



爆轰双向驱动双状态并行技术的原理性研究

杨帆^{1,2}, 林明月^{1,2*}, 胡宗民^{1,2}, 韩桂来^{1,2}

1. 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;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

* E-mail: linmingyue@imech.ac.cn

收稿日期: 2022-02-28; 接受日期: 2022-04-15;

国家自然科学基金(批准号: 12172365)和国家重点研发计划(编号: 2019YFA0405204)资助项目

摘要 爆轰驱动激波风洞是用来产生高超声速高焓试验气流的地面试验装置, 通常分为正向爆轰驱动激波风洞和反向爆轰驱动激波风洞两种. 本文针对单独正向或反向驱动模式的不足, 提出一种新型的爆轰双向驱动模式, 同时利用爆轰波的高能波阵面和泰勒稀疏波尾部平稳端, 在一次试验中同时实现中焓与高焓两种高超声速试验气流. 本文利用高温热化学反应流动数值计算技术, 模拟并分析了爆轰双向驱动激波风洞中的关键波动力学过程, 数值计算结果表明, 爆轰双向驱动技术是可行的, 而且正向驱动端和反向驱动端的状态调整具有相对独立性, 可以覆盖中高焓大范围跨流域试验能力.

关键词 高焓试验气流, 爆轰双向驱动, 激波风洞, 热化学反应流动, 缝合界面条件

1 引言

风洞是一种在地面上模拟高空飞行气动环境的试验装置, 可以获得飞行器气动/热以及气动物理特性. 由于受到装置尺寸的限制, 在目前现有的绝大多数风洞中进行全尺度模型试验是不现实的, 特别是针对超声速或高超声速飞行器来说, 必须在保证一定相似关系的条件下进行缩比模型试验. 在飞行速度不超过 2 km/s 时, 除了模型相似之外, 马赫数和雷诺数模拟就能满足需求. 通常通过降低气流声速(静温高于凝结温度即可)来实现高马赫数试验条件, 同时, 降低静温也可以在保证雷诺数需求的前提下缓解对气源压强的要求. 具有气源加热能力的常规风洞一般能满足上述相

似参数的要求.

随着飞行速度的提高, 飞行器周围激波层和边界层内气流温度增高, 空气分子振动激发、离解甚至电离等复杂热化学进程改变了气体介质的热力学和化学反应动力学属性, 从而影响飞行器气动/热性能; 而且, 飞行速度越高, 影响越显著. 此时, 除了保证模型几何、马赫数、雷诺数相似外, 还需更多的相似参数, 例如气体主要组分的生成焓与气流动能的比值、高温气体热化学反应特征尺度与模型特征尺度的比值等^[1], 因此要求试验气流能够复现真实的飞行速度和气流静温或者气流总焓. 此时, 常规风洞难以胜任, 激波风洞具有潜力. 试验气流总焓与激波风洞的入射激波强度成正比, 而受驱动段材料强度对驱动气体压强的限制,

引用格式: 杨帆, 林明月, 胡宗民, 等. 爆轰双向驱动双状态并行技术的原理性研究. 中国科学: 技术科学, 2024, 54
Yang F, Lin M Y, Hu Z M, et al. Principle study on the bidirectional detonation driving technique for dual-state synchronous-running shock tunnels
(in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54, doi: 10.1360/SST-2022-0069

实现高强度入射激波需要高声速的驱动气体. 如图1所示, 被驱动气体或试验气体为温度300 K的空气, 如果保持驱动气体与被驱动气体压强之比 $p_4/p_1=90$ 不变, 驱动气体用温度300 K的空气(声速为347 m/s)能产生马赫数 $M_5=2.3$ 的入射激波; 如果用相同温度的氢气(声速为1321 m/s)驱动, 则可以产生更高强度的入射激波, $M_5=4.4$; 如果再将氢气加热到600 K(声速为1868 m/s), 入射激波马赫数将达到5. 传统激波风洞可以实现高达4 km/s的气流速度, 然而, 对于模拟更高的速度需求已经无能为力^[2]. Stalker^[3]用高压气体驱动的重活塞要预压缩驱动气体, 提高其温度或声速, 从而得到高强度的入射激波. 基于这种驱动方法在世界范围内发展了一系列的自由活塞驱动高焓激波风洞^[4,5]. 美国CUBRC的气动热/气动光学评估中心的LENS系列激波风洞, 利用加热的轻气体(例如氦气)作为驱动气体, 通过反射型激波风洞(shock-reflection tunnel, SRT)和膨胀型激波风洞(shock-expansion tunnel, SET)两种运行模式, 将模拟的气流速度范围扩展到12 km/s(通过两级膨胀)^[6-8].

由于活塞运动的非定常性, 自由活塞驱动激波风洞能够实现的平稳试验时间相对较短, 而加热氢气驱动激波风洞的运行成本高昂, 尺寸难以放大, 因此爆轰驱动在高焓激波风洞的发展历程中成为一种极具潜力的驱动方式^[9]. 激波风洞的发明者Hertzberg和Smith^[10]在关于燃烧驱动激波风洞的研究中发现了不同于等容燃烧的极端强激波现象, 中国激波管研究先驱俞鸿儒先生^[11]在氢氧燃烧驱动激波风洞的试验研究中也发现了入射激波马赫数异常. 前者将这种异常解释为“等压燃烧”模式, 而后者则将其准确定义为爆轰驱动, 并逐步解决了该驱动方法自身的系列技术难题, 促进了爆轰驱动在高焓激波风洞中的应用与发展^[12-23].

针对Hertzberg和Smith^[10]“等压燃烧”的解释, Bird^[24]首先提出了质疑, 他通过计算发现不同的爆轰起始位置获得的入射激波马赫数可以高于也可以低于等容燃烧结果, 他将前者定义为正向爆轰驱动(forward detonation driver, FDD), 而后者则为反向爆轰驱动(backward detonation driver, BDD). 后续试验研究证实了Bird的结论, 但发现正向爆轰驱动产生的入射激波衰减严重, 而反向爆轰驱动则会引起严重的爆轰波反射冲击, 限制了爆轰驱动技术的应用^[25].

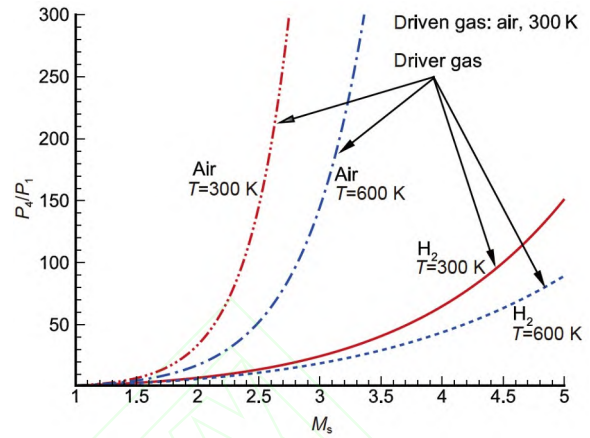


图1 (网络版彩图) 激波风洞驱动能力与驱动气体声速的关系(被驱动气体为温度300 K的空气)
Figure 1 (Color online) The relations between the driver capability of shock tunnels and the sound speeds of the driver gases (the driven gas is air with a temperature of 300 K).

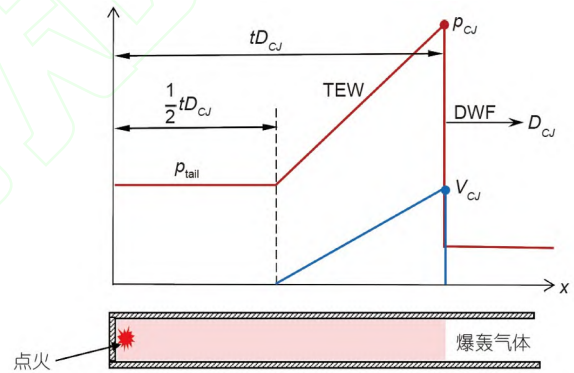


图2 (网络版彩图) 在左端封闭的管道内起始的爆轰波(右行)结构简图
Figure 2 (Color online) Schematic diagram of a right-running detonation wave initiated from the left end of the driver tube.

在封闭管左端起始的爆轰波结构如图2所示, 爆轰波阵面(detonation wave front, DWF)传播速度为 D_{CJ} , 波后爆轰产物的粒子速度为 V_{CJ} , 温度和压强分别为 T_{CJ} 和 P_{CJ} . 正向爆轰驱动是在驱动段上游末端起爆, 利用爆轰波阵面后高温高压的运动气体作为驱动气体, 具有强驱动能力, 适用于产生高焓试验气流, 但由于Taylor稀疏波(TEW)的影响, 入射激波在传播过程中不断衰减, 而且, TEW波尾之后平稳气源被浪费. 反向爆轰驱动是在驱动段和被驱动段之间起爆, 利用TEW波尾之后的静止气体作为驱动气体, 气体状态均匀, 显然反向爆轰驱动模式的驱动能力不及正向驱动, 同时, 爆

轰波阵面的强驱动能力不仅浪费了, 而且还会引起冲击载荷问题。

针对反向爆轰驱动模式的冲击载荷问题, 俞鸿儒等人^[13,16,17]提出在驱动段上游末端串接卸爆段来消除爆轰波阵面在驱动段上游端壁反射形成的超高压, 使得反向爆轰驱动真正得以实用化。针对正向爆轰驱动模式的入射激波衰减问题, Jiang等人^[26,27]提出具有“扩容腔”结构的正向驱动方法, 以减缓Taylor稀疏波的不利影响; 另外, Erdos等人^[28]、Bakos和Erdos^[29]、Chue等人^[30]利用氦气作为辅助驱动段加装在氢氧爆轰驱动段的上游, 辅驱与主驱初始充气压比达到600倍以上才能消除Taylor稀疏波的影响; 俞鸿儒团队^[18]提出双爆轰驱动的概念, 辅驱动段(反向驱动)与主驱动段(正向驱动)的初始充气压比只需7.5倍就可以完全消除Taylor稀疏波^[31], 这使得正向爆轰驱动性能得到了进一步的提升。

基于反向爆轰驱动以及系列延长试验时间的组合技术, 复现高超声速飞行条件激波风洞(反射型)于2012年在高温气动国家重点实验室建成, 有效试验时间超过100 ms, 喷管出口直径2500 mm^[32-36], 爆轰驱动风洞的易于尺寸放大的优势得以体现; 基于正向爆轰驱动以及减缓Taylor稀疏波的系列技术, 超高速高焓激波风洞(单级膨胀型)的性能得到不断提升, 试验气流速度可达10 km/s^[37-42], 充分利用了正向爆轰驱动模式的强驱特性。

在以上关于爆轰驱动技术研究中, 针对某一单向驱动模式的优化, 必然伴随着爆轰结构另一端(图2)的浪费。为了消除Taylor稀疏波的影响, 提出的反向-正向联合双驱^[18,31]能够增强驱动能力, 但是初压7.5倍的辅助驱动段充气却可以引发超强冲击载荷问题。针对现有单向爆轰驱动技术存在的缺陷和不足, 本文运用高温热化学反应流动数值计算技术, 对提出的一种新型爆轰双向驱动(bidirectional detonation driver, BiDD)技术^[43]进行验证与性能分析。在BiDD驱动方法中, 将正向爆轰驱动与反向爆轰驱动通过共用一个爆轰驱动段的方式串接起来, 旨在同时利用爆轰波高能阵面和Taylor稀疏波尾的平稳端, 在一次试验中同时实现中焓与高焓两种高超声速试验气流。本文计算采用准一维模型, 仅考虑了细长管段, 通过关注波系的产生、传播及相互作用的过程, 验证爆轰双向驱动技术的理论可行性。

2 爆轰双向驱动原理

爆轰双向驱动(BiDD)设计集成了反向爆轰驱动(BDD)和正向爆轰驱动(FDD)运行原理, 充分发挥了两种单向驱动模式各自的优势, 一定程度上弥补了不足。在讨论BiDD技术之前, 先回顾一下BDD和FDD的原理及其性能优势与不足。

2.1 反向爆轰驱动技术及其在激波风洞中的应用

BDD技术通常应用于反射型激波风洞, 如图3所示。反射型激波风洞主要包括四个部分, 即图3中所示的卸爆段、驱动段(充满爆轰气体)、被驱动段(充满试验气体)和拉瓦尔喷管, 各部分通过膜片1#(M1)、膜片2#(M2)和膜片3#(M3)分隔开。BDD反射型激波风洞运行时, 爆轰波在驱动段下游点火起始, DWF向驱动段上游(左)传播, 同时膜片2#被冲破, 爆轰波后的TEW尾部的平稳段向被驱动段传播, 产生入射激波(incident shock wave, ISW), 压缩其后的②区气体。②区试验气体和③区驱动气体之间由接触面(contact surface, CS)隔开。ISW到达被驱动段的右端壁发生全反射, 反射波(reflect shock wave, RSW)向上游传播, 将②区气体再次压缩, 得到⑤区高温高压静止气源。膜片1#在高压气体的作用下破裂, 试验气体在喷管中膨胀加速, 最终在试验舱中形成高速试验气流。在驱动段内, DWF向左传播进入卸爆罐, 形成卸爆激波(damping shock wave, DSW), DSW在卸爆罐末端反射形成反射卸爆激波(reflect damping shock, RDS)。RDS后形成的高压与卸爆罐结构强度, 一方面限制了驱动

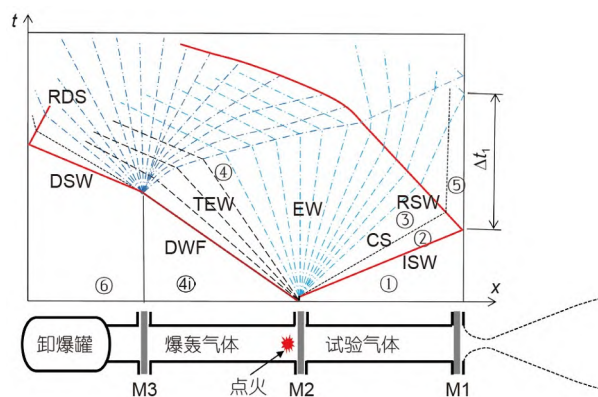


图3 (网络版彩图) BDD激波风洞结构简图及运行原理波图
Figure 3 (Color online) Schematic diagram of a BDD shock tunnel and the corresponding wave diagram for its operation.

段初始充气压强, 从而限制入射激波的强度, 另一方面也是风洞有效试验时间的决定因素之一.

反射型激波风洞所提供试验气流的品质与其中的波传播过程密切相关, 其中最重要的一个波过程便是RSW和CS之间的相互作用. 为了使有效试验时间尽可能长, 激波风洞通常采用缝合界面运行模式, 即在RSW和CS相互作用时, 不产生任何反射波, 从而不会对⑤区气体状态造成干扰. 采用缝合界面运行模式, 反向爆轰驱动激波风洞的有效试验时间可提高数倍^[22,32,33]. 缝合界面条件取决于接触面两侧气体的热力学与声学状态, 对于量热完全气体, 可由运动激波关系来确定^[44], 即

$$\frac{a_4}{a_1} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \left\{ \left[\frac{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2}{2\gamma_1(M_s^2 - 1)} \right] \times \left[\gamma_4^2 + \frac{\gamma_4 \gamma_1 (\gamma_4 + 1) (M_s^2 - 1)}{(\gamma_1 + 1) M_s^2 + 2} \right]^{1/2} + \frac{\gamma_4 - 1}{2} \right\}. \quad (1)$$

由上式可知, 如果给定了驱动气体和被驱动气体, 就可确定驱动-被驱动气体声速比 a_4/a_1 、比热比 γ_4 和 γ_1 , 那么就能唯一确定符合缝合界面条件的入射激波马赫数 M_s . 试验气体通常是室温的空气, 如需获得不同的入射激波马赫数, 可以通过调制爆轰气体的成分(声速 a_4)来获得相应的缝合界面运行状态, 例如改变驱动段内爆轰气体的配比 $H_2:O_2:N_2$.

目前, 世界范围内多座激波风洞采用了BDD技术, 包括复现高超声速飞行条件激波风洞JF-12^[33-36], TH2-D^[13], HyPulse^[28-30]等.

2.2 正向爆轰驱动(FDD)技术及其在激波风洞中的应用

FDD反射型激波风洞的结构如图4所示, 与BDD不同, 它无需卸爆罐. FDD利用DWF向右传播, 到达膜片2#(图4中M2)后将其冲破, 在被驱动段内产生ISW. 受TEW的影响, ISW不断衰减, 因此FDD无法获得均匀的②区气流, ⑤区高温高压气源参数也不平稳. 采用扩容腔结构^[26,27]或者辅助驱动技术^[18,29,31], 可以削弱TEW的影响.

应用FDD技术的反射型激波风洞可以产生高焓气源, 但气流在驻室的滞止会造成驻室和喉道材料的烧

蚀, 并污染试验气体. 同时, 反射型激波风洞的试验气流总焓一般约25 MJ/kg, 当需要试验气流的总焓更高时则难以胜任. 膨胀型激波风洞^[30,37-42]可以解决上述问题, 将FDD的强驱优势充分发挥出来. 膨胀型激波风洞是在反射型激波风洞的激波管下游串接一个等截面的膨胀加速段及渐扩喷管, 如图5所示. 在FDD驱动膨胀型激波风洞运行时, DWF左行并冲破膜片1#后, 压缩实验气体, 在激波管中产生一道入射激波, 称为主入射激波(primary shock wave, PSW). 当PSW传播

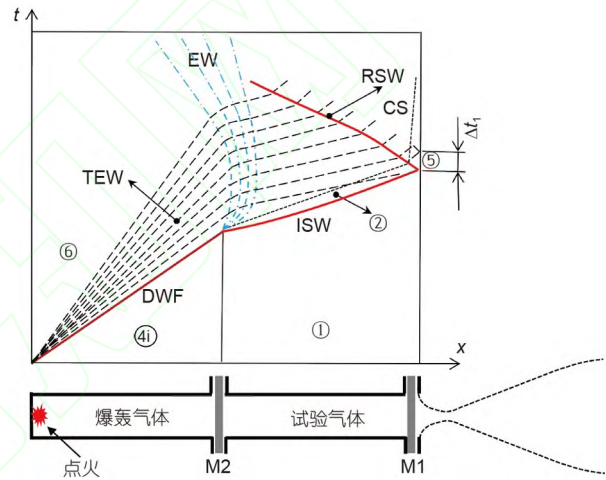


图4 (网络版彩图) FDD反射型激波风洞结构简图及运行原理波图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of an FDD reflected-mode shock tunnel and the corresponding wave diagram.

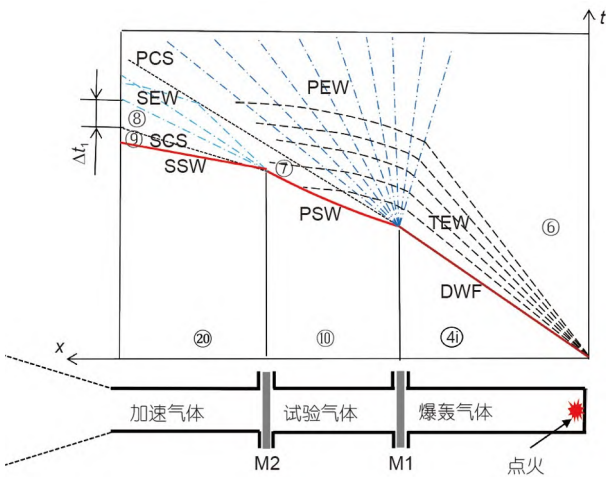


图5 (网络版彩图) FDD膨胀型激波风洞结构简图及运行原理波图

Figure 5 (Color online) Schematic diagram of an FDD expansion-mode shock tunnel and the corresponding wave diagram.

到激波管末端并将膜片2#冲破后, 高温高压气体在加速段形成第二道入射激波(secondary shock wave, SSW). PSW后的⑦区试验气体在加速管内发生非定常膨胀(secondary expansion wave, SEX), 气流温度降低, 速度升高, 这种现象称为焓的倍增^[45]. 此时⑧区即为高焓、高速的试验气流, 此气流可通过在渐扩喷管内的定常膨胀进一步加速, 达到试验所需的状态.

通过膨胀型激波风洞的运行原理可知, 高焓的试验气流主要通过两个阶段产生: 第一阶段与FDD反射型激波风洞相同, 由PSW压缩试验气流, 主要增加了试验气体的温度或者说是内能; 第二阶段是气流在加速段内的非定常膨胀, 增加气流的速度或者说是动能. 因此, 对于采用FDD技术的风洞, 想要得到需要的总焓, 只需调节PSW和SEX的强度即可. 其中, PSW的强度由驱动段与被驱动段的压强比决定, SEX的强度由被驱动段与加速段的压强比决定.

2.3 爆轰双向驱动(BiDD)风洞结构及其运行原理

通过对BDD和FDD风洞的运行原理讨论可知, 采用单向爆轰驱动技术运行的风洞势必造成爆轰结构另一端的浪费. 基于管道爆轰的独特结构(图2)提出的BiDD激波风洞概念^[43], 可以充分利用DWF的强驱能力和TEW的平稳高温高压气流, 同时产生两种状态的试验气流, 避免BDD激波风洞运行过程中的卸爆罐超高冲击载荷, 提高试验效率的同时避免了风洞运行过程中的不安全因素.

BiDD激波风洞^[43]的主要结构如图6所示, 包括爆轰驱动段T2、主激波管段T1、副激波管段T3、加速段T4、缩放(拉瓦尔)喷管N1、渐扩喷管N2、中焓试验舱C1、高焓试验舱C2, 以及它们之间的四个膜片

M1~4. 左侧采用FDD模式, 以膨胀型激波风洞(SET)模式运行, 即FDD-SET, 用以产生高焓试验气流; 右侧采用BDD模式, 以反射型激波风洞(SRT)模式运行, 即BDD-SRT, 用以产生中焓试验气流.

BiDD激波风洞的运行原理波系如图7所示, 实际上就是将图5和图3串接, 去掉了卸爆罐的波系运动过程. 从波系图可以看出, 对于左侧的FDD-SET和右侧的BDD-SRT, 两者的运行是相对独立的, 其运行机理如下.

(1) 在膜片M2左侧点火起爆后, 形成左行爆轰波, 由于膜片破裂存在延迟, 膜片起到了固壁的作用, 因此, 仍可以形成TEW波尾静止的平稳气柱. 此时, 管道爆轰结构完整, 即如图2所示的自相似结构波型(但传播方向相反). 上述平稳气柱相当于反射型激波风洞的驱动气体, 即④区. DWF后紧跟着TEW, TEW波尾以当地声速 a_4 左行; 膜片M2破裂后, 产生右行ISW和左行的中心膨胀波(EW), EW波头以当地声速 a_4 左行. 因此, TEW波尾与EW波头以相同速度左行, 保持同步, 而不会相互干扰.

(2) 膨胀型激波风洞的有效试验时间一般在0.1~1 ms范围, 而反射型激波风洞一般为10~100 ms, 从试验时间方面看, 两者似乎无法匹配运行. 但仔细观察图7, 膜片M2破裂与SRT的ISW建立后, DWF需要传播整个爆轰驱动段(detonation driver, DD), 到达膜片M3将其冲破并产生SET的主入射激波(PSW), ISW和PSW的产生存在时间差 $\Delta\tau = L_{DD} / D_{CJ}$, 使SRT和SET在运行时间上可以匹配.

(3) 反射型激波风洞适合产生中焓试验气流, 膨胀型激波风洞适合产生高焓试验气流, 前者应用管道爆轰TEW后平稳段气柱作为驱动气体, 后者应用DWF后

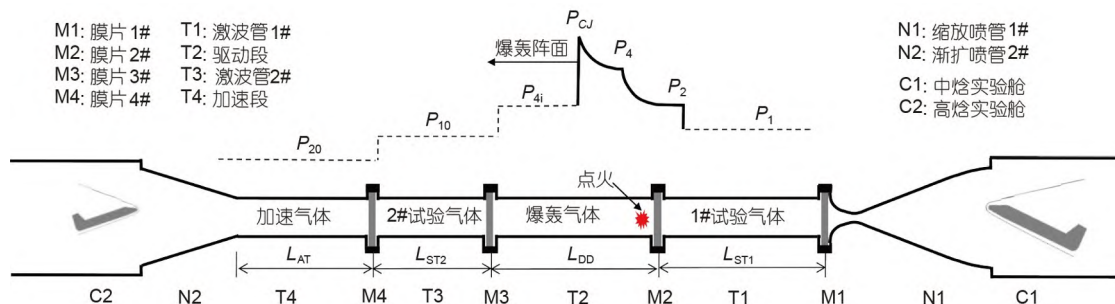


图6 (网络版彩图) BiDD激波风洞结构示意图

Figure 6 (Color online) Schematic diagram of a BiDD shock tunnel.

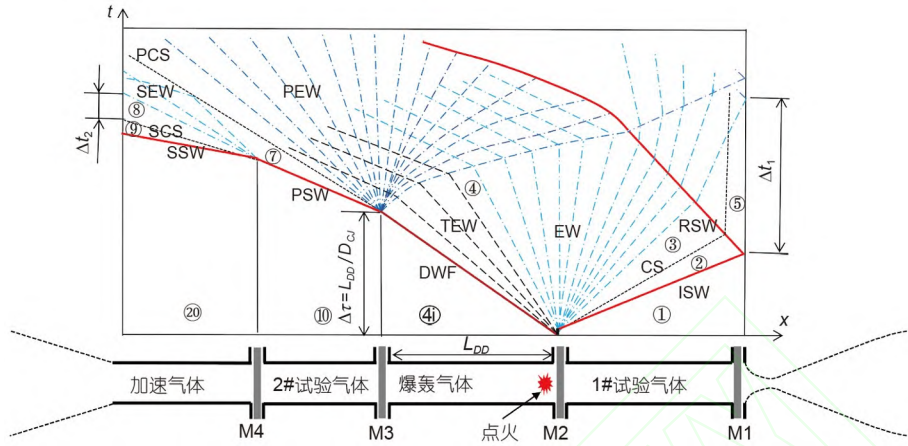


图 7 (网络版彩图) BiDD激波风洞结构简图及其运行原理波图

Figure 7 (Color online) Schematic diagram of a BiDD shock tunnel and the corresponding wave diagram for its operation.

的高能气体作为驱动气体, 两者在模拟目标和驱动能力方面实现互补匹配。

(4) 在初始充气状态方面, 首先, 根据反射型激波风洞试验条件的总焓需求, 确定所需入射激波马赫数 M_s , 然后根据式(1)确定SRT缝合界面运行所需的声速 a_4 , 从而确定驱动段爆轰气体的成分配比; 然后根据试验条件的雷诺数或总压需求, 确定驱动段爆轰气体和被驱动段试验气体的初始充气压强 P_{4i} 和 P_i 。其次, 根据膨胀型激波风洞试验条件的总焓需求, 在已确定的 P_{4i} 条件下, 调整副激波管段T3中的2#试验气体和加速段T4中加速气体的初始充气压强 P_{10} 和 P_{20} 。以上初始充气状态的确定过程是相对独立的。

3 计算模型和数值方法

本文利用高温热化学反应流动数值计算技术, 以爆轰双向驱动激波风洞的细长管段为研究对象, 建立一维计算模型, 并对其中的激波动力学过程进行分析。爆轰驱动激波风洞在运行中, 涉及了爆轰波及激波的传播反射、激波与界面的相互作用、高温热化学反应、边界层内的黏性耗散等一系列复杂的物理化学现象与过程, 而且, 实际风洞的尺度在百米量级, 因此难以开展风洞全尺寸的数值模拟。本文主要关注激波的传播与相互作用过程, 控制方程采用了多组分热化学反应流动准一维N-S方程组, 并采用基元反应模型求解氢氧爆轰的化学反应, 壁面摩擦和传热等耗散效应

将通过准一维模化方法来处理, 计算域仅考虑了细长管段部分, 不考虑喷管和试验舱。

3.1 控制方程

准一维多组分热化学反应流动N-S方程组可写为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = S_C + S_V, \quad (2)$$

式中, U 为未知变量, F 为 x 方向上的对流量, S_C 为热化学反应源项, S_V 为黏性计算时引入的耗散项, 具体形式如下:

$$U = \begin{pmatrix} \rho C_1 \\ \rho C_2 \\ \vdots \\ \rho C_{ns-1} \\ \rho C_{ns} \\ \rho u \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho u C_1 \\ \rho u C_2 \\ \vdots \\ \rho u C_{ns-1} \\ \rho u C_{ns} \\ \rho u^2 + p \\ (\rho E + p)u \end{pmatrix}, S_C = \begin{pmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \vdots \\ \dot{\omega}_{ns-1} \\ \dot{\omega}_{ns} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, S_V = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \\ \tau \\ q \end{pmatrix}, \quad (3)$$

式中, ρ 和 p 分别为混合气体的密度和压强, u 为 x 方向上的速度, C_i 为组分 i 的质量分数, E 为单位体积气体的总能, $\dot{\omega}_i$ 为组分 i 的质量变化率, 由化学反应模型给出。壁面剪切应力 τ 和壁面热通量 q 需要准一维模化^[44-47], 其计算方法如下:

$$\tau = -\frac{1}{2} c_f \rho u |u| k_t / D, \quad (4)$$

$$q = -h\pi k_q(T' - T_w) / D, \quad (5)$$

其中, D 为当地管径, c_f 为壁面摩擦系数, h 为传热系数, 详细计算方法参见文献[46~48], k_τ 和 k_q 为风洞特性因子^[49]. 上述控制方程的封闭涉及各组分的热力学参数以及输运参数, 如焓值、比热、黏性系数和热传导系数等, 相关参数的计算应用了NASA关于温度多项式拟合的方法, 见文献[50,51], 限于篇幅, 此处不再赘述.

3.2 化学反应模型

爆轰驱动激波风洞的流动中涉及可燃混合气体的多组分化学反应与强激波传播等问题, 是强间断与剧烈释热反应的耦合问题. 如方程组(2)和(3)所示, 对于多组分化学反应流动问题, 控制方程中要为每一种组分建立其质量守恒方程及其质量变化率 $\dot{\omega}_i$. 对于组分数为 ns , 基元反应方程式为 nr 个的化学反应系统, 其反应方程式可统一表示为

$$\sum_{i=1}^{ns} v_{ir}' \chi_i \xrightleftharpoons[k_{br}]{k_{fr}} \sum_{i=1}^{ns} v_{ir}'' \chi_i, \quad (r=1, 2, \dots, nr). \quad (6)$$

第 i 种组分的质量变化率 $\dot{\omega}_i$ 是上述反应系统中所有涉及该组分的反应变化率的总和, 即

$$\dot{\omega}_i = \sum_{r=1}^{nr} \left\{ (v_{i,r}'' - v_{i,r}') \left[k_{fr}(T) \prod_{i=1}^{ns} x_i^{v_{i,r}'} - k_{br}(T) \prod_{i=1}^{ns} x_i^{v_{i,r}''} \right] \right\}, \quad (7)$$

式中, k_{fr} 为正反应速率, 即

$$k_{fr} = A_r T^{m_r} e^{-\frac{E_{a_r}}{R_0 T}}, \quad (8)$$

即Arrhenius化学反应速率公式. 式中逆反应速率 k_{br} 可以根据平衡常数和 k_{fr} 求得, 此处不再赘述. 本文采用

基元反应模型来描述氢氧爆轰, 为7组分8个反应系统, 涉及的组分包括 H_2 , O_2 , O , H , OH , H_2O , N_2 , 各基元反应方程及其对应的频率因子 A_r 、温度指数 m 和活化能 E_{a_r} 参见表1.

3.3 计算方法与验证

数值计算中, 对于上述准一维多组分热化学反应流动N-S方程组, 对流项的空间离散采用频散可控耗散格式DCD^[52,53], 该方法基于Steger-Warming矢量通量分裂技术, 鲁棒性较好, 计算量小且能够以较小的计算消耗为代价来有效抑制爆轰波及强激波附近的非物理振荡. 时间推进应用三阶Runger-Kutta方法, 化学反应模型应用表1所示的氢氧7组分8反应的基元反应模型, 源项的时间方向的积分处理则采用时间算子分裂法, 通过将化学反应和气动方程解耦, 来解决爆轰波阵面附近强烈的化学反应带来的刚性问题.

本文应用复现高超声速飞行条件激波风洞JF-12^[33~36]的典型试验状态(总焓 $H_0=2.5$ MJ/kg)的风洞试验结果进行计算方法的验证. 如图8所示, JF-12风洞主要以BDD模式运行, 关于JF-12的详细信息可参见文献[33~36,49], 爆轰驱动段和被驱动段的长度分别是 $L_{DD}=100$ m和 $L_{ST}=90$ m, 采用“小驱大”变径驱动模式实现较低焓值试验气流条件的缝合运行, 管径分别是 $\Phi 0.4$ m和 $\Phi 0.72$ m. 此处验证计算应用JF-12风洞总焓 $H_0=2.5$ MJ/kg状态的初始充气条件: 爆轰驱动段气体成分为 $2H_2+O_2+3.75N_2$, 初始压力及温度为 $P_{4i}=2.0$ MPa, $T_{4i}=288$ K; 被驱动段为室温空气, 初始压力及温度分别为 $P_1=16$ kPa, $T_1=288$ K. 本文采用方波起爆模式^[54], 在起爆区设置高温高压的点火条件, 该条

表1 氢氧爆轰的化学反应模型与反应速率系数(相关单位: cal, mole, cm, K, s)

Table 1 Chemical reaction model and reaction rate coefficients of hydrogen-oxygen detonation (relevant units: cal, mole, cm, K, s)

r	Reaction equation	A_r	m	E_{a_r}
1	$O_2+H=O+OH$	6.00×10^{14}	0.00	16790.0
2	$O+H_2=OH+H$	1.07×10^4	2.80	5921.0
3	$OH+H_2=H_2O+H$	7.00×10^{12}	0.00	4400.0
4	$O+HO_2=2OH$	1.50×10^{10}	1.14	17190.0
5	$H_2=2H$	2.90×10^{18}	-1.00	104330.0
6	$2O=O_2$	6.17×10^{15}	-0.50	0.0
7	$O+H=OH$	1.00×10^{15}	0.00	-497.0
8	$H+OH=H_2O$	8.80×10^{21}	-2.00	0.0

件足够实现爆轰的直接起始, 并迅速稳定, 即所谓的超临界起爆^[55]. 关于爆轰起爆波型或模式的详细研究参见文献^[54]. 图9给出了JF-12风洞驻室压强 P_5 (见图3中的⑤区)数值模拟与风洞试验结果的对比, 显然, 无黏计算无法再现风洞试验结果, 而应用准一维黏性耗散模化方法^[47]的数值计算结果与试验吻合良好. 因此, 应用上述物理化学模型和计算方法来模拟爆轰驱动激波风洞的关键波动力学过程是可靠的.

4 爆轰双向驱动激波风洞运行原理数值验证

本文基于一维热化学反应流动数值计算技术, 对爆轰双向驱动激波风洞的关键激波动力学过程进行数值计算和分析, 计算域仅考虑图6所示的直管部分, 全长115 m, 其中各段长度分别为: 1#激波管 $L_{ST1}=40$ m、

爆轰驱动段 $L_{DD}=50$ m、2#激波管 $L_{ST2}=10$ m、加速段 $L_{AT}=15$ m、管径 $D=0.4$ m. 以上参数 L_{ST1} 和 L_{DD} 的设置参考了复现高超声速飞行条件激波风洞JF-12^[33~36]的尺寸.

4.1 爆轰双向驱动激波风洞运行激波动力学过程

首先考虑爆轰驱动段(T2)充入化学恰当比的氢氧混合气体($2H_2+O_2$), 初始充填压强 $P_{4i}=2.0$ MPa; 1#激波管段(T1, ①区)、2#激波管段(T3, ⑩区)和加速段(T4, ⑳区)均充入空气($O_2+3.75N_2$), 其充填压强分别为 $P_1=10$ kPa, $P_{10}=4$ kPa, $P_{20}=20$ Pa. 以上 P_1 值的设置是为了得到反向驱动端(即反射型激波风洞)近似缝合界面运行条件(tailored-interface condition, TIC), 实际运行中可以通过调整该值得到TIC; 另外, 正向驱动端不需要缝合运行, 通过调整 P_{10} 和 P_{20} 的值, 可以得到不同强度的主入射激波和第二入射激波, 对应正向驱动端

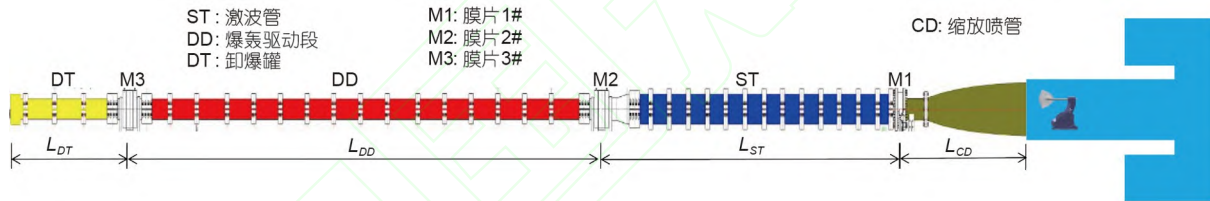


图 8 (网络版彩图) JF-12风洞结构示意图
Figure 8 (Color online) Schematic diagram of the detonation-driven shock tunnel JF-12.

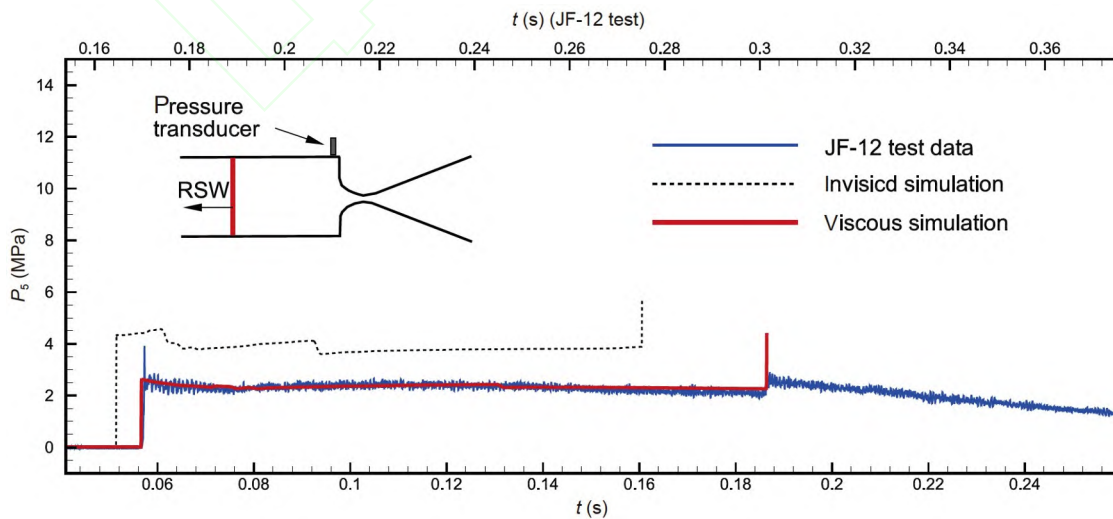


图 9 (网络版彩图)风洞驻室压强历史的计算与试验结果对比
Figure 9 (Color online) Comparison of the total pressure history between simulation and test data.

(膨胀型激波风洞)的焓值 H_0 。各段气体初始温度以及管壁温度都设为室温288 K。该算例在本文的系列计算中标记为Case 1, 对应爆轰强驱介质, 其对应的缝合激波马赫数相对较高, 适应于产生较高焓值的试验气流。

图10给出了Case 1计算得到的爆轰双向驱动激波风洞的关键动力学过程, 即波图(wave diagram), 记录了直管内各种波传播的时空轨迹。其中包括入射激波ISW、反射激波RSW、爆轰波阵面DWF、主入射激波PSW、第二入射激波SSW、接触间断CS, 以及该图中未标出的其他波, 如紧随爆轰波阵面的TEW、破膜后产生的非定常膨胀波(EW, PEW, SEW)等。

上述波图显示Case 1的反向驱动端接近缝合界面条件, ISW右行, 在1#激波管段末端反射, 生成RSW, RSW左行与右行的CS迎头相遇, 不产生其他波。反射波区在一定时间内维持平稳, 即所谓的反射型激波风洞的驻室条件(见图7中⑤区), 其压强 P_5 随时间变化如

图11所示。该缝合条件是通过大量的数值算例“打靶”实现的, 为了节省篇幅, 过缝合或欠缝合状态的计算结果, 此处不赘述。

图11给出了三套网格的计算结果, 即网格点数分别为 1.2×10^6 , 1.8×10^6 , 2.4×10^6 , 对于115 m的风洞模型总长度来说, 相当于网格尺度分别为0.095, 0.063, 0.048 mm, 压强 P_5 随网格密度的变化很小, 说明本文的计算实现了网格无关性。下文的所有计算都采用 1.8×10^6 的总网格点数。

在正向驱动端, 风洞以膨胀型激波风洞模式运行, 该类风洞运行的机理为“总焓倍增原理”, 即主入射激波冲破4#膜片(M4), 生成第二入射激波SSW和第二膨胀波SEW, 通过SEW的非定常膨胀过程, 进一步提高试验气流(见图7中⑧区)的焓值。图12分别记录了T3左侧末端附近($x=-9.5$ m)和T4左侧末端附近($x=-24.8$ m)的压强历史, 注意, $x=0$ 对应3#膜片(M3)位置, 即2#激波管段与爆轰驱动段的连接点。显然, SET运行模式下,

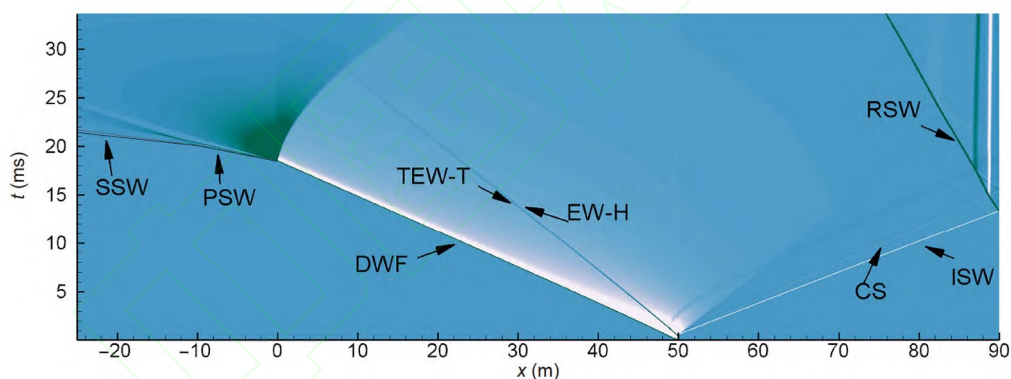


图10 (网络版彩图)爆轰双向驱动激波风洞关键波动力学过程(波图, Case 1)

Figure 10 (Color online) Wave diagram for a bidirectional detonation driven shock tunnel (Case 1).

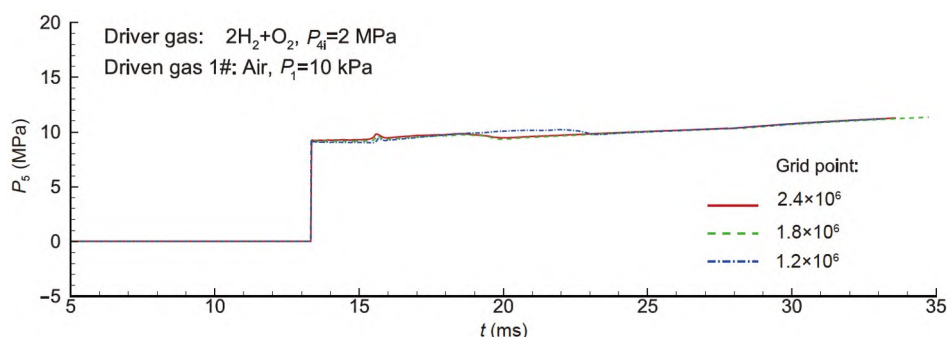


图11 (网络版彩图)反向爆轰驱动端(反射型激波风洞)驻室压强 P_5

Figure 11 (Color online) Reservoir pressure (P_5) profile of the backward detonation driver shock-reflected tunnel.

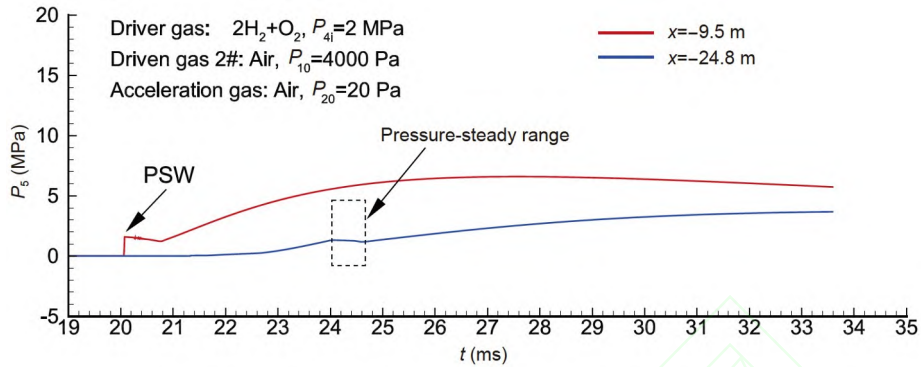


图 12 (网络版彩图)正向爆轰驱动端压力(膨胀型激波风洞, $x=-24.8$ m, -9.5 m)

Figure 12 (Color online) Pressure profiles of the forward detonation driver shock-expansion tunnel ($x=-24.8$ m, -9.5 m).

超高速试验气流的平稳时间窗口很小, 文献[37~42]所讨论的膨胀型激波风洞在轨道速度试验气流的有效时间都不超过0.1 ms, 这是超高速试验设备的典型特征。当然, 可以通过优化设计激波管段T3和加速段T4的长度来延长试验时间, 这部分内容本文暂不涉及。

爆轰双向驱动激波风洞能够实现SRT和SET两种模式独立和同时运行, 首先得益于爆轰波的结构特征, 另外一个关键因素是: 合理设计各区段尺寸来确保正向和反向驱动的关键波动力学过程不发生相互干扰。图13给出了BiDD运行过程中的几个时刻的典型波结构。在 $t=8.6$ ms时刻(图13(a)), 爆轰波建立并稳定传播, 其波阵面DWF向左运动, 其后是左行的泰勒稀疏波TEW, TEW波尾后面的静止平直段(p_{tail} 见图2)气体已经冲破2#膜片(M2)并建立稳定右行的入射激波ISW, ISW左侧是左行的膨胀波EW。膨胀波的波头EW-H与泰勒稀疏波的波尾TEW-T首尾相接, 两者都以当地气体声速同步向左传播, 因此两者可以“携手并行”而不发生相互干扰, 这是BiDD能够平稳运行的关键因素之一。在 $t=14.2$ ms时刻(图13(b)), ISW已经从T1右端反射, 形成反射激波RSW, 而此时DWF仍未到达M3, 这个时间差, 使得有效时间较长的SRT端和有效时间较短的SET端能够在时间上匹配。在 $t=18.1$ ms (图13(c))时刻, DWF已抵达膜片M3, 反射激波RSW已经穿透接触间断CS, 并使后者近似驻止(TIC的表现之一)。在 $t=19.8$ ms时刻(图13(d)), DWF已经冲破膜片M3, 在T3内建立主入射激波PSW。在 $t=21.4$ ms时刻(图13(e)), 第二入射激波SSW已经建立并传播至T4左端, 在接触间断SCS后的平稳段就是SET的有效试验气流, 即BiDD

的⑧区。从焓值和速度图(图13(f))可以看出, ⑧区的SET超高速高焓试验气流总焓 $H_{08} \approx 70$ MJ/kg, 而⑤区的SRT中焓试验气流的焓值 $H_{05} \approx 11$ MJ/kg, 而且前者总焓构成主要是 $u_8 \approx 11$ km/s对应的气流动能, 后者则主要是静焓, 因为 $u_5 \approx 0$ 。

SET类超高速试验装备的优势就在于气流不驻止, 高总焓(高温)气体对设备材料的烧蚀可控。SRT类试验装备的总焓受限, 其根本原因就是驻室气体是滞止的, 从而使得装备感受的总温 T_3 过高。在爆轰双向驱动中, 高总焓试验气流利用爆轰波阵面的正向强驱动能力, 应用SET运行模式, 既能防止单独应用反向驱动引起的强驱动气体浪费, 又能减轻爆轰波阵面反射的冲击, 见图13(d)和(e)左侧压强的急剧降低, 实际上也增强了卸压能力, 使得反向驱动端的总压限制得以缓解。另一方面, 应用反向驱动端实现中焓试验条件, 也可以防止单独应用正向驱动而引起的优质驱动气体的浪费, 见图13(a)和(b)右行入射激波和左行反射激波后的平台参数。

4.2 爆轰双向驱动激波风洞运行状态的相互独立性

对于反射型激波风洞SRT来说, 缝合界面条件对获得最长理论有效试验时间至关重要。对于爆轰驱动而言, 如果给定了爆轰气体的成分构成, 试验气体通常为室温空气, 那么缝合界面条件唯一。Case 1对应的缝合激波马赫数约为9。基于上述缝合界面条件, 可以通过调整 P_{10} 和 P_{20} 的值来实现SET的不同焓值。此处给出简单的调整策略, 即仅改变 P_{20} , Case 2对应的 $P_{20}=40$ Pa, 而Case 3对应的 $P_{20}=80$ Pa, 其他初始条件与Case

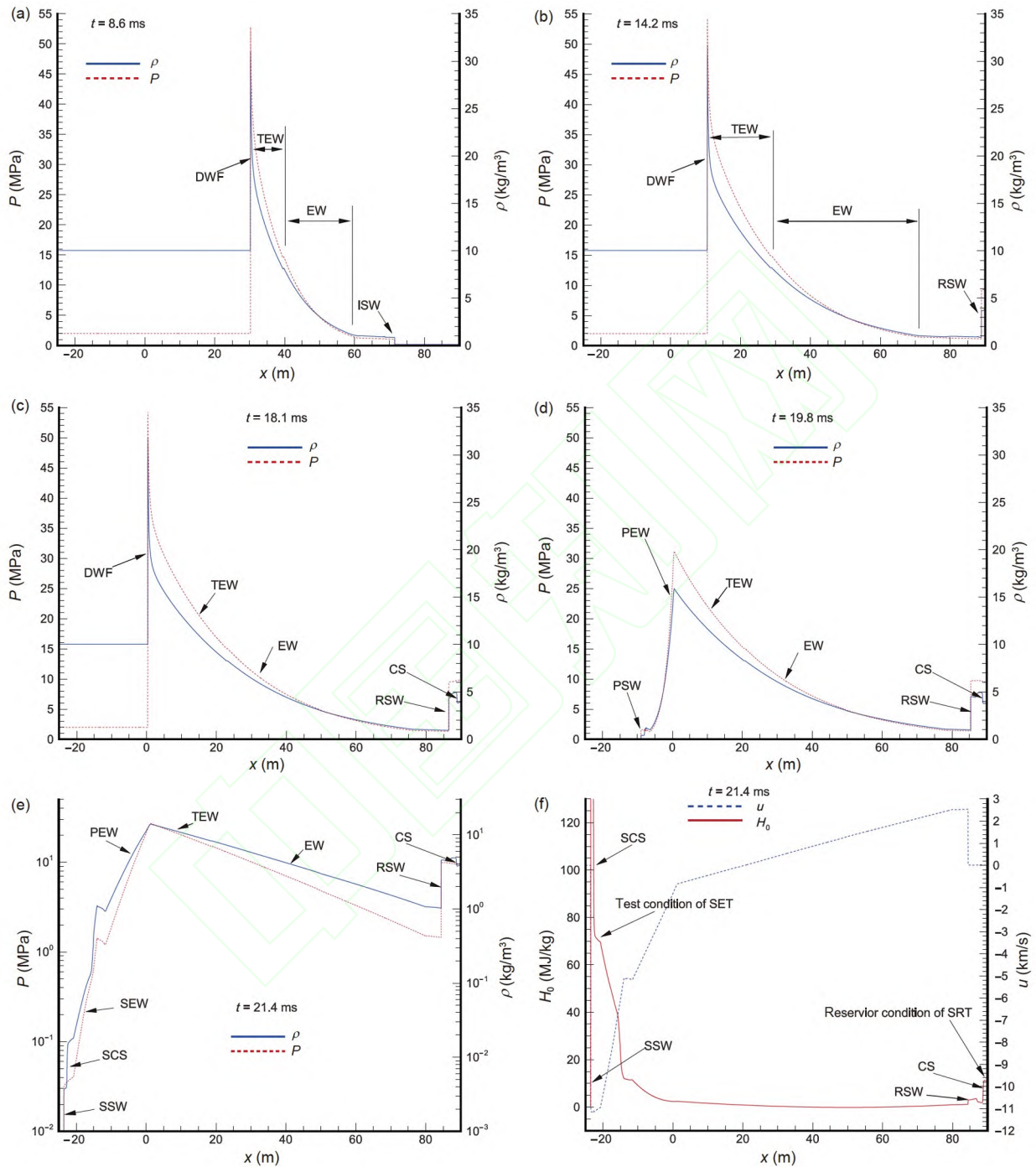


图 13 (网络版彩图) 爆轰双向驱动不同时刻($t=8.6$ ms (a), 14.2 ms (b), 18.1 ms (c), 19.8 ms (d), 21.4 ms (e))的典型波结构, (f) 焓值和速度图

Figure 13 (Color online) Typical wave structures at different times ($t=8.6$ ms (a), 14.2 ms (b), 18.1 ms (c), 19.8 ms (d), 21.4 ms (e)), and (f) enthalpy and velocity graphs.

1相同. 如图14所示, 通过调整 P_{20} , 可以得到SET条件下总焓分别为64和57 MJ/kg的高焓试验气流, 对应气流

速度分别为10.2和9.5 km/s. 当然, 组合调整 P_{10} 和 P_{20} , 可以得到若干超高速气流状态, 这是爆轰双向驱动的

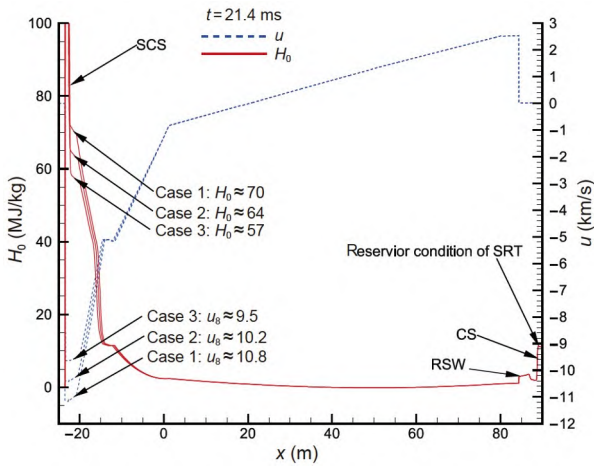


图 14 (网络版彩图)正向爆轰驱动端高焓试验条件的独立调整($t=21.4$ ms)

Figure 14 (Color online) Test condition adjusting for different requirements of high-total-enthalpy ($t=21.4$ ms).

优势之一。

由式(1)可知, 反射型激波风洞运行的缝合界面条件主要根本上是由驱动气体和试验气体的热力学属性决定的, 主要是其声速和比热比。爆轰驱动可以通过调整爆轰驱动段的初始充填气体的成分配比, 在一定范围内调整驱动气体的声速。最理想的调整方法是在化学恰当比的氢氧混合气体中加入稀释气体, 如He, Ar, N_2 或 CO_2 , 前两者成本太高, 后两者最合适。与其他三种稀释气体相反, He可以显著提高驱动气体的声速, 即增强驱动能力, 由于He成本太高, 可以用同样为轻气体的 H_2 来代替, 即爆轰气体处于富燃状态, 但是富燃带来安全问题, 该方法仅限于具有排气系统的小尺度风洞^[37-42]。大尺度爆轰驱动激波风洞常采用氢氧氮组合^[31-36], $2H_2+O_2+\zeta N_2$, ζ 可在0~3.75范围调整(注: ζ 过大会增大起爆难度)。图15给出了四种驱动气体对应的爆轰双向驱动的试验条件, 其中Case 1对应 $\zeta=0$, $P_1=10$ kPa; Case 4对应 $\zeta=1$, $P_1=15$ kPa; Case 5对应 $\zeta=2$, $P_1=19$ kPa; Case 6对应 $\zeta=3.75$, $P_1=23$ kPa, 其他充气参数与Case 1相同。由图15可知, 上述四组驱动气体对应的驱动能力逐组降低, 可以获得正向驱动端SET焓值分别是 $H_{08} \approx 70, 56.4, 48.8, 38.9$ MJ/kg, 反向驱动端焓值分别是 $H_{05} \approx 11, 7.5, 5.8, 4.5$ MJ/kg。当然, 还可以应用Case 6具有相对较弱驱动能力的爆轰气体($2H_2+O_2+3.75N_2$, 即化学恰当比的氢气-空气混合气体), 增加 P_{20} 的值(就像Case 2~4那样), 由此获得更多的总焓(显然

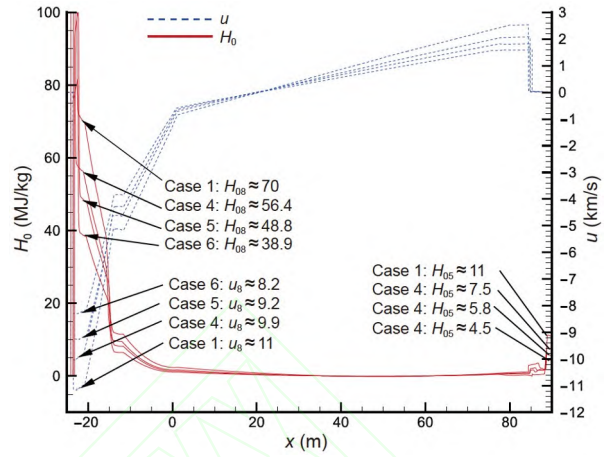


图 15 (网络版彩图)改变爆轰气体配比($2H_2+O_2+\zeta N_2$, $\zeta=0, 1, 2, 3.75$)调整爆轰双向驱动风洞试验条件

Figure 15 (Color online) Test condition adjusting by tuning detonation filling mixture ($2H_2+O_2+\zeta N_2$, $\zeta=0, 1, 2, 3.75$).

$H_{08} < 38.9$ MJ/kg)系列的SET试验条件, 这样通过一套设备就可以实现试验气流焓值覆盖4.5~70 MJ/kg大范围的跨流域试验能力, 这是本文研究的爆轰双向驱动激波风洞的典型特征和优势。

5 结论

本文针对一种新型的爆轰双向驱动(BiDD)方式, 采用化学反应流动数值计算技术, 对爆轰双向驱动激波风洞进行了原理性研究, 主要得到了以下结论。

(1) 通过对BiDD关键波动力学过程的数值模拟与分析, 验证了爆轰双向驱动设计理念的可行性。这种驱动模式能够充分利用爆轰波的典型特征, 通过其爆轰波阵面端的正向驱动和Taylor稀疏波尾平直端的反向驱动, 可以在一次运行中同时获得高焓、中焓两种焓值的试验气流。同时, 可以弥补单独应用反向或正向驱动模式的不足。

(2) BiDD的正向驱动端和反向驱动端, 可以通过破膜中心膨胀波波头EW-H与Taylor稀疏波波尾TEW-T的“首尾相接、携手并进”的传播机制, 实现互不干扰。

(3) BiDD的正向驱动端和反向驱动端的状态调整具有相对独立性。在确保反向驱动端反射型激波风洞的界面缝合条件的前提下, 可以通过调整爆轰气体的成分配比或者正向驱动膨胀型激波风洞的初始充气条件, 来获得不同焓值的试验气流, 使其覆盖中高焓大范

围的跨流域试验能力。

需要说明一点, 关于爆轰驱动激波风洞的实际流动问题是三维的, 而且涉及复杂的化学反应, 限于目

前的计算资源, 本文针对实际工程尺度(长度百米量级)的风洞, 开展了准一维数值模拟, 真实流动中的三维现象尚无法体现。

参考文献

- 1 Hornung H. Experimental hypervelocity flow simulation, needs, achievements and limitations. In: Proceedings of the First Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology. Tainan, 1993
- 2 Olivier H, Jiang Z L, Yu H R, et al. Detonation-driven shock tubes and tunnels. In: Lu F, Marren D, eds. Advanced Hypersonic Test Facilities, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 198. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2022. Chapter 3, 175–205
- 3 Stalker R J. A study of the free-piston shock tunnel. *AIAA J*, 1967, 5: 2160–2165
- 4 Hornung H G. Performance data of the new free-piston shock tunnel at GALCIT. In: Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Nashville: AIAA, 1992. AIAA 1992-3943
- 5 Eitelberg G. First results of calibration and use of the HEG. In: Proceedings of the 25th Plasmadynamics and Lasers Conference. Colorado Springs: AIAA, 1994. AIAA 1994-2525
- 6 Dunn M G, Moller J C, Steele R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel. In: Proceedings of the 23rd Thermophysics, Plasmadynamics and Lasers Conference. San Antonio: AIAA, 1988. AIAA 1988-2782
- 7 Holden M S. Recent advances in hypersonic test facilities and experimental research. In: Proceedings of the 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Munich: AIAA, 1993. AIAA 1993-5005
- 8 Dufrene A, MacLean M, Parker R, et al. Experimental characterization of the LENS expansion tunnel facility including blunt body surface heating. In: Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011. AIAA 2011-626
- 9 Jiang Z, Hu Z, Wang Y, et al. Advances in critical technologies for hypersonic and high-enthalpy wind tunnel. *Chin J Aeronaut*, 2020, 33: 3027–3038
- 10 Hertzberg A, Smith W E. A method for generating strong shock waves. *J Appl Phys*, 1954, 25: 130–131
- 11 Yu H R. Shock tunnel and its application to aeroheating experiments (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 1963 [俞鸿儒. 激波风洞及其在气动热试验中的应用. 博士学位论文. 北京: 中国科学院力学研究所, 1963]
- 12 Yu H R. Recent developments in shock tube applications. In: Proceedings of the 1989 Japanese National Symposium on Shock Wave Phenomena. Sagamibara, 1989. 1–7
- 13 Yu H R, Esser B, Lenartz M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. *Shock Waves*, 1992, 2: 245–254
- 14 Yu H R, Zhao W, Yuan S X. Performance of shock tunnel with H₂O₂ detonation driver (in Chinese). *Aerodyn Experim Measur Control*, 1993, 7: 38–42 [俞鸿儒, 赵伟, 袁生学. 氢氧爆轰驱动激波风洞的性能. 气动试验与测量控制, 1993, 7: 38–42]
- 15 Zhang X Y, Yu H R, Zhao W, et al. Turbulent jet initiation of oxy-hydrogen direct detonation (in Chinese). *Aerodyn Experim Measur Control*, 1996, 10: 63–68 [张欣玉, 俞鸿儒, 赵伟, 等. 氢氧爆轰直接起始的射流点火方法研究. 气动试验与测量控制, 1996, 10: 63–68]
- 16 Yu H R. Oxy-hydrogen combustion and detonation driven shock tube (in Chinese). *Acta Mech Sin*, 1999, 631: 389–397 [俞鸿儒. 氢氧燃烧及爆轰驱动激波管. 力学学报, 1999, 631: 389–397]
- 17 Yu H R. Oxyhydrogen combustion and detonation driven shock tube. *Acta Mech Sin*, 1999, 15: 97–107
- 18 Chen H, Feng H, Yu H R. Double detonation driven section for shock tube/ wind tunnel (in Chinese). *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2004, 34: 183–191 [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: 物理学 力学 天文学, 2004, 34: 183–191]
- 19 Yu H R, Li B, Chen H. The development of gaseous detonation driving technologies for a shock tunnel (in Chinese). *Adv Mech*, 2005, 35: 315–322 [俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 激波管氢氧爆轰驱动技术的发展进程. 力学进展, 2005, 35: 315–322]
- 20 Zhao W, Jiang Z L, Saito T, et al. Performance of a detonation driven shock tunnel. *Shock Waves*, 2005, 14: 53–59
- 21 Yu H R, Chen H, Zhao W. Advances in detonation driving techniques for a shock tube/tunnel. *Shock Waves*, 2006, 15: 399–405
- 22 Li J P, Feng H, Jiang Z L, et al. Numerical computation on the tailored shock Mach numbers for a hydrogen-oxygen detonation shock tube (in

- Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2008, 26: 291–296 [李进平, 冯珩, 姜宗林, 等. 爆轰驱动激波管缝合激波马赫数计算. *空气动力学报*, 2008, 26: 291–296]
- 23 Yu H R. Development study of detonation driving techniques for a shock tunnel (in Chinese). *Chin J Theoret Appl Mech*, 2011, 43: 978–983 [俞鸿儒. 探索发展激波风洞爆轰驱动技术. *力学学报*, 2011, 43: 978–983]
- 24 Bird G A. A note on combustion driven tubes. Royal Aircraft Establishment. AGARD Report 146, 1957
- 25 Coates P B, Gaydon A G. A simple shock tube with detonating driver gas. *Proc R Soc Lond A*, 1965, 283: 18–32
- 26 Jiang Z L, Zhao W, Wang C, et al. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels. *AIAA J*, 2002, 40: 2009–2016
- 27 Jiang Z L, Lin J, Zhao W. Performance tests of JF-10 high-enthalpy shock tunnel with a FDC driver. *Int J Hyperson*, 2011, 2: 29–36
- 28 Erdos J I, Calleja J, Tamagno J. Increases in the hypervelocity test envelope of the HYPULSE shock-expansion tube. In: *Proceedings of the 25th Plasmadynamics and Lasers Conference*. Colorado Springs, 1994. AIAA 94-2524
- 29 Bakos R J, Erdos J I. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. In: *Proceedings of the 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, 1995. AIAA 95-0799
- 30 Chue R S M, Tsai C-Y, Bakos R J, et al. NASA's HYPULSE facility at GASL—A dual mode, dual driver reflected-shock/expansion tunnel. In: Lu F, Marren D, eds. *Advanced Hypersonic Test Facilities, Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 198. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002. Chapter 3: 29–71
- 31 Li J P. Investigation into essential problems of detonation-driven high enthalpy shock tunnels (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2007 [李进平. 爆轰驱动高焓激波风洞关键问题研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院力学研究所, 2007]
- 32 Jiang Z L, Li J P, Zhao W, et al. Investigation into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnel (in Chinese). *Chin J Theoret Appl Mech*, 2012, 44: 824–831 [姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究. *力学学报*, 2012, 44: 824–831]
- 33 Jiang Z L. Experiments and development of long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnel (LHDst). In: *52nd Aerospace Sciences Meeting*. Maryland, 2014
- 34 Jiang Z, Yu H. Theories and technologies for duplicating hypersonic flight conditions for ground testing. *Natl Sci Rev*, 2017, 4: 290–296
- 35 Jiang Z L, Li J P, Hu Z M, et al. Shock tunnel theory and methods for duplicating hypersonic flight conditions (in Chinese). *Chin J Theoret Appl Mech*, 2018, 50: 1283–1291 [姜宗林, 李进平, 胡宗民, 等. 高超声速飞行复现风洞理论与方法. *力学学报*, 2018, 50: 1283–1291]
- 36 Han Z J, Peng J, Hu Z M, et al. Operating characteristics of JF-12 shock tunnel in Mars entry tests (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2021, 42: 24129 [韩子健, 彭俊, 胡宗民, 等. JF-12激波风洞在火星进入环境下的运行特性研究. *航空学报*, 2021, 42: 24129]
- 37 Gao Y L. Study on hypervelocity flow generation techniques and essential hypersonic phenomena (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2008 [高云亮. 超高速流动试验模拟方法及基础气动问题研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院力学研究所, 2008]
- 38 Wu B. Study on the interaction of strong shock wave and the hypervelocity experimental method (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2012 [武博. 强激波现象与超高速流动试验技术研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院力学研究所, 2012]
- 39 Jiang Z L, Wu B, Gao Y L, et al. Development of the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments. *Sci China Tech Sci*, 2015, 58: 695–700
- 40 Zhou K, Yuan C K, Hu Z M, et al. Flow field analysis of JF-16 expansion tube and its upgrade (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2016, 37: 3296–3303 [周凯, 苑朝凯, 胡宗民, 等. JF-16膨胀管流场分析及升级改造. *航空学报*, 2016, 37: 3296–3303]
- 41 Zhou K, Wang Q, Hu Z M, et al. Performance study of a detonation-driven expansion tube (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2016, 37: 822–828 [周凯, 汪球, 胡宗民, 等. 爆轰驱动膨胀管性能研究. *航空学报*, 2016, 37: 822–828]
- 42 Zhou K. Investigations on expansion tunnel techniques and hypervelocity flow experiments (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017 [周凯. 膨胀风洞技术与超高速流动试验研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院大学, 2017]
- 43 Hu Z M, Han G L, Han Z J, et al. A bidirectional detonation driven method for detonation-driven shock tunnels (in Chinese). CN Patent. ZL202010572496.5, 2021-04-20 [胡宗民, 韩桂来, 韩子健, 等. 一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动方法. 中国专利. ZL202010572496.5, 2021-04-20]
- 44 Flagg R F. Detailed analysis of shock tube tailored conditions. RAD-TM-63-64, 1963

- 45 Trimpi R L. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short-duration hypersonic gas flows. Technical Report. Washington DC: NASA, 1962. Tech Rep-133
- 46 Bogdanoff D W, Miller R J. New higher-order Godunov code for modelling performance of two-stage light gas guns. Technical Report. Washington DC: NASA, 1995. TM-110363
- 47 Jacobs P A. Quasi-one-dimensional modeling of a free-piston shock tunnel. *AIAA J*, 1994, 32: 137–145
- 48 Luo K, Wang Q, Li J, et al. Numerical modeling of a high-enthalpy shock tunnel driven by gaseous detonation. *Aerosp Sci Tech*, 2020, 104: 105958
- 49 Han Z J. Numerical investigation on the propagation characteristics of strong shock waves in slender tubes (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2021 [韩子健. 强激波在细长管道内传播特性数值研究. 硕士学位论文. 北京: 中国科学院大学, 2021]
- 50 McBride B J, Zehe M J, Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species. Technical Report. Cleveland: National Aeronautics and Space Administration, 2002
- 51 Svehla R A. Transport coefficients for the NASA Lewis Chemical Equilibrium Program. Technical Report. NASA Technical Memorandum 4647, 1995
- 52 Jiang Z L, Takayama K, Chen Y S. Dispersion conditions for non-oscillatory shock capturing schemes and its applications. *Computat Fluid Dyn J*, 1995, 2: 137–150
- 53 Hu Z M, Gao Y L, Zhang D L, et al. Numerical simulation of gaseous detonation reflection over wedges with a detailed chemical reaction mode (in Chinese). *Acta Mech Sin*, 2004, 36: 385–392 [胡宗民, 高云亮, 张德良, 等. 爆轰波在楔面上反射数值分析. *力学学报*, 2004, 36: 385–392]
- 54 Ning J, Chen D, Hao L, et al. Numerical study of direct initiation for one-dimensional Chapman-Jouguet detonations by reactive Riemann problems. *Shock Waves*, 2022, 32: 25–53
- 55 Ng H D, Lee J H S. Direct initiation of detonation with a multi-step reaction scheme. *J Fluid Mech*, 2003, 476: 179–211

Principle study on the bidirectional detonation driving technique for dual-state synchronous-running shock tunnels

YANG Fan^{1,2}, LIN MingYue^{1,2}, HU ZongMin^{1,2} & HAN GuiLai^{1,2}

¹ State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

² School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Detonation-driven shock tunnels are ground-based test facilities used to generate hypersonic and high-enthalpy test flows. They are usually divided into forward detonation-driven (FDD) shock tunnel and backward detonation-driven (BDD) shock tunnel. Aiming at avoiding the deficiency of the driving mode, either FDD or BDD, a new bidirectional detonation driving (BiDD) technique is proposed in this paper. Two test flows of medium enthalpy and high enthalpy are realized at the same time in one running of BiDD by synchronously using the high-energy wave front and the steady section following the end of Taylor expansion wave of a detonation. In this paper, the key wave dynamic processes in a BiDD shock tunnel are simulated and analyzed by using the numerical algorithms for high-temperature thermo-chemically reacting flow. The numerical results indicate that the proposed BiDD driving technique is feasible. In addition, the state adjustments of the BDD and FDD subsections are relatively independent, which can cover the cross-flow-regime test capacity of total enthalpies between medium and high levels.

high-enthalpy test flow, bidirectional detonation driver, shock tunnel, thermo-chemically reactive flow, tailored interface condition

doi: [10.1360/SST-2022-0069](https://doi.org/10.1360/SST-2022-0069)