

探索发展激波风洞爆轰驱动技术^{1),2)}

俞鸿儒³⁾

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要 发现了燃烧驱动激波管中入射激波马赫数异常升高的起因. 实验显示爆轰驱动能力强于燃烧驱动, 从而推动爆轰驱动技术的发展. 采用卸爆管消除爆轰波反射高压以及双爆轰驱动段全部消除爆轰波后的 Taylor 稀疏波, 使反向和前向爆轰驱动模式具有实用价值. 反向爆轰驱动技术还成功用来延长激波风洞试验时间.

关键词 激波管, 激波风洞, 气体爆轰

中图分类号: O354.5 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)06-0978-06

引 言

激波管是产生人造激波的实验装置, 结构简单, 运行时间短, 耗能少, 建造和运行费用低廉. 它产生的可控激波能将试验气体大幅升温、增压并加速, 因而在许多科学实验中被广泛采用.

激波管驱动技术对产生的试验气体的性能及品质起着关键性的作用. 对驱动技术的要求主要有三方面: 一是驱动能力强, 即产生的入射激波马赫数高; 二是驱动品质优, 即入射激波传播速度恒定, 不增加额外的衰减; 三是费用低, 耗能少. 现有各种驱动技术(如高压/高声速常规驱动、电和磁场干扰驱动、波过程驱动和爆轰驱动等^[1])中, 电磁驱动能力最强, 但仅适用于低气压. 压缩气体驱动由于驱动气体初始温度、压力和速度均匀, 驱动品质最高. 爆轰驱动直接并有效使用化学能, 对附属设备的要求最低, 费用最省. 激波风洞的气源同时要求达到高温和高压, 本文回顾能胜任这种要求的气体爆轰驱动技术的发展历程.

1 爆轰驱动效应的发现

20 世纪 50 年代初, Hertzberg 和 Smith^[2] 在燃烧驱动激波管实验中, 测到入射激波马赫数超过按等容燃烧假定与激波管流动理论计算求出的数值. 他们提出“等压燃烧”模型来解释这一异常现象. 20 世纪 60 年代初, 俞鸿儒^[3] 在燃烧驱动实验中, 也

观察到同样的入射激波马赫数意外升高. Hertzberg 是激波风洞的发明者, 激波管研究权威. 但我们没有接受他对相同异常现象的解释.

回忆我正在设计第一个激波管时, 钱所长关心并问我有没有什么问题. 我回答: “参考文献描述的激波管结构中, 都有一个破膜机构. 我认为使用它很容易引起漏气并严重干扰驱动气体流动. 何况仅在膜片两边气压差与压破膜片所需压力差相近时, 刺膜才能促使膜片完全打开. (譬如氢气球, 碰一下会裂成碎片.) 否则只能戳开一个洞.” 拿起一张纸, 用铅笔戳了个洞, 当场表演给他看. “既然如此, 何不采用气压直接破膜?” 钱所长看后对我说: “书本知识与权威观点, 认为正确的才能接受, 切不可盲目迷信. 你既然有想法, 为何不在实践中检验.” 在他的指引下, 改用气体升压破膜, 实践效果良好. 他的指点深深印在我的脑海中. 钱所长的这一观点, 以后还多次听到. 1995 年元旦期间, 他写信给王寿云等同志^[4], 忧虑我国科学技术人员重要创新状况. “认为我们太迷信洋人, 胆子太小了!” “如果不创新, 我们将成为无能之辈!”

Hertzberg 在“等压燃烧”模型中, 假定燃气以恒压从驱动段流出, 并按入射激波前后压力比等于膜片两边初始压力比来计算入射激波马赫数. 这些过程基于主观假设, 难以理解. 遵照钱所长的教导, 不该接受他的观点. 我们决定冒风险(钱、郭两所长只要求我保证不伤及人员)进行实验考察. 为防止燃

本文于 2011-11-14 收到.

1) 国家自然科学基金资助项目 (10921062, 90605006).

2) 谨以本文纪念钱学森先生诞辰 100 周年.

3) 俞鸿儒, 气体动力学家, 中国科学院院士. E-mail: yuhr@imech.ac.cn

烧转变为爆轰以确保设备安全，通常氢氧燃烧驱动实验中氢的占比都选得比较高，使其超过可爆轰上限。当我们降低氢含量做实验时，出现入射激波马赫数意外升高的机率增加。当入射激波马赫数意外升高时，设备发出的噪声也增高。曾发生几次事故，损坏部件都在尾部，有一次尾部不锈钢管体都膨大起来。上述迹象都可以用发生爆轰来解释。我向郭永怀先生汇报后，他对我说：“要得出结论，还必需给出直接或更有说服力的证据。”当时诊断手段很差，连动态压力传感器都没有。依据燃烧火焰阵面传播速度比较慢，任何时刻管内各处压力相同。膜片强度愈强，只有更高的燃气压力才能将膜片压开。初始参数相同时，燃气压力上升愈多，温度也愈高。因而产生的入射激波马赫数升高。即燃烧驱动产生的入射激波马赫数与膜片强度有关。自持爆轰产物状态不受外界因素影响，爆轰驱动强度与膜片强度无关。我们利用这种差别，判定入射激波马赫数意外升高时发生了爆轰。至此郭先生才同意我们的看法。

1988 年在德国亚琛读到 Bird^[5] 的一篇内部报告。Bird 认为 Hertzberg 等提出的“等压燃烧”模型与任何可能发生的燃烧过程相矛盾。为了找出异常现象的起因，他对等容燃烧、膜片处起始爆轰（爆轰波向上游传播与入射激波传播方向相反，以下简称反向爆轰）和尾部起始爆轰（爆轰波向下游传播与入射激波传播方向相同，以下简称前向爆轰）等驱动方式作了计算比较。数据表明：在初始条件相同时，前向爆轰驱动产生的入射激波马赫数高出等容燃烧，而反向爆轰则低于等容燃烧。从而得出：驱动气体中发生了向下游传播的爆轰波，可使入射激波马赫数升高。基于 Bird^[5] 的引导，国外专注前向爆轰驱动技术的发展。Waldron^[6] (20 世纪 90 年代初，请王柏懿同志索来报告) 在驱动段尾部点火起始爆轰，产生的入射激波强度增加，证实了 Bird 的计算结果。但入射激波传播过程中强度明显衰减，不满足激波风洞使用要求。Coates 和 Gaydon^[7] 致力于克服上述缺点，然而结果还不理想。

我们的实验在膜片处点火，形成爆轰波只能向上游传播。按 Bird^[5] 的结果，即使意外出现爆轰，驱动产生的入射激波马数应低于燃烧驱动。但实验结果却相反。究其原因大概是 Bird 计算时，假定可燃气体燃尽以及未考虑管壁散热损失。这两项都使计算求出的燃烧驱动入射激波马赫数偏高，而对爆轰驱动的影响则小得多。实验中还发现入射激波衰减特性与重复性均优于燃烧驱动，显示出反向爆轰驱

动的优点。当时我们使用的激波管重量与强度都较低，当可燃气体初始压力升至 1 MPa 时，实验时管体剧烈震动，甚至连接螺栓松动。这是爆轰波抵达驱动段尾端后，反射形成的脉冲高压（压力峰值甚至可超过初始压力 200 多倍^[8]）撞冲驱动段端壁引起的。这种高机械载荷对激波管结构存在严重危害，致使驱动段初始压力难以升高。

到 20 世纪 60 年代中期，对前向和反向爆轰驱动特性已有基本的了解。但是前向爆轰驱动产生的入射激波在传播过程中出现明显的额外衰减。反向爆轰驱动中超高压冲击管端。这些障碍严重制约气体爆轰驱动技术的发展。

2 反向爆轰驱动技术进展

如何消除反向爆轰驱动段尾部脉冲高压，一直在脑中思考。逐渐地形成一种设想：如果在驱动段尾部串接卸爆段，卸爆段与驱动段之间加个膜片。预先将卸爆段抽空。当爆轰波抵达膜片处，膜片被爆轰波冲开（图 1）。如果卸爆管体积足够大，爆轰波对设备的破坏作用或可消除。上述设想是否正确，需经实验证实。当时已经进入文化大革命期间，加上钱所长离开力学所，郭所长因公牺牲，难以再做自由探索实验了。只能无奈地将设想留在脑海中。

等待了 20 年之后，机遇终于来了。1988 年德国亚琛激波实验室 Groenig 教授邀我前去短期工作。到达之后，由于非科学技术方面的原因，原定计划无法执行。加上 Groenig 教授竞争建造自由活塞激波风洞没有成功。在这种情况下，我向他建议开展突破爆轰驱动技术发展障碍探索研究。如获成功，可能开辟建造高焓激波风洞的新途径。Groenig

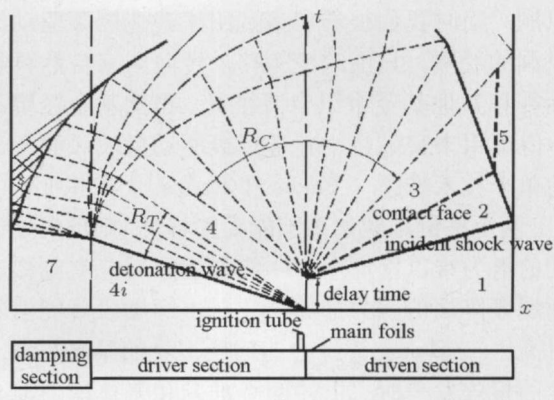


图 1 反向爆轰驱动激波管流动波图
Fig.1 Diagram of flow in backward detonation driven shock tube

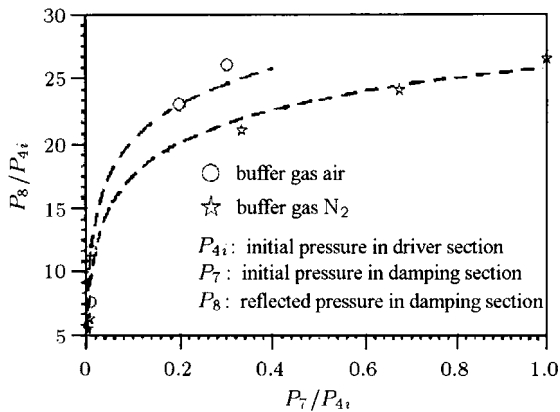


图 2 卸爆管中反射峰压与初始压力关系^[12]

Fig.2 Relation of reflected peak pressure to initial pressure in damping section^[12]

教授对我的建议非常有兴趣, 决定立即按照我的设想开展实验工作。

有关工作^[9-10]发表后, 展现了反向爆轰驱动技术的优点和克服制约性障碍的方法, 很快引起国际同行的高度关注。1994年7月, NASA Ames 中心的 John Hicks 致函顾诵芬院士, 请他在国际航空科学会议上, 介绍我国的氢氧爆轰驱动激波管。在学术交流会议上, 宣读的有关论文逐渐增多, 仅 AIAA1996 年会议报告就看到 6 篇。沉寂二十多年的爆轰驱动技术开始复苏。NASA-Langley 中心的膨胀管原拟采用自由活塞驱动段改建为激波、膨胀管/风洞。由于自由活塞驱动段费用太昂贵, Bakos 和 Erdos^[11]重新对现有各种高性能驱动技术进行综合分析比较后认为: “基于成本-效益比, 满足当前预期的超高速研究要求的最佳选择为爆轰驱动。”并决定改用爆轰驱动段代替自由活塞驱动段来改建设备。

Groenig 教授于 1990 年就申请到经费, 着手将欧洲最大的 TH-2 激波风洞改造成可爆轰驱动的激波风洞。当时我们很难申请到用来建造爆轰驱动激波风洞的经费。只能改变策略, 转向国家自然科学基金委和其他基金组织申请经费。虽然基金经费不多, 但可用来突破将来建造爆轰驱动激波风洞会遭遇的单个技术难题。Bakos 和 Erdos^[11]在其报告中指出: 两个关键难题如果不能妥善解决, 则反向爆轰驱动潜力难以发挥。(1) 需要引爆后能立刻形成平面爆轰阵面的强力起爆器; (2) 卸爆段真能消除反射高压。Bakos 等担心的问题, 我们早已想到, 在他的报告发表时, 上述两个难题和气体均匀混合问题均已解决。

在中国科学院和 863 项目经费联合支持下, 1995~1998 年期间力学研究所利用 JF4A 炮风洞基

础, 建成氢氧爆轰驱动激波风洞 JF-10^[12]。它可反向或前向爆轰驱动两种模式运行。前向爆轰驱动能将气体加热升温至 8000 K (压力 80 MPa)。反向爆轰驱动能产生气源压力高达 113 MPa (温度 1500 K)。

图 3 绘入 Cornell 大学航空实验室加热氢驱动激波风洞^[13]和反向氢氧爆轰驱动激波风洞 JF-10^[12]的数据。两者的被驱动段内径相同 (100 mm), 初始压力与长度相近, 具有可比性。由图可以看到: 反向爆轰驱动模式产生的入射激波衰减特性与加热氢驱动相近。显示出反向爆轰驱动具有与加热氢驱动相同的品质。

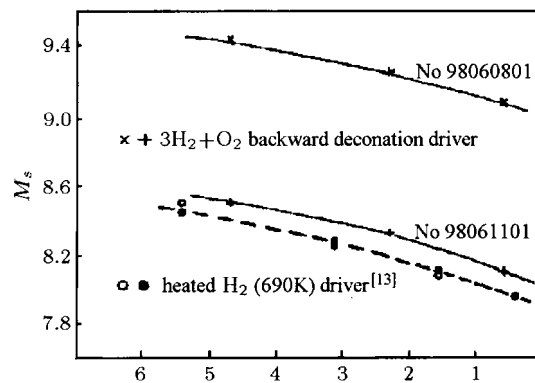


图 3 反向爆轰与加热氢驱动段产生的入射激波衰减特性比较

Fig.3 Attenuation characteristics of the incident shock wave

3 前向爆轰驱动技术进展

反向爆轰驱动激波管中, 驱动参数为 4 区气体状态参数 (图 1)。该区域内气体静止, 压力和温度均较爆轰产物低。前向爆轰驱动气体则是爆轰波阵面后的气体, 不仅压力和温度高, 还携带巨大的动能, 因此驱动能力较反向强得多。Bird^[5]的算例给出: 初始条件相同时, 反向爆轰驱动产生的入射激波马赫数 9.8 时, 前向驱动升高到 15.8。从俞鸿儒^[12]的实验数据可以看到: 在入射激波马赫数和波前气体状态相同时, 前向爆轰所需驱动气体初始压力较反向爆轰低约一个数量级。前向爆轰驱动的这种优异特性极其诱人。然而紧随爆轰波的 Taylor 稀疏波赶上入射激波 (图 4), 使入射激波强度不断下降, 严重降低试验气体的品质。

增加爆轰驱动段长度、扩大爆轰驱动段横截面积和在膜片处插入环形空腔都能缓解 Taylor 稀疏波有害作用^[12,14]。只有完全消除跟随在爆轰波后面的 Taylor 稀疏扇, 前向爆轰驱动产生的试验气源的品质才能赶上反向爆轰驱动。

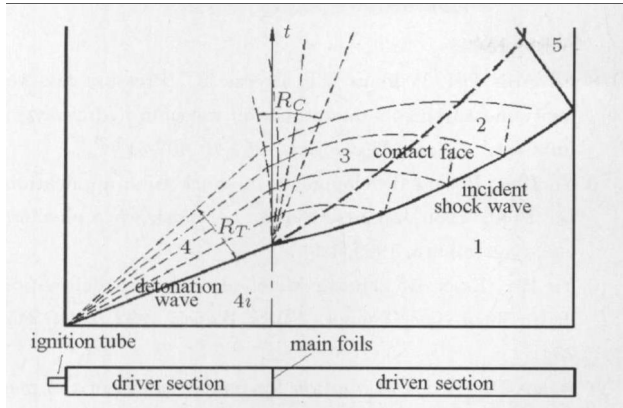


图 4 前向爆轰驱动激波管流动波图

Fig.4 Diagram of flow in backward detonation driven shock tube

爆轰波在封闭长管中传播, 波后流速很高, 而管端处气体静止, Taylor 稀疏波就是匹配这两种速度差才出现的. 如果爆轰波后有一活塞向前推动, 稀疏波扇形角将随活塞速度上升而缩小. 当活塞速度达到或超过 CJ 爆轰产物速度, Taylor 稀疏波就会完全消失. 然而爆轰产物速度很高, 活塞难以加速到如此高的速度并维持恒速运动. Coates 和 Gaydon^[7] 在氢氧爆轰驱动段上游串接辅助驱动段, 采用氢作驱动气体, 膨胀加速形成的气柱代替活塞. 但要使气柱压力和速度分别等于已爆轰气体的压力和速度, 则要求氢气压力较氢氧混合气初始压力高出百倍. Bakos 和 Erdos^[15] 改用未加热氦代替氢, 在这种情况下, 要求初始压力比超过 500 倍. 用作高焓激波风洞的爆轰驱动段, 初始压力为数 MPa 或更高, 因此要完全消除 Taylor 波, 所需氢或氦的充气压力过高. 除了需配备昂贵的高压气源和高压设备外, 对破膜技术也带来严重困难.

作者提出利用爆轰驱动段代替轻气体驱动段, 即采用双爆轰驱动段. 这样辅与主驱动段初始压力比只需数倍就可全部消除 Taylor 稀疏波. 这一设想已经实验证实^[16].

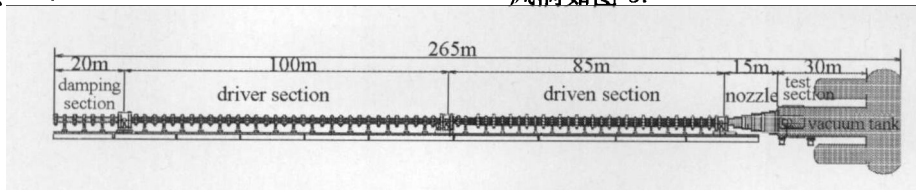


图 5 爆轰驱动激波风洞 JF-12 外形示意图

Fig.5 Configuration sketch of the detonation shock tunnel JF-12

这种发达国家尚无的大型试验装置, 很难申请到经费支持. 幸遇财政部专门安排国家财政资金支持重大科研装备自主创新, 并以中科院为试点实施. 复现高超声速飞行条件的脉冲风洞 (JF-12) 被列入

2002 年, AIAA 出版了 Progress in Astro- & Aeronautics 系列丛书第 188 卷. 该书选入全世界最先进的高超声速试验装置. 氢氧爆轰驱动激波管及风洞为其中第 6 章^[17].

4 爆轰驱动技术的新颖应用

吸气式冲压发动机地面试验要求试验气流总温和总压与飞行条件相同. 当飞行马赫数升高, 总温总压随之升高. 产生这种条件的高温空气源, 技术上非常困难. 因而广泛采用燃气补氧 (污染空气) 代替洁净空气开展地面试验. 由于吸入气体组分不同, 试验结果的可靠性有待考核.

激波风洞很容易提供满足这种需求的空气源, 只是维持状态恒定的时间太短 (一般 ≤ 10 ms). Holden^[18] 增大激波管长度来延长试验时间, LENS II 的试验马赫数为 4~7, 在高马赫数端, 试验时间 30 ms. 对于吸气发动机试验来说, 试验时间仍嫌不足.

LENS 型激波风洞为何不进一步延长试验时间呢? 可能是受驱动气体耗量过大的限制. 试验时间与激波管长度成正比, 而驱动气体耗量随激波管长度三次方升高. 爆轰驱动较之 LENS 型激波风洞采用的压缩氢 (或氦) 驱动耗气量低很多. 因而爆轰驱动激波风洞有可能大大延长试验时间.

分界面不缝合, 试验时间将极大缩短. 只有削弱爆轰驱动能力才能缝合分界面. 爆轰驱动的优势是驱动能力强, 人们用其所长, 选用它来产生高温高压气源. 本节新应用却反其道而行, 抑制驱动能力, 发挥其驱动气体耗量低的优势.

我们提出两种降低爆轰驱动能力的措施, 一是缩小驱动段内径, 二是采用乙炔、氧和氮混合气替代氢和氧混合气. 设计完成的 JF-12 爆轰驱动激波风洞如图 5.

首批试点项目^[19]. 目前该风洞已完成安装和初步调试, 在复现马赫数 7 飞行条件下, 已调试出试验所需气源, 其恒定时间长达 130 ms. 风洞喷管出口直径 2.5 m, 可以进行全尺寸或小缩尺模型试验.

5 结 语

1956 年 2 月 17 日, 钱学森所长向周恩来总理呈报了《建立我国国防航空工业意见书》^[20]. 意见书中提出: 健全的国防航空工业, 除了制造工厂之外, “还应该有一个强大的为设计服务的研究及试验单位, 也应该有一个作长远及基本研究单位”. 作设计研究的单位, 其任务是“生产新型产品”. 作长远及基本研究的单位, “重点放在完全了解一个问题的机理”, “探索新方向”.

由于长远及基本研究难收立竿见影的功效, 很难获得支持与理解. 探索发展爆轰驱动技术已经历半个世纪, 为何耗时如此之长? 重要原因之一是过程中有太多的等待, 其中最久的一次超过 20 年. 但长远及基本研究毕竟是不可缺少的一个环节. 虽然困难, 仍应按钱所长的见解坚持下去.

参 考 文 献

- Warren WR, Harris CJ. A critique of high performance shock tube driving techniques. In: Glass II, ed. Proc. 7th. Intern. Symp. on Shock Tubes, 1969. 143-176
- Hertzberg A, Smith WE. A method for generation strong shock wave. *J Appl Phys*, 1954, 25: 130
- 俞鸿儒. 直通型激波风洞及其在传热实验中的应用. [学位论文]. 北京: 中国科学院力学所, 1963
- 钱学森致王寿云等六同志信. 见: 糜振玉编, 钱学森现代军事科学思想. 北京: 科学出版社, 2011. 176-177
- Bird GA. A note on combustion driven shock tubes. RAE TN-Aero2511, Farnborough, England, 1957
- Waldron HF. An experimental investigation of the flow properties behind strong shock waves in nitrogen. UTIA Rep. No 50, 1958
- Coates PB, Gaydon FRS. A simple shock tubes with detonation driver gas. In: Proc, Roy, Soc, (London), 1965, A283: 18-32
- Edwards DH, Willians GT, Breeze JC. Pressure and velocity measurements on detonation waves in hydro-oxygen mixtures. *J Fluid Mechanics*, 1959, 6: 497-517
- Yu H-r. Recent developments in shock tube application. In: Proc. 1989 Japanese Symp. on shock wave phenomena, Sagamihara, 1989, 1-9
- Yu H-r, Esser B, Lenartg M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. *Shock Waves*, 1992, 2(4): 245-254
- Bakos RJ, Erdos JI. Option for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. AIAA 95-0799, 1995
- Yu H-r. Oxy-hydrogen combustion and detonation driven shock tube. *Acta Mechanica Sinica*, 1999, 15(2): 97-107
- Fuehrer RG. Measurements of incident shock test time and reflected shock pressure at full turbulent boundary layer test condition. In: Glass II ed. Shock tubes, University of Toronto Press, 1970. 31-59
- Jiang ZL, et al, Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels. AIAA J. 2002, 40(10): 2009-2016
- Bakos RJ, Erdos JI. An experimental and computational study leading to new test capabilities for the hypulse facility with a detonation driver. AIAA 96-2193, 1996
- 陈宏, 冯珩, 俞鸿儒. 用于激波管 / 风洞的双爆轰驱动段. 中国科学 G 辑, 2004, 34(2): 183-191
- Lu FK, Marren DE. Advanced Hypersonic Test Facilities. Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 198. Alexandria: AIAA, 2002
- Holden M. Large Energy National Shock Tunnel(LENS), description and capabilities brochure, Calspan-UB research Center, 1991
- 8 个重大科研装备自主创新项目启动. 人民日报, 2008 年 3 月 29 日第 2 版
- 涂元季. 人民科学家钱学森. 上海: 上海交通大学出版社, 2002

CNKI 优先出版编码: lxxb2011-331-20111117

(责任编辑: 周冬冬)

DEVELOPMENT STUDY OF DETONATION DRIVING TECHNIQUES FOR A SHOCK TUNNEL^{1),2)}

Yu Hongru³⁾

(*Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics (LHD), Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

Abstract The cause for abnormal increase of shock Mach number in a combustion driven shock tube had been discovered. The experimental results show that the capabilities of gaseous detonation driver are stronger than to combustion driver which bring about a great advance in detonation driving technique. Using a dumping section to eliminate the reflected high pressure of the detonation wave and utilizing double detonation driver to eliminate completely the Taylor wave following the detonation wave makes the backward and forward detonation drivers usefulness. The backward detonation technique is utilized still to prolong the test duration for a shock tunnel.

Key words shock tube, shock tunnel, gaseous detonation

Received 14 November 2011.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10921062, 90605006).

2) In memory of Hsue-Shen Tsien's 100th anniversary.

3) Yu Hongru, Scientist of Gas, Member (Academician) of Chinese Academy of Sciences. E-mail: yuhr@imech.ac.cn