



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113375889 B

(45) 授权公告日 2022.10.11

(21) 申请号 202110529954.1

G01M 9/06 (2006.01)

(22) 申请日 2021.05.14

审查员 李莎

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 113375889 A

(43) 申请公布日 2021.09.10

(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 李龙 吴松 栗继伟 喻江 汪球 赵伟

(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  
专利代理师 胡剑辉

(51) Int. Cl.  
G01M 9/02 (2006.01)

权利要求书2页 说明书13页 附图1页

(54) 发明名称

用于激波风洞的热喷流实验方法

(57) 摘要

本发明公开了一种用于激波风洞的热喷流实验方法,所述热喷流实验方法包括:1) 分别控制进入燃烧室内的氢气和空气的气体流量;2) 将燃烧室内的氢气和空气进行点火,点火后产生的燃气通过拉瓦尔喷管加速到超音速形成热喷流气流;其中,所述氢气和空气分别通过气体管道向所述燃烧室内输送,气体流量的控制包括:首先,通过气体减压阀调节所述气体管道中的气体压力;然后,通过音速喷嘴流量计调节气体流量。该热喷流实验方法解决了现有技术中热喷流实验方法存在的装置结构复杂、流量和温度等喷流参数范围有限并且难以控制的技术问题。

分别控制进入燃烧室内的氢气和空气的气体流量。

将燃烧室内的氢气和空气进行点火,点火后产生的燃气通过拉瓦尔喷管加速到超音速形成热喷流气流。

1. 一种用于激波风洞的热喷流实验方法,其特征在于:所述热喷流实验方法包括:

1) 分别控制进入燃烧室(30)内的氢气和空气的气体流量;

在步骤1)之前,所述热喷流实验方法还包括:

将燃烧室(30)安装于飞行器模型(32)内,将飞行器模型(32)安装在风洞试验舱(36)内;

接着,将风洞试验舱(36)抽真空;

然后,将燃烧室(30)与气体管路进行连接;

2) 将燃烧室(30)内的氢气和空气进行点火,点火后产生的燃气通过拉瓦尔喷管(31)加速到超音速形成热喷流气流(33);

3) 实验结束,关闭氢气气路中的各种阀门和空气气路中的各种阀门,切断气体供应,燃烧室熄火;

其中,所述氢气和空气分别通过气体管道向所述燃烧室(30)内输送,气体流量的控制包括:首先,通过气体减压阀调节所述气体管道中的气体压力;然后,通过音速喷嘴流量计调节气体流量;

所述气体减压阀为电子减压阀,所述气体减压阀能够通过计算机远程控制;

所述电子减压阀依次通过模拟量输出信号隔离模块(41)、数据控制采集卡(44)和计算机(45)相电连;所述计算机(45)能够预设通过所述电子减压阀后的气体压力值,所述数据控制采集卡(44)能够通过预设的所述气体压力值控制模拟量输出信号隔离模块(41)输出模拟量输出信号(38),所述模拟量输出信号(38)能够控制所述气体减压阀的通断;

所述热喷流实验方法还包括:对进入所述音速喷嘴流量计前的的气体的压力和温度进行检测;

所述热喷流实验方法还包括:启动激波风洞以使得激波管(34)中产生高压气流和激波,风洞喷管(35)将所述高压气流和激波加速至超音速,进入风洞试验舱(36)形成风洞气流(37),所述风洞气流(37)吹至飞行器模型(32)的表面;所述风洞气流(37)、热喷流气流(33)的流动方向相同。

2. 根据权利要求1所述的用于激波风洞的热喷流实验方法,其特征在于:所述热喷流实验方法还包括:对所述气体管道中的气体进行过滤。

3. 根据权利要求1所述的用于激波风洞的热喷流实验方法,其特征在于:所述热喷流实验方法还包括:在所述气体管道中设置单向阀,以防止所述燃烧室(30)内的气流于所述气体管道中流动。

4. 根据权利要求1所述的用于激波风洞的热喷流实验方法,其特征在于:所述热喷流实验方法还包括:将所述气体管道中的第一检测元件和燃烧室(30)中第二检测元件与模拟量输入信号隔离模块(42)电连接以采集所述第一检测元件和第二检测元件检测到的信息,所述第一检测元件和所述第二检测元件各自独立地选自温度检测元件、压力检测元件和气流流量检测元件中的至少一者。

5. 根据权利要求4所述的用于激波风洞的热喷流实验方法,其特征在于:所述热喷流实验方法还包括:通过火花塞(27)对燃烧室(30)内的氢气和空气进行点火;

所述热喷流实验方法还包括:在所述气体管道中设置电磁截止阀以控制氢气和空气的通断;

所述热喷流实验方法还包括:将第三元件与数字量输出信号隔离模块(43)电连接以控制所述第三元件的通断,所述第三元件选自电磁截止阀和火花塞(27)中的至少一者;

所述热喷流实验方法还包括:将所述模拟量输入信号隔离模块(42)和数字量输出信号隔离模块(43)分别与数据控制采集卡(44)相电连,将所述数据控制采集卡(44)和计算机(45)相电连。

## 用于激波风洞的热喷流实验方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及激波风洞领域,具体涉及用于激波风洞的热喷流实验方法。

### 背景技术

[0002] 高超声速飞行器飞行中,发动机内流与外流的耦合以及为实现姿轨控制而产生的喷流,都会产生强烈的激波/激波干扰、激波/边界层干扰以及分离再附等大面积的非定常、非稳定流场,从而对飞行器的气动力、气动热产生很大干扰。而气动热地面试验主要在毫秒量级的激波风洞中进行。瞬态稳定的热喷流气源的产生、毫秒量级内的时序同步以及小尺度模型等难点,导致激波风洞热喷流实验难度极大。

[0003] 2011年,陈雪冬、王发民等人曾通过在风洞窗口接入路德维希管的方法进行激波风洞热喷流试验;但这种方法存在结构复杂,流量和温度等喷流参数范围有限并且难以控制的缺陷。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种用于激波风洞的热喷流实验装置,以解决现有技术中热喷流实验方法存在的装置结构复杂、流量和温度等喷流参数范围有限并且难以控制的技术问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明提供如下述技术方案:

[0006] 一种用于激波风洞的热喷流实验方法,所述热喷流实验方法包括:

[0007] 1) 分别控制进入燃烧室内的氢气和空气的气体流量;

[0008] 2) 将燃烧室内的氢气和空气进行点火,点火后产生的燃气通过拉瓦尔喷管加速到超音速形成热喷流气流;

[0009] 其中,所述氢气和空气分别通过气体管道向所述燃烧室内输送,气体流量的控制包括:首先,通过气体减压阀调节所述气体管道中的气体压力;然后,通过音速喷嘴流量计调节气体流量。

[0010] 作为本发明的一种优选实施方案,所述气体减压阀为电子减压阀,所述气体减压阀能够通过计算机远程控制。

[0011] 作为本发明的一种优选实施方案,所述电子减压阀依次通过输出信号隔离模块、数据控制采集卡和计算机相电连;所述计算机能够预设通过所述电子减压阀后的气体压力值,所述数据控制采集卡能够通过预设的所述气体压力值控制信号隔离模块输出模拟量输出信号,所述模拟量输出信号能够控制所述气体减压阀的通断。

[0012] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:对进入所述音速喷嘴流量计前的气体的压力和温度进行检测。

[0013] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:对所述气体管道中的气体进行过滤。

[0014] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:在所述气体管道

中设置单向阀,以防止所述燃烧室内的气流于所述气体管道中流动。

[0015] 作为本发明的一种优选实施方案,在步骤之前,所述热喷流实验方法还包括:将燃烧室安装于飞行器模型内,将飞行器模型安装在风洞试验舱内;接着,将风洞试验舱抽真空;然后,将燃烧室与气体管路进行连接。

[0016] 作为本发明的一种优选实施方案,在步骤之后,所述热喷流实验方法还包括:启动激波风洞以使得激波管中产生高压气流和激波,风洞喷管将所述高压气流和激波加速至超音速,进入风洞试验舱形成风洞气流,所述风洞气流吹至飞行器模型的表面;所述风洞气流、热喷流气流的流动方向相同。

[0017] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:将所述气体管道中的第一检测元件和燃烧室中第二检测元件与所述模拟量输入信号隔离模块电连接以采集所述第一检测元件检测到的信息,所述第一检测元件和所述第二检测元件各自独立地选自温度检测元件、压力检测元件和气流流量检测元件中的至少一者。

[0018] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:通过火花塞对燃烧室内的氢气和空气进行点火。

[0019] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:在所述气体管道中设置电磁截止阀以控制氢气和空气的通断。

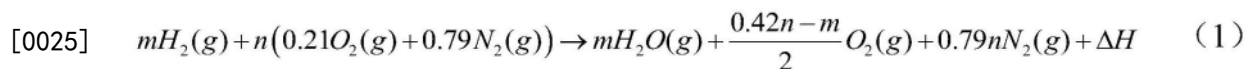
[0020] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:将第三元件与数字量输出信号隔离模块电连接以控制所述第三元件的通断,所述第三元件选自电磁截止阀和火花塞中的至少一者。

[0021] 作为本发明的一种优选实施方案,所述热喷流实验方法还包括:将所述模拟量输入信号隔离模块和数字量输出信号隔离模块分别与数据控制采集卡相电连,将所述数据控制采集卡和计算机相电连。

[0022] 热喷流实验装置采用氧化剂和燃料混合燃烧的方式,在模型内部产生高温高压喷气流,用于研究模型在内外流耦合作用下的力载荷与热载荷,涉及高温气体动力学实验。

[0023] 热喷流实验装置通过热喷流实验台,产生超音速热气喷流,系统的总指标为:流量为0.18kg/s,总温为680K,总压为0.26MPa,出口流速为1.84Ma,单次实验时间为5s。

[0024] 目前,氧化剂一般采用空气,燃料采用氢气,氢气和空气燃烧释热的化学方程式(1)如下:



[0026] 上式中,m和n分别为氢气(H<sub>2</sub>)和空气(0.21O<sub>2</sub>+0.79N<sub>2</sub>)的摩尔数,空气的成分为21%的氧气和79%的氮气组成,g表示气态,H为燃烧反应热。采用不同摩尔数的氢气和空气燃烧反应,可以释放出不同的热量,该热量用于加热燃烧产物,从而产生高温燃气。

[0027] 通常为了表示燃料和氧化剂的配比关系,可以采用氧油比O/F。氧油比O/F为氧化剂(即空气)的质量与燃料(即氢气)的质量比。根据前面的化学反应方程式,可计算得到氧油比如式(2)所示:

$$[0028] \quad O/F = \frac{(32 \times 0.21 + 28 \times 0.79)n}{2m} \quad (2)$$

[0029] 采用化学平衡流软件CEA计算不同氧油比O/F下的氢气空气燃烧情况如下表1所

示:表1中,%f为含油率,即氢气的质量百分数;phi为燃烧当量比,t为燃气总温,单位为K;rho为燃气密度,单位为 $\text{kg}/\text{m}^3$ ;mw为平均分子量;cp为燃气的定压比热;gama为燃气的比热比;son为燃气的声速,单位为 $\text{m}/\text{s}$ 。

[0030] 表1

[0031]

o/f	%f	phi	t (K)	rho ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	mw	cp ( $\text{kJ}/\text{kg} \cdot \text{K}$ )	gam	son (m/s)
685.9	0.15	0.05	470	13.21	28.71	1.04	1.39	435
571.6	0.17	0.06	503	12.32	28.66	1.05	1.38	450
490.0	0.20	0.07	536	11.55	28.61	1.05	1.38	464
428.7	0.23	0.08	568	10.88	28.55	1.06	1.38	477
381.1	0.26	0.09	600	10.28	28.50	1.07	1.37	490
343.0	0.29	0.10	632	9.75	28.45	1.09	1.37	503
311.8	0.32	0.11	663	9.28	28.40	1.10	1.36	515
285.8	0.35	0.12	694	8.85	28.35	1.11	1.36	526
263.8	0.38	0.13	724	8.47	28.30	1.12	1.36	537
245.0	0.41	0.14	754	8.11	28.26	1.13	1.35	548
228.6	0.44	0.15	783	7.79	28.21	1.14	1.35	558
214.4	0.46	0.16	813	7.50	28.16	1.15	1.35	568
201.7	0.49	0.17	841	7.23	28.11	1.16	1.34	578
190.5	0.52	0.18	870	6.98	28.06	1.17	1.34	588
180.5	0.55	0.19	898	6.75	28.01	1.18	1.34	597
171.5	0.58	0.20	926	6.54	27.96	1.19	1.33	606
114.3	0.87	0.30	1189	5.00	27.49	1.28	1.31	686
85.7	1.15	0.40	1427	4.10	27.04	1.36	1.29	753
68.6	1.44	0.50	1643	3.50	26.60	1.45	1.28	809
57.2	1.72	0.60	1841	3.08	26.18	1.54	1.26	858
49.0	2.00	0.70	2021	2.76	25.77	1.64	1.25	902
42.9	2.28	0.80	2186	2.51	25.36	1.75	1.24	941
38.1	2.56	0.90	2335	2.31	24.96	1.90	1.22	975
34.3	2.83	1.00	2451	2.17	24.52	2.18	1.20	1000
31.2	3.11	1.10	2444	2.11	23.85	2.00	1.22	1021
28.6	3.38	1.20	2399	2.09	23.16	1.95	1.23	1030

[0032]	26.4	3.65	1.30	2352	2.07	22.50	1.96	1.24	1038
	24.5	3.92	1.40	2307	2.05	21.88	1.97	1.24	1044
	22.9	4.19	1.50	2262	2.04	21.30	2.00	1.25	1049
	21.4	4.46	1.60	2220	2.02	20.75	2.02	1.25	1055

[0033] 根据上表中的数据,可以通过配比氢气和空气的质量流量,设计出任意温度的燃气。为了保证实验安全,防止多余的氢气爆炸,热喷流装置采用富空气、贫氢气的设计,即采用少量的氢气和大量的空气;这样燃烧当量比小于1,产物中仅剩水、氧气和氮气,氢气被完全燃烧,燃气中没有氢气,确保安全。根据表格中的数据,可以取当量比0.05-0.9的范围,氧油比O/F为685.9-38.1,总温在470K-2335K之间。

[0034] 为了得到设定温度的热喷流气体,需要精确控制氢气和空气的质量流量,本发明采用音速喷嘴流量计控制和测量气体流量。音速喷嘴流量计的原理是:当喷嘴下游压力低于上游压力的1/2时,喷嘴喉道处的气流为音速,马赫数是1,此时流过流量计的气流质量流量只和流量计上游的总压、总温、喉道面积、气体介质有关,与流量计下游的压力无关。该流量计能够防止下游的燃烧室点火前后的压力变化对上游的气体流场产生影响。该流量计应用于气体,假设管道中的介质分子量为M,质量流量为Q(单位kg/s),温度为T1,根据准一维的气体动力学知识,气体经过喷管的等熵压缩扩张后,如果音速喷嘴前的总压P1和音速喷嘴后的背压P2的关系满足式(3):

$$[0035] \quad P_2 < 0.5P_1 \quad (1)$$

[0036] 那么喉道处的气体速度为音速。此时,根据准一维气体动力学知识,容易得到气体的质量流量计算公式为式(4):

$$[0037] \quad Q = \alpha \frac{P_1 A}{\sqrt{T_1}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

[0038] 上式中, $\alpha$ 为流量计的流量系数,是一个需要标定的常数, $\gamma$ 为比热比,理想气体的数值为1.4,常温常压下的大部分气体的比热比均为1.4。 $R$ 为气体常数,计算公式为式(5):

$$[0039] \quad R = \frac{8314}{M} \quad (3)$$

[0040] A为流量计的喉道面积,d为流量计的喉道直径,即

$$[0041] \quad A = \frac{1}{4} \pi d^2 \quad (4)$$

[0042] 根据以上计算可以知道,只需要确定了气体的分子量M、流量计的喉道直径d、气体的总温T和气体的总压P,那么气体的流量就能被精确控制。实际上,分子量M在气体种类定了以后是个确定常数,喉道直径也是一个确定的实际加工值,气体的总温T通常为常温,因此仅需要确定气体的总压P,就能够确定所需要的气体流量。而气体的总压P能够通过减压阀精确调节得到,从而得到精确的气体流量。在精确的得到每一路气体流量后,氢气和空气燃烧就能够精确得到燃气的总温,从而达到精确控制热喷流气体的流量和温度控制的效果。

[0043] 上述结果是发明人通过创造性劳动获得的,在此基础上,设计出本发明的用于激

波风洞的热喷流实验方法,其工作原理如下:首先,通过气体减压阀调节所述气体管道中的气体压力,即调控氢气的压力和空气的压力;然后,气体的压力调节完成后,通过音速喷嘴流量计调节气体流量,即调控氢气的气体流量和空气的气体流量;由此,燃烧室内的空气和氢气的流量均能够得以精准控制,那么燃烧室中燃气的总温也得以精准控制,从而达到精确控制热喷流气体的流量和温度控制的效果。

[0044] 由此可见,该热喷流实验方法采用氢气与空气组合燃烧,实现高温气体以超音速从风洞模型喷出。与现有技术相比,本发明具有以下优点:结构简单、安全可靠,稳定性好,流量和温度等喷流参数范围广并且能够精准控制。

## 附图说明

[0045] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地,下面描述中的附图仅仅是示例性的,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0046] 图1为本发明提供的用于激波风洞的热喷流实验方法的流程图;

[0047] 图2为本发明提供的用于激波风洞的热喷流实验方法中使用的实验装置的一种优选实施方式的结构示意图。

[0048] 图中的附图标记分别表示如下:

[0049] 1、氢气源 2、氢气过滤器

[0050] 3、氢气源压力表 4、氢气截止总阀

[0051] 5、氢气排气截止阀 6、氢气减压阀

[0052] 7、氢气减压阀后压力传感器 8、氢气电磁截止阀

[0053] 9、氢气单向阀 10、氢气供给压力传感器

[0054] 11、氢气供给温度传感器 12、氢气流量计

[0055] 13、氢气管道 14、空气源

[0056] 15、空气过滤器 16、空气源压力表

[0057] 17、空气排气截止阀 18、空气截止总阀

[0058] 19、空气减压阀 20、空气减压阀后压力传感器

[0059] 21、空气电磁截止阀 22、空气单向阀

[0060] 23、空气供给温度传感器 24、空气供给温度传感器

[0061] 25、空气流量计 26、空气管道

[0062] 27、火花塞 28、燃烧室压力传感器

[0063] 29、燃烧室温度传感器 30、燃烧室

[0064] 31、拉瓦尔喷管 32、飞行器模型

[0065] 33、热喷流气流 34、激波管

[0066] 35、风洞喷管 36、风洞试验舱

[0067] 37、风洞气流 38、模拟量输出信号

[0068] 39、模拟量输入信号 40、数字量输出信号

[0069] 41、模拟量输出信号隔离模块 42、模拟量输入信号隔离模块



[0070] 43、数字量输出信号隔离模块 44、数据控制采集卡

[0071] 45、计算机。

### 具体实施方式

[0072] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0073] 本发明提供了一种用于激波风洞的热喷流实验方法,如图1所示,所述热喷流实验方法包括:

[0074] 1) 分别控制进入燃烧室30内的氢气和空气的气体流量;

[0075] 2) 将燃烧室30内的氢气和空气进行点火,点火后产生的燃气通过拉瓦尔喷管31加速到超音速形成热喷流气流33;

[0076] 其中,所述氢气和空气分别通过气体管道向所述燃烧室30内输送,气体流量的控制包括:首先,通过气体减压阀调节所述气体管道中的气体压力;然后,通过音速喷嘴流量计调节气体流量。

[0077] 该所述热喷流实验方法可以在如图2所示结构的装置中进行,所述热喷流实验装置包括两个气体管道(即氢气管道13、空气管道26)、燃烧室30和拉瓦尔喷管31;所述燃烧室30和拉瓦尔喷管31沿着热喷流气流33的喷出方向依次连接,所述氢气管道13、空气管道26分别与所述燃烧室30相连通;沿着氢气的输送方向,所述氢气管道13包括依次连接的氢气源1、氢气减压阀6、氢气流量计12;沿着空气的输送方向,所述空气管道26包括依次连接的空气源14、空气减压阀19和空气流量计25;所述氢气流量计12和所述空气流量计25各自独立地为音速喷嘴流量计。

[0078] 其中,燃烧室30用于氢气和空气混合点火燃烧,产生高温高压的燃气。拉瓦尔喷管31用于将高温高压燃气加速到超音速。热喷流气流33为经过拉瓦尔喷管31加速到超音速的热气流,该气流从模型尾部排出,进入激波风洞试验舱。所述氢气流量计12采用音速喷嘴流量计,该流量计能够在测量氢气流量的同时还能稳定控制流量,防止下游的燃烧室压力变化影响氢气流量。空气流量计25也采用音速喷嘴流量计,该流量计能够在测量空气流量的同时还能稳定控制流量,防止下游的燃烧室压力变化影响空气流量。

[0079] 同时,对氢气源1的结构并不作具体限定,但是为了保证稳定地提供氢气,优选地,氢气源1为氢气气瓶组,通常用1-2瓶40L的氢气钢瓶。

[0080] 在上述实施方式中,空气源14的提供方式可以具有多样,但是为了便于输送和更换,优选地,空气源14为空气气瓶,通常用4瓶40L的空气钢瓶。

[0081] 在上述实施方式中,空气管道26的结构可以具有多样,但是保证空气能够在空气管道26内稳定输送,优选地,空气管道26包括从空气源14出来的连接每个阀门、传感器的管道,该管道为高压管道,采用不锈钢耐压管。管道粗细根据压力管道要求设计,采用 $\phi 20 \times 2$ 规格管道,外径为20mm,壁厚为2mm。

[0082] 此外,对氢气管道13的具体结构也并不作具体限定,但是为了保证氢气能够在氢气管道13内稳定输送,优选地,氢气管道13包括从氢气源1出来的连接每个阀门、传感器的

管道,该管道为高压管道,采用不锈钢耐压管,管道粗细根据压力管道要求设计,采用 $\phi 12 \times 1.5$ 规格管道,外径为12mm,壁厚为1.5mm。

[0083] 在上述方法中,氢气减压阀6和空气减压阀19的具体结构也没有具体的要求,可以为手动机械式减压阀,也可以其他精密度更高的阀门,为了进一步提高精准度,优选地,所述气体减压阀(氢气减压阀6和空气减压阀19中的任一者)为电子减压阀,用于将氢气源1或空气源14的高压减小到设定的压力,所述气体减压阀能够通过计算机远程控制。

[0084] 在上述实施方式中,为了进一步提高气体减压阀控制精准度,优选地,所述电子减压阀依次通过输出信号隔离模块41、数据控制采集卡44和计算机45相电连;所述计算机45能够预设通过所述电子减压阀后的气体压力值,所述数据控制采集卡44能够通过预设的所述气体压力值控制信号隔离模块41输出模拟量输出信号38,所述模拟量输出信号38能够控制所述气体减压阀的通断。由此,可以通过计算机下达指令,控制阀门调节输出需要的压力,更可以通过计算机控制气体减压阀的通断。

[0085] 在本发明中,为了实时监控气体减压阀后的气体的压力,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对进入所述音速喷嘴流量计前的气体的压力和温度进行检测;如所述氢气减压阀6、所述氢气流量计12之间设置有氢气减压阀后压力传感器7;所述空气减压阀19、所述空气流量计25之间设置有空气减压阀后压力传感器20。

[0086] 在本发明中,为了实时监控音速喷嘴流量计前的气体的温度,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对进入所述音速喷嘴流量计前的气体的压力和温度进行检测;如所述氢气减压阀6、所述氢气流量计12之间设置有氢气供给压力传感器10和氢气供给温度传感器11;所述空气减压阀19、所述空气流量计25之间设置有空气供给温度传感器23和空气供给温度传感器24。

[0087] 其中,氢气供给压力传感器10用于测量氢气流量计前的氢气总压,氢气供给温度传感器11用于测量氢气流量计前的氢气总温。其中,为了更好地监测氢气流量计前的温度和压力,所述氢气供给压力传感器10和氢气供给温度传感器11设置于氢气减压阀6、氢气流量计12之间。其中,氢气供给压力传感器10、氢气供给温度传感器11可以采用叠加设置的方式进行。

[0088] 空气供给温度传感器23用于测量空气流量计前的氢气总压;空气供给温度传感器24用于测量空气流量计前的氢气总温;为了更好地监测空气流量计前的温度和压力,所述空气供给温度传感器23和空气供给温度传感器24设置于空气减压阀19、空气流量计25之间。其中,空气供给温度传感器23、空气供给温度传感器24可以采用叠加设置的方式进行。

[0089] 在本发明中,为了保护管道上的截止阀、减压阀等零件,防止气体中的杂质进入阀门,损伤阀门,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对所述气体管道中的气体进行过滤,其中,即氢气管道13中设置氢气过滤器2,空气管道26中设置空气过滤器15。

[0090] 在本发明中,为了防止燃烧室30内的气流返回到气体管道中,规避气体管道内氢气的燃烧爆炸,优选地,在所述气体管道中设置单向阀,以防止所述燃烧室30内的气流于所述气体管道中流动;其中,即氢气管道13中设置氢气单向阀9,空气管道26中设置空气单向阀22。

[0091] 在本发明中,为了实时检测气体源的压力,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对所述气体源的压力进行检测,其中,即氢气管道13中设置氢气源压力表3,空气管道26中

设置空气源压力表16。

[0092] 在本发明中,为了用于打开或者切断气体供应,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对所述气体管道设置总阀门,其中,即氢气管道13中设置氢气截止总阀4,空气管道26中设置空气截止总阀18。

[0093] 在本发明中,为了精确控制气体的通断,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对气体管道设置电磁截止阀,其中,即氢气管道13中设置氢气电磁截止阀8,空气管道26中设置空气电磁截止阀21。氢气电磁截止阀8和空气电磁截止阀21可以与电脑采集卡连接,用于计算机精确控制阀门的通断,保证点火时序,防止爆炸,采用电信号远程控制阀门也可以避免实验过程中的人工操作的危险。

[0094] 在上述基础上,为了更好地发挥各部件的作用,优选地,如图2所示,沿着氢气的输送方向,所述氢气源1、氢气过滤器2、氢气源压力表3、氢气截止总阀4、氢气减压阀6、氢气减压阀后压力传感器7、氢气电磁截止阀8、氢气单向阀9、氢气供给压力传感器10、氢气供给温度传感器11和氢气流量计12。沿着空气的输送方向,所述空气源14、空气过滤器15、空气源压力表16、空气截止总阀18、空气减压阀19、空气减压阀后压力传感器20、空气电磁截止阀21、空气单向阀22、空气供给温度传感器23、空气供给温度传感器24和空气流量计25;

[0095] 在本发明中,为了便于将氢气管道13内的氢气排出,优选地,所述热喷流实验方法还包括:对气体管道设置排气截止阀,所述氢气管道13上外接有氢气排气截止阀5,用于关闭该管道中其他所有阀门后,打开氢气排气截止阀5,排出管道内剩余的气体;所述空气管道26上外接有空气排气截止阀17,用于关闭该管道中其他所有阀门后,打开空气排气截止阀17,排出管道内剩余的气体。

[0096] 在本发明中,为了保证试验数据的稳定性,优选地,在步骤1之前,所述热喷流实验方法还包括:将燃烧室30安装于飞行器模型32内,将飞行器模型32安装在风洞试验舱36内;接着,将风洞试验舱36抽真空;然后,将燃烧室30与气体管路进行连接。风洞试验舱36用于放置飞行器模型32,研究模型在激波风洞流场中的受力、受热情况。

[0097] 在上述实施方式中,为了进一步便于实验,优选地,在步骤2之后,所述热喷流实验方法还包括:启动激波风洞以使得激波管34中产生高压气流和激波,风洞喷管35将所述高压气流和激波加速至超音速,进入风洞试验舱36形成风洞气流37,所述风洞气流37吹至飞行器模型32的表面;所述风洞气流37、热喷流气流33的流动方向相同。风洞气流37由激波管中高温高压气体在经过喷管加速后产生,作用在飞行器模型32上;飞行器模型32可以为飞机样式的三角形布局,也可以为类似导弹的圆柱体布局,热喷流的燃烧室30和拉瓦尔喷管31安装在飞行器内部。

[0098] 此外,风洞气流37的提供方式具有多种,但是为了能够稳定地提供风洞气流37,优选地,沿着所述风洞气流37的方向,激波管34、风洞喷管35和所述风洞试验舱36依次连接;激波管34用于产生高温高压的气流与激波;风洞喷管35用于将激波管34内的气流加速至超音速,气流喷入风洞试验舱36后对飞行器模型32吹风。

[0099] 在该方法中,为了进一步便于精准检测所述气体管道、燃烧室30中温度、压力和气体流量的数据,优选地,所述热喷流实验方法还包括:将所述气体管道中的第一检测元件和燃烧室30中第二检测元件与所述模拟量输入信号隔离模块42电连接以采集所述第一检测元件检测到的信息,所述第一检测元件和所述第二检测元件各自独立地选自温度检测元

件、压力检测元件和气流流量检测元件中的至少一者；

[0100] 其中，第二检测元件为：设置在所述燃烧室30内的燃烧室压力传感器28和燃烧室温度传感器29；由此，燃烧室压力传感器28能够实时测量燃烧室内的燃气压力；燃烧室温度传感器29能够实时测量燃烧室内的燃气温度。第一检测元件包括所述压力传感器7、氢气供给压力传感器10、氢气供给温度传感器11、所述氢气流量计12、空气减压阀后压力传感器20、空气供给温度传感器23和空气供给温度传感器24、空气流量计25。

[0101] 所述压力传感器7、氢气供给压力传感器10、氢气供给温度传感器11、所述氢气流量计12、空气减压阀后压力传感器20、空气供给温度传感器23和空气供给温度传感器24、空气流量计25、燃烧室压力传感器28和燃烧室温度传感器29起到采集压力、温度和流量信号的作用，各种信号的采集方式可以采用多种方式，但是为了提高采集的效率和准确性，第一检测元件和第二检测元件采集到的压力、温度和流量信号均可以以模拟量输入信号39的方式进入模拟量输入信号隔离模块42中进行汇总。

[0102] 在本发明中，所述燃烧室30内燃料和氧化剂的点燃方式可以具有多种，为了安全地实现点火，优选地，所述热喷流实验方法还包括：通过火花塞27对燃烧室30内的氢气和空气进行点火；火花塞27能够产生高频电火花，用于氢气和空气掺混后的点火，更为重要的是，火花塞27能够通过计算机远程控制通断。

[0103] 在上述实施方式中，氢气电磁截止阀8、空气电磁截止阀21、火花塞27的通断可以采用手动方式，可以采用电子远程控制，为了更便捷地控制通断，优选地，所述热喷流实验方法还包括：将第三元件与数字量输出信号隔离模块43电连接以控制所述第三元件的通断，所述第三元件选自电磁截止阀（氢气电磁截止阀8、空气电磁截止阀21中的至少一者）和火花塞27中的至少一者；由此，数字量输出信号隔离模块43中预先设置，便可最终采用数字量输出信号40能够控制各部件的通断。

[0104] 最后，所述模拟量输出信号隔离模块41、模拟量输入信号隔离模块42和数字量输出信号隔离模块43起到信号输入或输出的功能，为了便于模拟量输出信号隔离模块41、模拟量输入信号隔离模块42和数字量输出信号隔离模块43的信号的控制，优选地，所述热喷流实验方法还包括：将所述模拟量输入信号隔离模块42和数字量输出信号隔离模块43分别与数据控制采集卡44相电连，将所述数据控制采集卡44和计算机45相电连。所述数据控制采集卡44能够控制所述模拟量输出信号隔离模块41、模拟量输入信号隔离模块42和数字量输出信号隔离模块43输出或者输入信号；如模拟量输出信号38便是计算通过数据控制采集卡44输出0-10V的模拟量信号得到的。

[0105] 在上述实施方式中，以激波风洞试验中的热喷流典型工况为例，说明该热喷流装置的设计方法。

[0106] 热喷流系统的总指标为：通过热喷流实验台，产生超音速热气喷流，流量为0.18kg/s，总温为680K，出口为1.84Ma，单次实验时间为5s。

[0107] 根据化学反应计算，当总流量0.18kg/s，总温680K时，O/F为290。

[0108] 那么氢气流量为

$$[0109] \quad Q_{H_2} = \frac{0.18}{290+1} = 0.618 \text{ g/s} \quad (5)$$

[0110] 空气流量为

[0111]  $Q_{air} = \frac{0.18}{290+1} \times 290 = 179.382 \text{g/s}$  (6)

[0112] 对于氢气,分子量为

[0113]  $M_{H_2} = 2$  (7)

[0114] 那么氢气的气体常数为

[0115]  $R_{H_2} = \frac{8314}{2} = 4157 \text{ J/mol.K}$  (8)

[0116] 氢气的音速喷嘴流量计的喉道直径为

[0117]  $d_{H_2} = 1.1 \text{ mm}$  (9)

[0118] 那么流量计的喉道面积为

[0119]  $A_{H_2} = \frac{1}{4} \pi d_{H_2}^2 = \frac{1}{4} \pi \times 1.1^2 = 0.950 \text{ mm}^2$  (10)

[0120] 音速喷嘴流量计的流量系数为常数,可以通过标定得到,氢气流量计流量系数为

[0121]  $\alpha_{H_2} = 0.95$  (11)

[0122] 氢气为常温,总温为

[0123]  $T_{1H_2} = 300 \text{ K}$  (12)

[0124] 氢气可以看作理想气体,比热比为

[0125]  $\gamma = 1.4$  (13)

[0126] 因此可以计算出所需要的氢气的总压为

[0127] 
$$P_{1H_2} = \frac{Q_{H_2} \sqrt{T_{1H_2}}}{\alpha_{H_2} A_{H_2} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}} = 1.17 \times 10^6 \text{ Pa} = 1.17 \text{ MPa}$$
 (14)

[0128] 同样的计算过程,对于空气,分子量为

[0129]  $M_{air} = 29$  (15)

[0130] 那么空气的气体常数为

[0131]  $R_{air} = \frac{8314}{29} = 287 \text{ J/mol.K}$  (16)

[0132] 空气的音速喷嘴流量计的喉道直径为

[0133]  $d_{H_2} = 7.5 \text{ mm}$  (17)

[0134] 那么流量计的喉道面积为

[0135]  $A_{air} = \frac{1}{4} \pi d_{air}^2 = \frac{1}{4} \pi \times 1.1^2 = 44.2 \text{ mm}^2$  (18)

[0136] 音速喷嘴流量计的流量系数为常数,可以通过标定得到,空气流量计流量系数为

[0137]  $\alpha_{air} = 0.98$  (19)

[0138] 空气为常温,总温为

[0139]  $T_{1air} = 300 \text{ K}$  (20)

[0140] 空气可以看作理想气体,比热比为

$$[0141] \quad \gamma = 1.4 \quad (21)$$

[0142] 因此可以计算出所需要的空气的总压为

$$[0143] \quad P_{\text{air}} = \frac{Q_{\text{air}} \sqrt{T_{\text{air}}}}{\alpha_{\text{air}} A_{\text{air}} \sqrt{R \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}} = 1.77 \times 10^6 \text{ Pa} = 1.77 \text{ MPa} \quad (22)$$

[0144] 综上,得到了氢气和空气的总压后,就能够得到所需要的热喷流气流的流量和温度了。

[0145] 热喷流的燃气总压同样可以根据音速流量计得到,因为热喷流的喷管是一个拉瓦尔喷管,也满足音速流量计公式,根据前面的化学计算,热喷流总温为

$$[0146] \quad T_1 = 680\text{K} \quad (23)$$

[0147] 总流量为

$$[0148] \quad Q = 180\text{g/s} \quad (24)$$

[0149] 燃气的分子量可根据前面的化学计算的表1得到,为

$$[0150] \quad M = 28.4 \quad (25)$$

[0151] 那么燃气的气体常数为

$$[0152] \quad R_{\text{air}} = \frac{8314}{28.4} = 292.7 \text{ J/mol.K} \quad (26)$$

[0153] 燃气的比热比同样根据化学计算,查表得到为

$$[0154] \quad \gamma = 1.36 \quad (27)$$

[0155] 热喷流燃烧室加工完成后,喉道直径确定,经过测量为

$$[0156] \quad d = 24\text{mm} \quad (28)$$

[0157] 燃烧室的喉道面积为

$$[0158] \quad A = \frac{1}{4} \pi d^2 = \frac{1}{4} \pi \times 24^2 = 452.16 \text{ mm}^2 \quad (29)$$

[0159] 热喷流燃烧室的喷管加工精度很高,效率通常为

$$[0160] \quad \alpha = 0.99 \quad (30)$$

[0161] 那么热喷流的总压可以计算得到

$$[0162] \quad P_1 = \frac{Q \sqrt{T_1}}{\alpha A \sqrt{R \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}} = 2.64 \times 10^5 \text{ Pa} = 0.264 \text{ MPa} \quad (31)$$

[0163] 燃气经过拉瓦尔喷管加速,出口的马赫数可根据拉瓦尔喷管准一维流动的性质得到,即

$$[0164] \quad \left( \frac{A_e}{A} \right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (32)$$

[0165] 上式中,  $A_e$  为喷管出口面积,为加工后的确定值;  $A$  为喷管的喉道面积,  $M$  为喷管出口的马赫数,为燃气的比热比。上式是一个超越方程,无法用解析法得到,可以采用数值计

算方法求解，

[0166] 喷管出口直径为

$$[0167] \quad d_e = 29.4 \text{ mm} \quad (33)$$

[0168] 根据圆面积公式，喷管出口面积为

$$[0169] \quad A_e = \frac{1}{4} \pi d_e^2 = \frac{1}{4} \pi \times 29.4^2 = 678.5 \text{ mm}^2 \quad (34)$$

[0170] 从而得到喷管出口马赫数为

$$[0171] \quad M = 1.84 \quad (35)$$

[0172] 综上所述，计算得到了产生热喷流气流的两路氢气和空气总压、流量，以及热喷流气流的总压、总温、流量和喷流马赫数；即根据化学反应计算结果，当O/F为290，单次实验时间为5s，氢气流量为0.618g/s，空气流量为179.382g/s时，系统流量为0.18kg/s，总温为680K时，出口流速为1.84Ma。

[0173] 以下通过实施例对本发明作进一步说明。

[0174] 实施例1

[0175] 1) 将带有燃烧室30的飞行器模型32安装固定在激波风洞试验舱36中；

[0176] 2) 对激波风洞试验舱32进行抽真空，真空度为20Pa；

[0177] 3) 连接好氢气管路13和空气管路26至燃烧室30的进气口；

[0178] 4) 手动打开氢气气瓶1和空气气瓶14，确保两个气瓶的压力在10MPa以上；

[0179] 5) 手动打开氢气截止总阀4和空气截止总阀18；

[0180] 6) 在计算机45中输入氢气减压阀6为1.3MPa，空气减压阀19的压力为2.0MPa；

[0181] 7) 计算机控制，同时打开氢气电磁截止阀8和空气电磁截止阀21，向燃烧室供应氢气和空气；

[0182] 8) 计算机控制，打开火花塞27的电源，火花塞开始点火；

[0183] 9) 氢气和空气在燃烧室30内部点火燃烧，通过拉瓦尔喷管31从模型尾部喷出，形成超音速的热喷流气流33，喷入风洞试验舱36；

[0184] 10) 启动激波风洞，激波管34中产生高压气流和激波，二者经过风洞喷管35加速至超音速，进入风洞试验舱36，形成风洞气流37；

[0185] 11) 风洞气流37吹到飞行器模型32表面，对飞行器模型产生作用力与热载荷，并且与热喷流气流33相互作用；

[0186] 12) 试验过程中，计算机实时采集并记录包括氢气减压阀后压力传感器7、氢气供给压力传感器10、氢气供给温度传感器11、空气减压阀后压力传感器20、空气供给温度传感器23、空气供给温度传感器24、燃烧室压力传感器28、燃烧室温度传感器29等采集到的信号；

[0187] 试验过程中，计算机实时采集并记录包括氢气减压阀后压力7为1.2MPa、氢气供给温度为300K、空气减压阀后压力为1.9MPa、空气供给温度为300K、燃气压力为0.26MPa、燃气温度为400℃，实验测量数据与理论计算数值不完全一致可能是由于测量误差以及阀门调节精度不足造成的，将在后续的实验中进行必要的改进。

[0188] 13) 激波风洞实验台上还有一些气动力测量、热流测量、光学测量等实验测试手段，用于测量模型在实验过程中的力和热载荷，这里不作为本发明的技术方案展开。

[0189] 14) 实验结束,关闭氢气气路中的各种阀门和空气气路中的各种阀门,切断气体供应,燃烧室熄火。

[0190] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视、落在本申请的保护范围内。



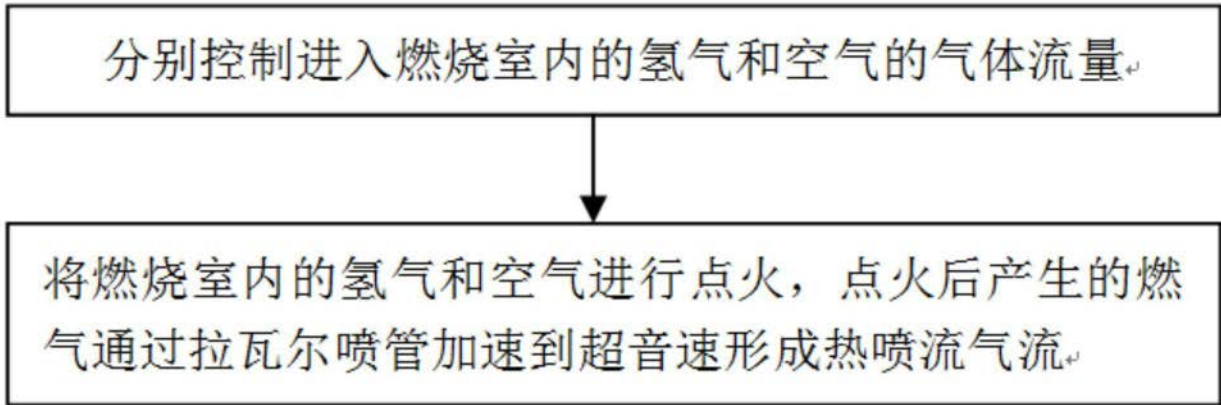


图1

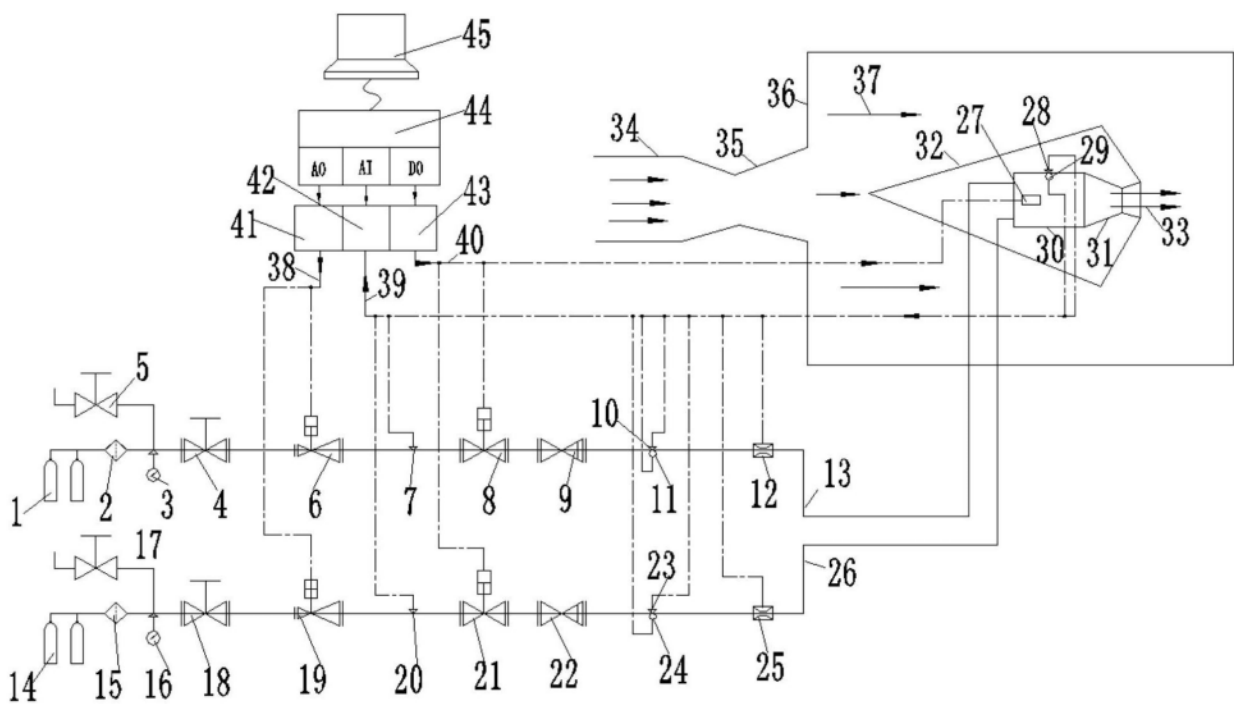


图2