

文章编号:1001-2486(2007)05-0001-04

## 超燃冲压发动机燃烧室构型优化的试验研究\*

吴先宇,李小山,丁 猛,刘卫东,王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要:**在直连式超燃冲压发动机试验系统上,通过调节超燃冲压发动机燃烧室壁面扩张角和燃料喷注位置,对燃烧室构型优化进行了试验研究。为了提高试验效率,燃烧室形面调节采用正交试验设计方法进行组织,每个形面进行5种喷注位置的试验,每次试验通过文氏管调节3个当量比的燃料流量。利用试验数据构造燃烧室性能关于构型参数的响应面模型,可用于燃烧室构型优化。通过两次渐进优化获得了性能更优的燃烧室构型,并根据试验数据分析了各构型参数对燃烧室性能的影响,结果表明:优化构型燃烧室的推力增益比基准构型增大了10.4%;燃烧室性能受各构型参数的强烈耦合影响。

**关键词:**超燃冲压发动机;燃烧室;构型优化;直连式试验

中图分类号:V221;V423 文献标识码:A

## Experimental Study of the Configuration Optimization of Scramjet Combustor

WU Xian-yu, LI Xiao-shan, DING Meng, LIU Wei-dong, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:**An experimental study was conducted on the direct-connect scramjet combustor experiment system to investigate the performance optimization of scramjet combustor by adjusting the shape angles and fuel injection. An orthogonal array design of experiment method was used to organize the combination of shape angles. For every combination of shape angles, five experiments with different fuel injection arrangement were carried out, and every experiment was actualized with three equivalence ratios by adjusting a throttling venturi. The test data were used to build a response surface model of the combustor performance with respect to configuration parameters for combustor configuration optimization. The optimal combustor configuration was obtained by two successive optimizations, and the effects of configuration parameters on combustor performance were analyzed. The results showed that the thrust gain of optimal combustor configuration was increased by 10.4% relative to the baseline configuration, and the combustor performance was influenced strongly by the couple of configuration parameters.

**Key words:**scramjet; combustor; configuration optimization; direct-connect test

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的理想动力装置,一直是各国的研究热点。超燃冲压发动机的流道主要由进气道、燃烧室和尾喷管组成。而燃烧室内的流动和燃烧现象极为复杂,燃烧室的性能受到来流条件、燃烧室形面、燃料喷注等众多因素的影响,使得燃烧室性能研究极具挑战性<sup>[1]</sup>。

燃烧室构型设计是超燃冲压发动机设计的关键内容,主要是确定合适的燃烧室形面与燃料喷注方式,以获得更好的燃烧室性能。国内外已开展了许多关于燃烧室形面和燃料喷注对燃烧室性能影响的研究<sup>[2-5]</sup>。本文在直连式超燃冲压发动机试验系统上对碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室的构型优化开展研究,通过调节燃烧室形面、燃料流量与喷注位置来获得性能最佳的燃烧室构型,并分析各形面参数与燃料喷注对燃烧室性能的影响。

### 1 试验系统

直连式超燃冲压发动机试验系统由燃烧室、空气加热器、测量与控制子系统、燃料供应调节子系统

\* 收稿日期:2007-03-05

基金项目:国家863计划资助项目(2005AA723070)

作者简介:吴先宇(1982—),男,博士生。

以及台架等组成,如图1所示。空气加热器用于模拟飞行马赫数6.0、高度25km条件下的燃烧室入口流状态,即总温1505K、总压2.8MPa、马赫数3.0。测量参数主要包括试验推力、加热器室压、燃料流量与喷注压强、燃烧室上壁面压强等,其中燃烧室上壁面压强采用Pressure System Inc.的9116智能紧凑型压力扫描阀测量。根据测量参数可确定加热器和燃烧室工作状态,并进一步用于燃烧室性能分析。加热器以空气、氧气和酒精为工质,燃烧室则以液体碳氢燃料(煤油)为主燃料,并采用氢气引导火焰点火。采用可调文氏管调节煤油流量<sup>[6]</sup>,以便在一次试验中获得多个当量比燃料喷注下的燃烧室性能参数。

图2所示为超燃冲压发动机燃烧室构型示意图。燃烧室由5段组成,各段上壁面通过铰链连接,通过调节上壁面扩张角度(记为 $\theta_1 \sim \theta_5$ )来改变燃烧室形面。采用一体化凹腔实现燃料喷注、点火以及火焰稳定<sup>[7]</sup>。燃烧室上壁面分布4个喷注点(记为 $T_1 \sim T_4$ ),下壁面分布3个喷注点(记为 $B_1 \sim B_3$ )。选择不同喷注位置可改变燃烧释热的分布。由于第1段和第5段没有布置喷注点,实际上分别构成超燃冲压发动机的隔离段和部分尾喷管。

## 2 试验方案

对燃烧室性能评估主要依据发动机推力增益 $T_{gain}$ ,其定义为

$$T_{gain} = T_{engine} - T_{heater} \quad (1)$$

其中, $T_{engine}$ 为超燃冲压发动机工作时所测推力, $T_{heater}$ 为仅加热器工作时所测推力。

在燃烧室来流参数不变的条件下,改变燃烧室形面和燃料喷注位置将获得不同的燃烧室总体性能。为了确定最佳燃烧室构型,并提高可比较性,采用如下试验方案:(1)固定燃烧室出口高度,可按设定的燃烧室扩张比确定;(2)采用正交试验设计方法确定燃烧室形面调整的组合方式;(3)每种燃烧室形面下选择5种燃料喷注组合方式进行试验;(4)每次试验通过文氏管调节燃料流量,实现3个当量比的工况。

在试验中,取燃烧室扩张比为3.5。燃烧室形面角度调节的组合见表1,并以第1组为基准形面。每次试验时选取4个燃料喷注位置。为考察燃料喷注对燃烧室性能的影响,定义变量 $F_{inj}$ , $F_{inj}$ 的不同取值代表不同的燃料组合方式,表2给出了燃料喷注组合方式。试验中当量比ER调节为0.7、0.9和1.1,以ER=0.9时燃烧室性能作比较,ER=1.1时燃烧室状态可作为燃烧室反压不对隔离段产生干扰的约束。

表1 燃烧室形面角度组合

No.	$\theta_1(^{\circ})$	$\theta_2(^{\circ})$	$\theta_3(^{\circ})$	$\theta_4(^{\circ})$
1	0.00	1.50	2.50	3.50
2	0.00	1.00	2.00	4.00
3	0.00	1.00	3.00	5.00
4	0.00	1.00	4.00	5.00
5	0.00	1.00	2.00	3.00
6	0.00	2.00	4.00	4.00
7	0.00	2.00	2.00	6.00
8	0.00	3.00	2.00	6.00
9	0.00	3.00	3.00	4.00
10	1.00	1.00	2.00	4.00
11	1.00	1.00	3.00	6.00
12	1.00	1.00	4.00	6.00
13	1.00	2.00	2.00	5.00
14	1.00	2.00	3.00	4.00
15	1.00	3.00	4.00	4.00
16	1.00	3.00	2.00	5.00

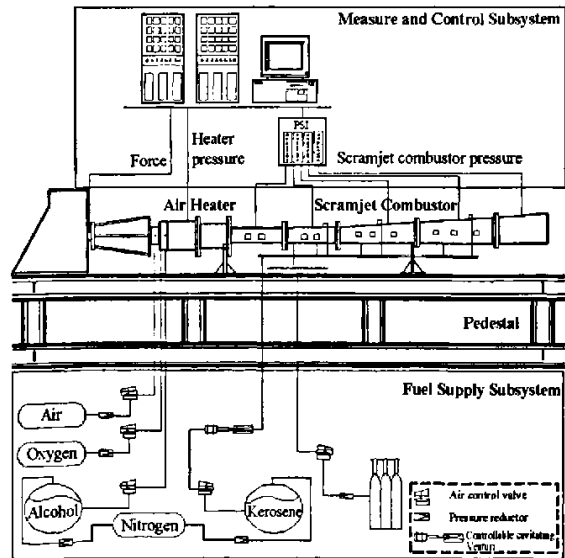


图1 直连式试验系统示意图

Fig.1 Schematic of the direct-connect experiment system

表2 燃料喷注位置组合

Tab.2 Organization of fuel injection location

$F_{inj}$	燃料喷注组合			
1	$B_1$	$B_3$	$T_2$	$T_4$
2	$B_1$	$B_2$	$T_2$	$T_4$
3	$B_1$	$B_2$	$T_2$	$T_3$
4	$B_1$	$B_2$	$T_1$	$T_3$
5	$B_1$	$B_2$	$T_1$	$T_2$

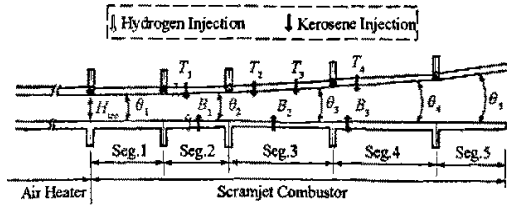


图2 燃烧室构型示意图

Fig.2 Configuration of the scramjet combustor

### 3 试验结果及分析

#### 3.1 基准构型分析

受工况调节精度和参数测量精度的影响,样本数据具有一定的误差,认为该误差在可接受范围内。为了便于比较,可确定一个基准构型,即基准形面在5种燃料喷注下  $ER = 0.9$  时所获得的最大推力。试验发现基准构型的喷注位置为  $B_1$ 、 $B_2$ 、 $T_2$  和  $T_3$ ,即  $F_{inj} = 3$ 。分别以基准构型在  $ER = 0.9$  时的推力增益和燃烧室入口压强为推力参考值  $T_{ref}$  和压强参考值  $P_{ref}$ ,参考值可由工况稳定时测量参数的平均值确定。燃烧室几何尺寸以隔离段入口高度  $H_{in}$  为参考值。

图3所示为基准构型的试验结果。燃烧室入口流总压的均值为2.821MPa,相对于设计值的偏差为0.8%。试验中当量比为0.696、0.912、1.110,相对于设定值的偏差分别为0.6%、1.3%和1.0%。随着流量的调节,发动机推力有较为明显变化, $ER = 0.7$  时推力增益为  $0.749T_{ref}$ , $ER = 1.1$  时推力增益为  $1.162T_{ref}$ 。从壁面压强变化可知,当量比的增加使燃烧室压强有所提高,并使预燃激波串位置前移,但隔离段入口未受到影响。

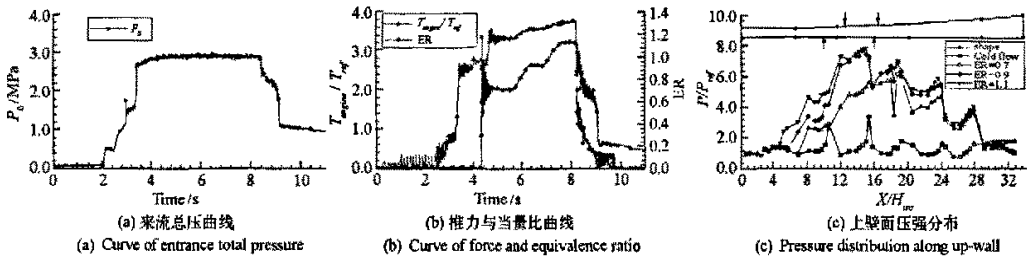


图3 燃烧室基准构型试验结果

Fig.3 Test result of the baseline configuration of scramjet combustor

#### 3.2 构型优化

采用基于二阶多项式响应面模型的渐进优化策略对燃烧室构型进行试验优化。对所研究的对象,二阶多项式模型表述为

$$y = c_0 + \sum_{i=1}^n c_i x_i + \sum_{i=1}^n c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n c_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

其中响应  $y$  为推力增益  $T_{gain}$ ;  $n = 5$  维设计因素,  $x$  分别为  $\theta_1 \sim \theta_4$ 、 $F_{inj}$ ;  $c$  为待定的多项式系数。

图4所示为  $ER = 0.9$  时试验数据分布,对不同形面,获得最大推力增益时的燃料喷注方式不同,且各种喷注方式对推力性能的影响程度也不同。显然,燃烧室构型不同导致燃烧室性能差异较大,且基准构型的性能相对较优。

利用基本的试验数据在 iSIGHT 软件<sup>[8]</sup>中构造燃烧室推力增益关于构型参数的响应面模型,并以最大化推力增益为目标对其进行优化,获得改进的构型方案;然后对该方案进行试验验证,并将新获得的试验数据补充到样本数据库中,再次构造响应面模型并优化获得更优的构型方案。受限于试验精度,经两次优化迭代后最优方案收敛,两次优化迭代历史分别如图5和图6所示。

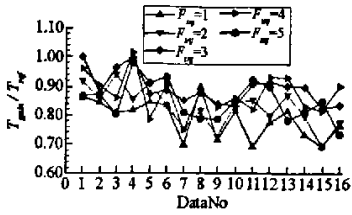


图4 ER=0.9时试验样本数据分布  
Fig.4 Sample data for ER=0.9

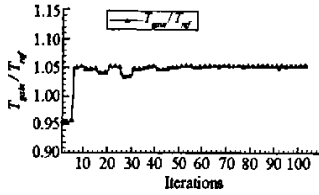


图5 第1次优化迭代历史  
Fig.5 Iteration of first optimization

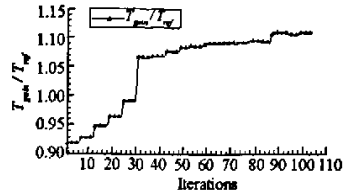


图6 第2次优化迭代历史  
Fig.6 Iteration of second optimization

第1次优化所得的构型方案为： $\theta_1 = 0.0^\circ$ 、 $\theta_2 = 1.0^\circ$ 、 $\theta_3 = 4.0^\circ$ 、 $\theta_4 = 4.0^\circ$ ， $F_{wj} = 4$ ，预测推力增益为  $1.053 T_{wf}$ 。对该构型进行试验验证，获得推力增益为  $1.040 T_{wf}$ ，预测误差为 1.3%。

第2次优化获得的最佳构型方案为： $\theta_1 = 0.0^\circ$ 、 $\theta_2 = 1.0^\circ$ 、 $\theta_3 = 3.5^\circ$ 、 $\theta_4 = 4.0^\circ$ ， $F_{wj} = 3$ ，预测推力增益为  $1.109 T_{wf}$ 。最佳构型试验所得推力增益为  $1.104 T_{wf}$ ，预测误差为 0.5%。图7所示为最佳构型的试验结果。燃烧室入口流总压的均值为 2.868MPa，相对于设计值的偏差为 2.4%。试验中当量比为 0.685、0.923、1.072，相对于设定值的偏差分别为 2.1%、2.5%和 2.6%。最佳构型的推力增益较基准构型增加了 10.4%，改进比较显著。

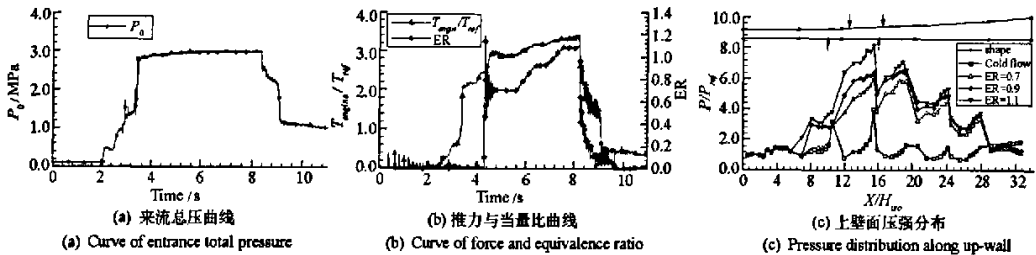


图7 燃烧室最佳构型试验结果

Fig.7 Test result of the optimal configuration of scramjet combustor

### 3.3 参数影响分析

对试验数据进行试验设计分析，可确定各构型参数对燃烧室性能的影响。图8所示为各因素对燃烧室推力增益影响的 Pareto 图，其中  $A_{gi} = \theta_i$ 。可知，耦合因素对燃烧室推力增益的影响强于单个因素，影响最大的是  $\theta_2$  与  $\theta_4$  的耦合作用，单个因素影响大小排序为： $\theta_4 > \theta_2 > \theta_3 > F_{wj} > \theta_1$ 。除了  $\theta_1$  的影响较小外，其它因素的影响都比较大，且影响大小差异不显著，表明各因素相互干扰很强烈。因此，对于碳氢燃料的超燃冲压发动机，燃烧室构型对燃烧室性能的影响极其复杂。

## 4 结论

通过调节燃烧室形面扩张角和燃料喷注位置，对超燃冲压发动机燃烧室构型进行了试验优化。采用试验设计方法组织燃烧室形面调节、采用文氏管调节燃料流量，提高了试验效率。构造了燃烧室性能关于构型参数的响应面模型，并通过两次渐进优化获得了性能有明显改善的燃烧室构型，其推力增益较基准构型增大了 10.4%。参数影响分析表明，燃烧室性能受各因素的强烈耦合影响，且各因素的影响差异不显著。

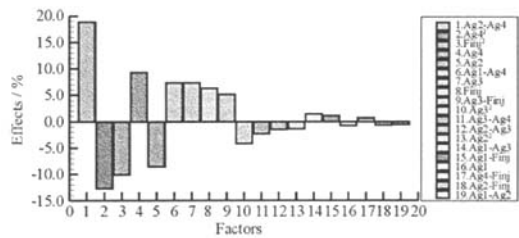


图8 各因素对推力增益的 Pareto 影响图  
Fig.8 Pareto effects plot of factors for thrust gain

## 8 结果与讨论

近年来,国外开展云团形态估计和云团活动预测的手段之一是将大气运动模式(考虑大气运动与热力、凝结过程)与多光谱卫星资料(红外和可见光云图等)相结合的4维变分同化研究(4DVAR)<sup>[9]</sup>。根据美国气象学会2005年度研究通报<sup>[10]</sup>,美国NASA(美国国家航空航天局)和NOAA(美国海洋大气管理局)的研究者基于多星源卫星云图同化技术和多传感器数据融合技术进行了对流层大气云迹风识别和云团活动矢量反演,并将其应用于数值预报模式的改进之中。上述研究工作中由于考虑了大气中的水汽相态变化和云物理过程,以及利用了多方位的传感信息,因此代表了该领域未来的重要发展趋势。但上述研究涉及了多星源的海量气象卫星资料信息,其变分同化技术和数据融合技术的复杂性和计算量也是巨大的,因此国内尚未见到类似的研究报告。

本文采用经验正交函数分解(EOF)方法进行云图序列的时、空分离,在此基础上,引入遗传算法对EOF的时间系数序列进行动力模型重构和模型参数反演,建立了云团演变的EOF时间系数的非线性方程组,再通过EOF时、空函数合成,构造了云团演变动力预报模型。与国外的相关研究相比,本文提出的云团预测方法对卫星云图数据信息要求较低,建模复杂性和计算量较小,在普通微机上即可实现云团移动的建模与预测。预测试验结果表明,反演的云团预报模型能够较为客观合理地描述特定季节和区域云演变的基本结构,预测结果与实际云图的主要特征相似,并实现了云图中、长时效(6h以上)非线性预测,研究成果为云团预测研究提供了有益参考。本文不足之处是模型中未及考虑大气中的水汽相变和云物理过程,因而制约了对云发展变化本质的刻画和描述。

### 参考文献:

- [1] Hall D J, English R M, Wolf E. Experiments in Automatic Cloud Tracking Using SMSGOES Data [J]. *Appl. Meteor.*, 1997, 16(5): 1219 - 1230.
- [2] Arking A, Robert C L, Rosenfield A. A Fourier Approach to Cloud Motion Estimation [J]. *Appl. Meteor.*, 1978, 17(3): 735 - 744.
- [3] 龚克, 叶大鲁, 葛成辉. 卫星云图预测的卫星矢量方法 [J]. *中国图形图像学报*, 2000, 5(4): 349 - 352.
- [4] 白洁, 王洪庆, 陶祖钰. GMS 卫星云图强对流云团的识别与追踪 [J]. *热带气象学报*, 1997, 13(2): 158 - 167.
- [5] 张韧, 刘科峰. 卫星云图云团移动判别与临近预测 [J]. *应用基础与工程科学学报*, 2004, 12(增刊): 141 - 145.
- [6] Takens F. Detecting Strange Attractors in Fluid Turbulence [J]. *Lecture Notes in Mathematics*, 1981, 898(2): 361 - 381.
- [7] 吴洪宝, 吴蕾. 气候变率诊断和预测方法 [M]. 北京: 气象出版社, 2005.
- [8] 王小平, 曹立明. 遗传算法理论应用与软件实现 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2003.
- [9] Vukicevic T, Greenwald T, Zupanaki M, et al. Mesoscale Cloud State Estimation from Visible and Infrared Satellite Radiances [J]. *Monthly Weather Review*, 2004, 132(12): 3066 - 3077.
- [10] Velden C S. Recent Innovations in Deriving Tropospheric Winds From Meteorological Satellites [J]. *Review of American Meteorological Society*, 2005, 36(2): 205 - 223.

(上接第4页)

### 参考文献:

- [1] Hallion R P. The History of Hypersonics [R]. AIAA 2005 - 329, 2005.
- [2] 俞刚, 张新宇. 燃烧室构型对超燃冲压发动机性能影响研究 [J]. *流体力学实验与测量*, 2000, 14(1): 73 - 80.
- [3] Rowan S A, Paulty A. Performance of a Scramjet Combustor with Combined Normal and Tangential Fuel Injection [R]. AIAA 2005 - 615, 2005.
- [4] Kan Kobayashi, Sadatake Tomoioka, Kanenori Kato, et al. Performance of a Dual-mode Combustor with Multistaged Fuel Injection [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(3): 518 - 526.
- [5] 李大鹏, 潘余, 梁剑寒, 等. 喷注方式对双模态冲压发动机燃烧稳定性的影响 [J]. *国防科技大学学报*, 2006, 28(3): 10 - 14.
- [6] 丁猛, 吴继平, 梁剑寒, 等. 文氏管流量调节技术在煤油燃料超燃冲压发动机中的应用 [J]. *推进技术*, 2005, 26(1): 16 - 19.
- [7] 丁猛. 基于凹腔的超声速燃烧火焰稳定技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
- [8] iSIGHT Reference Guide (Version 8.0) [Z]. Engineous Software Inc., 2002.



