

自由活塞激波风洞

徐立功

中国科学技术大学近代力学系, 合肥 (邮政编码230026)

提要 自由活塞激波风洞是一种使用自由活塞压缩器驱动的高焓脉冲型激波风洞。这种风洞是由 R J Stalker 提出并在澳大利亚国立大学首先建成和逐渐发展起来的高焓实验设备。经过30多年的改进与发展, 日趋完善, 现已成为研究高超声速气动加热、计及真实气体效应的气体动力学现象、特别是超声速或高超声速燃氢冲压发动机 (scramjet) 的重要设备之一, 受到国际上航空航天界的重视。本文概述了自由活塞激波风洞的发展过程, 系统地阐述了这种设备的结构特点和运行原理, 给出了性能参数的计算方法和算例, 及其性能指标, 并讨论了这类风洞的优缺点。

关键词 自由活塞激波风洞; 斯托克管; 自由活塞压缩器; 等熵压缩; 定压驱动

1 引言

自由活塞激波风洞是一种采用重活塞压缩器作为驱动段的高焓脉冲型实验设备。早在60年代初期, R J Stalker^[1]提出并在加拿大建立了第1个自由活塞激波管, 到60年代中期, Stalker 接受 A Hertzberg 的建议, 在澳大利亚国立大学建成了第1个自由活塞激波风洞。这种设备可以产生具有极高焓值和极大压力的实验条件, 将它用于气体动力学实验研究时, 实验段气流的总焓可以超过近地轨道飞行器相应的焓值^[2-4]。但是, 在高焓运行状态下, 该设备所能提供的有效试验时间很短, 以至于无法进行测力实验, 使它在气动实验方面的应用受到限制。这是这种设备在60年代和70年代发展缓慢的原因。到80年代, 随着航空和航天技术的发展, 为了解决高速飞行器遇到的真实气体效应问题, 高焓实验设备受到关注, 其中包括自由活塞激波风洞^[5]; 另外, 这种设备在研制新型推进器方面找到了应用^[6], 从而推动了自由活塞激波风洞的发展, 并越来越受到国际上航空和航天工程部门和研究机构的重视。近10年来, 经过不断改进与完善, 自由活塞激波风洞已能同时产生高 Reynolds 数和高 Mach 数的实验条件, 真实地再现高超声速飞行器在地球大气层中的飞行环境, 成为研究真实气体效应和研制超声速和高超声速燃氢冲压发动机 (scramjet) 的重要设备之一。已投入运行的4座自由活塞激波风洞都在澳大利亚, 其中T3风洞建于80年代初, T4风洞1988年投入运行。目前美国和德国正在建造此类设备 (参看表1)。

下面将阐述这种设备的结构特点和运行原理, 给出自由活塞压缩器性能参数的计算方法

和算例，并评述自由活塞激波风洞的性能指标及其优缺点。

2 自由活塞激波管

1960年 Stalker^[1]在加拿大 CNRC 建成第 1 座自由活塞驱动激波管(图 1)。压缩管内径 76mm, 长 3m, 激波管内径 25mm, 长 2m。高压气源为空气, 压缩管内充氮气, 激波管中的试验气体为空气。当压缩管的容积压缩比 $\lambda = 75$ [λ 的定义见式(6)]、激波管初始压强 $p_1 = 5\text{mmHg}$ 时, 激波管中入射激波 Mach 数达到 25, 有效试验时间为 $50\mu\text{s}$ 。1966 年 Stalker 在澳大利亚国立大学建成又一座自由活塞激波管, 得到的入射激波 Mach 数为 50, 激波管末端反射激波波后的总焓



图1 Stalker管

相当于速度为 25km/s 时的焓值^[6]。这些结果表明, 采用重活塞压缩器驱动的激波管可以获得极高焓值的实验条件。现在, 有人把这种自由活塞激波管简称为 Stalker 管^[7]。

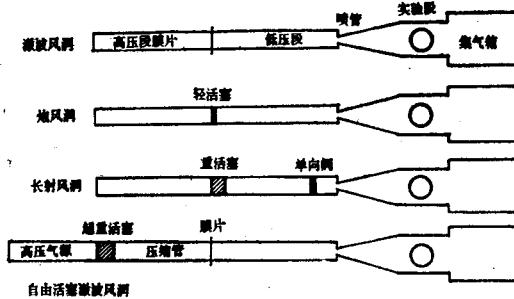


图2 风洞结构示意图

3 自由活塞激波风洞的结构特点

在自由活塞激波管的末端接上一根喷管就成为自由活塞激波风洞^[4]。图 2 是几种活塞压缩风洞和常规激波风洞的示意图。不难看出, 自由活塞激波风洞的结构特点是在常规激波风洞的高、低压段之间增加了一个活塞压缩器。活塞压缩器由一定长度的压缩管和一个在其中自由运动的重活塞所组成。因此, 自由活塞激波风洞实际上是一种用活塞压缩器作驱动源的激波风洞。目前已建成的自由活塞激波风洞有 4 座, 其构造如示意图 3。美国、德国等也在建造这类大型设备。

在自由活塞激波管的末端接上一根喷管就成为自由活塞激波风洞^[4]。图 2 是几种活塞压缩风洞和常规激波风洞的示意图。不难看出, 自由活塞激波风洞的结构特点是在常规激波风洞的高、低压段之间增加了一个活塞压缩器。活塞压缩器由一定长度的压缩管和一个在其中自由运动的重活塞所组成。因此, 自由活塞激波风洞实际上是一种用活塞压缩器作驱动源的激波风洞。目前已建成的自由活塞激波风洞有 4 座, 其构造如示意图 3。美国、德国等也在建造这类大型设备。

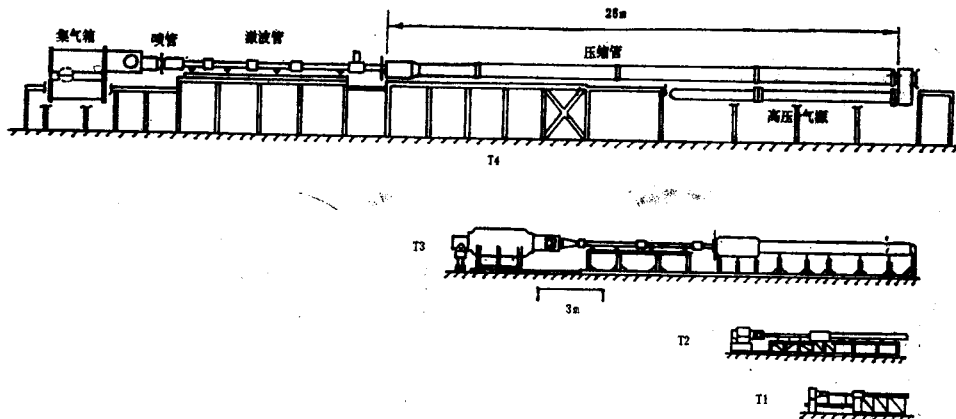


图3 自由活塞激波风洞示意图

已建成的和正在建造中的几座自由活塞激波风洞的主要结构参数列于表 1, 表中 GASL 是一自由活塞膨胀管。由表 1 可见, 自由活塞激波风洞的发展趋势是结构尺寸和活塞质量都愈来愈大。

表 1 自由活塞激波风洞结构参数

		已 建 风 洞				在 建 风 洞		
设备代号		T 1	T 2	T 3	T 4	T 5	RHYFL	GASL
压缩管	长度 m	1.5	3	6	25	30	47	12.3
	内径 mm	51	76	300	228	300	600	450
激波管	长度 m	1.35	2	6	10	12	31	—
	内径 mm	12	21	76	75	90	200	—
活 塞	质量 kg	0.8	1.2	90	90	150	1750	250
	σ g/cm ²	39	27	127	221	212	619	157
所 在 地		澳大利亚国立大学, 堪培拉			昆士兰大学 布里斯班	美国加州 理工学院	美国洛杉矶	美国长岛

活塞是自由活塞激波风洞的关键部件之一。区分活塞的轻重不在于活塞本身的质量，而在于活塞的单位面积质量 σ ，即活塞质量除以压缩管的横截面积 A 。一般轻活塞风洞的 σ 值很小，如图 2 所示炮风洞的 σ 值为 1 g/cm^2 左右。

自由活塞激波风洞采用重活塞 (σ 为几十) 或超重活塞 ($\sigma > 100$)。活塞被突然释放作加速运动时，必然产生巨大的后座力，因此，这种设备均为全浮动形式。整个设备在后座力的作用下可以自然后退，以消除后座力引起的设备振动。以图 3 所示的设备为例，T1 和 T2 风洞的后移距离约为 25mm，T3 和 T4 风洞的后移距离为 100mm。为了减小后移距离，T4 风洞的本体结构附加了 3t 重的配重装置。

4 自由活塞激波风洞的运行原理

自由活塞激波风洞与常规激波风洞的主要差别在于驱动方式，由此形成了运行原理上的差别。自由活塞激波风洞的主要运行原理是活塞压缩原理和激波管定压驱动原理。

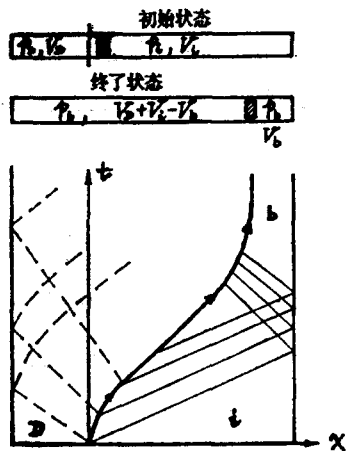


图 4 重活塞压缩，近似等熵

在活塞两边分别形成压缩波和膨胀波系。根据 1 维非定常理论可以精确地解出整个压缩过程。在等熵压缩假定下，直接利用绝热等熵公式可以得到用初始条件表示的被压缩气体终态

4.1 活塞压缩原理 对于自由活塞压缩运动，参数 σ 起重要作用。 $\sigma \rightarrow \infty$ 的压缩过程为等熵过程，而 $\sigma \rightarrow 0$ 的压缩过程为非等熵（激波压缩）过程^[7]。通常选用的 σ 值远大于 1（见表 1），活塞被突然释放以后的运动速度远小于被压缩气体的声速，因此重活塞在压缩管中的压缩过程可以近似地视为等熵过程。

图 4 是重活塞在有限长度封闭等截面直管中作等熵压缩的波系图。在初始条件下，高压气体和被压缩气体的参数分别为 p_D, V_D, γ_D 和 p_i, V_i, γ_i 。其中 p 为压力， V 是容积， γ 为比热比。活塞开始运动以后，

参数关系式

$$\lambda_b \equiv \frac{V_i}{V_b} = \left\{ \left[\frac{V_D/V_i}{(V_D/V_i) + 1} - \lambda_b^{-1} \right]^{\gamma_D} (p_D/p_i) \right\}^{1/\gamma_i} \quad (1)$$

$$\frac{p_b}{p_i} = \left(\frac{T_b}{T_i} \right)^{\gamma_i / (\gamma_i - 1)} = \lambda_b^{\gamma_i} \quad (2)$$

其中下标 b 表示终态条件, λ 是被压缩气体的容积压缩比。如果 $\gamma_i = \gamma_D$, 那么式 (1) 和式 (2) 可以简化为

$$\frac{p_b}{p_i} = \left(\frac{T_b}{T_i} \right)^{\gamma_i / (\gamma_i - 1)} = \left\{ \frac{(V_D/V_i) (p_D/p_i)^{1/\gamma_i} + 1}{(V_D/V_i) + 1} \right\}^{\gamma_i} \quad (3)$$

公式 (3) 表明, 影响被压缩气体终态参数的因子除了 V_D/V_i 和 p_D/p_i 之外, 气体比热比也起重要作用。 p_b/p_i 和 T_b/T_i 随 p_D/p_i 和 γ_i 的变化曲线示于图 5, 其他参数的取值是

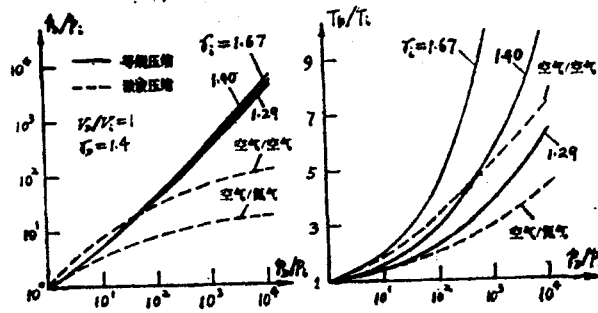


图 5

$V_D/V_i = 1$, $T_D/T_i = 1$ 和 $\gamma_D = 1.4$ 。作为比较, 图上还同时画出了两组 $\sigma = 0$ 时的非等熵压缩曲线。该算例表明, γ_i 对 p_b/p_i 的影响较小, 但对 T_b/T_i 的影响很大。选用 $\gamma_i = 1.67$ 的单原子气体, 不但能获得高压, 还可以同时获得高温, 这正是自由活塞激波风洞选用氦气作为压缩管的被压缩气体的原因。

4.2 激波管的定压驱动原理 定压驱动原理对自由活塞激波风洞具有基本的重要性。在压缩器中, 被突然释放的活塞首先作加速运动, 一直到活塞两边的压力相等为止, 这时活塞具有最大速度; 随后, 在惯性作用下活塞将继续向前作减速运动, 并进一步压缩被压缩气体。当活塞速度降为零时, 被压缩气体达到尖峰压力和最高温度。这种被重活塞压缩的非正常高压高温气体不能直接用来作为激波管的驱动气体, 然而利用定压驱动原理可以获得一定的定态驱动时间。实现定压驱动的关键是选择合理的破膜时间。具体做法是选择在尖峰压力到来之前破膜, 让活塞在破膜时有一定的剩余速度 u , 而且使破膜后被压缩气体流入激波管的质量流量恰好等于活塞以 u 推动被压缩气体的质量流量, 即破膜后的活塞运动恰好补偿了被压缩气体流入激波管的消耗。这样, 被压缩气体在驱动激波管的过程中其状态参数将保持不变。从而实现了定压驱动。

5 自由活塞激波风洞性能参数的计算方法

自由活塞激波风洞的运行波系图示于图 6, 推动活塞的高压气源使用中等压力的压缩空

气，压缩管中的气体称为驱动气体，因为该气体被压缩后的用途是驱动激波管中的气体。为了

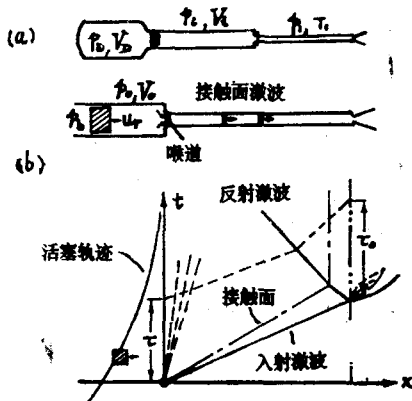


图6 自由活塞激波风洞运行图

了获得不同的驱动能力，常用的驱动气体为 He, Ar, N₂ 和 CO₂ 等。激波管中实验气体的初始参数为 p_1 , T_1 和 γ_1 。自由活塞激波风洞性能参数的计算主要是活塞压缩器的参数计算，破膜时刻驱动气体的参数确定以后，激波管和喷管参数的计算方法与激波风洞相同。

5.1 活塞压缩器的参数计算方法 压缩管中气体参数的计算可以直接利用能量方程获得。将高压气源和驱动气体都视为孤立体系，那么高压气源释放出的能量 dE_D 等于它所做的膨胀功。由绝热等熵关系可得

$$dE_D = B p_D V_D / (\gamma_D - 1) \quad (4)$$

$$B = 1 - \left[\frac{V_D/V_i}{(V_D/V_i) + 1 - 1/\lambda} \right]^{\gamma_D - 1} \quad (5)$$

$$\lambda = V_i/V_0 \quad (6)$$

式中下标 0 表示破膜时刻驱动气体的条件， λ 为驱动气体的容积压缩比，而 B 则表示高压气源的能量利用率。当 $\gamma_D = 1.40$ 时， B 随 V_D/V_i 和 λ 的变化列于表 2。表 2 数据表明，在 λ 值较大的情形下， B 主要取决于 V_D/V_i ，并随 V_D/V_i 值的增大而减小。如 T4 风洞取 $\lambda = 60$ 和 $V_D/V_i = 0.5$ ，其高压气源的能量利用率为 35.3%。

表 2 能量利用系数 B 随 λ 和 V_D/V_i 的变化 ($\gamma_D = 1.4$)

V_D/V_i	B		
	$\lambda=20$	$\lambda=40$	$\lambda=60$
0.5	0.347	0.351	0.353
1.0	0.234	0.238	0.240
2.0	0.144	0.147	0.148
6.0	0.0571	0.0585	0.0589
10.0	0.0357	0.0365	0.0368

高压气源释放的能量转换成活塞的动能和活塞对驱动气体所作的压缩功，这两项的和为

$$dE_p = \frac{p_0 V_0}{\gamma_i - 1} (1 - \lambda^{1-\gamma_i}) + \frac{1}{2} m_p u^2 \quad (7)$$

其中 m_p 为活塞质量。破膜后，活塞的运动方程为

$$u_p \frac{du_p}{dx} = \frac{1}{m_p} (p_b - p_0) A = - \frac{p_0}{\sigma} \left(1 - \frac{p_b}{p_0} \right) \quad (8)$$

式中 p_b 为高压气源做功以后的平衡压力，并有

$$\frac{p_b}{p_0} = \frac{p_D}{p_0} \left(\frac{V_D/V_i}{V_D/V_i + 1 - \lambda^{-1}} \right)^{\gamma_D} \quad (9)$$

在等压驱动条件下, p_b/p_0 可以视为常值。另外, 为了使活塞不撞击压缩管末端, 要求活塞运动至末端时速度为零。积分式 (8) 得

$$\int_u^0 u_p du_p = -\frac{p_0}{\sigma} \left(1 - \frac{p_b}{p_0} \right) \int_0^{L_0} dx \quad (10)$$

其中 $L_0 = V_0/A$ 为破膜时刻活塞至压缩管末端的距离。由此得到破膜时刻活塞的动能为

$$\frac{1}{2} m_p u_i^2 = p_0 V_0 \left(1 - \frac{p_b}{p_0} \right) \quad (11)$$

最后根据 $dE_D = dE_p$, 将式 (4), (7), (9) 和 (11) 合并, 得

$$\frac{p_0}{p_D} = \left[\frac{B \lambda V_D}{(\gamma_D - 1) V_i} + \left(\frac{V_D/V_i}{V_D/V_i + 1 - \lambda^{-1}} \right)^{\gamma_D} \right] \left[1 + \frac{1}{\gamma_i - 1} (1 - \lambda^{1-\gamma_2}) \right]^{-1} \quad (12)$$

式 (12) 是活塞压缩器的结构参数与气体性能参数之间的基本关系式。其中 p_0/p_D 称作压力放大因子。图 7 是式 (12) 的一个算例。图中曲线表明, p_0/p_D 值随着 λ 或者 V_D/V_i 的增大而增大。通常被压缩气体在破膜时刻的压力和温度分别比高压气源的压力和室温大 1 个量级以上。

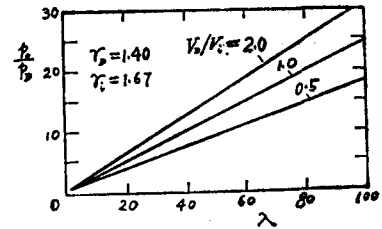


图 7

破膜以后, 激波管入口处将形成喉道, 驱动气体流入激波管的质量流量为 $\rho^* A^* a^*$ (见图 6), 压缩管中驱动气体的质量流量为 $\rho_0 A u_T$, 根据等熵流面积比公式可得

$$u_T = a_0 \frac{A^*}{A} \left(\frac{2}{\gamma_i + 1} \right)^{(\gamma_i + 1)/2(\gamma_i - 1)} \quad (13)$$

由此确定的驱动气体全部流入激波管的时间 τ 为

$$\tau = \lambda^{-(\gamma_i + 1)/2} \frac{V_i}{A^* a_i} \left(\frac{\gamma_i + 1}{2} \right)^{(\gamma_i + 1)/2(\gamma_i - 1)} \quad (14)$$

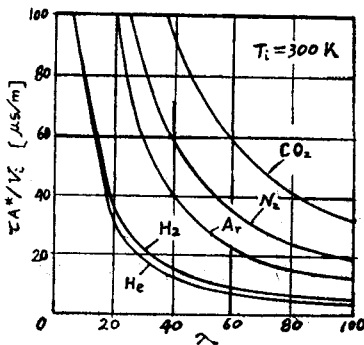


图 8

τ 就是活塞压缩器驱动激波管的时间。不同驱动气体的驱动时间随 λ 的变化曲线示于图 8。由图可见, 驱动时间随 λ 的增大而迅速减短。为此, λ 值不宜过大, 通常取 60 左右。

5.2 风洞参数计算方法 图 6 所示的激波管和喷管参数的计算方法与常规激波风洞基本相同。值得指出的是, 重活塞压缩后的驱动气体具有很高的 p_0 和 T_0 (或 a_0) 值, 因此, 风洞运行时相对应的缝合 Mach 数 M_{ST} 也很高。用空气作试验气体, 自由活塞激波风洞的 M_{ST} 随 λ 的变化曲线示于图 9。该算例表明, 当 $\lambda = 40-70$ 时, $M_{ST} = 15-21$, 并且用氮气作

驱动气体的 M_{ST} 值超过了用氢气驱动的对值。这一结果进一步表明用氮气作驱动气体的优

点。以 T4 风洞为例, $M_{ST} = 19$, 激波在激波管末端反射以后实验气体的总焓 h_{05} 为 46 MJ/kg, 与其相对应的飞行速度为 9.46 km/s, 超过了 7.9 km/s 的地球最小轨道速度。

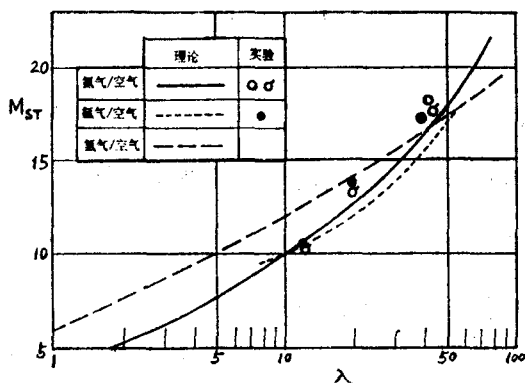


图 9

6 自由活塞激波风洞的性能指标

以目前运行中最大的 T4 风洞为例, 主要结构参数见表 1。高压气源用 $p_D = 150 \text{ atm}$ 的空气; 压缩管中为 $p_i = 2 \text{ atm}$ 的氦气, 容积压缩比 $\lambda = 60$, 破膜时刻的 $p_0 = 2000 \text{ atm}$, $T_0 = 4500 \text{ K}$, $a_0 = 4000 \text{ m/s}$; 激波管中为 $p_1 = 1 \text{ atm}$ 的空气。在该运行条件下达到的性能参数列于表 3, 同时列出了世界上几座著名风洞的相应指标。通过比较可以发现, 自由活塞激波风洞具有性能参数高的优点, 但有高焓运行时试验时间很短的缺点。因此,

表 3

	地点/代号	p_s atm	T_s K	M_∞	Re $\times 10^{-6}$	喷管直径 cm	试验时间 ms
激波风洞	美国/Calspan	1300	8000	6.5—20	0.02—250	240	20—0.7
自由活塞激波风洞	澳大利亚/T4	1000	8600	8	4	30	0.4
长射风洞	比利时/VKI	400	2400	15—20	3—1.5	30.5—61	40—20
炮风洞	英国/IC	130	1000	9.3	25	45	5
炮风洞	力学所/JF ₆ B	600	1000	5.4—10	25—5	50	30—10

增长有效试验时间一直是这种设备的改进方向。其途径一是增加激波管的长度和直径, 以及相应的 V_1 值, 然而, 激波管壁面的粘性效应使长度的增加受到限制^[9]; 二是采用壁面边界层抽吸, 以消除反射激波与壁面边界层相互作用引起的驱动气体对实验气体的提前污染^[10-12]。目前, 有关这方面的研究仍在进行中。

自由活塞激波风洞的实验能力见图 10。

7 结 语

自由活塞激波风洞的特点是: ①运行费用较小, 用中等压力的压缩空气作动力, 可以获得很高的实验性能参数, 每次运行消耗的氦气很少, 活塞可以反复使用; ②实验过程比较安全, 风洞的运行不使用易燃易爆气体; ③对试验气体没有限制, 用于气体动力学实验研究时, 可以真实地再现高超声速飞行器在地球大气层中的实际飞行环境; ④高焓运行时的试验时间短, 至今还不能完成用测力天平进行的气动力系数的测量实验。

综合以上情况, 自由活塞激波风洞可以用于各种计及真实气体效应的基本现象的研究, 用于高速飞行器气动加热和物面压力分布的研究, 并且还是研制新型高速推进器的重要设

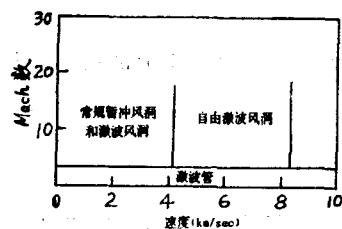


图 10 自由活塞激波风洞的能力

备.例如 T4 风洞进行燃氢冲压发动机原理实验时,其实验段的静温足以使喷入的氢气自燃,而建造中的 RHYFL 风洞,将能以近地轨道速度进行全尺寸 NASP 发动机的实验.

当今以自由活塞激波风洞为代表的重(或超重)活塞驱动设备受到广泛重视.1988年成立了 WBM·STALKER 有限公司,分设于澳大利亚 Brisbane 和美国 Colorado,专门承接这类设备的研制.可以预期,有关自由活塞激波风洞的理论与实验研究必将得到更大发展.

参 考 文 献

- 1 Stalker R J. *ARS J.*, **30** (1960): 564
- 2 ——. *AIAA J.*, **3** (1965): 1170
- 3 ——. *J. Fluid Mech.*, **22** (1965): 656
- 4 ——. *AIAA J.*, **5** (1967): 2160
- 5 ——. *Aeronaut. J.*, **76** (1972): 374—384
- 6 Lukasiewicz J. *Experimental Methods of Hypersonics*. Marcel Dekker, INC (1973)
- 7 Stollery J L, Stalker R J. *Shock Tubes and Waves* (ed by R D Archer and B E Milton). New South Wales University Press (1983): 41
- 8 Stalker R J, Morgan G R. *Combustion and Flame*, **57**, 1 (1984): 55—70
- 9 Mirelse H. *Phys. Fluids*, **9**, 10 (1966): 1907—1913
- 10 Xu Ligong, Gourlay C M, Stalker R J. *Shock Tubes and Waves* (ed by Hans Gronig). Rheinisch-Westfalische (1987): 637—643
- 11 徐立功. *力学学报*, **22**, 5 (1990): 547—564
- 12 ——. *应用数学和力学*, **10**, 6 (1989): 523—530

A FREE-PISTON SHOCK TUNNEL

Xu Li-gong

Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China

Abstract One of the high-enthalpy intermittent wind tunnels is the free-piston shock tunnel, where a free heavy piston compressor is used. It is first suggested and built by Prof. R.J. Stalker at the Australian National University, Canberra, Australia. The free-piston shock tunnel is unique in its ability to provide very-high-temperature, high-pressure test conditions, and can be used to produce test section flows with stagnation enthalpies greater than those corresponding to earth satellite velocity, so this type of facility has enabled experimental study of a range of real gas effects in high-speed hypersonic aerodynamics. Especially, the high enthalpy, high density capabilities of the free-piston shock tunnel can be effectively used in the research of the new propulsion—scramjet as well. More recently, the free-piston shock tunnels have been attached great importance in the field of the aeronautical engineering and space technology internationally.

A summary of the free-piston shock tunnels is made in this paper with a systematic exposition of their developments, constructional characteristics, operating principles, calculating methods of the performance parameters.

Keywords *free-piston shock tunnel; Stalker tube; free-piston compressor; isentropic compression; constant pressure driver*