



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111693247 B

(45) 授权公告日 2021.04.20

(21) 申请号 202010572496.5

(22) 申请日 2020.06.22

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 111693247 A

(43) 申请公布日 2020.09.22

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所  
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 胡宗民 韩桂来 韩子健 彭俊

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11390  
代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.  
G01M 9/04 (2006.01)  
B64F 5/60 (2017.01)

(56) 对比文件

CN 108036918 A, 2018.05.15

CN 102407947 A, 2012.04.11

US 3739634 A, 1973.06.19

CN 107024355 A, 2017.08.08

姜宗林等. 高超声速激波风洞研究进展.《力学进展》.2009,第39卷(第6期),  
陈宏等. 用双爆轰驱动的激波管技术.《第十届全国激波与激波管学术讨论会论文集》.2002,

审查员 杜娟

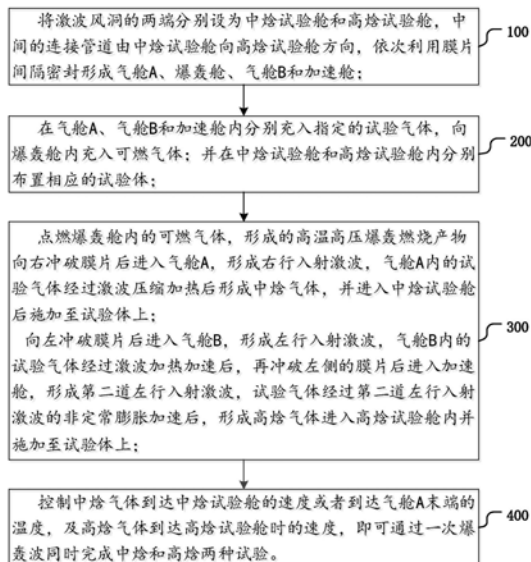
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动方法

(57) 摘要

本发明公开一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动技术,将激波风洞的两端分别设为中焓试验舱和高焓试验舱,向爆轰舱内充入可燃气体点燃后形成的高温高压爆轰燃烧产物向右冲破膜片后形成右行入射激波,经过激波压缩加热后形成中焓气体施加至试验体上;向左冲破膜片后形成左行入射激波,经过加热加速后最终形成高焓气体进入高焓试验舱内并施加至试验体上;通过一次爆轰波同时完成中焓和高焓两种试验。本发明在激波风洞爆轰时,利用反向爆轰驱动的优点实现了中焓试验气流,同时利用正向爆轰驱动优点实现高焓试验气流,避免了冲击破坏和气体浪费,增强了试验过程的安全性并节约了运行成本。



1. 一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤100,将激波风洞的两端分别设为中焓试验舱和高焓试验舱,中间的连接管道由中焓试验舱向高焓试验舱方向,依次利用膜片间隔密封形成气舱A、爆轰舱、气舱B和加速舱;

步骤200,在气舱A、气舱B和加速舱内分别充入指定的试验气体,向爆轰舱内充入可燃气体;并在中焓试验舱和高焓试验舱内分别布置相应的试验体;

步骤300,点燃爆轰舱内的可燃气体,形成的高温高压爆轰燃烧产物向右冲破膜片后进入气舱A,形成右行入射激波,气舱A内的试验气体经过激波压缩加热后形成中焓气体,并进入中焓试验舱后施加至试验体上;

向左冲破膜片后进入气舱B,形成左行入射激波,气舱B内的试验气体经过激波加热加速后,再冲破左侧的膜片后进入加速舱,形成第二道左行入射激波,试验气体经过第二道左行入射激波的非定常膨胀加速后,形成高焓气体进入高焓试验舱内并施加至试验体上;

步骤400,控制中焓气体到达中焓试验舱的速度或者到达气舱A末端的温度,及高焓气体到达高焓试验舱时的速度,即可通过一次爆轰波同时完成中焓和高焓两种试验;

中焓气体进入中焓试验舱时的温度 $T_5$ 计算方式如下:

$$T_5 = p_{52} \frac{p_{52} + \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} T_{21} \times T_1}{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} p_{52} + 1} \quad (1)$$

$$p_{52} = \frac{p_5}{p_2} = \frac{2\gamma_1(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 4\gamma_1(\gamma_1 - 1)}{2\gamma_1(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 4\gamma_1} \quad (1.1)$$

$$T_{21} = \frac{T_2}{T_1} = \frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \quad (1.2)$$

其中, $T_1$ 和 $\gamma_1$ 代表所述气舱A中试验气体初始充填状态下的已知温度和比热比, $M_s$ 是入射激波运动马赫数, $p_2$ 为可燃气体进入气舱A后位于入射激波后的区域压力, $p_5$ 为中焓气体进入中焓试验舱时的压力; $T_1$ 和 $T_2$ 分别为气舱A和爆轰舱的初始温度。

2. 根据权利要求1所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述中焓气体的焓值取值范围为4.5~12.5MJ/kg,对应试验气流的速度范围为3000~5000m/s;所述高焓气体的焓值的取值范围为12.5~50MJ/kg,对应气流速度范围为5000~10000m/s。

3. 根据权利要求1所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述中焓气体达到中焓试验舱的试验有效时间 $\Delta t_1$ 的最大值取决于反射激波进入气舱A时的界面缝合条件,可燃气体产生的膨胀波的波尾到达时间,界面缝合条件的计算公式如下:

$$\frac{a_4}{a_1} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \times \left\{ \left[ \frac{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2}{2\gamma_1(M_s^2 - 1)} \right] \times \left[ \gamma_4^2 + \frac{\gamma_1 \gamma_4 (\gamma_4 + 1) (M_s^2 - 1)}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} \right]^{0.5} + \frac{\gamma_4 - 1}{2} \right\} \quad (2)$$

其中,变量 $a_1$ 和 $\gamma_1$ 代表所述气舱A内试验气体的声速和比热比, $a_4$ 和 $\gamma_4$ 代表爆轰舱中可燃气体爆轰产物的声速和比热比, $M_s$ 代表入射激波的运动马赫数。

4. 根据权利要求3所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述爆轰舱的声速 $a_4$ 计算过程为:首先确定可燃气体的组分及各组分的百分比,然后通过一维爆轰反应流动数值方法计算出各组分数量与声速 $a_4$ 的关系,即可得到声速 $a_4$ 。

5. 根据权利要求4所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述爆轰舱内初始可燃气体的压力 $P_{4i}$ 由可燃气体点燃后的压力 $P_4$ 计算得到,压力 $P_4$ 的计算公式如下:

$$p_4 = \left[ 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \left( \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} M_s^2 - \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \right) \times p_1 \quad (3)$$

然后根据 $P_4$ ,通过一维爆轰反应流动数值方法即可反演计算出压力 $P_{4i}$ 值, $P_1$ 为内部实验气体的初始压强。

6. 根据权利要求5所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

高焓气体到达高焓试验舱的试验有效时间 $\Delta t_2$ 的计算过程如下:

$$\Delta t_2 = \frac{L}{V_{SEW}} - \frac{L}{V_{SCS}}$$

其中, $V_{SCS}$ 为可燃气体爆轰产物推动下的气舱B中的试验气体进入加速舱时的速度, $V_{SEW}$ 为左行入射激波进入加速舱后的第二道非定常膨胀波波尾传播速度, $L$ 为高焓试验舱到气舱B和加速舱之间膜片的距离。

7. 根据权利要求1所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述气舱A与所述中焓试验舱的连接端为先收缩后扩张的收缩-扩张段,所述加速舱与所述高焓试验舱的连接端为直接扩张的敞口。

8. 根据权利要求1所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

点火位置靠近所述爆轰舱与所述气舱A之间的膜片处。

9. 根据权利要求1所述的双向爆轰驱动方法,其特征在于,

所述加速舱内为处于真空状态下的空气,所述气舱B和气舱A内为空气。

## 一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及风洞试验领域,具体涉及一种能够在一次高焓激波风洞试验中同时产生中焓与高焓两种高超声速试验气流的双向爆轰驱动技术。

### 背景技术

[0002] 高焓激波风洞是产生高速高温气流的试验设备,用于高超声速飞行器性能试验。爆轰驱动激波风洞是高焓激波风洞的一种,它利用可燃气体的受控爆轰燃烧来驱动和压缩试验气体,并通过喷管膨胀产生高焓试验气流。

[0003] 根据爆轰波起始位置的不同,爆轰驱动可分为正向爆轰驱动(FDD)及反向爆轰驱动(BDD)两种方式。正向爆轰驱动(FDD)一般在驱动段的上游末端起爆,其利用爆轰波高速运动的高温高压阵面(DF)作为驱动端,驱动能力强,适合产生高焓试验气流。但是受Taylor稀疏波的干扰,驱动能力随时间衰减;同时,爆轰波尾部静止的平稳端被浪费掉。

[0004] 反向驱动方式(BDD)一般在驱动段的下游末端起爆,其利用爆轰波尾部静止的平稳端作为驱动端,适用于产生中焓试验气流。但是,爆轰波正向阵面(DF)的强驱动能力不但被浪费掉,而且由于爆轰波传播到驱动段上游末端后,其反射形成的超高压高温环境会给风洞运行带来不安全因素,因此需要在到驱动段上游末端添加卸爆管,以减缓冲击。

[0005] 除了FDD和BDD两种主要的爆轰驱动模式,还有双爆轰驱动模式,即用两套爆轰驱动段驱动同一段试验气体,一般有正向+正向爆轰驱动(F+FDD)或反向+正向爆轰驱动(B+FDD)。双爆轰驱动模式可以增强驱动能力或平稳性,但都是只利用爆轰波的一部分气体——正向阵面或者尾部平稳端,而另一部分气体被浪费掉,而且B+FDD驱动模式的爆轰波反射冲击更为严重。

### 发明内容

[0006] 本文发明的目的是提供一种能够在一次高焓激波风洞试验中同时产生中焓与高焓两种高超声速试验气流的双向爆轰驱动技术。

[0007] 具体地,本发明提供一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动技术,包括如下步骤:

[0008] 步骤100,将激波风洞的两端分别设为中焓试验舱和高焓试验舱,中间的连接管道由中焓试验舱向高焓试验舱方向,依次利用膜片间隔密封形成气舱A、爆轰舱、气舱B和加速舱;

[0009] 步骤200,在气舱A、气舱B和加速舱内分别充入指定的试验气体,向爆轰舱内充入可燃气体;并在中焓试验舱和高焓试验舱内分别布置相应的试验体;

[0010] 步骤300,点燃爆轰舱内的可燃气体,形成的高温高压爆轰燃烧产物向右冲破膜片后进入气舱A,形成右行入射激波,气舱A内的试验气体经过激波压缩加热后形成中焓气体,并进入中焓试验舱后施加至试验体上;

[0011] 向左冲破膜片后进入气舱B,形成左行入射激波,气舱B内的试验气体经过激波加热加速后,再冲破左侧的膜片后进入加速舱,形成第二道左行入射激波,试验气体经过第二

道左行入射激波的非定常膨胀加速后,形成高焓气体进入高焓试验舱内并施加至试验体上;

[0012] 步骤400,控制中焓气体到达中焓试验舱的速度或者到达气舱A末端的温度,及高焓气体到达高焓试验舱时的速度,即可通过一次爆轰波同时完成中焓和高焓两种试验。

[0013] 在本发明的一个实施方式中,所述中焓气体的焓值取值范围为4.5~12.5MJ/kg,对应试验气流的速度范围为3000~5000m/s;所述高焓气体的焓值的取值范围为12.5~50MJ/kg,对应气流速度范围为5000~10000m/s。

[0014] 3.根据权利要求2所述的双向爆轰驱动技术,其特征在于,

[0015] 中焓气体进入中焓试验舱时的温度 $T_5$ 计算方式如下:

$$[0016] \quad T_5 = p_{s2} \frac{p_{s2} + \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1}}{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} p_{s2} + 1} T_{21} \times T_1 \quad (1)$$

$$[0017] \quad p_{s2} = \frac{p_5}{p_2} = \frac{2\gamma_1(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 4\gamma_1(\gamma_1 - 1)}{2\gamma_1(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 4\gamma_1} \quad (1.1)$$

$$[0018] \quad T_{21} = \frac{T_2}{T_1} = \frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \quad (1.2)$$

[0019] 其中, $T_1$ 和 $\gamma_1$ 代表所述气舱A中试验气体初始充填状态下的已知温度和比热比, $M_s$ 是入射激波运动马赫数, $p_2$ 为可燃气体进入气舱A后位于入射激波后的区域压力, $p_5$ 为中焓气体进入中焓试验舱时的压力; $T_1$ 和 $T_2$ 分别为爆轰舱和气舱A的初始温度。

[0020] 在本发明的一个实施方式中,所述中焓气体达到中焓试验舱的试验有效时间 $\Delta t_1$ 的最大值取决于反射激波进入气舱A时的界面缝合条件,可燃气体产生的膨胀波的波尾到达时间,界面缝合条件的计算公式如下:

$$[0021] \quad \frac{a_4}{a_1} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \times \left\{ \left[ \frac{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2}{2\gamma_1(M_s^2 - 1)} \right] \times \left[ \gamma_4^2 + \frac{\gamma_1 \gamma_4 (\gamma_4 + 1)(M_s^2 - 1)}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} \right]^{0.5} + \frac{\gamma_4 - 1}{2} \right\} \quad (2)$$

[0022] 其中,变量 $a_1$ 和 $\gamma_1$ 代表所述气舱A内试验气体的声速和比热比, $a_4$ 和 $\gamma_4$ 代表爆轰舱中可燃气体爆轰产物的声速和比热比, $M_s$ 代表入射激波的运动马赫数。

[0023] 在本发明的一个实施方式中,所述爆轰舱的声速 $a_4$ 计算过程为:首先确定可燃气体的组分及各组分的百分比,然后通过一维爆轰反应流动数值方法计算出各组分数量与声速 $a_4$ 的关系,即可得到声速 $a_4$ 。

[0024] 在本发明的一个实施方式中,所述爆轰舱内初始可燃气体的压力 $P_{4i}$ 由可燃气体点燃后的压力 $P_4$ 计算得到,压力 $P_4$ 的计算公式如下:

$$[0025] \quad p_4 = \left[ 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{-\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \left( \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} M_s^2 - \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \right) \times p_1 \quad (3)$$

[0026] 然后根据 $P_4$ ,通过一维爆轰反应流动数值方法即可反演计算出压力 $P_{4i}$ 值。

[0027] 在本发明的一个实施方式中,高焓气体到达高焓试验舱的试验有效时间 $\Delta t_2$ 的计

算过程如下：

$$[0028] \quad \Delta t_2 = \frac{L}{V_{SEW}} - \frac{L}{V_{SCS}}$$

[0029] 其中,  $V_{SCS}$  为可燃气体爆轰产物推动下的气舱B中的试验气体进入加速舱时的速度,  $V_{SEW}$  为左行入射激波进入加速舱后的第二道非定常膨胀波波尾传播速度,  $L$  为高焓试验舱到气舱B和加速舱之间膜片的距离。

[0030] 在本发明的一个实施方式中, 所述气舱A与所述中焓试验舱的连接端为先收缩后扩张的收缩-扩张段, 所述加速舱与所述高焓试验舱的连接端为直接扩张的敞口。

[0031] 在本发明的一个实施方式中, 点火位置靠近所述爆轰舱与所述气舱A之间的膜片处。

[0032] 在本发明的一个实施方式中, 所述加速舱内为处于真空状态下的空气, 所述气舱B和气舱A内为空气。

[0033] 本发明在激波风洞爆轰时, 利用反向爆轰驱动的优点实现了中焓试验气流, 同时利用正向爆轰驱动优点实现高焓试验气流, 避免了冲击破坏和气体浪费, 增强了试验过程的安全性并节约了运行成本。

[0034] 利用单次试验同时进行两种试验, 使试验效率提高一倍, 可以满足高超声速飞行器在飞行包络上多点多状态的地面验证试验。而且在运行过程中, 中焓和高焓试验气流的初始充填参数相互独立, 易于控制; 此外, 高焓试验气流的结构部分, 在功能上可以对驱动段爆轰波阵面起到卸压作用, 有利于提高中焓试验气流的总压  $P_5$ , 足以克服传统反向爆轰驱动(BDD) 激波风洞总压难以提高的缺陷。

## 附图说明

[0035] 图1是本发明一个实施方式的双向爆轰驱动技术流程图;

[0036] 图2是本发明一个实施方式的激波风洞结构示意图;

[0037] 图3是本发明一个实施方式的激波风洞内流动分区与  $t-x$  波图。

## 具体实施方式

[0038] 以下通过具体实施例及附图对本方案做进一步的详细说明。

[0039] 如图1所示, 在本发明的一个实施方式中公开一种爆轰驱动激波风洞的双向爆轰驱动技术, 包括如下步骤:

[0040] 步骤100, 将激波风洞的两端分别设为中焓试验舱和高焓试验舱, 中间的连接管道由中焓试验舱向高焓试验舱方向, 依次利用膜片间隔密封形成气舱A、爆轰舱、气舱B和加速舱;

[0041] 具体的激波风洞结构如图2所示, 气舱A、爆轰舱、气舱B和加速舱分别具备一定长度, 该长度由实验要求确定, 其中各段之间的膜片可以密封隔绝各段, 使各段内能够保持独立的压力、温度和气体类型; 此外, 膜片会在可燃气体爆轰或其所形成入射激波的作用下破碎。

[0042] 其中的T1~T4分别为气舱A、爆轰舱、气舱B和加速舱; M1~M4为各段之间的膜片; N1和N2分别为气舱A与中焓试验舱的连接端, 加速舱与高焓试验舱的连接端, 其中连接端N1

为先收缩后扩张的收缩-扩张结构,该结构可以提高出口后中焓气体的速度,连接端N2为直接扩张的敞口结构,该结构能够保持输出的高焓气体速度逐步加快,不会产生阻塞现象。

[0043] 以下的描述中,以左侧作为高焓试验舱方向,以右侧作为中焓试验舱方向。

[0044] 步骤200,在气舱A、气舱B和加速舱内分别充入指定的试验气体,向爆轰舱内充入可燃气体;并在中焓试验舱和高焓试验舱内分别布置相应的试验体;

[0045] 这里的可燃气体可以是氢氧混合气体,或其它能够燃烧的气体。而试验气体则根据试验需求选择,通常为空气。加速舱需要抽成真空状态。

[0046] 步骤300,点燃爆轰舱内的可燃气体,形成的高温高压爆轰燃烧产物向右冲破膜片后进入气舱A,形成右行入射激波,气舱A内的试验气体经过激波压缩加热后形成中焓气体,并进入中焓试验舱后施加至试验体上;

[0047] 向左冲破膜片后进入气舱B,形成左行入射激波,气舱B内的试验气体经过激波加热加速后,再冲破左侧的膜片后进入加速舱,形成第二道左行入射激波,试验气体经过第二道左行入射激波的非定常膨胀加速后,形成高焓气体进入高焓试验舱内并施加至试验体上;

[0048] 图3为点燃可燃气体后其在激波风洞内的流动分区与t-x波图,为方便理解,以下以图3中所示各种标号作为描述对象,对具体的中焓气体和高焓气体动作过程进行说明。

[0049] 爆轰舱为流动分区中的④区,可燃气体的初始压强为 $P_{4i}$ ;气舱A和气舱B分别作为①区和⑦区,两者内部实验气体的初始压强分别为 $P_1$ 和 $P_7$ ,加速舱作为⑧区,内部真空空气的压强为 $P_8$ 。点火位置设置在爆轰舱靠近与气舱A的间隔膜片M2处,这样的设置可以产生双向爆轰驱动,即,向右产生反向爆轰驱动,其驱动参数平稳,向左产生正向爆轰驱动,其驱动能力更强。

[0050] 点火起爆之后,由于爆轰波只向一个方向传播,即向左或者气舱B方向,为正向爆轰驱动。向右传播的是通过Taylor稀疏波后达到的平稳端,为反向爆轰驱动。因此,气舱B方向传播的爆轰波DW,其波阵面压强为 $P_{vN}$ ;Taylor稀疏波(TEW)后的驱动气体对应的流动分区为图中的④区,其在压强 $P_4$ 作用下冲破膜片M2,进入气舱A,对气舱A内的试验气体进行压缩和推动,在气舱A内形成一道向右传播的入射激波ISW,其运动马赫数为 $M_s$ ,波阵面后气体流动分区为图中②区,产生的气体压强为 $P_2$ 。流动分区②的区尾部是驱动气体和试验气体的分界面CS,分界面CS之后的流动分区为图中③区。流动分区③区和流动分区④区之间由膨胀波EW过渡。

[0051] 当入射激波到达膜片M1处时发生反射,形成左行的反射激波RSW,在气舱A内逆气流运动方向传播,再次压缩其中的试验气体,此时的试验气体是经过入射激波和反射激波两次压缩加热后的静止高温高压气体,其在图中表示为⑤区,其温度和压力分别为 $T_5$ 、 $P_5$ ,然后经过连接端N1膨胀加速后获得所需的中焓气流,然后进入中焓试验舱,其焓值 $H_5$ 与流动分区⑤内的温度 $T_5$ 成正比。

[0052] 同时,当爆轰波DW向左传播并冲破膜片M3时,阵面DF驱动气体向气舱B内膨胀,压缩图中⑦区所示的试验气体,并在气舱B中形成一道左行激波PSW,该激波后的流动分区为图中的⑨区。流动分区⑨后是接触面PCS,接触面PCS随流动分区⑨同速运动。当左行激波PSW运动到膜片M4并将其冲破后,在加速舱中形成第二道左行激波SSW,第二道左行激波SSW比第一道左行激波PSW强度更高。第二道左行激波SSW一方面压缩加速舱中的真空气体,另

一方面对气舱B中的试验气体进行非定常膨胀加速。压缩真空气体和膨胀加速的试验气体之间由图中的接触面SCS分开,接触面SCS后的流动分区表示为图中的⑩区,即进入高焓试验舱中的高焓气流,其速度为 $V_{10}$ ,其焓值 $H_{10}$ 与该区气流速度值的平方成正比。流动分区⑨区和流动分区⑩区通过膨胀波SEW过渡。

[0053] 步骤400,控制中焓气体到达中焓试验舱的速度或者到达气舱A末端的温度,及高焓气体到达高焓试验舱时的速度,即可通过一次爆轰波同时完成中焓和高焓两种试验。

[0054] 本实施方式中同时产生两种试验气流,其目标之一就是同时实现气动实验需求的中焓值 $H_5$ 试验气流和高焓值 $H_{10}$ 试验气流,或者说实现满足试验需求的流动分区⑤区中静止气体的温度 $T_5$ ,和流动分区⑩区中高速运动的高焓气流的速度 $V_{10}$ 。另外一个目标是保证足够长的中焓和高焓的有效试验时间 $\Delta t_1$ 、 $\Delta t_2$ ,以满足试验模型流场建立和测量传感器响应的的需求。此处,定义中焓试验气流的焓值 $H_5$ 取值范围为4.5~12.5MJ/kg,对应试验气流速度范围为3000~5000m/s;高焓试验气流的焓值 $H_{10}$ 的范围为12.5~50MJ/kg,对应气流速度范围为5000~10000m/s。

[0055] 流动分区⑤区中静止气体的温度 $T_5$ 由应用公式(1)确定,

$$[0056] \quad T_5 = p_{s2} \frac{p_{s2} + \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1}}{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} p_{s2} + 1} T_{21} \times T_1 \quad (1)$$

$$[0057] \quad p_{s2} = \frac{p_5}{p_2} = \frac{2\gamma_1(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 4\gamma_1(\gamma_1 - 1)}{2\gamma_1(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 4\gamma_1} \quad (1.1)$$

$$[0058] \quad T_{21} = \frac{T_2}{T_1} = \frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \quad (1.2)$$

[0059] 通过公式1.1和1.2可计算出公式(1)中的两个待算变量,其中, $T_1$ 和 $\gamma_1$ 代表流动分区①区试验气体初始充填状态下的温度和比热比,是已知参数,因此,流动分区⑤区气体温度 $T_5$ 是入射激波ISW运动马赫数 $M_s$ 的函数。实际试验中,可以根据试验需求的中焓值 $H_5$ 确定 $T_5$ ,然后根据公式(1)来确定所要求的入射激波马赫数 $M_s$ 。

[0060] 中焓试验气流有效试验时间 $\Delta t_1$ 的最大值取决于两个条件,第一个条件是反射激波RSW遇到分界面CS后,完全透射而不产生任何反射波,从而使得分界面CS静止下来,分界面CS变为一条竖直的线,即如图3中所示,此种情况即界面缝合条件。第二个条件是膨胀波EW的波尾到达的时间。

[0061] 界面缝合条件由流动分区①区和流动分区④区的热力学参数决定,即下述公式(2), (2)式中的变量 $a_1$ 和 $\gamma_1$ 代表流动分区①区中气体的声速和比热比, $a_4$ 和 $\gamma_4$ 代表流动分区④区中可燃气体爆轰产物的声速和比热比, $M_s$ 代表入射激波ISW的运动马赫数;

$$[0062] \quad \frac{a_4}{a_1} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \times \left\{ \left[ \frac{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2}{2\gamma_1(M_s^2 - 1)} \right] \times \left[ \gamma_4^2 + \frac{\gamma_1 \gamma_4 (\gamma_4 + 1) (M_s^2 - 1)}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} \right]^{0.5} + \frac{\gamma_4 - 1}{2} \right\} \quad (2)$$

[0063] 气舱A内试验气体的初始充填参数 $p_1$ 给定时,并且 $a_4$ 和 $M_s$ 这两个参数分别由公式(2)和(1)确定下来后,就可以根据下述公式(3)来确定流动分区④区的压强 $P_4$ :



$$[0064] \quad p_4 = \left[ 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left( M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \left( \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} M_s^2 - \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \right) \times p_1 \quad (3)$$

[0065] 然后中焓试验气流的焓值和有效试验时间的确定可通过调整流动分区④区中的气体声速 $a_4$ ，来满足公式(1)和(2)的计算。

[0066] 流动分区④区中气体为爆轰舱内可燃气体发生爆轰反应后的燃烧产物，以氢气和空气为例，其成分主要包含水蒸汽 $H_2O$ 、氮气 $N_2$ 、以及少量未反应的氧气 $O_2$ 、氢气 $H_2$ 和其它中间粒子，声速 $a_4$ 就由这些成分的比例来确定。这些成分可以通过爆轰舱内初始可燃气体的构成( $\xi H_2 + \zeta O_2 + \eta N_2$ )来调整，即三种气体的组分构成百分数( $\xi, \zeta, \eta$ )， $\xi + \zeta + \eta = 1$ 。关于 $a_4$ 和参数( $\xi, \zeta, \eta$ )数量关系，可以通过一维爆轰反应流动数值方法来计算。这个过程同时可以根据压强 $P_4$ 的数值来反算得到爆轰舱内可燃气体的初始压强 $P_{4i}$ 。

[0067] 爆轰舱内初始充入的可燃气体状态(压强 $P_{4i}$ 和组分构成 $\xi, \zeta, \eta$ )确定后，流动分区⑩区中气流的速度 $V_{10}$ ，即高焓气流的速度可以通过调整气舱B与加速舱内的初始压强来实现，即 $P_7$ 和 $P_8$ 。可以看出，这一高焓气流状态的调整并不影响中焓气流，两者可以独立调整，此为本实施方式的特点之一。

[0068] 高焓气流的有效试验时间 $\Delta t_2$ ，由接触面SCS的运动速度 $V_{SCS}$ 以及膨胀波SEW波尾传播速度 $V_{SEW}$ 来确定，即 $\Delta t_2 = \frac{L}{V_{SEW}} - \frac{L}{V_{SCS}}$ ，其中， $V_{SCS}$ 为可燃气体爆轰产物推动下的气舱B中

的试验气体进入加速舱时的速度， $V_{SEW}$ 为左行入射激波进入加速舱后的第二道非定常膨胀波波尾传播速度，式中 $L$ 为高焓试验舱到膜片M4的距离。三个速度值 $V_{10}$ ， $V_{SEW}$ 以及 $V_{SCS}$ 与初始充气参数、组分构成( $\xi, \zeta, \eta$ )、压强( $P_{4i}$ 、 $P_7$ 、 $P_8$ )的数量关系，可以通过高焓热化学反应流动数值方法来计算。

[0069] 本实施方式在激波风洞爆轰时，利用反向爆轰驱动的优点实现了中焓试验气流，同时利用正向爆轰驱动优点实现高焓试验气流，避免了冲击破坏和气体浪费，增强了试验过程的安全性并节约了运行成本。

[0070] 利用单次试验同时进行两种试验，使试验效率提高一倍，可以满足高超声速飞行器在飞行包络上多点多状态的地面验证试验。而且在运行过程中，中焓和高焓试验气流的初始充填参数相互独立，易于控制；此外，高焓试验气流的结构部分，在功能上可以对驱动段爆轰波阵面起到卸压作用，有利于提高中焓试验气流的总压 $P_5$ ，足以克服传统反向爆轰驱动(BDD)激波风洞总压难以提高的缺陷。

[0071] 至此，本领域技术人员应认识到，虽然本文已详尽示出和描述了本发明的多个示例性实施例，但是，在不脱离本发明精神和范围的情况下，仍可根据本发明公开的内容直接确定或推导出符合本发明原理的许多其他变型或修改。因此，本发明的范围应被理解和认定为覆盖了所有这些其他变型或修改。

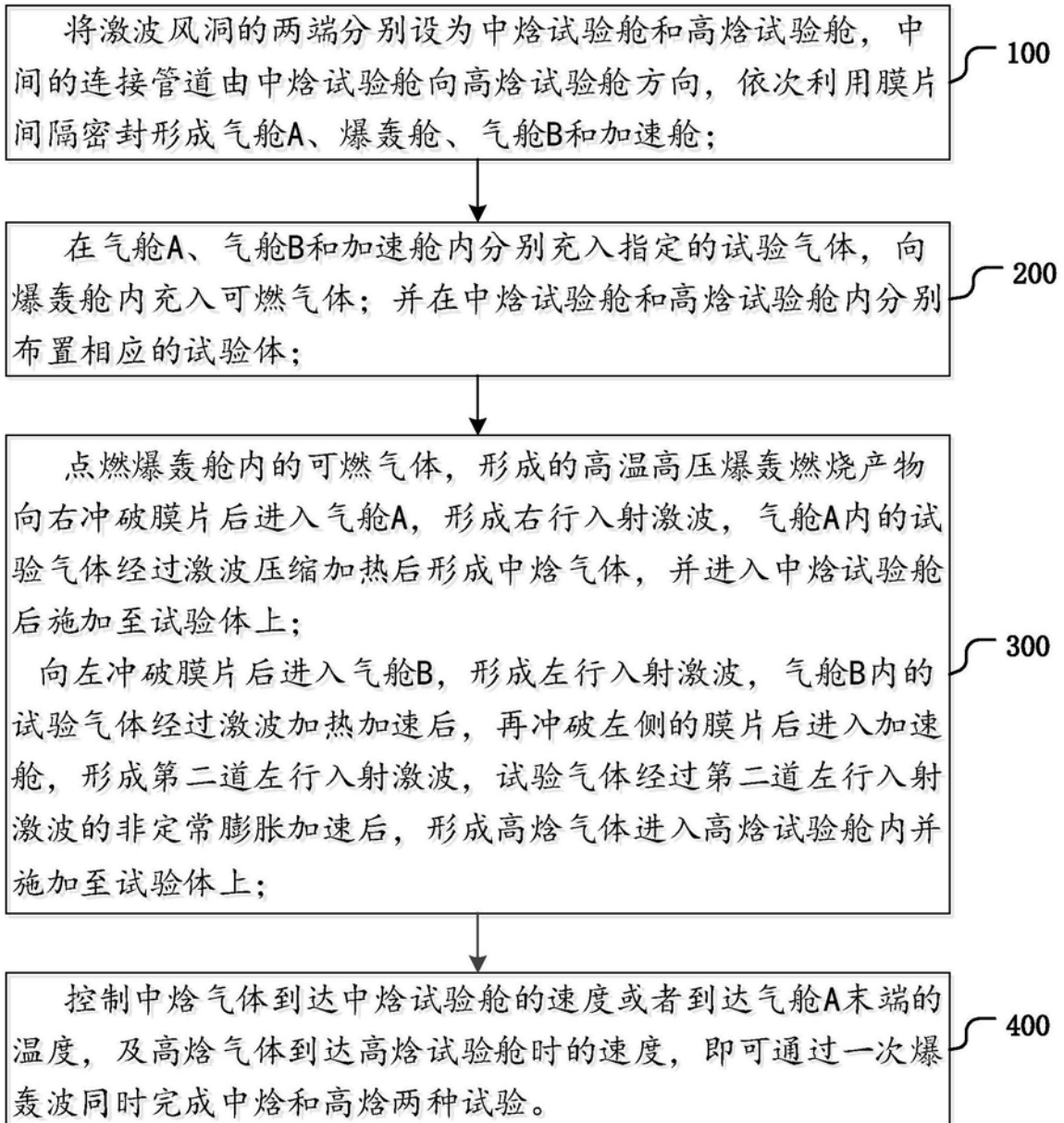


图1

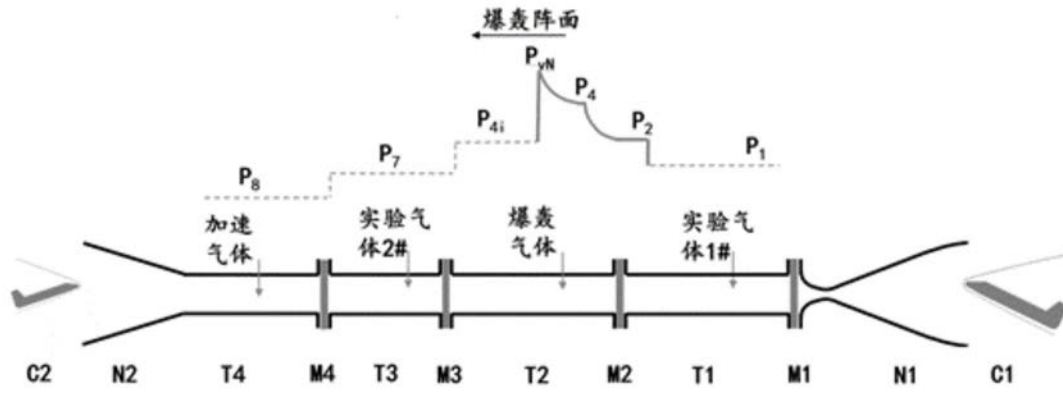


图2

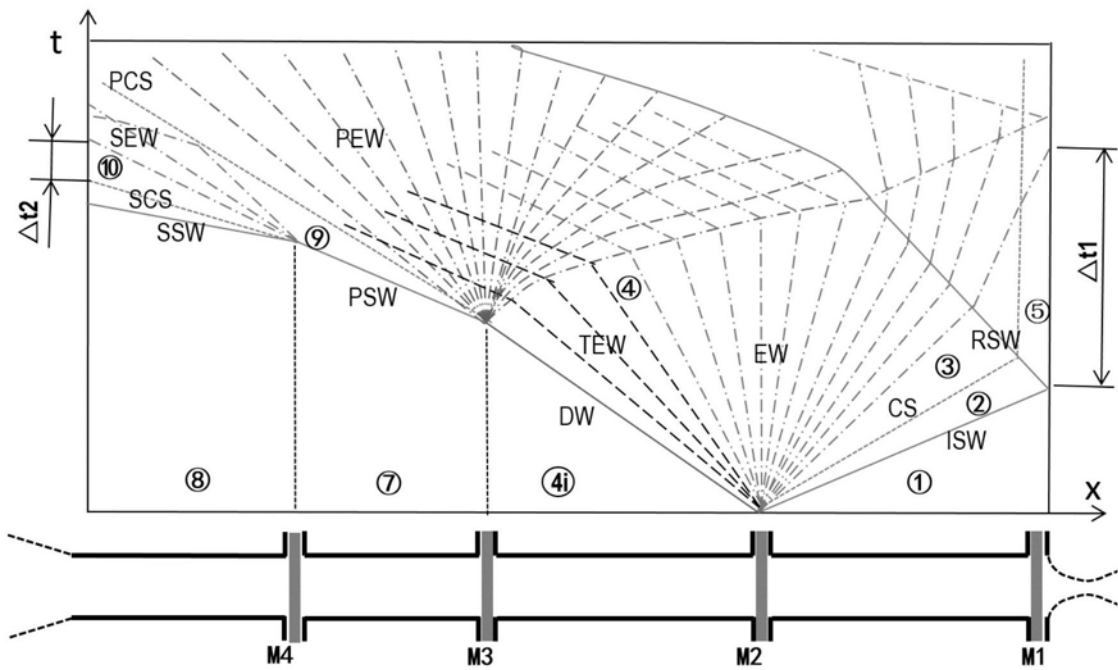


图3