

氢氧燃烧及爆轰驱动激波管^{1), 2)}

俞鸿儒

(中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室, 北京 100080)

摘要 分析并观察了沿驱动段轴向分布多火塞燃烧驱动段的性能. 提出主膜处同一管截面均匀分布三火花塞引燃的点火方法. 用这种点火方法驱动产生的入射激波强度重复性较高, 激波后气流速度、温度和压力的定常性亦大大改善, 可满足气动试验实际要求. 提出在驱动段尾端串接卸爆段来消除爆轰波反射高压, 从而可使反向爆轰驱动段用来产生高焓高密度试验气流. 这种反向爆轰驱动产生的入射激波重复性高, 激波衰减弱. 在主膜处的收缩段产生的反射波可缓解爆轰波后跟随的稀疏波的不利影响, 从而使前向爆轰驱动具有实用性. 在产生的入射激波强度相同条件下, 前向爆轰驱动所需的爆轰驱动段可爆混合气初始压力可较反向爆轰低近一个量级.

关键词 燃烧驱动, 爆轰驱动, 气体爆轰, 激波管, 激波风洞

引 言

1957 年春夏之交, 导师郭永怀先生指定我的研究生工作方向: 探索发展激波加热方法用于产生高超声速风洞气源. 他预见到中国将发展航天事业, 而大型高超声速风洞是研制航天飞行器必不可少的地面模拟试验设备. 以中国当时的实际情况, 尚难以提供建造像美国那样的大型常规加热高超声速风洞所需的经费、技术装备以及那样多的电力. 何况这种常规加热风洞的总温有限, 不足以用来研究伴随超高速飞行发生的高温效应. 他告诫我一定要走自己的路, 探索中国高超声速气动试验的新途径.

激波加热的关键是产生强激波的驱动方法. 其中氢氧燃烧驱动对设备要求低, 费用省而且驱动能力强, 适应我们的要求, 因此选定为突破点. 本文综述氢氧燃烧驱动方法的改进和向爆轰驱动的发展进程.

1 激波管驱动要求

从 50 年代起, 激波管已经发展成为一种用途广泛的科学实验装置. 典型激波管 (图 1) 由两根等截面管构成, 它们之间用膜片隔开. 在初始阶段, 两者分别充入不同的气体到不同的压力值. 当膜片瞬时破裂以后, 高压 (驱动) 气体膨胀加速, 压缩低压 (被驱动) 气体, 并在其中产生向前传播的激波. 激波与分界面之间的被激波加热和压缩的气流 (2 区) 或其在被驱动段尾部反射产生的高温高压气体 (5 区), 被用于开展各种目的的科学实验.

1999-03-22 收到第一稿.

1) 先后获得国家科委、中国科学院力学研究所所长择优基金、国家自然科学基金 (19082012)、国防预研基金、中国科学院和国家高技术项目经费资助.

2) 谨以本文纪念郭永怀院士 90 周年诞辰.

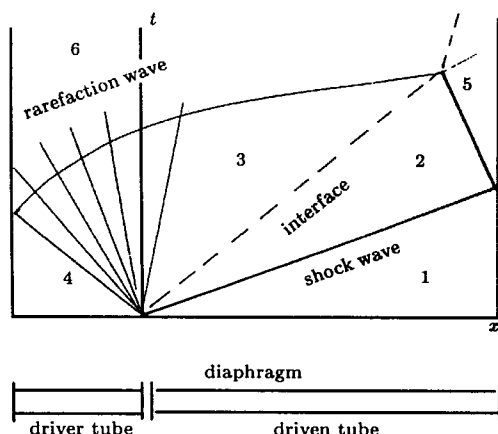


图 1 等截面激波管及其流动波图
Fig.1 Wave diagram of flow in a shock tube
of constant cross section

对于空气动力学试验, 为了模拟超高速飞行发生的现象, 希望尽可能提高速度 u_2 及压力 p_2 的数值. 在分界面两边, 压力和速度相等 ($p_2 = p_3, u_2 = u_3$). 因此要求驱动气体膨胀时, 能够在可能利用的压降 $\Delta p = p_4 - p_3$ 条件下, 达到高的速度 u_3 . 等截面管膨胀为非定常过程, $|du/dp| = 1/(a\rho)$, 其中 $a\rho$ 为驱动气体声阻抗, 等于单位时间单位截面内声扰动传播通过的气体质量. 在给定压降条件下, 气体声阻抗愈小, 速度增益愈大. 对于完全气体, 上述微分积分后得到

$$\frac{p_3}{p_4} = \left(1 - \frac{\gamma_4 - 1}{2} \frac{u_3}{a_4}\right)^{2\gamma_4/(\gamma_4 - 1)}$$

式中 a 为声速, γ 为比热比. 由上式可以得出, 在给定压比 p_3/p_4 条件下, 速度 u_3 随

声速 a_4 线性增加, 随比热比 γ_4 的下降而稍有增加. 因此, 用作激波管的驱动气体, 宜选用低分子量因之高声速的气体, 如氢或氦. 为了进一步增强驱动能力, 尚需将其加热.

2 氢氧燃烧驱动

在驱动段中采用氢氧燃烧释放的热量加热混合气中富余的氢或氦作为驱动气体被预期是一种最满意的技术^[1]. 由于氢或氦被加热至高温, 虽然生成的水气会增加混合气的分子量, 但其低的比热比具有一定补偿作用. 因此其驱动能力远高于常温氦甚至氢的驱动能力. 燃烧加热时, 伴随着压力升高. 因而高压操作时无需添置高压压缩机. 加上耗气量大大降低, 因此费用非常低廉. 从 50 年代初起, 许多国际知名实验室, 如美国柯耐尔航空实验室 (CAL), AVCO 研究实验室, 通用电气实验室以及英国国家物理实验室 (NPL) 均采用多火花塞引燃的燃烧驱动技术^[2~5]. 但是实践结果表明: 燃烧驱动产生的试验气流品质低, 加上潜在的不安全性, 从 50 年代末起, 各实验室都逐渐放弃使用燃烧驱动技术. 由于当时化学工业已拥有将氢气压力提高到 150 MPa 的实用经验, CAL 采用高压氢代替燃烧驱动来产生强激波^[6].

基于对燃烧驱动段性能研究的实验结果^[7], 通用电气实验室坚持使用燃烧驱动. 他们的实验采用内径 152 mm, 长 3.05 m 的圆管, 两端封闭. 观察初始压力、混合比以及点火火花塞数量 (沿轴向分布 5 个或 9 个) 变化对氢氧燃烧加热氦产生的最大压力, 到达峰值所需时间的影响. 得出结论认为, 这种燃烧过程具有一致性和重复性.

2.1 沿轴向分布多火花引燃的燃烧驱动

为了判定上述对立观点的孰是孰非, 我们开展了燃烧驱动性能研究. 实验用激波管驱动段内径 80 mm, 长 5.5 m; 被驱动段内径 80 mm, 长 12 m. 沿驱动段轴向每隔 1.1 m 安装航空发动机火花塞作点火器. 所有实验初始参数相同. 驱动气体初始压力 1.0 MPa. H_2 占 90%, O_2 占 10%. 被驱动气体为空气, 初始压力 13.3 kPa. 测出的入射激波速度沿被驱动段轴向长度分布曲线绘于图 2. 图中虚线为氧和氢先后通过单孔充入驱动段的五次实验结果, 实线为三孔充气五次实验

结果. 从图可以看到, 不仅各次实验之间重复性很差. 而且同一次实验中激波速度高低起伏. 这种多火花塞引燃的燃烧驱动显然难以满足气动试验要求. 实验结果还表明: 三孔充气的实验结果优于单孔充气, 这是由于三孔充气, 混合较均匀的缘故.

通用电气实验室只对封闭容器燃烧过程中的压力特性进行了考察, 而对占支配地位的温度场因之声速场, 以及与破膜有关的影响未进行研究. 因而未能反映燃烧驱动的全面特性.

燃烧学表明: 封闭容器内可燃气体局部引燃的燃烧, 由于火焰传播速度较声速低

得多, 激波管驱动段内各处压力基本上相同. 在引燃点, 可燃气体在初始压力下燃烧, 燃烧释放的能量一部分升高燃气温度, 另一部分膨胀输出给未燃气体. 随后燃烧的气体又反过来对其压缩做功. 由于先燃烧的气体输出的能量小于以后接收的能量. 因此燃烧终结时, 先燃烧的气体温度高, 后燃烧的气体温度低. 容器内的温度场不均匀^[5]. 多火花塞引燃的燃烧, 产生许多火焰阵面. 火焰阵面传播速度随机性很大, 各火焰面快慢差异明显. 使得燃气温度场难以控制. 这是导致多火花塞引燃的燃烧驱动品质差的重要原因. 此外由于燃烧及散热过程很快, 只能采用自动破膜模式. 即燃气压力达到膜片破裂强度时, 膜片自动裂开. 实际上, 难以使燃气烧尽时, 刚好达到破膜所需压力值. 一般破膜时, 都会残留部分未燃的可燃气, 这些位于不确定位置的可燃气破膜后继续燃烧是引起入射激波在传播过程中, 速度起伏不定的根源.

2.2 主膜附近多火花引燃的燃烧驱动

在封闭容器中燃烧, 要想获得均匀的温度场, 除要求混合均匀外, 还要求容器中各处气体同时燃烧. 这种点火要求, 技术上很难实现. 破膜时可燃气体全部烧尽也是难以办到的.

燃烧产生的温度场和残留未燃气与点火器数量及位置有关. 如在管状容器的一端点火, 由于只有一个火焰面, 将产生单调下降的温度场, 点火处温度最高. 残留未燃气位于另一端. 对于激波管驱动段, 若在上游末端点火, 将形成上游尾端温度最高, 膜片处温度最低的温度分布. 这种温度场将使入射激波速度逐渐加速, 可补偿粘性边界层引起的激波衰减. 但壁面效应使激波后气流压力、温度和速度逐渐增加^[9]. 上述驱动气体温度场使其更加恶化. 此外, 残留未燃气位于膜片附近, 破膜后继续燃烧的不利影响也更加严重. 若在膜片端点火, 则温度场变化方向与前相反. 入射激波衰减虽然变大, 但激波阵面后气体压力、温度和速度变化率由于与壁面效应互相补偿而变弱, 符合实际要求. 即便有残留未燃气, 由于位于尾端, 其不利影响亦得到缓解.

根据上述分析, 并对多种点火方式进行实验对比后, 发展成功夹膜处周向均匀分布三火花塞引燃的氢氧燃烧驱动, 能够产生实用要求的试验气流¹⁾. 多次实验激波速度散布由多火花塞引燃的 10% ~ 20%^[1] 降至 4.3%. 激波后气流压力恒定性优于多火花引燃甚至氢或氢驱动结

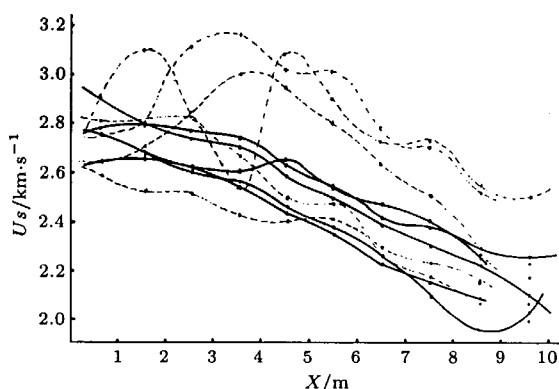


图 2 多火花引燃氢氧燃烧驱动产生的激波速度分布
Fig.2 Distributions of incidence shock wave velocities produced by the combustion driver

1) 激波管风洞氢氧燃烧驱动新方法, 中国科学院力学所报告 (1964).

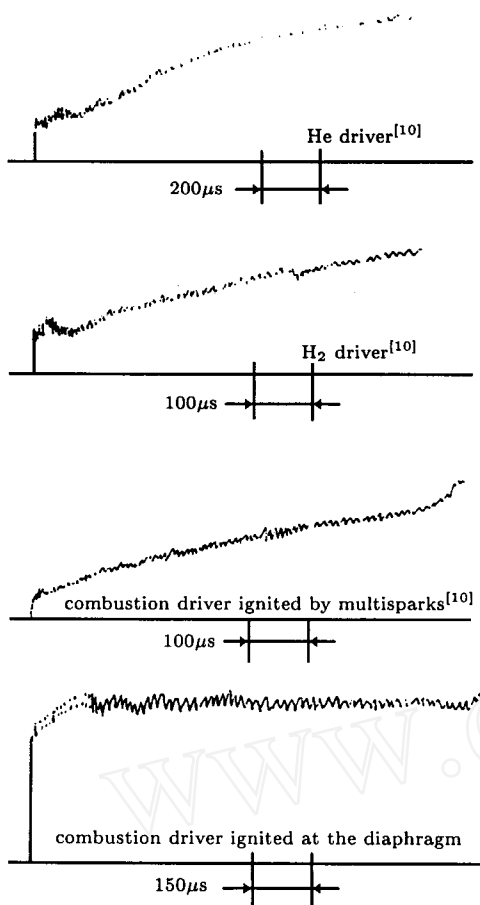


图 3 多种驱动方法产生的气流压力曲线比较
Fig.3 Pressure profiles of flow behind shock wave produced by various drivers

Waldron^[14] 和 Balcarzak^[15] 开展了前向爆轰驱动实验,证实了 Bird 的预测.并认为这种驱动方式不满足气动试验要求.

俞鸿儒^[16], Coates 和 Gaydon^[17], Lees^[18], Gier 和 Jones^[19] 等先后进行了反向爆轰驱动实验.俞鸿儒的实验结果表明:反向爆轰驱动产生的入射激波强于燃烧驱动产生的强度.与 Bird 分析结果不同.这是由于 Bird 未考虑燃烧或爆轰过程中通过管壁的散热影响.燃烧火焰传播速度较爆轰波慢得多,因此散热损失也严重得多.反向爆轰驱动产生的激波衰减很弱,且具有高重复性.郭永怀先生对这一新发现非常重视,要求认真研究.由于使用的激波管强度低,重量轻,当驱动段初始压力升至 1 MPa 时,爆轰驱动实验中激波管剧烈振动,连接螺栓常被震松.究其原因,是由于爆轰波传播抵达管端时,在端壁反射,幅值超过初始压力百倍以上^[20] 的反射峰压突然作用在端壁上所致.由于这种不安全因素没有解决,这项工作暂时被搁置下来.

80 年代中,美国航天飞机试飞数据表明:真实气体效应不仅对飞行器气动加热有影响,对气动力特性的影响亦很明显.按常规加热高超声速风洞提供的数据预测的机翼配平角较实际值低

果^[10].(图 3)

然而这种夹膜处多火花引燃的氢氧燃烧驱动,火焰传播路程较轴向多火花引燃长得多,后期爆轰的机率增加,一旦出现后期爆轰,意外高压将危及设备安全.此外,经验表明:燃烧驱动段很难产生高的压力(一般低于 40 MPa)^[11].

3 氢氧爆轰驱动

Hertzberg^[12] 在氢氧燃烧驱动实验过程中,意外发现入射激波强度超出按等容燃烧假定计算求出的数值. Gerard 将这一现象归因于燃烧过程中出现了爆轰. Bird^[13] 对燃烧驱动以及前向和反向爆轰驱动段的性能进行了分析.分析结果表明:前向爆轰驱动能力明显强于反向爆轰驱动,但前向爆轰驱动产生的入射激波在传播过程中衰减严重,而反向爆轰驱动能维持恒速的入射激波.

所谓前向爆轰驱动,其爆轰波在驱动段上游端部起始,运动方向与入射激波传播方向相同.由于爆轰波阵面后跟随的膨胀波追上入射激波,使其强度不断降低.而反向驱动的爆轰波在主膜片处起始,其传播方向与入射激波方向相反,稀疏波后气体为恒定态,用其驱动产生入射激波,波后存在准定常区.

一半, 这一事实, 引起广泛的重视. 从那时起, 真实气体效应研究再度成为研究热点. Stalker^[21] 从 60 年代开始发展的自由活塞激波风洞赶上开展真实气体效应实验研究的需求. 从 80 年代末起, 各国先后开始建造大型自由活塞激波风洞. 如美国的 T₅, 德国的 HEG, 法国的 TCM2 以及日本的 HEST. 这些设备具有产生高焓高压气源的能力. 但是结构复杂, 造价高昂. HEG 和 HEST 的投资都超过千万美元.

1988 年俞鸿儒在德国 Aachen 工作期间, 与 Groenig 教授讨论了自由活塞驱动的优缺点后, 俞提出消除反向爆轰波在驱动段尾部形成反射高压的措施. 并建议开展氢氧爆轰驱动方法研究. 在爆轰驱动段尾端加上卸爆段, 两者之间用薄膜隔开. 当爆轰波阵面到达尾端时, 冲破薄膜进入卸爆段. 从而消除了反射高压的形成^[22]. 在 Groenig 教授的安排以及张帆和 Andreas 的协助下, 俞在 Aachen 作了试探性实验. 1989 年春, 俞鸿儒等在北京获得氢氧爆轰波后气体参数具有高度定常性和重复性的实验证据. 该结果向 Groenig 教授通报后, 双方决定加速有关研究工作. 1992 年双方联合将阶段结果发表^[23]后, 立即引起国际同行的关注, 许多单位开展爆轰驱动激波管 / 风洞研究. 1995 年以后, 有关研究论文发表数量逐年增多.

3.1 反向爆轰驱动段性能

国际上首台带卸爆段的氢氧爆轰驱动激波风洞已在中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室建成 (图 4). 爆轰驱动段工作压力 300 MPa, 被驱动段工作压力 150 MPa. 点火管位于主

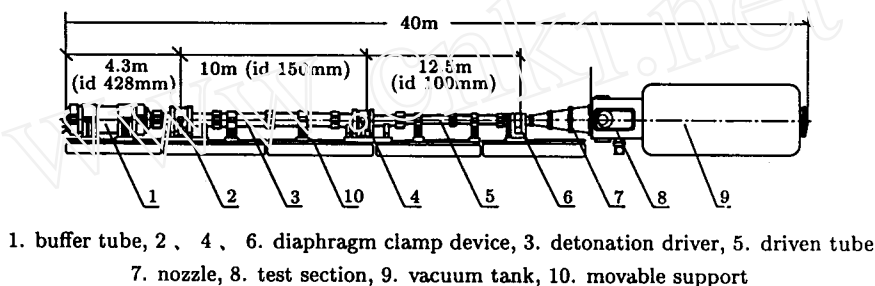


图 4 爆轰驱动激波风洞外形简图
Fig.4 Configuration Sketch of the detonation driven shock tunnel

膜附近, 爆轰波形成后向上游传播. 其流动波图如图 5.

当爆轰波阵面抵达驱动段与卸爆段分界面时, 将冲破位于该处的薄膜. 卸爆段内初始压力极低, 因此爆轰波将在该分界面反射稀疏波, 而在卸爆段内形成强激波. 该激波虽会在卸爆段尾端反射, 但由于初始压力极低, 反射压力亦不会高. 从而消除了驱动段尾端形成超高压的危险. 此外, 爆轰波在驱动段尾端形成反射稀疏波, 与反射激波相比, 速度慢. 因而可延长有效驱动时间. 一般主膜片破裂均需一定时间. 波图中 4 区为爆轰波后气流速度为零的区域, 相

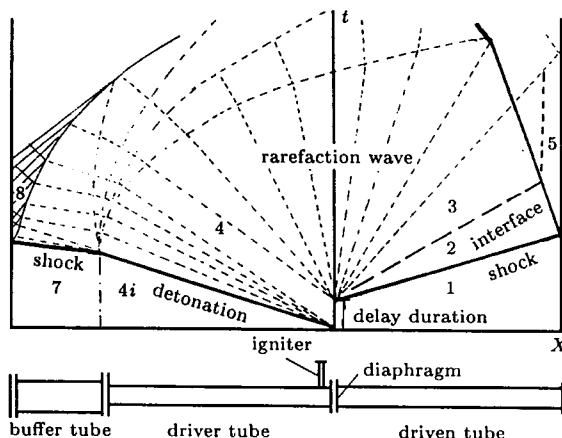


图 5 反向爆轰驱动激波管流动波图
Fig.5 Diagram of flow in backward detonation driver shock tube

当于激波管驱动段初始状态, 该区内状态参数均匀. 因此其驱动性能与常规驱动段相当.

激波衰减实验结果绘于图 6, 图中还绘入 CAL 加热氢 (690 K) 驱动氮或空气的数据^[24]. 由于两被驱动段内径相同 (100 mm) 初始压力与长度相近, 具有可比性. 从图可以看出: 反

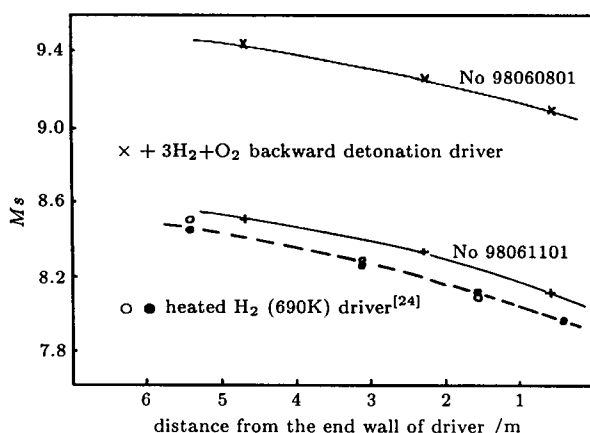


图 6 入射激波衰减特性比较

Fig.6 Attenuation characteristics of the incident shock waves

向爆轰驱动与加热氢驱动品质相当. 在同样驱动压力比条件下爆轰驱动能力更强, 费用低廉得多.

3.2 正向爆轰驱动

为了提高从 NASA Langley 中心迁来的膨胀管 / 风洞的性能, 80 年代末美国通用应用科学实验室 (GASL) 已设计自由活塞驱动段 ($\phi = 450$ mm, $l = 12$ m) 来代替原有的驱动段^[25].

后因自由活塞驱动段造价过高, 为了正确抉择, 对各种强驱动方法重新进行评价^[11]. 其结论如下: “依据性能价格比, 达到当前预期超高速系统研究所需性能的最好选择为爆轰驱动. 如果不计

价格因素, 自由活塞驱动仍然是最好的选择.” 上述评价包括的爆轰驱动为反向爆轰驱动, 不计代价自由活塞驱动能力最强.

前面已经提到: 前向爆轰驱动能力较反向强得多. 如果能缓解甚至克服跟随在爆轰波后稀疏波的不利影响, 可使前向爆轰驱动具有实用性. 那么不仅具有绝对的价格优势, 而且驱动能力亦可与自由活塞驱动相抗衡.

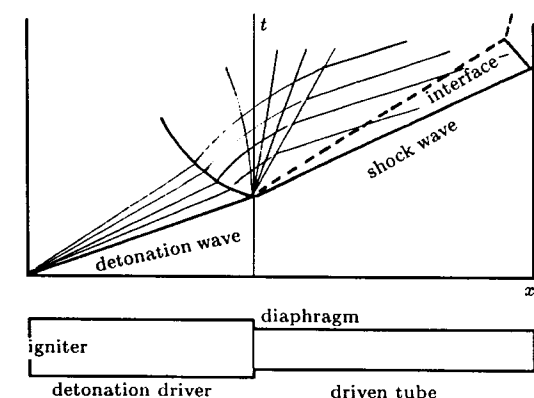


图 7 前向爆轰驱动激波管流动波图

Fig.7 Diagram of flow in forward detonation driven shock tube

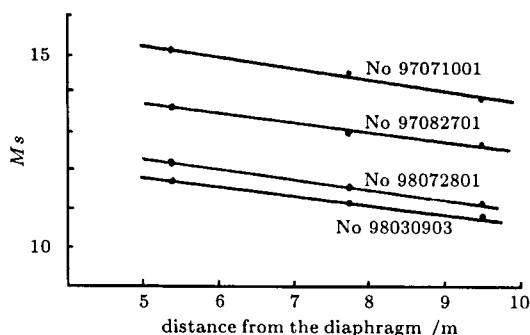


图 8 前向爆轰驱动产生的入射激波衰减特性

Fig.8 Attenuation characteristics of incident shock wave produced by forward detonation driver

反射一激波. 该反射激波与迎面赶上的稀疏波相干扰, 也将减弱该稀疏波对入射激波的衰减作用 (图 7). 实验结果表明: 采取上述二种措施后, 前向爆轰驱动产生的入射激波衰减率已达到实际应用可接受的程度 (图 8). 但与反向爆轰相比, 其驱动能力强得多. 当被驱动气体初始压力与入射激波强度相同时, 所需爆轰驱动段初始压力, 前向爆轰驱动较反向低约一个量级 (图 9). 由于无需卸爆段, 结构亦简单得多.

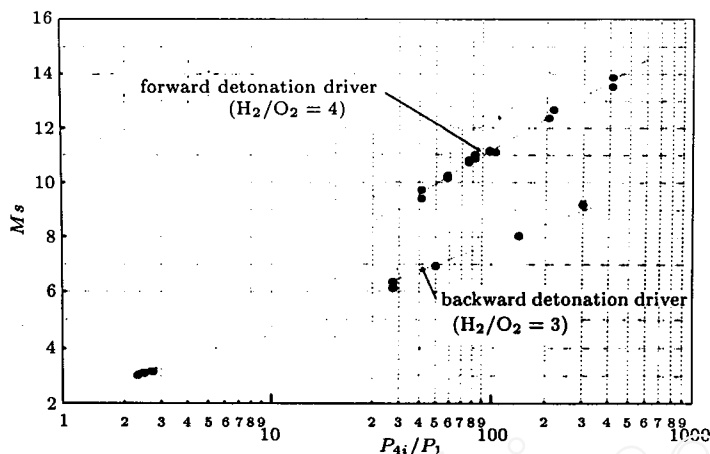


图 9 前向和反向爆轰驱动产生的被驱动段尾部激波马赫数与 p_4/p_1 关系

Fig.9 M_s vs p_4/p_1

4 结束语

改进后的氢氧燃烧驱动段能够产生符合实用要求的试验气流. 突出的费用低廉特征为我国高超声速流实验开辟了一条现实可行的途径.

提出的反向爆轰和前向爆轰驱动能够产生高焓高密度试验气流. 建成氢氧爆轰驱动激波风洞为开展真实气体效应、超声速燃烧和再入物理现象研究提供了实验基础.

致谢 燃烧驱动方法是在导师郭永怀院士直接指导下完成的. 爆轰驱动是在他指引的方向内完成的. 值此郭先生 90 诞辰和逝世 30 周年之际, 深切感谢他的谆谆教诲.

在爆轰驱动方法研究和爆轰驱动激波风洞的建造过程中, 参加燃烧驱动实验工作的先后有吴玉民、赵素雯、马家欢、李振华、赵润民、杨家玲、王金清等同志. 参加爆轰驱动实验工作的有赵伟、林建民、李仲发、于伟、张欣玉、谷笏华、王杰等同志. 在此一并致谢.

参 考 文 献

- 1 Bradley JN. Shock waves in chemistry and physics. London: Butler & Tammer Ltd, 1962
- 2 Resler EL, Lin SC, Kantrowitz A. The production of high temperature gases in shock tubes. *J Appl Phys*, 1952, 23: 1390
- 3 Rose PII. Physical gasdynamic research at the AVCO Research Laboratory. AVCO Lab, Res Note, 1957. 37
- 4 Schultz HT, Henshall BD. Hypersonic shock tube equipment at the National Physical Lab. UK. AGARD Rep. 142, 1957
- 5 Nagamatsu HT, Geiyer RE, Sheer RE Jr. Hypersonic Shock tunnel. *ARS J*, 1959, 29: 332

- 6 Hertzberg A, Wittliff CE, Hall JG. Development of the shock tunnel and its application to hypersonic flight. In Riddell FK ed. Hypersonic Flow Research, 1961, 701~757
- 7 Nagamatsu HT, Martin ED. Combustion investigation in the hypersonic shock tunnel driver section. *J Appl Phys*, 1959, 30: 1018
- 8 Lewis B, von Elbe G. Combustion, flame and explosion of gases. New York & London Academic Press, 1961
- 9 Emrich RJ, Wheeler DB. Wall effects in shock tube flow. *Physics of Fluids*, 1958 1: 14
- 10 Wiffli C, Wilson M. Shock tube driver techniques and attenuation measurements. 1957, AFOSR TN-57-549
- 11 Bakos RJ, Erdos JI. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. AIAA 95-0799, 1995
- 12 Hertzberg A, Smith WE. A method for generation strong shock waves. *J Appl Phys*, 1954, 25: 130
- 13 Bird GA. A Note on combustion driven shock tubes. 1957 AGARD Rep. 146
- 14 Waldron HF. An experimental investigation of the flow properties behind strong shock waves in nitrogen. 1958, UTIA Rep, No 50
- 15 Balcarzak MJ, Johnson MR. The gaseous detonation driver and its application to shock tube simulation techniques. In: Moulton JF & Filler W.S (eds) Proc 5th Int Symp on Shock Tube, 1966. 1111~1119
- 16 俞鸿儒. 激波风洞及其在传热实验研究中的应用. 中国科学院力学所研究生毕业论文 (北京图书馆, 中国科学院图书馆收藏), 1963 (Yu H-R. Shock tunnel and its application to aeroheating experiments. Thesis, Institute of Mechanics, CAS 1963 (in Chinese))
- 17 Coates PB, Goydon AG. Simple shock tube with detonating driver gas. *Poc Roy Soc (London)*, 1965, A283: 18~32
- 18 Lee BHK. Detonation driven shocks in a shock tube. *AIAA J*, 1967, 5: 791~792
- 19 Gier HL, Jones TG. An investigation of a double diaphragm shock tube with a detonation buffer gas In: Glass II ed. Shock tubes. University of Toronto Press, 1970. 533~543
- 20 Edwards DH, Williams GT, Breeze JC. Pressure and velocity measurements on detonation waves in hydro-oxygen mixtures. *J of Fluid Mechanics*, 1953, 6: 497~517
- 21 Stalker RJ. A study of the free-piston shock tunnel. *AIAA J*, 1967, 5: 2160~2165
- 22 Yu H-R. Recent developments in shock tube application. In: Takayama K, ed. Proc of the 1989 Nat Symp on Shock Wave Phenomena. Sandai Tohoku University, 1990. 1~9
- 23 Yu H-R, Esser B, Lenartz M, Groenig H. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. *Shock Waves*, 1992, 2: 245~254
- 24 Fuehrer RG. Measurements of incident-shock test time and reflected shock pressure at full turbulent boundary-layer test conditions. In: Glass II, ed. Shock Tubes. University of Toronto Press, 1970. 31~59
- 25 Morrison WRB, Stalker RJ, Duffin J. New generation of free-piston shock tunnels. In: Kim YW, ed. Current Topics in Shock Waves. New York, AIP, 1990. 582~587