

# 激 波 管

(据国外报导综合资料)

国际航空杂志社

1960. 12. 北京

激 波 管

出版者：国际航空杂志社

发行者：国际航空杂志社

印刷者：四〇红专印刷厂

1960年12月第一版

北京市第1652号信箱

编号 100 /

## 簡 介

在本文內列举了各种不同型式的激波管，并且对激波管本身結構和在高速高温激波管中进行实验时所采用的測量设备的改进做了叙述和研究。

此外，在文內还叙述了在各試驗室內用激波管进行的科学研究工作所得到的几項結果及其在工业上的价值。

文后附参考文献。

## 目 录

前言.....	( 1 )
一、柯奈尔大学航空试验室的激波管.....	( 9 )
改型激波管 ( 美国—314 ) .....	( 9 )
阿诺德工程发展中心的激波管 ( 美国—129 ) .....	( 26 )
二、美国空军阿诺德工程发展中心气体动力试验室的激波管 ( 美国—318 ) .....	( 27 )
三、阿美可公司的激波管 ( 美国—309 ) .....	( 30 )
四、普林斯顿大学试验室的激波管 ( 美国—348 ) .....	( 32 )
五、加利福尼亚理工学院的激波管 ( 美国—306 ) .....	( 34 )
六、多伦多大学航空物理研究所的激波管 ( 加拿大—16 ) .....	( 36 )
七、利用电磁场造成高强度激波用的实验装置 ( 美国—408 ) .....	( 37 )
八、激波管一览表.....	( 39 )
参考文献.....	( 44 )

## 前 言

激波管气动力研究工作对高超音速飞机及导弹的发展有着密切关系。十九世纪前期在物理试验室里曾采用激波管作为气体动力学中音速现象的示范仪器〔1〕。近十年来激波管才有了显著的发展并在工业中得到了广泛的应用。最初制成的一些激波管，无论在气体动力学方面，抑或是在实验设备方面都不够完善。以后，由于高速飞行技术的发展才使激波管得到不断的改进并逐渐完善。

现代激波管的最大工作流速达到了  $M=25$  及  $M=40$  (见30页)。现在正在设计流速相当于  $M=100$  及 1,000 的激波管和特种实验装置 (见30及37页)。

激波管的典型构造型式如图1，这种激波管是由高压段及低压段组成的一根定截面的管子。

在激波管高压段内造成高压的几种不同的方法是：使空气压缩、利用氧及氢（含有氮、氢杂质）的燃烧、加温各种气体混合剂，以及在高压室内造成强力电弧放电等。

当激波管内相对的两段内的压力差达到一定值时，薄膜即破裂并产生沿低压段扩展的激波。因为温度很高，超过太阳表面的温度（图2），所以激波管内的气流呈发光状态。

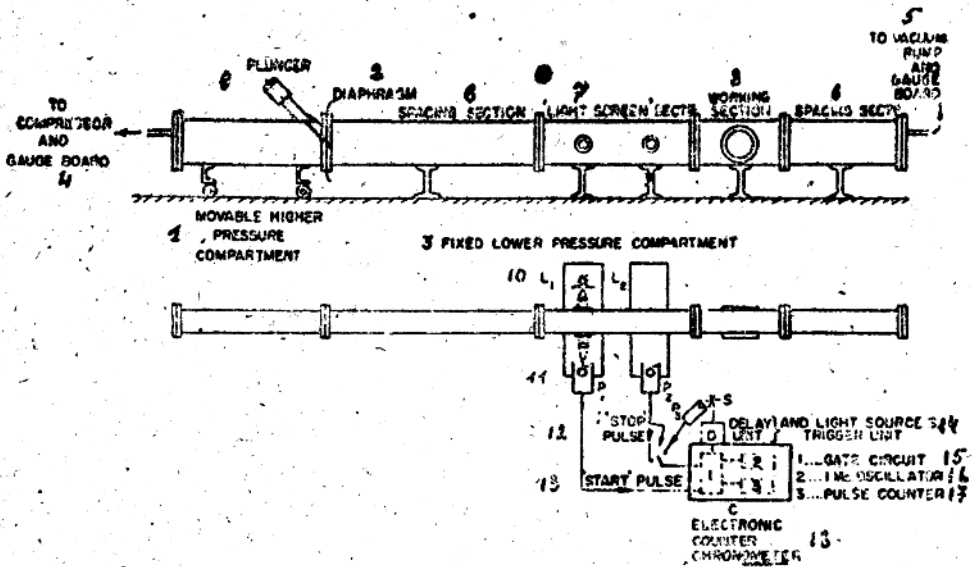


图 1. 激波管的典型构造型式

1. 高压段(可卸的); 2. 薄膜; 3. 低压段; 4. 通至压气机及控制台; 5. 通至真空泵及控制台; 6. 中间段; 7. 测时段(光屏段); 8. 试验段; 9. 柱塞; 10. 发光装置(闪光装置  $L_1$  及  $L_2$ ); 11. 带放大器的光电管 ( $P_1$  及  $P_2$ ); 12. 停止脉冲; 13. 起动脉冲; 14. 闪光光源装置; 15. 选通脉冲发生器; 16. 振动发生器(1兆周); 17. 脉冲计算机; 18. 电子计时器。

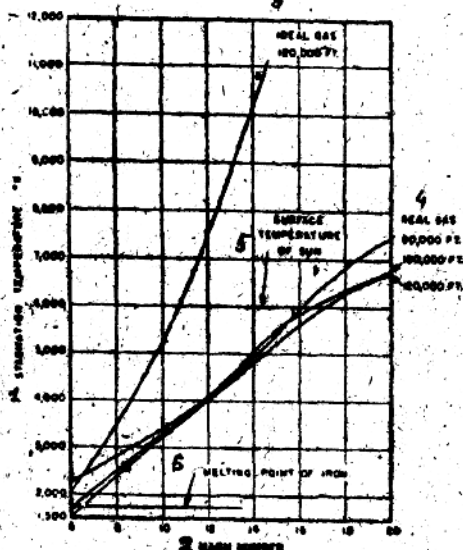


图 2. 钝形物体表面的最大温度

1. 驻点温度; 2. M数; 3. 在36.6公里高空上的理想气体; 4. 在18.3公里、54.9公里、36.6公里高空上的真实气体; 5. 太阳表面温度; 6. 铁熔化温度。

曲线图表明绝热指数为 1.4 的理想气体的温度与真实气体的温度之间有很大差别。当  $M=16$  时在模型头部前缘上的驻点温度达到太阳表面温度。在这一温度时在空气中除分子态氮及分子态氧外，还会形成原子态氮及原子态氧、电子、氧的负离子、一氧化氮的正离子及百分数不大的各种一氧化氮。在高温下产生的自由电子的相对数量不大，但这样数量的自由电子已经足以严重地改变空气的某些性质，例如传热性、黏度及导电性。在高温下空气的化学成分对激波脱体这样一类过程也有影响。

为了研究高超音速下的物理及化学现象，进行实验是特别重要的，实验时达到了极高的超音速及与速度相对应的驻点温度。在激波管内能够研究高温电离及分解对气体状态的影响。

当激波管内的气流  $M$  数接近于 4 时，空气的温度降低到可使空气中的水蒸气发生凝结的程度，此时便形成水雾，因而就会导致试验结果不准确。 $M$  数再提高时，温度就下降到不仅可以使水份发生冷凝，而且还可下降到使空气本身凝结的程度。为了避免这种现象的发生，要采用特种干燥器及空气流加热器。为了防止空气液化，要在激波管内造成几千度的高温。为了防止激波管中的空气液化，采用在激波管工作条件下不液化的各种气体，其中应用最广的是氮气。

激波管的结构能够承受住高温，因为激波管的工作持续时间只有百分之几秒。激波管气流的“准稳定”状态位于  $1/1,000$  秒及  $1/1,000,000$  秒范围内。为了记录这种时间极短促的过程，

在激波管设备中除一般的切普列尔仪器及史里林纹影仪外，还包括电子和计时设备元件。例如，如图1所示，激波的通过可以用光屏装置 $L_1$ 通过带放大器 $P_1$ 的光电管来记录，来自光电管的电信号输向电子计时器C。为了测量激波速度，通过光电管 $P_2$ 由第二光屏装置 $L_2$ 输出脉冲并由火花放电器S的光电管 $P_3$ 输出计时脉冲。在火花放电器中的质点轨迹利用借电火花顺次放电加热微容气流的方法来观测。由于电极（在电极之间产生火花放电）被加热，所以在电极之间的空气射流便不断地被加热，这样就有助于对空气射流进行观测。火花法的最大优点是容易检验火花放电频率并借高速照相法直接获取有关整个气流区域内流速变化方面的数字数据。用点火线圈或直流发电机可以产生火花。发电机产生的电流通过串联电阻，用串联电阻来调整借以产生火花的升压变压器的功率。经研究证明，9.5毫米左右的火花隙的工作完全良好，这样的火花隙是在两个直径约1.5毫米的球体中间构成的，而两个球体在两条铜丝的端部处于碳弧电弧火焰中（历时几秒钟）形成的。这种制造圆球的方法证明是完全有效的，因为这样可以迅速使电极充分氧化，并且在火花隙工作时不再继续氧化（与放电特性的变化有关）。火花法也用以确定平板附面层中的速度。被尖端电极与平板之间的电火花放电而加热的空气的运动，用史里林纹影法观测，并用电影照相机记录，而电影照相机与供接通火花的接触断路器相联。为了测量压力而采用电压传感器。

当激波管中的薄膜破裂时，气体便产生不稳定的运动——压缩波在低压段内扩展并迅速变成以超音速 $U$ 运动的正激波，在正激波后面的气体被压缩并获得同一方向的恒定速度 $u$ 。这一速度可以是亚音速的、音速的，也可以是超音速的，这主要取决于薄膜上的最初的压力比。在这种气流里的温度，以及密度及 $M$ 数都会产生不连续的现象。与此同时，膨胀波随高压气体扩展，膨胀波的宽度是变化的，膨胀波中的气体加速到速度 $u$ ，但其方向与膨胀波的运动方向相反。膨胀波前沿以局部音速扩展。

分割两种气体的表面或接触表面构成所谓的“接触爆破面”。在一般情况下这一表面扩散并蜕变成两种气体的混合区。图3示出了图解及曲线图，它们表明了激波管中的气体流的参数情况。由后壁反射的激波以速度 $U_R < U$ 朝相反方向运动并在一定的地点与接触面相遇。在反射激波与后壁之间的气体呈静止状态。膨胀波以局部音速扩展；由激波管壁反射的激波首先与膨胀波后缘相遇，然后与接触面及激波相遇。激波强度取决于由薄膜分割的两段内气体的音速比。

对任何给定的最初压力比及激波管直径来讲，即使低压室的后壁位置改变，均可以构成一个使接触表面、反射激波及膨胀波相遇的截面。这一截面符合于准稳定气流最大持续时间或激波管工作最大持续时间。

在加拿大多伦多大学的气动力研究院研究了激波、膨胀波及接触表面的相互作用，当时主要采用了有三个分段（a、b及c）及一个长缝式的观测孔（在中段）的激波管（图4）。当压力为 $P_a > P_b$ 及 $P_b > P_c$ 时研究了激波的状态。当压力为 $P_a > P_b > P_c$ 时研究了激波及膨胀波的相互作用。

理论证明，薄膜的最初压力比愈大，激波管内的气流 $M$ 数值就愈大；可是研究结果证明，对于直激波管来讲，气流速度只能达到 $M \approx 5$ 。但在激波管的低压室内若采用一个喷管或借吸除附面层的方法，可以使 $M$ 数值增大。在这种结构型式的激波管内能够获得极高的超音速，并且空气中水份的冷凝不再成为严重的限制条件，因为激波后面的温度由于压缩而增高。

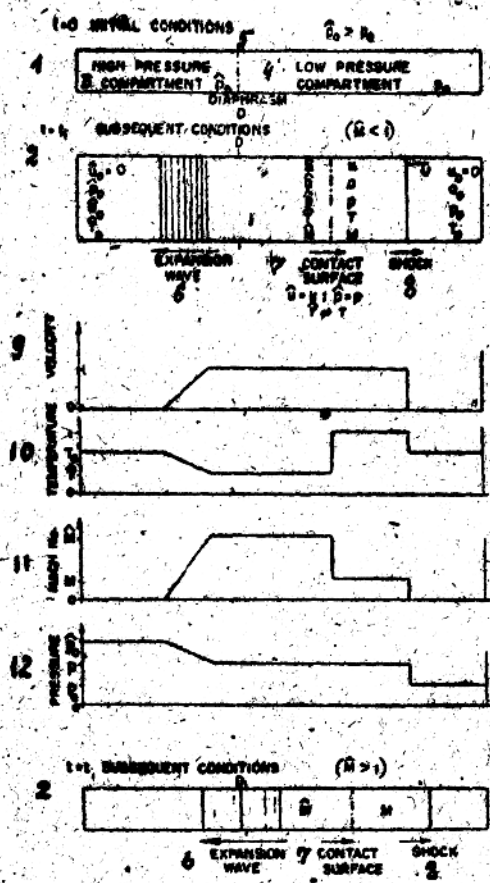


图3 激波管中的气流参数

1. 最初(原始)状态; 2. 以后的状态; 3. 高压室; 4. 低压室; 5. 薄膜; 6. 膨胀波; 7. 接触表面; 8. 激波; 9. 速度随管长而改变的图表; 10. 温度图; 11. M数; 12. 压力。

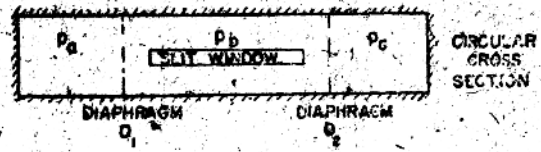


图4 双薄膜激波管简图

$P_a, P_b, P_c$ ——风洞各段内的压力  
 $D_1, D_2$ ——薄膜



为了利用接触表面后面的区域，必须仔细地使空气干燥。

激波管中气体的物理状态可用下列基本方程表示 [ 2 ]：

1. 质量不变方程式

$$\frac{d}{dt} \int_{a_0(t)}^{a_1(t)} \rho dx = 0$$

2. 冲量不变方程式

$$\frac{d}{dt} \int_{a_0(t)}^{a_1(t)} \rho u dx = p(a_0, t) - p(a_1, t)$$

3. 能量不变方程式

$$\frac{d}{dt} \int_{a_0(t)}^{a_1(t)} \rho \left\{ \frac{1}{2} u^2 + e \right\} dx = p(a_0, t) u(a_0, t) - p(a_1, t) u(a_1, t)$$

4. 熵不变或增加方程式

$$\frac{d}{dt} \int_{a_0(t)}^{a_1(t)} \rho S dx \geq 0,$$

式中， $p$ —压力，

$\rho$ —密度，

$r$ —比容，

$\rho r = 1$ ，

$S$ —比熵，

$e$ —比内能，

$i$ —比焓，

$u = U - u$ —爆破的相对流速，

从上列基本方程式中得出激波四个条件：

1. 质量不变，

$$\rho_1 v_1 - \rho_0 v_0 = 0, \text{ 或 } \rho_0 v_0 = \rho_1 v_1 = m$$

式中： $m$ —流过表面的质量，

$v$ —断裂的相对速度， $U - u = v$  (图 3)

2. 冲量不变

$$(\rho_1 u_1) v_1 - (\rho_0 u_0) v_0 = p_0 - p_1$$

或  $m u_0 + p_0 = m u_1 + p_1$ ；或  $\rho_0 v_0^2 + p_0 = \rho_1 v_1^2 + p_1 = P$ ，

该式只包括相对速度 $v$ ，

值 $P$ 称之为冲量的全通量

3. 能量不变，

$$\rho_1 \left( \frac{1}{2} u_1^2 + e_1 \right) v_1 - \rho_0 \left( \frac{1}{2} u_0^2 + e_0 \right) v_0 = p_0 u_0 + p_1 u_1,$$

$$\text{或 } m \left( \frac{1}{2} u_0^2 + e_0 \right) + u_0 p_0 = m \left( \frac{1}{2} u_1^2 + e_1 \right) + u_1 p_1;$$

$$\text{或 } m \left( \frac{1}{2} v_0^2 + e_0 + p_0 \tau_0 \right) = m \left( \frac{1}{2} v_1^2 + e_1 + p_1 \tau_1 \right).$$

#### 4. 熵增加

$$\rho_1 S_1 v_1 - \rho_0 S_0 v_0 > 0$$

$$\text{或 } m S_0 > m S_1$$

这些关系式，不管对激波，或是对接触表面都是正确的。后两个关系式与前不同的是气体流过激波前沿 ( $m \neq 0$ )，而不流过接触表面 ( $m = 0$ )。当  $m \neq 0$  时激波的第三个条件将有下列形式：

$$\frac{1}{2} v_0^2 + i_0 = \frac{1}{2} v_1^2 + i_1 = \frac{1}{2} q^2 \quad \text{伯努里形式}$$

焓  $i_0$  及  $i_1$  与熵  $S_0$  及  $S_1$  的各种值相符。由“冲量不变”及“质量不变”方程式得：

$$i_1 - i_0 = (p_1 - p_0) \frac{\tau_0 + \tau_1}{2} \quad (\tau - \text{比容}),$$

即焓增量等于压力差对平均容积所作的功。

当  $m = 0$  时得：

$$v_0 = v_1 = 0 \quad \text{和 } p_0 = p_1, \quad \text{从而 } u_0 = u_1 = 0.$$

这些关系式表明了爆破表面的特性。接触表面不紧可以将一种气体分割成两部份，而且可以分割不同的两种气体。

在一般激波管内，即在定截面的激波管内用一个薄膜分割成高压及低压区，其气流速度受图 5 与所列出的  $M$  数值的限制。图 6 示出了在直激波管内的带正激波的气流照片。图中的激波是在相当于  $M = 9$  的速度及温度为  $4000^\circ\text{K}$  时得到的，它是以从左至右的方向向稀薄空气介质内移动。气流速度可以根据照片上的激波角度来确定。

柯尔大学航空试验室研究了在不同  $M$  数下与激波有关的现象。图 7 示出了在理想及真实气体情况下在楔形物上的激波计算曲线。

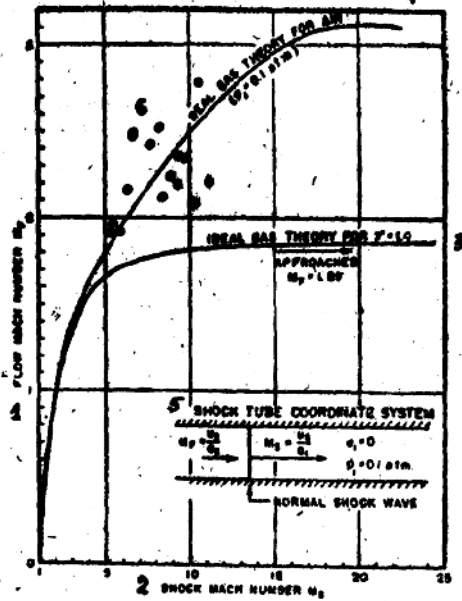


图5 在定截面激波管内所能达到的M数

1. 气流M数; 2. 激波M数; 3. 绝热指数  $\gamma=1.4$  的理想气体的理论曲线; 4. 空气 ( $p=0.1$ 大气压) 的真实气体理论曲线; 5. 激波管简图; 6. 实验点

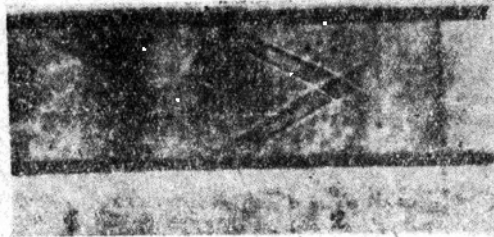


图6 在定截面激波管中以切普列尔法取得的激波照片。

1. 气流方向; 2. 紧接近稀薄区的激波

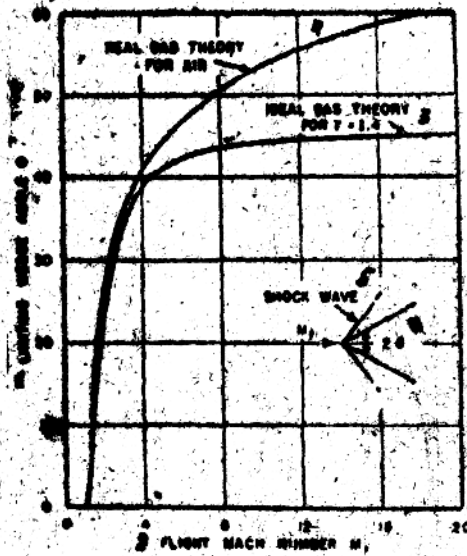


图7 激波随楔形物扩散角而改变的特性曲线

1. 楔角 ( $\theta$ ); 2.  $M$  数; 3. 多变指数  $\gamma = 1.4$  的理想气体的理论曲线; 4. 压力为 0.01 大气压及  $t^{\circ} = 298^{\circ}\text{K}$  时的空气的理论曲线; 5. 激波。

为了在激波管内获得更高的  $M$  数，柯奈尔大学航空试验室在改进定截面激波管方面进行了研究，证明在激波管全长上采用两个薄膜，在试验段前面采用二级扩散喷管，增大第二薄膜后面的压缩系数并采用单元子缓冲气体是最有效的措施。为了延长在激波管内试验的持续时间，采用特种加热器 (Wave Superheaters)。

# 一、柯奈尔大学航空試驗室的激波管

美國布法罗(紐約州)

## 改型激波管(美国—314)

### 1. 激波管的結構型式

柯奈尔大学航空試驗室为在激波管中获得較高的气流 $M$ 数在改进定截面激波管方面进行了多次研究,并且还研究了激波管实验研究设备。增大激波管流速的最有效的措施是:在激波管全长上采用两个薄膜,在試驗段前面采用二級扩散噴管。这种激波管的簡图示于图8。

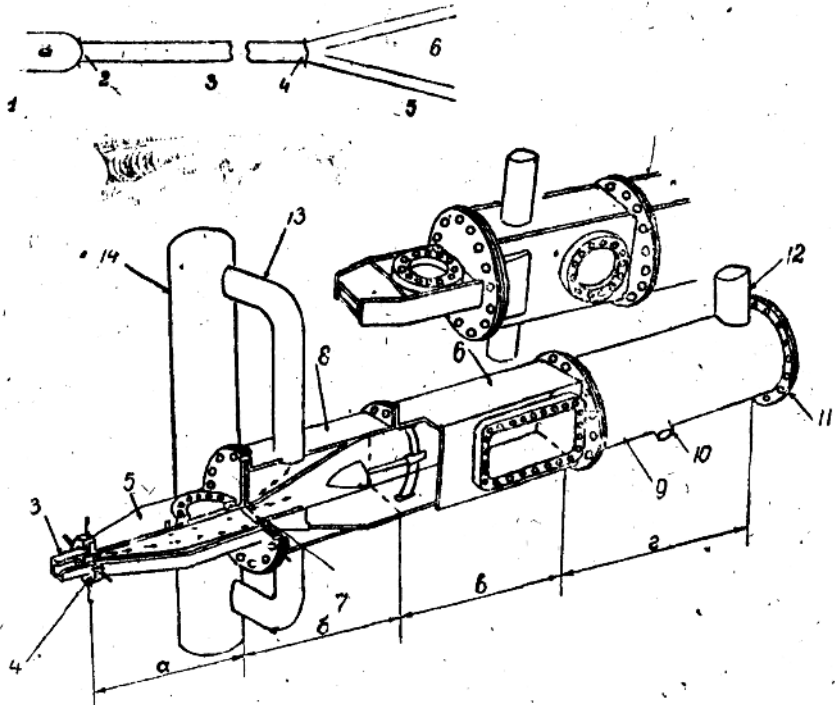


图8 柯奈尔大学航空試驗室的激波管簡图

1. 高压室; 2. 第一薄膜; 3. 低压室; 4. 第二薄膜; 5. 膨胀噴管(二級噴管);  
6. 激波管試驗段; 7. 噴管分离处; 8. 噴管末端; 9. 真空室; 10. 真空泵(机械泵);  
11. 后壁; 12. 真空泵(滑油扩散泵); 13. 附面层吸除管; 14. 消音筒;

a, b, r—激波管的可卸段。

激波管由高压室、低压室、喷管、试验段及真空室组成。

激波管有两个薄膜，其中的一个薄膜位于高压室后部，另一个薄膜位于喷管前面（在低压室末端）。

高压室中的高压是借混合气体的燃烧而产生的。所采用的混合气体由氧及氢组成，略带一些其它气体成份。

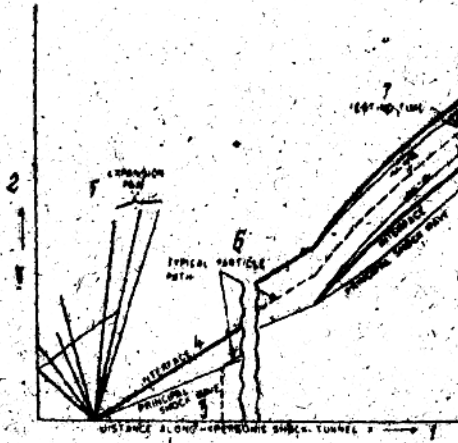


图9 激波管气流图（激波及膨胀波沿激波管全长分布的X-T曲线图）。

1. 激波管长度方向的距离；
2. 时间；
3. 激波；
4. 接触表面；
5. 膨胀波扇面；
6. 激波及接触表面的分布特性；
7. 试验周期。

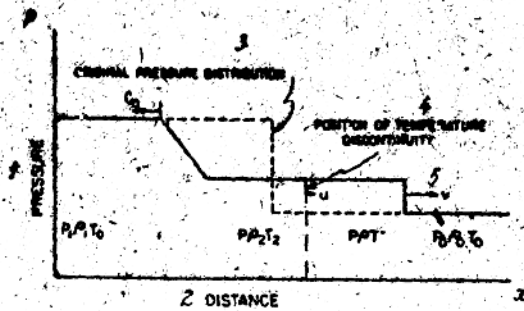


图10 薄膜破裂后当 $\xi = P_0/P_1 = 0.67$ 时激波管的压力分布

1. 压力；
2. 激波管长度方向的距离；
3. 压力分布；
4. 接触膜破裂表面；
5. 激波。

当混合气体爆燃时，燃气便突破第一个薄膜并沿着长的轴向低压室流动，此时便形成压缩波，此压缩波迅速地变成激波并突破第二个薄膜。与此同时，膨胀波沿高压气体扩展。分隔两种气体的接触表面扩散并变成两种气体进行混合的区域。在“ $x-t$ ”曲线图（图9）上示出了薄膜破裂后激波及膨胀波沿激波管全长分布的特性。沿激波管的典型压力分布（在第一薄膜破裂后）示于图10。

被加热的气体通过扩散喷管进入试验段内（图11）。

喷管促使气流膨胀，这样便引起 $M$ 数增大，使最初激波力得到调整，并且采用了适当形状的喷管就可以在激波管试验段内得到各种温度及不同的 $M$ 数。

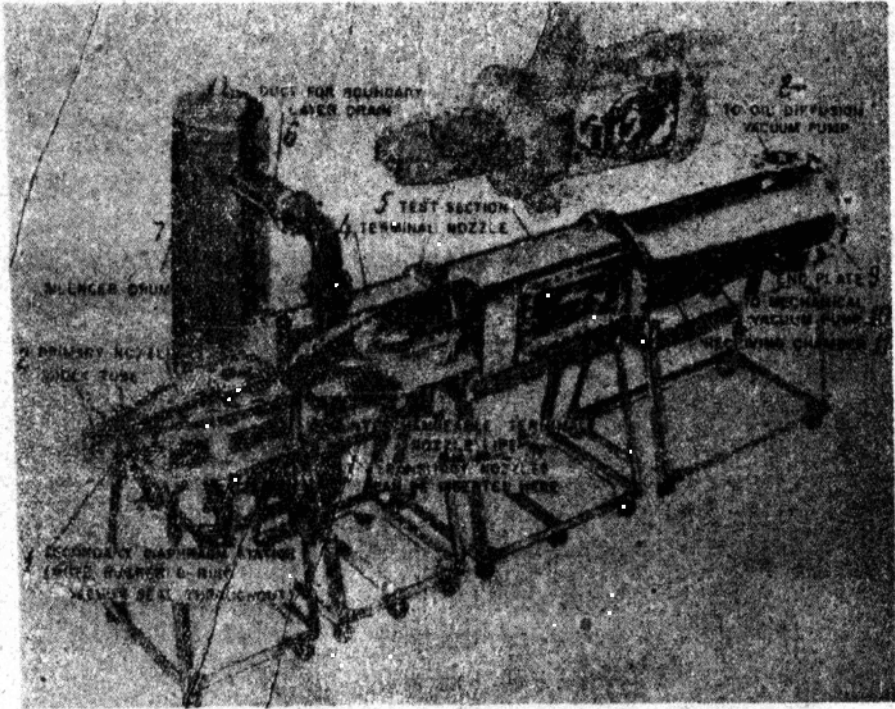


图11 柯奈尔大学航空试验室激波管结构构件图

1. 第二薄膜；2. 第一喷管；3. 喷管分离处；4. 第二喷管末端；5. 试验段；6. 附面层吸除管；7. 消音筒；8. 真空（滑油扩散）泵；9. 后壁；10. 真空（机械）泵；11. 真空室。

激波管用于试验导弹及研究导弹以超音速再进入大气层的飞行条件（重入大气层条件）。

试验模型安装在激波管内紧邻第二喷管的尾部。当气体波到达模型之前，气体膨胀到使气体温度下降到同温层温度（ $-56^{\circ}\text{C}$ ）的程度，但，当气体波与模型接触时，气体被加热到 $3,870^{\circ}\text{C}$ （ $7,000^{\circ}\text{F}$ ）并发出亮光。这种状态的气流的持续时间很短促（ $1/1,000$ 秒），因此还不至于使模型遭受严重损坏。

由于激波管两段内的压力差较大，由于采用了二级喷管及吸除了试验段内的附面层，所以激波管所达到的速度相当于 $M=20$ 。

• 使激波管低压室造成高度真空的步骤分两步：借机械泵膨胀到 $10^{-3}$ 毫米水银柱，用与其相连的蒸气喷射泵（滑油扩散泵）造成高度真空。蒸气喷射泵的工作原理是用蒸气（借扩散法使气体渗入蒸气流内）增加被排除的气体。

• 激波管的全长为16米。低压室长1.8米。试验段截面尺寸 $0.279 \times 0.331$ 米。高压室内的压力（约140公斤/厘米<sup>2</sup>）是借混合气体的燃烧而造成的。混合气体是由氧、氢（19%）及氮（81%）组成的。M数范围 $M=5 \sim 20$ 。激波管工作的持续时间为 $7/1,000$ 秒。

激波管是由单独的几个可卸段组成的，因此便于拆卸及更换。各段间的固定牢靠，采用液压密封系统封严，并用螺栓固定。激波管中气流的膨胀是用二级膨胀喷管来完成的。

在激波管壁上及喷管第一级上形成的附面层在喷管第二级始端用吸除机构排除并输入吸收筒内。为了观察气流，在喷管上镶有直径为0.25米的玻璃窗。试验段上有一长方形窗口。

## 2. 激波管的设备及仪器\*

制造能够在很大的范围内测量高超音速现象研究中的压力、温度及密度的仪器，是在激波管中进行实验研究的最大困难。柯奈尔大学航空试验室从1950年起根据与AEDC、OSR及WADC等航空科学研究中心签订的合同，在美国空军的统一领导下开始了激波管气动研究用的仪表及设备的設計研究工作。〔2〕。

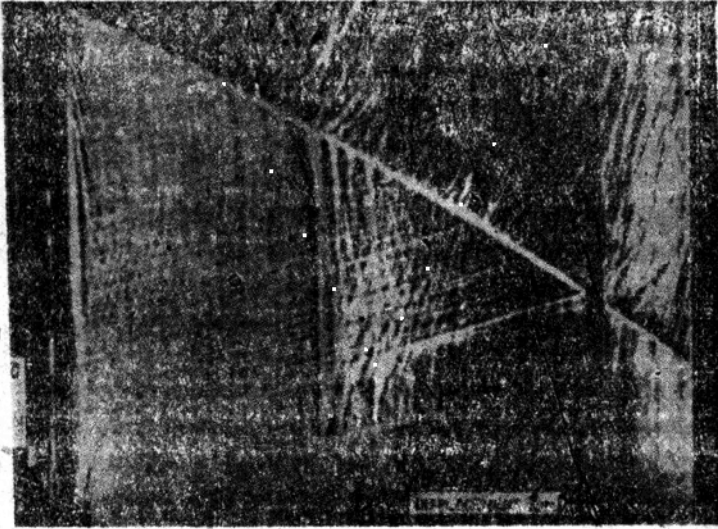


图12 激波管中从左向右运动的气流照片（靠近接触表面）

1. 位移； 2. 时间

\* 以柯奈尔大学航空试验室根据与AEDC（阿诺德工程发展中心）、OSR（科学研究处）及WADC（莱特航空发展中心）签订的合同所进行的研究工作为基础而编制的资料。



高速激波管上用的测量仪器，在设计中最复杂的问题是保证动力测量与气流参数测量的同步性。在这些情况下，普通光学系统，例如阴影照象，干涉仪摄影及光谱仪等已经不能满足要求。

**气流拍摄** 在用以使高速照象机底片照明（曝光）的最新仪器中采用永久光源。永久光源也可以成功地用于带式照象机的照明，用于观测一元现象也是最有效的。

图12的照片上显示出的气流是在激波的作用下向真空室方向运动的，激波的运动速度相当于 $M=3.5$ 。

**瞬时光源（闪光光源）**用于固定的照象底片或电影底片的照明。

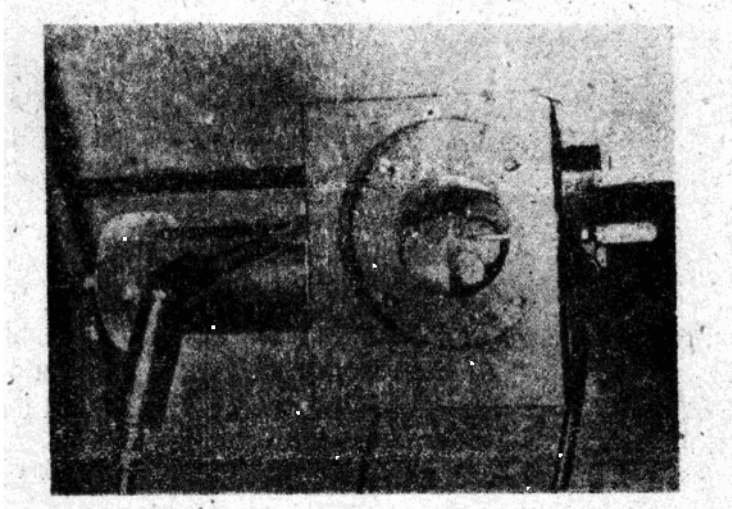


图13 在柯奈尔大学航空试验室超音速激波管中进行实验研究时作为光源而采用的  
卧式三极火花放电器（电压=10,000伏，传送线180毫米）的外观。

在上述情况下，研究时采用了由卧式三极放电器（见图13）产生的高压火花。

这种光源的光强完全适用于在超音速激波管内进行各种研究。外部电极接地，此电极是直径为50毫米，长约180毫米的铜质圆筒。直径为25毫米的铜杆接到球形电极上，在球形电极上达到约10000伏的电压。电压为3,000伏的第三个电极位于接地电极（再生火花）附近，利用第三个电极可保证与其它有关过程达到可靠的同步性。

图14示出的是以带条法利用火花放电器得到的气流照片。刀刃（841）顺气流方向安装，在照片上清晰地显示出在气流中以相当于 $M=8$ 的速度扩散的激波，也清楚地显示出激波引起的气流压缩特性。在第791照片上示出了以相当于 $M=9$ 的速度运动的激波。激波后面的气流速度相当于 $M=2.09$ 。在这里也指明了气流压缩波的散逸。在这种情况下刀刃呈垂直位置。