

文章编号: 0258-1825(2010)06-0621-05

# 冲压发动机尾喷管实验新方法

李 斌, 李进平, 俞鸿儒, 陈 宏

(中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室, 北京 100190)

摘 要: 阐述冲压发动机尾喷管地面模拟实验的新方法。采用双爆轰技术产生稳定的高焓燃气模拟高马赫数飞行条件下冲压发动机的燃烧气体; 利用皮托管测量尾喷管推力, 并对测量误差进行了分析; 为研究催化复合效应增大推力提供实验基础。

关键词: 爆轰; 吸气推进; 冲压发动机; 动量法; 推力测量

中图分类号: V211.751; V235.21<sup>+</sup>3 文献标识码: A

## 0 引 言

随着航空航天事业的发展, 冲压发动机的需求日益迫切。根据燃烧室内流速的快慢, 冲压发动机可分为亚燃冲压发动机(燃烧室内为亚声速流动)和超燃冲压发动机(燃烧室内为超声速流动)两种。这两种冲压发动机的概念提出后, 前者进展顺利, 1949 年即实现首次飞行<sup>[1]</sup>, 但当飞行马赫数超过 6 之后, 其比冲较后者要低得多, 见图 1<sup>[2]</sup>。而后者理论上可以在超高速条件下飞行(飞行马赫数范围约为 6~15), 但由于技术方面的困难, 迄今仍未能实际应用。

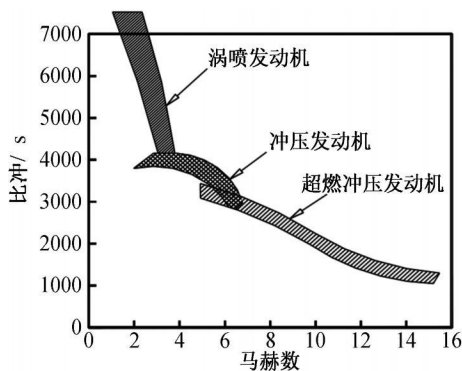


图 1 各种吸气式发动机的理论比冲 (氢燃料)  
Fig. 1 Theoretical specific impulse of airbreathing engines (Hydrogen fuel)

二者性能的差异主要是由于燃烧室内来流的静温不同引起的。高速来流通过进气道减速至亚声速后其温度接近来流总温, 而来流总温随马赫数的增高

而急速增大(图 2)。随着来流总温的升高, 燃烧释放的相同的化学能使燃气温度上升得越来越少, 这是因为随着燃气温度的提高, 燃气解离程度不断加大, 燃烧释放的化学能越来越多地以离子能形式存在于解离气体中, 燃气通过尾喷管的时间非常短促, 解离能在尾喷管内来不及复合转化为推力, 这也是亚燃冲压发动机在高马赫数条件下推力迅速降低的主要原因。

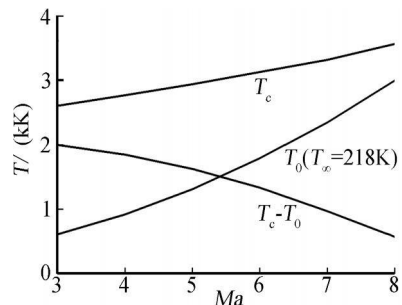


图 2 燃气温度  $T_c$ 、来流总温  $T_0$  与来流马赫数关系  
(燃料氢与来流中氧为化学当量比)

Fig. 2 The relationship among the temperature of the burned gas, the total temperature and Mach number of the income flow (the oxyhydrogen is at stoichiometric ratio)

与亚燃冲压发动机相比, 超燃冲压发动机只是将高超声速来流降低到超声速, 其来流温度的提升低于亚燃冲压发动机, 这就使燃气解离效应大大减缓, 有效规避了解离效应对冲压发动机推力的不利影响。但受技术条件的限制, 目前尚难以实际实用。

俞鸿儒<sup>[3]</sup>提出在不改变亚燃冲压发动机工作状态条件下, 对尾喷管流动进行催化复合, 释放出解离

\* 收稿日期: 2009-04-07; 修订日期: 2009-07-14  
基金项目: 国家自然科学基金(90605006, 10621202)  
作者简介: 李 斌(1980-), 男, 汉族, 山西太原人, 博士, 流体力学专业。E-mail: libin@imech.ac.cn

能增大推力的新思路。为了开展这项研究,需要创建相应的实验装置和测力技术以满足实验研究的要求。研究催化复合效应的实验装置最重要的功能是提供满足要求的燃气,即要求实验用燃气的组分、温度和压力应与冲压发动机燃烧室产生的燃气相同。实验用燃气可采用空气与燃料燃烧生成,但在高超声速吸气条件下,由于来流总温相当高( $T_0 \geq 1800\text{K}$ ),将空气加热到如此高的温度,不仅耗资巨大,而且存在相当大的技术难度。例如:采用电弧加热,加热后的空气污染程度比较高;用激波管技术加热空气,其实验持续时间太短;若采用当前广泛应用的燃烧补氧方法产生燃气,不仅其总温难以满足要求,而且燃气组分与要求相差过大,不能采用。上述种种不足,对开展催化复合增大推力实验都会造成很大困难,所以需要创建新的方法产生合乎要求的实验用燃气。本文提出可以产生满足要求燃气的双爆轰法,该方法产生的燃气不仅组分、温度和压力满足要求,而且装置结构简单,费用低廉。

由于双爆轰法装置自身重量远大于喷管推力,难以采用测力天平或摆动法直接测力。本文提出了适于比较推力大小的催化复合试验中的动量测力法。

## 1 双爆轰法产生燃气

### 1.1 双爆轰法原理

在催化复合增大推力实验中,尾喷管入口处的燃气应与冲压发动机燃气的热力学参数(温度、压力、密度)和化学组分相同。实验装置示意图见图 3。装置结构与激波风洞大致相同,主要区别为激波风洞被驱动段中为入射激波,而本实验装置中为爆轰波。前者产生经激波压缩的高温空气,后者提供爆轰燃气。如果爆轰管中空气与燃料混合物的空气燃料比与冲压发动机的空气燃料比相同,再使爆轰管末端处温度和压力与冲压发动机中的燃气温度和压力相同,则实验装置提供的爆轰燃气的温度、压力和组分都应和冲压发动机相同。

如果在爆轰管的一端点火起爆,爆轰波将向另一端传播。爆轰波后将有 Taylor 稀疏波跟随,因此爆轰波后气流参数是随传播距离和时间不断变化的。这样当爆轰波抵达喷管入口端面反射后,反射激波后的气体参数也是随时间变化的,不能提供定常的实验用燃气。我们采用双爆轰技术<sup>[4]</sup>来克服这一障碍:即在爆轰管上游增设反向爆轰驱动段,用其爆轰燃气启

动爆轰管中的爆轰波。当反向爆轰驱动段的气体膨胀加速后达到的速度和压力等于或大于爆轰管中爆轰波后的 Chapman Jouquet 速度和压力,爆轰波后的 Taylor 波就能全部消除,尾喷管前即可获得一定时间的定常燃气流。

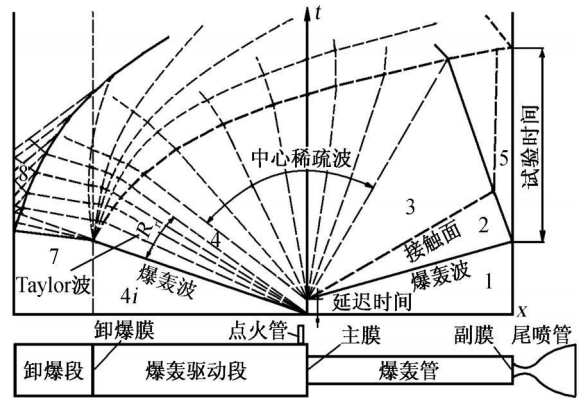


图 3 双爆轰法产生高温燃气实验原理

Fig. 3 The principle of producing high temperature gas by double detonation method

冲压发动机中来流空气温度较爆轰管中常温空气高得多,但是爆轰是等容过程,较冲压发动机的等压燃烧,在相同初始条件下燃气的温度要高一些,加上爆轰波在端部反射后,热力学参数还进一步升高,因此爆轰管能产生满足要求的实验用燃气。当爆轰管中的爆轰波为过爆轰驱动时,产生燃气的参数还能进一步升高,可提供更高马赫数的实验用燃气。

### 1.2 双爆轰产生的燃气状态

在数值模拟计算的控制方程上采用了二维轴对称方程,计算格式为 DCD (Dispersion Controlled Dissipative Scheme) 格式。化学反应模型方面采用了 M. Sichel 等人改进的两阶段模型<sup>[5]</sup>。这种模型与早期两阶段模型的主要区别是它考虑了化学反应前后组分变化对爆轰的影响,并以气体组分的变化取代了活化能来描述化学反应的进行。参与反应的氢氧混合气体包含  $\text{H}_2$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{O}$ 、 $\text{H}$ 、 $\text{OH}$ 、 $\text{HO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$  8 个组分,参与计算的化学反应方程共计 20 个,化学反应常数采用了文献[8]中的数据。

作为典型飞行状态,在高度为 30km、飞行马赫数为 6.0 时,冲压发动机入口空气总温为 1860K、总压为  $20.65 \times 10^5 \text{Pa}$ ,根据计算该高温空气与化学当量比的常温氢气等压燃烧后的温度、压力和化学组分列于表 1,按表 2 中实验参数计算得到的结果亦列入表 1 以方便比较,表 2 中下标 4i 和 1 分别表示爆轰驱动段和爆轰管起爆之前的状态。

表 1 冲压发动机燃气与实验燃气参数比较

Table 1 The comparison of the gas produced by ramjet engine and double detonation method

产生燃气方式	温度 / K	压力 / × 10 <sup>5</sup> Pa	化学组成(摩尔百分比) / %						
			H <sub>2</sub>	O <sub>2</sub>	H	O	OH	H <sub>2</sub> O	N <sub>2</sub>
冲压发动机燃烧室	3294	20.65	4.93	1.58	1.75	0.78	3.75	25.3	62.0
双爆轰法	3289	20.54	4.91	1.57	1.73	0.77	3.72	25.3	62.0

表 2 爆轰驱动激波管初始条件<sup>[6]</sup>

Table 2 The initial condition of the detonation driven shock tube

初始组分	初始压力	初始温度
爆轰驱动段 或 V <sub>C<sub>2</sub>H<sub>2</sub></sub> : V <sub>N<sub>2</sub></sub> : V <sub>O<sub>2</sub></sub> = 1: 0.7: 2.2 (以 C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> 为燃料)	p <sub>4i</sub> = 0.16MPa (以 C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> 为燃料)	T <sub>4i</sub> = 295K
或 V <sub>H<sub>2</sub></sub> : V <sub>N<sub>2</sub></sub> : V <sub>O<sub>2</sub></sub> = 2: 1.2: 1 (以 H <sub>2</sub> 为燃料)	p <sub>4i</sub> = 0.23MPa (以 H <sub>2</sub> 为燃料)	T <sub>4i</sub> = 295K
爆轰管 V <sub>H<sub>2</sub></sub> : V <sub>Air</sub> = 1: 2.38	P <sub>1</sub> = 0.05MPa	T <sub>1</sub> = 295K

从表 1 数据可以看出, 无论是温度、压力还是化学组成, 双爆轰法产生的燃气与实际冲压发动机内产生的燃气, 其符合程度都相当好。因此, 只要选好实验装置的初始参数, 就可以产生所要求的燃气。

1.3 调试结果

实验装置是利用原有装置改建而成。反向爆轰驱动段长 12.4m, 内径 Φ= 0.155m; 爆轰管长 10m, 内径 Φ= 0.1m。喷管气流马赫数 M= 6, 出口直径 Φ= 0.3m, 布置 8 个压力传感器, 安装位置如图 4 所示。

按表 2 所列初始参数运行, 各测点压力随时间的变化曲线如图 5, ⑧点为最末端(5 区) 压力曲线, 平台时间 16.5ms, 平台压力为 1.8MPa。温度通过测量被驱动段爆轰波的传播速度计算求得 3200K<sup>[8]</sup>。

实验结果与计算结果符合程度良好。

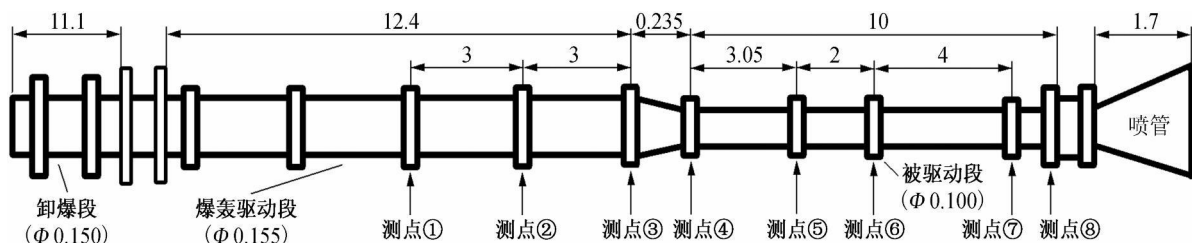
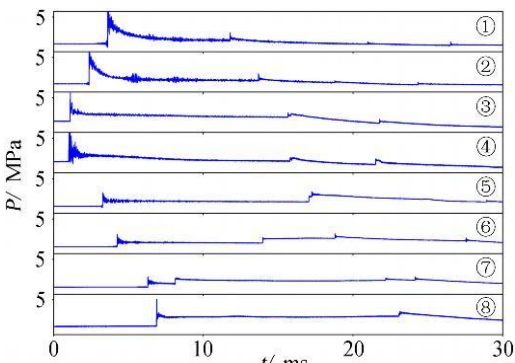


图 4 实验装置结构示意图及压力传感器测点分布<sup>[7]</sup> (单位: m)

Fig. 4 The structure of the experiment and the distribution of pressure sensors( unit: m)



(驱动段 V<sub>H<sub>2</sub></sub>: V<sub>N<sub>2</sub></sub>: V<sub>O<sub>2</sub></sub> = 2: 1.2: 1, P<sub>4i</sub> = 0.23MPa;

被驱动段 V<sub>H<sub>2</sub></sub>: V<sub>Air</sub> = 1: 2.38, P<sub>1</sub> = 0.05MPa,

T<sub>4i</sub> = T<sub>1</sub> = 303K)

图 5 各测点压力随时间变化曲线(单位: m)

Fig. 5 The pressure time graph of sensors in shock tube

通过同样的方法, 又成功调试出温度高达 4000K、压力 5 × 10<sup>5</sup> Pa 的高温燃气, 其实验时间约为 12ms, 相当于气流马赫数 8 的情况。

2 动量法测量推力

2.1 动量法测力原理

由于实验装置的重量远高于推力, 且所测力的数值往往在测量误差范围之内, 采用天平测力、摆动法

测力和测加速度换算推力等常用测力方法都很难将推力测准。为此我们根据动量守恒原理, 测定喷管出口处喷流的皮托压力计算求得推力(见图 6)。

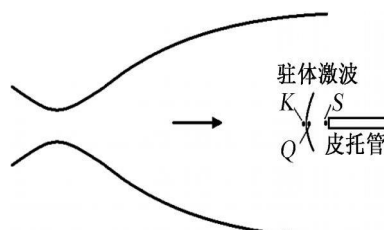


图 6 尾喷管推力测量示意图

Fig. 6 The schematic diagram of the measurement of the nozzles thrust

尾喷管出口截面净推力公式为:

$$F = \dot{m} u_K + p_K A_K \tag{1}$$

式中, F 为净推力;  $\dot{m}$  为喷气质量流量; p<sub>K</sub> 和 A<sub>K</sub> 分别为喷管出口压力和截面面积; 下标 K 代表出口截面状态。

由于喷流为超声速流, 皮托管前会出现头激波。设 K 和 Q 分别表示皮托管前头激波阵面的前后状态, S 点为皮托管前滞止点, 根据动量守恒定理:

$$(p + \rho u^2)_K = (p + \rho u^2)_Q \tag{2}$$

根据激波关系式, Q 点与 K 点气流马赫数关系为:

$$M_Q^2 = (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_K^2) / (\gamma M_K^2 - \frac{\gamma-1}{2}) \quad (3)$$

激波前后总温不变, 由此可以估算 K 点到 S 点的流动状态的总温上限, 从而确定此段流动的比热比范围在 1.23~1.43 之间。当喷管出口处马赫数  $M_K$  大于 5 时,  $M_Q = 0.34 \sim 0.40$ 。喷管出流马赫数更高时, 头激波阵面后的马赫数  $M_Q$  将更低。在这样低的马赫数条件下, 头激波阵面后的流动可以近似认为是不可压流动, 于是有伯努利方程:

$$p_S = p_Q + \frac{1}{2} \rho_Q u_Q^2 \quad (4)$$

将式(2)和式(4)代入式(1)则可以得到尾喷管出口截面净推力的另一形式:

$$F = k p_S A_K \quad (5)$$

其中压力系数  $k$  为:

$$k = (p_S + \frac{1}{2} \rho_Q u_Q^2) / p_S \quad (6)$$

Q 点压力、动量及马赫数有如下关系:

$$(\frac{1}{2} \rho_Q u_Q^2) / p_Q = \frac{1}{2} \gamma M_Q^2 \quad (7)$$

在  $M_Q = 0.34 \sim 0.40$ ,  $\gamma = 1.23 \sim 1.43$  的范围内,  $\frac{1}{2} \gamma M_Q^2 = 0.074 \sim 0.114$ , 代入式(4)得到  $k = 1.066 \sim 1.102$ 。可以取其平均值  $k = 1.084$ 。

## 2.2 动量法测力的误差分析

从上面的推导过程可以看到,  $k$  的取值范围为 1.066~1.102, 故取其平均值 1.084 计算尾喷管出口推力, 引起的误差低于 1.8%。

另一方面, 假定皮托管前 Q 到 S 的流动为不可压流也会引起一定的计算误差。

按照等熵流动计算 S 点的压力为:

$$p_S = \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_Q^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} p_Q \quad (8)$$

将按不可压假定得到的总压式(4)与式(8)相比, 得到不可压假定对 S 点压力计算的影响系数为:

$$g = (1 + \frac{1}{2} \gamma M_Q^2) / \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_Q^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

对  $g$  作与压力系数  $k$  类似的讨论, 得到  $g = 0.998 \sim 0.996$ , 若取其平均值 0.997 对 S 点压力进行修正, 则可以得到不可压假定引起的推力计算误差小于 0.1%。

将  $g = 0.997$  代入式(5), 可以进一步将压力系数  $k$  的取值修正为 1.081。

综合以上讨论, 本方法计算得到的尾喷管推力误差不超过 2%。

以上公式推导采用了等熵流和比热比不变的假定, 与实际流动不符, 由此会产生一些误差。但由于头激波阵面后的流动马赫数低的特点, Q 点到 S 点的流动非常接近于平衡流动, 且温差和组分变化很小。这种通过皮托压力换算推力的方法基本上是可靠的。

## 3 结 论

应用双爆轰技术, 研制出能产生空气与气态燃料燃烧产物的高温燃气实验装置, 在总温 3200K, 总压  $20 \times 10^5$  Pa 和总温 4000K, 总压  $5 \times 10^5$  Pa 的燃气状态下获得了 17ms 与 12.5ms 的定常实验时间, 同时提出了动量法测量尾喷管推力的新方法, 并对其误差范围进行了计算与分析, 为高超声速冲压发动机尾喷管的催化复合增大推力研究奠定了实验基础。

## 参 考 文 献:

- [1] LEDUC R. Early work and latest realization with ramjet engines[J]. *Jet Propulsion*, 1957, 27(1): 64-67.
- [2] FERRI A. Mixing controlled supersonic combustion[J]. *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 1973, 5(1): 301-308.
- [3] 俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 克服“高超声障”的途径[J]. *力学进展*, 2007, 37(3): 472-476.
- [4] CHEN Hong, FENG Heng, YU Hong ru. Double detonation drivers for a shock tube/tunnel. *Science in China Ser. G Physics [J]. Mechanics and Astronomy*, 2004, 47(4): 502-512.
- [5] SICHEL M, et al. A two-step kinetics model for numerical simulation of explosions and detonations in  $H_2-O_2$  mixtures[J]. *Proc. R. Soc. London A*, 2002, 458(1): 49-82.
- [6] 李进平, 姜宗林, 陈宏, 等. 激波管双爆轰驱动段性能的数值计算模拟研究[J]. *力学学报*, 2007, 39(3): 343-349.
- [7] 陈宏, 李斌, 李进平, 等. 高超声速吸气发动机燃气模拟装置[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(增): 34-39.
- [8] BONNIE J M, MICHAEL J Z, SANFORD GORDON. NASA glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species[R]. NASA/TP 2002-211556, 2002.

## Experimental methods of exhaust nozzle in ramjet engines

LI Bin, LI Jing-ping, YU Hong-ru, CHEN Hong

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

**Abstract:** A new method for the exhaust nozzle of the hypersonic ramjet in ground tests has been developed in this paper. The high enthalpy gas was produced steadily in double detonation driven shock tube to simulate the condition of the ramjet at high Mach number. And a new method to calculate the thrust with pilot pipe was given according to the law of conservation of momentum. All these provided foundation for catalysis compound experiment.

**Key words:** detonation; air breathing propulsion; conservation of momentum; thrust measurement