

爆轰驱动激波管/风洞性能改进^{*}

俞鸿儒 陈 宏

(中国科学院力学所高温气体动力学实验室,北京 100080)

摘要 对爆轰驱动激波管的发展过程进行了回顾,比较了反向与前向爆轰驱动的优缺点,并描述了三种缓解 Taylor 稀疏波不利影响的方法。这些方法都能改善前向爆轰驱动的品质,使其产生满足实用要求的高焓试验气流。双爆轰驱动方法能彻底消除 Taylor 稀疏波,可产生品质更优的高焓实验气流。此外,还能产生过驱动爆轰波,明显提高驱动能力。

关键词 气体爆轰 爆轰驱动段 激波管/风洞

1 历史回顾

爆轰驱动就是在激波管中使用爆轰产生高温高压燃气去驱动产生强激波的一种实验方法。这一问题约在半世纪初露端倪,Hertzberg & Smith(1954)^[1]在激波管燃烧驱动实验过程中,意外发现激波马赫数超出按等容燃烧假定计算求出的数值。Gerard^[2]对此进行分析后,认为产生这一异常现象的原因是燃烧过程中发生了爆轰。爆轰能产生更强的激波这一发现,使人们的观点从防止爆轰以保障安全向有效利用爆轰方面转变。

爆轰波可以从任何地点起始。但在激波管驱动段中,只有两处实用可行的起始点。一是在邻近主膜上游处点火起始爆轰,形成的爆轰波反向朝驱动段尾端传播,这种驱动方式称为反向爆轰驱动。另一点火处位于驱动段尾段,形成的爆轰波向下游传播,方向与人射激波相同,称为前向爆轰驱动。

俞鸿儒(1963)^[3],Lee(1967)^[4]和 Gier & Jones(1967)^[5]先后进行了反向爆轰驱动实验。俞鸿儒的实验结果表明:与 Bird(1957)^[2]的分析预计相反,当初始条件相同时,反向爆轰驱动产生的人射激波强度超过等容燃烧。这种差异是由 Bird 的分析中未考虑壁面散热影响引起的。燃烧火焰阵面传播速度较爆轰波慢得多,导致壁面散热损失严重。因此,等容燃烧驱动产生的人射激波实测强度较预计值下降程度比反向爆轰驱动要大得多。此外还发现,当初始压力较高时,会引起驱动段剧烈振动有时甚至出现所有联接螺栓松动。这是爆轰波抵达驱动段尾段时形成极高的反向峰压作用在端壁上的结果。

Balcarzak(1965)^[6]实验考察了前向爆轰驱动的特性。他的结论是:前向爆轰驱动产生的激波随着传播距离和时间的增长而不断衰减,因此不适用于空气动力学试验。这种衰减效应是由跟随在爆轰波后的稀疏波(称为 Taylor 波)不断追赶上激波引起的。Coates & Gaydon(1965)^[7]在爆轰驱动段上游增加一个以氢为驱动气体的辅助驱动段,当分隔两者之间的膜片

● 基金项目:国家自然科学基金资助项目,项目编号(10082004)

破裂以后,氢气膨胀加速形成高速运动的气柱,并在可爆轰气体中形成强激波将其起爆。只要氢气柱运动速度等于或大于已爆轰气体的速度,爆轰波后将不出现稀疏波,前述由稀疏波引起的激波衰减将消失。这是十分巧妙的构思,可惜当时实验并未获得成功。

从1969年 Gier & Jones^[5]论文发表后,随后20年间未见有关爆轰驱动论文发表。爆轰驱动研究陷入沉寂状态。20世纪80年代美国航天飞机试飞结果显示:真实气体效应对升力体气动力特性也有重要的影响,加上超声速燃烧实验的需要对高焓地面模拟实验装置的需求更加迫切。俞鸿儒(1983)^[8](1992)^[9]提出在驱动段尾部串接一段卸爆管来消除爆轰波的反向高压,从而反向爆轰驱动可用来产生高焓高驻室压力试验气流。Bakes & Erdos(1995)^[10]对各种强驱动方法作了全面的分析对比后认为:“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”。从此,爆轰驱动进入新的发展阶段。

2 反向与前向爆轰驱动的特性

2.1 封闭管端起始爆轰波后流场结构

气体爆轰实验观察结果显示:爆轰波准周期震荡与沿爆轰波阵面传播的一系列横向波耦合,真实流场结构非常复杂。然而由于爆轰震荡与干扰的特征周期和振幅较爆轰驱动有关特征参数小得很多,理想化的一元 Chapman-Jouguet 爆轰模型满足爆轰驱动特性分析要求,为方便计,本文以一元 CJ 理论为基础进行讨论。

Taylor^[11]和 Zel'dovich^[12]先后独立地求出封闭管端起始的爆轰波后的流场,该流场由恒速运动的爆轰波以及紧跟其后的自模拟等熵稀疏波组成。压力、密度、温度和速度分布如图1。图中 p, ρ, T, t, u 和 x 分别代表压力、密度、温度、时间、速度和距离。爆轰燃气通过稀疏波最终减速形成静止且热力学状态参数均匀区。在任何时刻,其长度大约为爆轰波传播距离的一半。

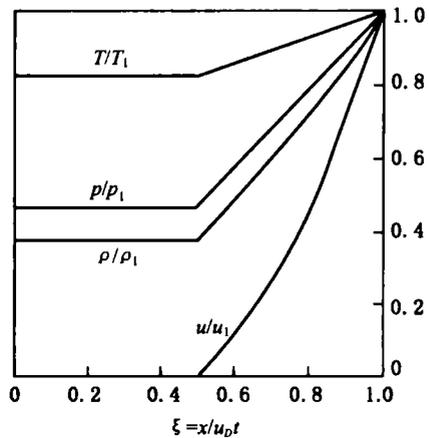


图1 无因次温度、压力、密度、和速度分布

2.2 反向爆轰驱动特性

在反向爆轰驱动段中,点火源位于主膜附近。形成的爆轰波反向朝驱动段尾段运动,爆轰升高的压力将主膜打开。在驱动段高压气体作用下,被驱动气体中形成激波向下游传播,其流动波图如图2。与高压气体驱动的典型激波管流动波图相比较,反向爆轰驱动的波图只是增加了爆轰波和其后的 Taylor 波 R_T 。由于 Taylor 稀疏波波尾与破膜后形成的中心稀疏波 R_C 的波头相平行。因此当爆轰波在驱动段尾端壁反射回的反射波碰上中心稀疏波以前,增加的爆轰波和 Taylor 波对激波管流动没有影响。反向爆轰驱动的驱动品质决定于4区气体的状态。如前所述4区气体静止,其他状态参数均匀。因此,驱动品质与高压气体驱动相当。实验结果^[13]已证实上述预见。

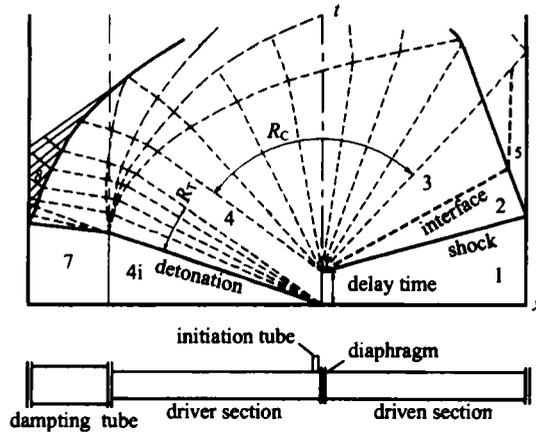


图2 反向爆轰驱动激波管流动波图

2.3 前向爆轰驱动的特性

在前向爆轰驱动中,点火源位于驱动端上游尾段,形成的爆轰波向下游运动。当其到达主膜处时,主膜被冲开,从而建立起激波管流动。前向爆轰驱动激波管流动波图如图3。从波图可以看到:破膜后产生的中心稀疏波与爆轰波后的 Taylor 波相互干扰。中心稀疏波头处的驱动气体参数(速度、温度、压力等)均随时间增加而不断下降,即有效驱动条件不断减弱。Taylor 波穿过中心稀疏波追上入射激波使其强度不断衰减。因而难以获得定常性符合要求的试验气体。

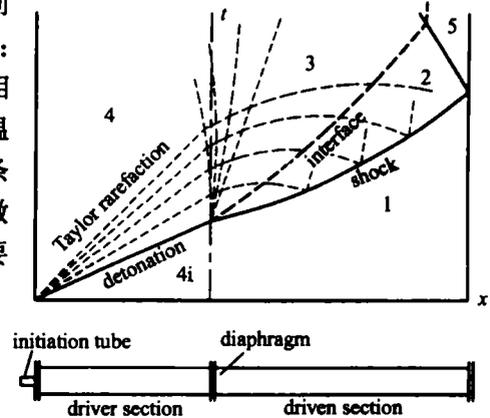


图3 前向爆轰驱动激波管流动波图

2.4 反向与前向爆轰驱动性能比较

驱动品质方面,反向爆轰驱动的有效驱动条件均匀,而前向爆轰驱动的有效驱动条件则是随时间变化的。因此,前者驱动品质高,后者则不符合实用要求。

驱动强度方面,反向爆轰驱动的有效驱动气体参数为 Taylor 波后的静止区参数。无论是压力还是温度,均较爆轰产物 CJ 值低很多。因此反向爆轰驱动具有优良的驱动品质,但驱动能力较低。前向爆轰驱动气体的压力和温度随时间变化,但其值从 CJ 值向静止值变化,均高出反向爆轰驱动条件。此外,爆轰产物前向运动速度所携带的巨大动能进一步大大提升了前向爆轰驱动的能力。Bird^[2]在初始条件(爆轰气体为 90% H₂ + 10% O₂, 初始压力 20MPa; 被驱动气体为空气, 初始压力 0.1MPa; 两者初温均为 15℃)以及简化假定(忽略壁面影响, 全过程所有气体比热比均为 $\gamma = 1.4$)均相同时, 求出反向爆轰驱动产生的人射激波马赫数 $M_s = 9.8$, 而前向爆轰驱动产生的最大激波马赫数则高达 $M_{s_{max}} = 15.8$ 。显示出前向爆轰驱动能力远远超过反向爆轰驱动。

提高试验气体焓值,尤其气流焓值已经较高时进一步提高,是极其困难的。既然前向爆轰驱动拥有极强的驱动能力,只是限于本身的驱动不定常性而难以应用。因此,值得努力去克服其缺陷,使其满足实用要求。

3 缓解 Taylor 波不利影响的方法

3.1 增大爆轰驱动段横截面尺寸

在普通激波管中,如果驱动段横截面尺寸大于被驱动段,则在其他初始条件相同时,驱动产生的激波强度将增大^[13]。而在前向爆轰驱动激波管中,增大驱动段截面除了能增强驱动能力外,在驱动段与被驱动段过渡处,还将到达该处的爆轰波反射回一个激波,该反射激波与 Taylor 扇形波相干扰,使穿过反射激波后的 Taylor 稀疏扇展宽,导致其对入射激波的不利影响变弱(图 4)。

增大爆轰驱动段与被驱动段横截面积比具有增强驱动能力和缓解 Taylor 波不利影响的双重作用。两者所占的比重与连接驱动段与被驱动段的锥形过渡段的半锥角 β 的大小有关。杨宏伟^[14]在爆轰燃气与被驱动气体均为等比热($\gamma = 1.4$)完全气体,并忽略黏性和传热影响等简化假定条件下,数值求解出半锥角对入射激波强度沿被驱动段长度分布变化的影响(图 5)。由图可以看出:当过渡段半锥角 $\beta = 90^\circ$ 时,入射激波最大马赫数与等截面爆轰驱动激波管相当,但激波强度衰减率大大降低。当半锥角 $\beta \leq 75^\circ$ 时最大激波马赫数较等截面激波管明显增加,但激波衰减率依然严重。

为了缓解 Taylor 波的不利影响,改善前向爆轰的驱动品质,应采用半锥角 $\beta = 90^\circ$ 的过渡段。

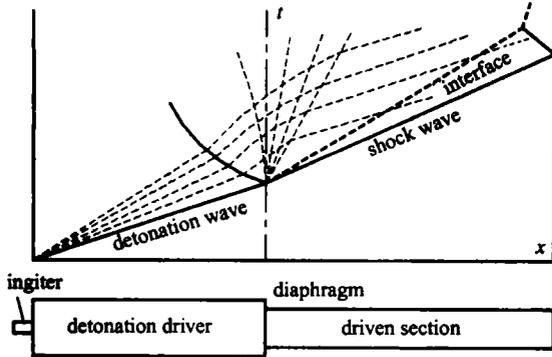


图 4 变截面前向爆轰驱动激波管波图

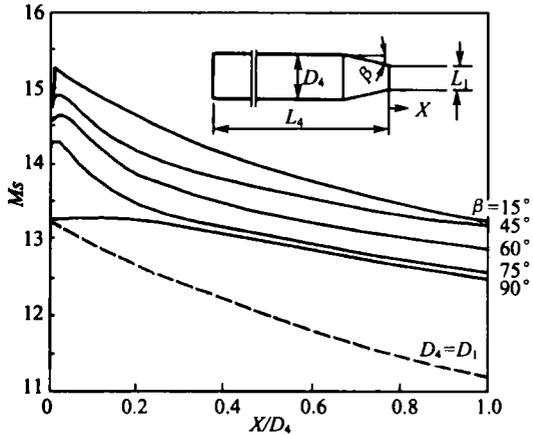


图 5 入射激波强度沿被驱动段长度分布

3.2 增加爆轰驱动段长度

如前所述,封闭端起始的爆轰波流场由恒速运动的爆轰波和跟随其后的自模拟稀疏波组成。若爆轰驱动段愈长,当爆轰波到达膜片处时波后气流参数(P, T, u 等)衰变率愈缓,因而对入射激波强度的衰减作用亦愈弱。增加爆轰驱动段长度可用来缓解 Taylor 波所带来的不利影响。

俞鸿儒^[15,16]同时增大爆轰驱动段横截面积并增加其长度来改善前向爆轰的驱动品质。实验结果表明:这种方法可产生满足实用要求的试验气流。

3.3 增加环形空腔

姜宗林^[17]对变截面管道传播的爆轰波后流场结构进行了数值模拟,发现爆轰波通过环形空腔后,波后气体参数较等截面管均匀得多。随后建造了带环形空腔的爆轰驱动段,用于改善驱动品质,实验结果表明^[18]:当环形空腔达到一定长度时,反射激波后压力恒定时间可达 4 ms。

4 消除 Taylor 稀疏波的方法

如果爆轰波后面跟随着一个运动活塞,且其运动速度小于直至等于爆轰气体的速度($u_P \leq u_{CJ}$),则爆轰波阵面传播速度和已爆轰气体状态参数不会改变,但能影响波后流场结构。若活塞速度小于已爆轰气体速度($u_P < u_{CJ}$),Taylor 膨胀扇只会缩小而不会全部消失。若活塞运动速度等于已爆轰气体速度($u_P = u_{CJ}$),爆轰波后将不出现 Taylor 波,紧跟爆轰波的将是一段不断增长的恒速和恒状态参数的气柱。当活塞速度大于已爆轰气体速度($u_P > u_{CJ}$)时,如同($u_P = u_{CJ}$)的情况一样,Taylor 波将被消除,同时被高速运动活塞过驱动的爆轰波传播速度将加快,波后气体状态参数亦将升高。

爆轰波后气体速度很高($< 1 \text{ km/s}$),在激波管类设备中难以将机械活塞加速到如此高的速度。Coates & Gaydon^[7]在爆轰驱动段上游增加辅助驱动段,将预先充入的高压氢破膜后膨胀加速形成高速运动的气柱用来替代高速活塞。若要使气柱的速度和压力等于已爆轰气体的速度和压力,则要求氢气与爆轰混合气体的初始压力比超过百倍。Bakos & Erdos^[19]采用氦作为辅助驱动气体,在这种条件下消除 Taylor 波,要求氦气与氢氧混合气初始压力比高达 600~700 倍。

产生高热高压试验气流的爆轰驱动段,爆轰混合气初始压力大多为几至数十兆帕。因此要完全消除前向爆轰驱动段中的 Taylor 波,所要求的轻气体辅助驱动段的初始压力过高,给辅助驱动段的结构和破膜技术带来严重的技术困难。为了解决这一技术难题,俞鸿儒提出利用爆轰气代替轻气体作为辅助驱动段的驱动气体。根据计算结果,当辅助驱动段与主驱动段采用组分相同的氢氧混合气时,辅助驱动段与主驱动段初始压力比只需 3~4 倍就能消除主爆轰段中的 Taylor 波。此外,辅助驱动段射出的爆轰燃气还有助于直接起始主爆轰驱动段中的爆轰波。

辅助驱动段中的爆轰亦存在两种操作模式:前向爆轰与反向爆轰。陈宏等^[20]对辅助驱动段前向爆轰操作的双爆轰驱动段的驱动品质进行了实验探查。实验结果表明:产生的试验气流的品质较单一前向爆轰驱动段改进了很多。与主驱动段中的情况相同,辅助驱动段中前向爆轰操作与反向相比,驱动强度较强,但驱动的定常性较差。因此辅助驱动段中,采用反向操作,可产生品质更优的试验气体。图 6 为反向辅助驱动段联接前向主爆轰段的激波管流动波图。辅助段中膜片处点火起始的爆轰向尾部传播,辅膜在爆轰气压力下打开,并膨胀加速射入主驱动段,将原在主驱动段中的可爆气体起爆。只要辅/主爆轰段初始压力比足够将辅助驱动段已爆轰气加速到等于主爆轰波后气体速度(压力亦相等),则主爆轰波后不再出现 Taylor

波。当主爆轰波到达主膜处,主膜打开时,主膜上游将是速度和热力学状态参数均匀的驱动气体,其驱动品质应与加热氢(或氩)驱动相当。有关实验验证工作正在进行中。

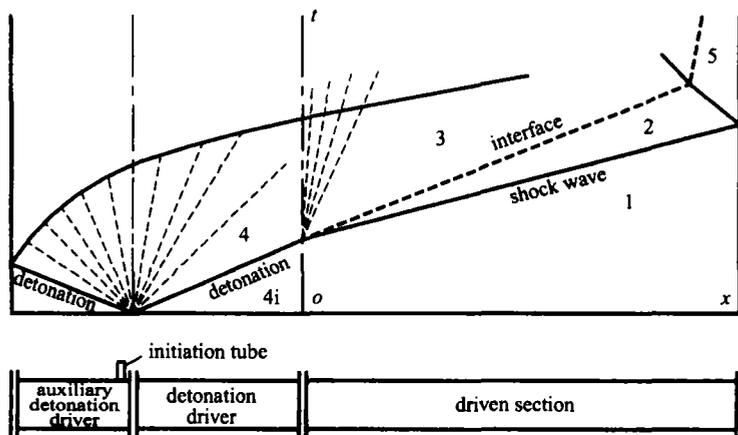


图6 反向-前向双爆轰驱动激波管波图

5 结论

前向爆轰驱动能力极大地超出反向爆轰。但其驱动品质低,难以符合实用要求。缓解 Taylor 稀疏波不利影响的三种措施:增加驱动段横截面尺寸,增加驱动段长度以及增加环形空腔均能改善前向爆轰驱动的品质。实验已证实这些经过改进的前向爆轰驱动段基本上可满足产生符合实用要求的高焓高滞止压力试验气流的要求。然而这些改进措施会增加爆轰驱动气量。烧蚀或侵蚀只在爆轰驱动气量超过一定阈值后发生,爆轰驱动气量增大有时可能引起严重问题,必须避免激波管内壁被烧蚀或侵蚀。

双爆轰驱动段能彻底消除 Taylor 稀疏波,因而驱动品质与加热氢气体驱动相当,优于上述三种缓解 Taylor 波不利影响的方法。此外,提高辅/主驱动段初始压力比,在主驱动段中产生过驱动爆轰波,其驱动能力将进一步提高。从而开辟提高爆轰驱动激波风洞试验气流焓值的新途径。

参 考 文 献

- 1 Hertzberg A & Smith WE. A method for generation strong shock waves. J. App. Phys., 1954, 25:130
- 2 Bird GA. A note on combustion driven shock tubes. AGARD Rep. 146, 1957
- 3 俞鸿儒. 直通型激波风洞及其在传热实验中的应用. 中国科学院力学所研究生论文, 1963年3月
- 4 Lee BHK. Detonation driven shocks in a shock tube. AIAA J. 1967, 5:791-792
- 5 Gier HL & Jones TG. An investigation of a double diaphragm shock tube with a detonating buffer gas. In Glass II (ed): Shock tubes, University of Toronto press, 1970, 272-290
- 6 Balcarzak MJ & Johnson MR. The gaseous detonation driver and its application to shock tube simulation techniques. In Moulton JF & Filler WS (eds): Proceeding 5th Int. Symp. on Shock Tubes, 1966, 1111-1119

- 7 Coates PB & Gaydon AG. A simple shock tube with detonating driver gas. Proc. Roy. Soc. (London), 1965, A283:18 - 32
- 8 Yu HR. Recent developments in shock tube application. Proc. of the 1989 Japan National Symposium. On shock wave phenomena, Sagamihara, Japan, 1989, 1 - 7
- 9 Yu HR et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. Shock Waves, 1992, 2(4):245 - 254
- 10 Bakos RJ & Erdos JL. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. AIAA 95 - 0799, 1995
- 11 Taylor GI. The dynamics of the combustion products behind planar and spherical detonation fronts in explosive. Proc. Roy. Soc. 1950, A200,235 - 247
- 12 Zel'dovich YB. Distribution of pressure and velocity in detonation products. J. Exp. and Theor. Physics, 1942, 12
- 13 Alpher RA & White DR. Flow in shock tubes with area change at the diaphragm section. J. Fluid Mecha., 1958, 3:457 - 470
- 14 杨宏伟. 高焓激波管的模拟和非齐次双曲方程粘接法. 北京大学博士学位论文, 2000
- 15 俞鸿儒. 氢氧燃烧及爆轰驱动激波管. 力学学报, 1999, 31(4): 389 - 397, English series 15(2): 97 - 107
- 16 Yu HR et al. Oxyhydrogen. Proc. 22 ISSW, Imperial collage, London, 1999
- 17 Jiang ZL et al. Investigation into converging gaseous detonation drivers. Proc. 22 ISSW, Imperial college, London, 1999
- 18 Jiang ZL et al. Study on high performance detonation-driven high-enthalpy shock tunnels. Proc 24 ISSW, Beijing, 2003/3/22
- 19 Bakos RJ et al. An experimental and computational study leading to new test capabilities for the hypulse facility with a detonation driver. AIAA 96 - 2193, 1996,17 - 20
- 20 Chen H. et al. Double detonation drivers for a shock tube/tunnel. Proc. 23rd ISSW, 2001, Texas