson G Y. Evaluation of as bulk calorimeter and heat balance for determination of supersonic combustor efficiency[R]. NASA TP 1739, 1980.
- [9] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [10] Kobayashi K, Tomioka S, Kato K, et al. Performance of a dual-mode combustor with multi-staged fuel injection[R]. AIAA 2004-3482, 2004.
- [11] Reggiori A, Riva G, Daminelli G B. A method for evaluating the combustion efficiency in direct connect supersonic combustion test facilities[C]// *Proceedings of 22nd International Symposium on Shock Waves*. London, UK: Imperial College, 1999: 291-296.
- [12] Young G B W. Basic supersonic ramjet point-design performance[R]. US Air Force, Research Memorandum, RM-1615, 1955.

JALSP