

# 加热器在冲压发动机试验 技术中的应用研究

李小平, 葛李虎, 栾希亭  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 直连试验技术是冲压发动机研究中一项非常关键的技术, 论证分析了如何模拟直连试验模型进口流量、总温及总压等关键参数, 并以此为基础研制了一种高室压、大流量及耐高温的空气加热器, 通过对该加热器和试验台相关组件的试验研究, 结果表明以空气、氧气及煤油组织燃烧的加热器工作性能良好, 解决了冲压发动机直连试验这项关键技术。

**关键词:** 冲压发动机; 试验技术; 气体加热器; 热试

**中图分类号:** V439

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 03-0014-06

## Applications of gas generator in ramjet direct-connect test facility

Li Xiaoping; Ge Lihu; Luan Xiting  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Ramjet direct-connected test is a key technology during development of ramjet engines. The method to provide desired temperature, pressure and flow rate conditions at combustor inlet is discussed in this paper. An gas generator working at high pressure, large mass flow and high temperature has been designed in order to have ramjet direct-connected tests. The performance of the gas generator has been examined on this ramjet direct-connect test facility by hot fire tests. The results show that the air/oxygen/kerosene gas generator works well, and it can solve the key problem in application of ramjet direct-connected test facility.

**Key words:** ramjet engine; test investigation; gas generator; hot test

收稿日期: 2007-02-17; 修回日期: 2007-05-15。

作者简介: 李小平 (1973—), 男, 工程师, 研究领域为发动机热结构和冲压发动机试验技术。

1 引言

随着航天推进技术的发展, 以吸气式发动机为动力的推进系统愈来愈受到航天专家的重视。冲压发动机是直接利用进气道将高速迎面气流减速增压, 经过增压的空气进入燃烧室后与燃料混合燃烧, 生成高温燃气经尾喷管膨胀加速排出, 从而产生推力的一种吸气式发动机。冲压发动机一般包括进气道、燃油供应与控制系统、燃烧室及尾喷管四大部分, 在高温、高压、高负荷以及参数快速变化等相当苛刻的条件下工作。为了研制出性能优良、工作可靠的冲压发动机, 节约研制经费, 缩短研制周期, 冲压发动机需要进行大量的地面模拟试验, 如部件试验、直连试验、转级试验及自由射流试验等, 以检验发动机新方

案、新工艺、新材料的可靠性, 其中直连试验是发动机研制过程中首要的关键性试验。

2 试验技术

冲压发动机直连试验技术是在地面通过管道或者模拟喉道把冲压发动机燃烧室和试验设备直接连接起来, 通过对试验设备的调节, 人为地使燃烧室进口气流参数和排气参数与实际飞行时的气流参数相同, 燃烧室的进口气流参数包括流量、总温、总压及马赫数, 其中进口气流的马赫数与结构有关, 在保证了来流流量、总温及总压的前提下, 当进口截面与实际飞行时保持一样, 就严格保证了来流马赫数。图 1 为冲压发动机直连试验台结构布局图。下面分别介绍在试验设备上如何来保证流量、总温及总压等参数。

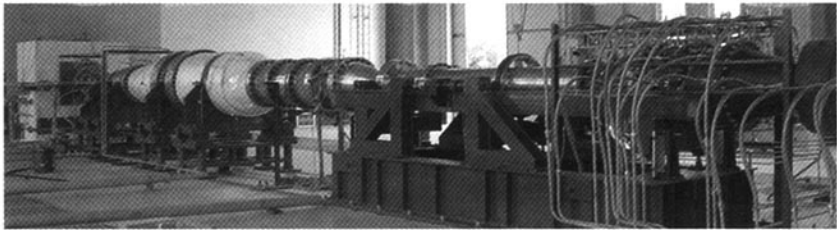


图 1 冲压发动机直连试验台结构布局图  
Fig.1 Structure of ramjet direct-connect test facility

2.1 模拟总温

冲压发动机直连试验技术中关键因素是对来流空气总温进行模拟, 发动机实际飞行时, 空气经过进气道唇口一系列激波系压缩, 气流总温升高。图 2 表示了冲压发动机在 2.0~6.0 之间的飞行马赫数、工作高度及来流空气总温的关系, 针对马赫数为 3.0 的发动机, 在 0~20km 工作范围内, 需要模拟来流空气最高总温是 807K, 最低总温是 607K, 冲压发动机直连模拟试验时, 如果发动机工作马赫数在 2.0~6.0, 则要求模拟来流空气总温在 400~1860K 之间。图 3 表示了选用氢类和碳烃为燃料的不同吸气式发动机的工作马赫数与比冲关系曲线, 从图中可以看出: 吸气式发动机的比冲远大于火箭发动机的比冲, 但吸气式发动机都存在一个最佳的工作区间, 涡喷发动机

最佳工作区间是马赫数小于 3.0, 亚燃冲压发动机最佳工作区间是马赫数 2.0~5.0, 超燃冲压发动机最佳工作区间是马赫数大于 5.0。

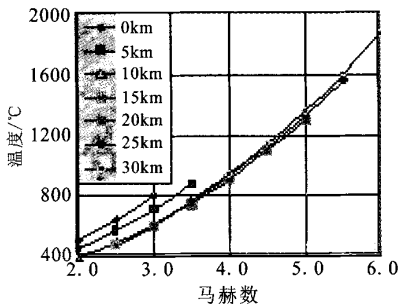


图 2 马赫数、工作高度和总温的关系  
Fig.2 The curve of temperature vs Mach number and altitude

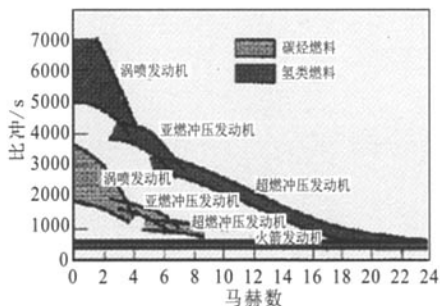


图 3 不同燃料和类型的发动机工作区间  
Fig.3 The work region of different fuels and types of air-breathing air engines

在冲压发动机直连试验技术中，为了真实模拟来流空气的温度、成分及气体参数，一般采取的措施是在试验设备前端安装热力装置对空气进行加热，对要求模拟空气温度在 500K 以下的试验设备可采用间接加热的方法，即采用换热器和利用燃烧室排气作为热源来加热空气，采用此法虽然生成热空气品质好，但被加热的空气流量有限；对要求来流空气温度高、流量大的情况下，一般采用直接加热的方法，即采用气体加热器或者电弧放电释放热能，这种方法试验时间长，流量大，加热的空气温度高，缺点是生成热空气的成分与实际空气有一定差别。

在直接加热生成热空气的方法中，气体加热器法是把空气通过一个小燃烧室，再喷入少量的

燃料进行燃烧，燃料燃烧后消耗掉空气中的一部分氧气，为了保证生成热空气中氧气质量的含量为 23.14%，在气体加热器之后再补进氧气，由于采用了燃料燃烧后释放热量，必然导致生成热空气中 H<sub>2</sub>O 和 CO<sub>2</sub> 的质量含量比实际空气中的高。电弧法是把空气通过电弧间放电释放热量来加热，空气在高电压、高电流和尖端放电的情况下会发生电离，空气中 N<sub>2</sub>、O<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub> 等成分电离后，使得生成高温空气中可能含有 O、N、CO 等杂质。通过对上述方法的比较，在冲压发动机试验技术研究中，采用气体加热器的方法来生成高温空气是一种比较廉价、可行和可靠的技术。

采用气体加热器的方法来生成高温空气的技术中，对加热器的燃料选择也是非常关键的因素，表 1 列出气体加热器选用不同燃料燃烧后生成燃气温度及与实际空气的误差。参考计算结果，为了比较真实地模拟冲压发动机来流总温，降低直连试验台及其关键组件的研制难度，针对飞行马赫数 2.0~4.0 冲压发动机，模拟总温的可行方法是选用空气和酒精加热器；针对飞行马赫数 4.0~8.0 超燃冲压发动机，模拟总温的可行方法是选用氧气和煤油或者氧气和酒精加热器；针对飞行马赫数 8.0 以上高超飞行器，目前还不具备长时间地面试验模拟技术，只能靠飞行试验来实现。

表 1 常用气体加热器工质燃烧总温、成分及误差对比

Tab.1 Comparison of the total temperature, ingredients of the working fluids for gas generator often used

序号	加热器工质类别	理论混合比	燃烧总温/K	H <sub>2</sub> O 比例	CO <sub>2</sub> 比例	分子量误差比	质量误差比
1	空气/酒精	8.5	2234	0.1889	0.1172	1.002	0.326
2	空气/煤油	14.7	2353	0.1221	0.1277	0.895	0.307
3	空气/氢气	33	2537	0.3365	0.0003	1.554	0.282
4	空气/甲烷	17	2264	0.1888	0.0906	1.059	0.321
5	氧气/酒精	2.0	3387	0.4613	0.2111	1.070	0.204
6	氧气/煤油	2.8	3663	0.3143	0.1705	1.032	0.187
7	氧气/氢气	8.0	3644	0.6681	0.0000	1.556	0.189

为了突破冲压发动机直连试验技术这一关键技术,降低来流空气中的污染成分含量,本文选用以空气/氧气/煤油三种组元组织燃烧的气体加热器,选用该技术方案研制的难度大,加热器工作环境恶劣,要求材料和加工工艺技术高,但与同类试验设备比较,生成的空气质量高,更能接近发动机实际飞行时的来流空气状态。

## 2.2 模拟流量

为了满足冲压发动机实际飞行时的空气总流量,在空气/氧气/煤油气体加热器之后设置混合器,掺混一定量的空气以满足发动机不同弹道点的流量要求。因此,直连试验台模拟总流量存在如下关系:

$$q_{\Sigma}=q_k+q_f+q_o+q_c$$

式中,  $q_{\Sigma}$  为模拟空气总流量;  $q_k$  为气体加热器的空气流量;  $q_f$  为气体加热器的燃料流量;  $q_o$  为气体加热器的氧气流量;  $q_c$  为混合器掺混空气流量。

为了保证气体加热器生成的高温燃气中含氧量与实际空气中相同,氧气质量为 23.14%,要求气体加热器组织燃烧的效率要高,流量控制要精确,要严格保证加热器的氧气和燃料流量的比例,两者之间存在如下关系:

$$q_o=\zeta\cdot q_f$$

式中,  $\zeta$  为氧气与燃料流量的比例系数。

根据热力计算结果,如果气体加热器选择火箭煤油为燃料,则氧气流量与燃料流量之比近似为 4.7,如果气体加热器选择酒精为燃料,则氧气流量与燃料流量之比近似为 2.9。在冲压发动机直连试验时,如果严格保证了气体加热器和混合器的各路流量,假设系统燃烧效率为 1.0,就严格保证了冲压发动机模拟来流空气流量和含氧量。

## 2.3 模拟总压

当严格保证冲压发动机燃烧室进口气流的流量和总温,模拟总压相对来说是一个简单过程,冲压发动机直连试验时,为了模拟燃烧室内部工作过程,燃烧室要带喷管来模拟燃烧室压力,这相当于直连试验台前端出口空气流的背压,根据一维气动流量方程,当在来流空气流量和总温相

同的情况下,背压恒定,燃烧室试验模型进口段的压力损失为恒定值,则严格保证冲压发动机燃烧室试验模型进口总压。

在冲压发动机燃烧室试验模型进口总压的模拟过程中,需要注意的一点是在燃烧室试验模型结构设计时,绝对禁止来流空气在试验模型进口段形成临界流动。为了减少燃烧室工作过程对直连试验台的干扰,可以在燃烧室试验模型和直连试验台之间增加模拟喉道,模拟喉道实际上是一个拉伐尔喷管,通过拉伐尔喷管可以使气流加速到超音速,由于燃烧室背压的存在,气流在喷管的扩张段内某处形成一道正激波,气流通过激波后,总温不变,总压减少,气流由超声速流转变成亚声速流,正激波后的亚声速气流在扩张段保持等熵流动,静压增加,速度减少,在模拟进气道出口处与燃烧室的压力和马赫数的要求相匹配。

## 3 气体加热器

### 3.1 性能特点

为了实现冲压发动机直连模拟试验台大流量、高模拟总温、快速启动和分段连续调节空气流量的能力,这就决定了直连试验台气体加热器必须具备高室压、大流量和耐高温的工作特点。

根据目前现有航空发动机燃烧室性能指标,室压一般小于 3.0MPa,燃烧温度最高到 1500~1600K,对单管火焰筒流量最大到 10~12kg/s,流量过大将影响燃烧效率、出口总温和燃料系统的结构设计。为了突破以上关键技术,在冲压发动机直连试验台设计时,引进氧气作为反应介质,使得气体加热器的室压达到 5.0MPa 以上,燃烧室平均总温高达 1800K,总流量达到 15~20kg/s,燃烧效率大于 90%。

### 3.2 工作原理

首先,氧气、煤油和空气燃烧产生高温燃气,然后空气由中心导气管进入加热器前端,经加热器头部导流后进入气体加热器燃烧室,其中一部分用于冷却火焰筒壁面,另一部分与中心氧气和煤油生成的高温燃气进行掺混。为了保证加

热器可靠工作，加热器头部火焰筒内壁采用空气冷却，身部和喉部采用水冷结构。

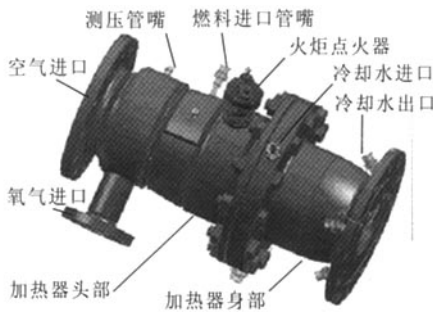


图 4 空气/氧气/煤油加热器结构图

Fig.4 Structure of air/oxygen/kerosene gas generator

3.3 结构方案

空气/氧气/煤油气体加热器包括三大部分：头部、身部及喉部（见图 4），其中头部包括进口法兰、喷注器、火焰筒、外壳及火炬点火器等组成部分；身部包括外壳和水冷却套等组成部分；喉部包括内流道段和外冷却套等组成部分。

4 热试分析

在冲压发动机直连模拟试验台研制过程中，对空气/氧气/煤油加热器及直连试验台相关组件进行 10 余次热调试，进行下列几个方面的研究试验。图 5 表示空气/氧气/煤油气体加热器热试。

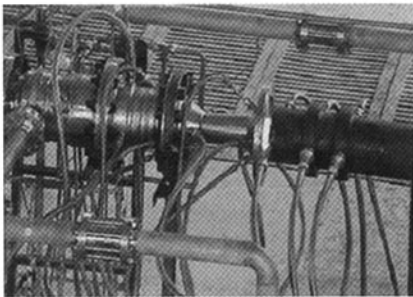


图 5 空气/氧气/煤油加热器热试图

Fig.5 Air/oxygen/kerosene gas generator hot fire tests

4.1 点火启动试验

为保证加热器的可靠点火，即保证冲压发动机直连试验台的可靠稳定起动，针对空气/氧气/煤油气体加热器，选用电火花塞和火炬点火器两种

不同点火方案，以及火花塞不同安装位置的试验。根据几次热试结果发现：气体加热器选用电火花塞点火时，火花塞安装位置对点火影响极大，点火位置和时机好，加热器启动过程压力爬升稳定，无初始压力峰。选用火炬点火时，要特别注意火炬点火器工作参数与加热器工作参数匹配，防止在启动过程因压力和热对结构造成破坏。

图 6 为加热器试车时的压力曲线，为了消除加热器初始压力峰，保证直连试验台启动平缓，可以采取以下技术措施：

- (1) 对加热器采用分级启动，使室压逐渐提升；
- (2) 保证燃料挤入加热器后，迅速点火，使燃料在加热器内不能有过多积存；
- (3) 从加热器结构设计上加强和紧固，使加热器自身可以抗击初始压力峰，防止结构破坏。

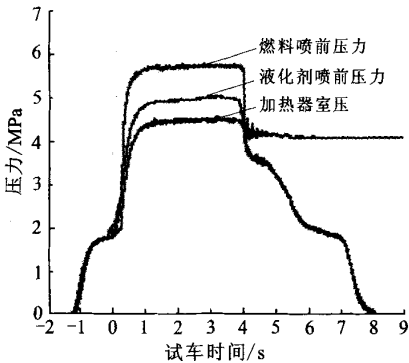


图 6 加热器试车压力曲线

Fig.6 The curve of pressure in air/oxygen/kerosene gas generator hot fire tests

4.2 热结构试验

为了考核气体加热器冷却结构及热防护能力，对气体加热器分别进行了 80% 工况、设计工况及 110% 工况下的热试。根据热试结果，空气/氧气/煤油气体加热器头部和火焰筒结构设计合理，可以承受中心燃气温度高达 3400K 的对流和热辐射影响，由于系统采用了煤油为燃烧介质，热试后发现在喷嘴周围和火焰筒内壁面存在轻微积碳。

4.3 燃烧效率试验

为了评估直连试验台，含加热器、混合器及

整流器等关键组件的综合效率,在直连试验模型前端安装测量耙,单个测量耙上安装有4个总温和4个总压测点,压力和温度传感器在测量截面上按等面积分布,图7表示直连试验台总体热效率曲线。根据空气、氧气及煤油三种介质的热力计算结果,假设加热器燃烧效率为1.0,不考虑冷热气流的掺混效率和整流损失,测量耙测到的热空气总温为620K,而实际测量的总温为520K左右,则冲压发动机直连试验台的热效率达到0.85,加热器的燃烧效率为0.9~0.95,直连试验台整体技术参数达到最初设计要求,造成试验台整体热效率不很高的原因是整流器的热沉比较大,气体加热器的流量相对小,这些原因并不影响地面试验设备对来流空气加热的需求。

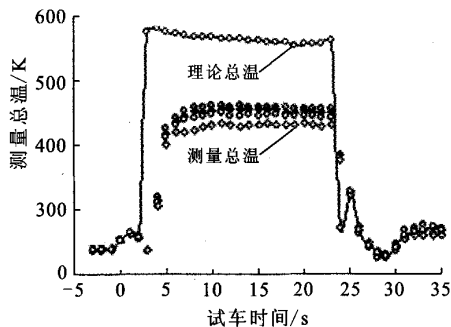


图7 试验台热效率曲线

Fig.7 The curve of efficiency in ramjet direct-connect test facility hot fire tests

## 5 结论

结合冲压发动机直连试验台的调试,对试验台所选用的空气/氧气/煤油气体加热器的性能和特征进行了研究,得到如下研究结论:

(1) 在冲压发动机地面试验中,要严格保证试验模型进口空气的流量、总温、总压及马赫数,其中模拟总温是一项非常关键和重要的环节,对大流量和高马赫数的直连试验设备,采用气体加热器直接加热的方法是比较经济和确实可

行的技术方案,当冲压发动机飞行马赫数为2.0~4.0时,试验设备最好选用空气和酒精气体加热器对空气进行加热,当飞行马赫数4.0~8.0时,最好选用氧气和煤油或者氧气和酒精气体加热器,这样不仅减少研制和试验经费,而且降低加热器的研制难度,生成高温空气品质好。

(2) 为了保证冲压发动机直连试验台系统快速启动,加热器选用电火花塞点火,火花塞安装位置比较关键,点火位置和时机好,则加热器启动过程迅速,室压爬升快,无初始压力峰,选用火炬点火器时,要特别注意点火器工作参数与加热器工作参数的匹配。

(3) 为了解决冲压发动机直连试验台分段连续模拟弹道、高模拟总温和大范围调节空气流量的能力,气体加热器选用空气、氧气及煤油三种介质组织燃烧,技术方案可行,结构设计合理,加热器可以承受中心燃气温度高达3400K的对流和热辐射影响。

(4) 空气/氧气/煤油气体加热器的性能指标高于现有航空发动机燃烧室的性能指标,室压达到5.0MPa以上,燃烧室平均总温高达1800K,流量达到15~20kg/s,根据调试结果,试验台的热效率达到0.85,加热器的燃烧效率为0.9~0.95,说明气体加热器设计合理,整体性能指标高,可以满足冲压发动机直连试验要求。

## 参考文献:

- [1] 李小平,刘站国,葛李虎.补燃循环发动机加热器工作效率的研究方法[J].火箭推进,2002,28(6):1-4.
- [2] 范洁川,樊玉辰.世界风洞[M].北京:航空工业出版社,1985.
- [3] 卢卡西维茨J.超音速试验方法[M].董兴德译.北京:国防工业出版社,1965.
- [5] Lancaster O E. Jet propulsion engines [M]. New Jersey Princeton University, 1959.

(编辑:马杰)