抽吸排气式高焓风洞应用实验研究*

蒲旭阳[1,2]，刘伟雄[1]，李向东[1]，毛雄兵[1]，卢传喜[2]，丛京伟[2]

（1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室，四川 绵阳 621000；
2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速技术研究中心，四川 绵阳 621000）

摘 要：连续式高焓风洞是开展吸气式高超声速技术研究的重要试验设备，这类风洞一般采用了引射式排气或真空排气工作方式。为了避免引射式排气风洞组成复杂、参数匹配要求高、引射效率低以及真空排气风洞不能实现连续式排气等不足，提出了一种新的高焓风洞形式—抽吸排气式高焓风洞，采用了“真空罐+抽气泵”进行组合抽吸排气，真空罐完成风洞快速启动，抽气泵实现风洞长时间连续运行。实验结果表明：这种形式的高焓风洞实现了连续式排气，而且能在55%模型堵塞度条件下实现风洞启动运行，具有良好的应用前景。

关键词：高焓风洞；抽吸；连续式排气；模型堵塞度

中图分类号：V211.74 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2018）02-0450-06

DOI：10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 02. 026

Applied Experimental Study of Exhaust High Enthalpy Tunnel with Pumping

PU Xu-yang[1,2]，LIU Wei-xiong[1]，LI Xiang-dong[1]，MAO Xiong-bing[1]，LU Chuan-xi[2]，CONG Jing-wei[2]

（1. Science and Technology on Scramjet Laboratory，Hypervelocity Aerodynamics Institute，CARDC，
Mianyang 621000，China；
2. Air-Breathing Hypersonic Technology Research Center of CARDC，Mianyang 621000，China）

Abstract：Continuous high enthalpy tunnel including injector tunnel and vacuum tunnel are playing very important roles on the air-breathing hypersonic technology research. For the sake of keeping away from the complexity of makeup and rigorous parameter matching and the lower injector efficiency of the injector high enthalpy tunnel and limitation of continuous exhaust of the vacuum tunnel，a new type of high enthalpy tunnel，i.e. exhaust high enthalpy tunnel with pumping，is presented in this paper. It adopts a combined exhaust system which is made up of a pump actualizing continuous exhaust and a vacuum pot used for fast start-up. The experimental results show that this type tunnel can realize continuous exhaust and can start up under the 55% model blockage condition，so the application prospects can be anticipated.

Key words：High enthalpy tunnel；Pumping；Continuous exhaust；Model blockage

1 引 言

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器是当今世界航空航天领域研究的热点[1~8]，目前，地面试验仍然是进行超燃冲压发动机技术和机体/推进一体化技术研究的重要手段，为了尽可能模拟飞行中的条件，需要开展连续流、自由射流地面试验，连续流的长时间试验使整个系统达到热平衡，而自由射流试验能够较大程度地模拟高超声速飞行环境的温度、压力、马赫数和来流组分等参数，因此需要研制连续式高超声速高焓风洞。这类风洞主要由产生高焓试验气流的加热器系统和维持试验段静压的排气

* **收稿日期**：2016-11-19；**修订日期**：2017-03-01。
作者简介：蒲旭阳，男，硕士生，副研究员，研究领域为高超声速高焓风洞。E-mail: puxuyang@126.com

系统组成[9,10]，目前大部分在用风洞都采用了引射式排气方式，以美国 NASA 兰利中心的8英尺高温风洞和阿诺德工程发展中心（AEDC）的 APTU 设备为代表[11,12]，均采用了空气引射排气的方式，其原理图如图1所示，空气引射难以提高单级增压比，因此需要建设庞大的空气供应系统来提供大流量引射工质，同时，引射方式、引射喷管与第二喉道面积比、混合室型面、扩散段长度、引射喷管位置等参数都对引射器的启动性能和工作性能有很大的影响，所以这类排气方式存在组成复杂、运行环节多、参数匹配要求高、引射效率低、运转费用高等不足。

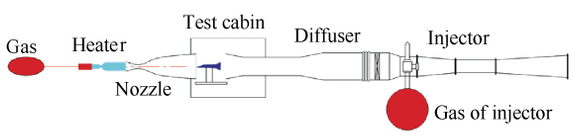


Fig. 1　Sketch of the high enthalpy tunnel with injector

国内尹光辉提出了一种吸气式和吹吸相结合的风洞运行方式[13]，采用真空罐抽吸方法代替传统的引射方法，实现了在高超声速条件下的暂冲式运行，但受限于真空罐容积，风洞无法实现连续式运行。

本文提出了一种新的高焓风洞形式—抽吸排气式高焓风洞，采用“真空罐+抽气泵”进行组合抽吸排气，真空罐完成风洞快速启动，抽气泵实现风洞长时间连续运行，开展了计算分析、建设研制、运行实验、流场校测和发动机模型实验，结果表明这种风洞能节省投资经费并降低运行成本，是建设高超声速高焓风洞的另一技术途径。

2　实验原理及方法

2.1　工作原理

抽吸排气式高焓风洞的原理图见图2，风洞主要由气源系统、加热器系统、喷管、试验段、扩散段、真空阀、真空球罐、大型抽气泵等组成，风洞的工作原理为：首先开启真空机组，将真空球罐、真空管道、扩散段、试验段等风洞本体抽空至低压（约为1kPa）；然后启动大型抽气泵系统，将抽吸管路抽空至其极限真空压力（约为13kPa）；然后再按时序要求启动气源系统管路上的各类阀门，使其以设定的流量和压力注入加热器并点火燃烧形成高焓试验气流；试验气流通过型面喷管进行加速，在喷管出口形成满足试验要求的高超声速流场[14]，之后流过试验段、扩散段和真空球罐；随着试验气流的不断流入，真空球罐的压力将不断升高，当其压力超过大型抽气泵极限真空压力后，开启真空球罐与大型抽气泵之间的真空快速阀，完成真空罐与抽气泵组合抽吸排气的切换，并在满足风洞运行压比的某个压力下实现抽吸平衡（注入流量等于大型抽气泵抽吸流量），从而实现风洞长时间运行的连续排气。

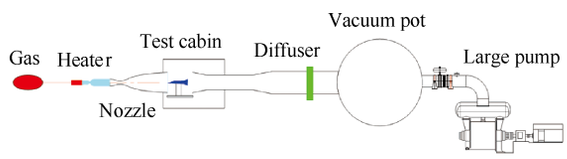


Fig. 2　Sketch of the high enthalpy tunnel with pumping

2.2　参数设定

根据中国空气动力研究与发展中心高焓风洞研制技术基础，提出了研制运行时间为60s、喷管口径为600mm的高超声速高温风洞，采用氢氧燃烧加热，在不同马赫数下加热器主要运行参数见表1，表中 Ma 为马赫数，p_0 为总压，T_0 为总温，G 为流量，μ_{H_2O} 为水摩尔百分比，μ_{O_2} 为氧气摩尔百分比，μ_{N_2} 为氮气摩尔百分比，k 为比热比，M 为分子量。

Table 1　Operational parameter of the high enthalpy wind

Ma	p_0/MPa	T_0/K	G/(kg/s)	μ_{H_2O}	μ_{O_2}	μ_{N_2}	k	M
4.0	1.35	900	39.6	0.10	0.21	0.69	1.33	27.8
5.5	4.10	1330	21.4	0.178	0.21	0.612	1.29	27.1
6.0	4.89	1480	13.9	0.21	0.21	0.58	1.28	26.8

2.3　实验方法

要实现抽吸排气式高焓风洞长时间连续运行，应突破大型抽气泵技术、组合排气参数匹配及切换控制技术等关键实验方法。

大型抽气泵作为抽吸排气式高焓风洞的关键部件，其性能参数对风洞运行方式有至关重要的影响，考虑到风洞使用氢氧燃烧加热，因此采用了可以抽吸可燃气体的水环真空泵，其主体组成如图3所示，主要由吸排气系统、泵体、叶轮等主体设备以及配套的高压电机、循环冷却水系统、供配电系统、泵起动控制系统、润滑系统等组成，该泵在一定入口气流参数条件下最大抽气流量达到1500m^3/min，为了保证抽气泵入口气流参数条件，需要在扩散段喷入冷却水，根据各个状态的排气最高需用压力则可以计算出抽气泵的数量，计算结果见表2所示，表中 G_{Flow} 为来流流量，G_{H_2O} 为喷入冷却水流量，G_{Total} 为喷总流量，p_{Max} 为真空最高许用压力，V_{Pump} 为单台抽气泵抽速，综合考虑选取了3台抽气泵作为建设方案，其组成示意图如图4所示，完成安装的抽气泵如图5所示。

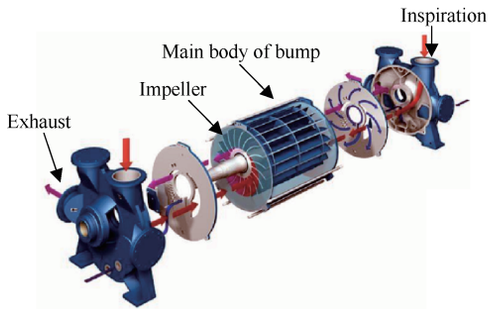


Fig. 3 Diagrammatic sketch of a large pump

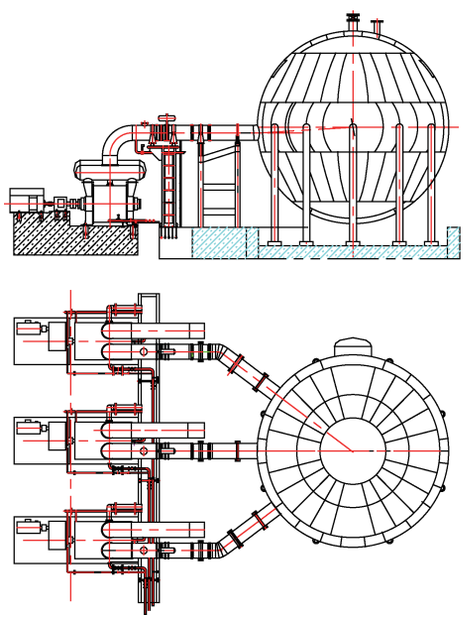


Fig. 4 Makeup of vacuum pot plus large pump

Fig. 5 Practicality of pump

为了匹配真空罐和抽气泵组合排气参数，要保证抽气泵入口气流温度小于50℃，因此需要在扩压器出口喷入冷却水，其目的就是用喷水冷却的方式降低试验气流的温度。试验气体降温释放能量 h_1 为

$$h_1 = G_{AF} \times (h(T_0) - h(T_1)) \tag{1}$$

冷却水汽化为饱和蒸汽时吸收的能量 h_2 为

$$h_2 = G_{H_2O} \times (h_{\Delta T} + r) \tag{2}$$

故需要的冷却水流量为

$$G_{H_2O} = G_{AF} \times (h(T_0) - E(T_1))/(4.18\Delta T + r) \tag{3}$$

式中 $h(T_0)$ 为风洞来流气体焓值；$h(T_1)$ 为饱和温度下风洞来流气体焓值；$h_{\Delta T}$ 为冷却水升温吸收的能量；r 为水的汽化潜热；G_{H_2O} 为冷却水流量；ΔT 为冷却水温升；G_{AF} 为风洞来流气体流量。考虑试验气流经过扩散段、真空管道、真空罐热交换所带来的温度损失，计算得到各试验状态下喷入冷却水流量如表2所示。

根据抽吸排气式高焓风洞的工作原理，为了实现真空罐与抽气泵组合排气切换，在真空球罐与大型抽气泵之间安装了真空快速阀，根据流通面积及快速切换的要求，采用了开关时间小于1.5s液压驱动真空蝶阀，并在阀门两侧布置压力和温度测点，如图6所示。切换控制策略为：当真空球罐压力上升直至超过大型抽气泵极限真空压力时（即是 p_1 大于 p_2，p_3 大于 p_4，p_5 大于 p_6），而且入口气流温度（T_1，T_3，T_5）满足规定条件时，同时开启3台真空蝶阀，从而完成从真空罐到抽气泵的排气切换。

Table 2 Calculation results for the high enthalpy wind

Ma	G_{Flow} / (kg/s)	G_{H_2O} / (kg/s)	G_{Total} / (kg/s)	p_{Max} / kPa	V_{Pump} / (m^3/min)	Number of the pump
4.0	39.6	6.8	46.4	65	1500	2.94
5.5	21.4	8.2	29.6	45	1400	3.07
6.0	13.9	6.5	20.4	35	1300	3.02

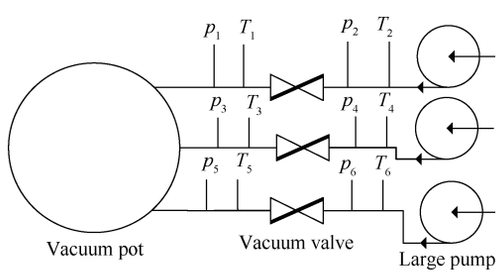


Fig. 6 Switch control of combination exhaust

3 实验结果及讨论

3.1 抽气泵抽真空实验

开启吸排气管路上的阀门，启动高压电机油站，启动减速机油泵，降压启动3台大型抽气泵，启动冷却水系统，向3台大型抽气泵注入工作液，开始抽吸真空球罐，抽吸过程中检查电机电流和轴承温度、减速机油温和轴承温度，在大型抽气泵达到极限真空后，关闭大型抽气泵。调试结果见图7所示，由图可以得出，大型抽气泵的极限真空约为13kPa。

3.2 抽气泵抽气实验

利用高真空机组将真空球罐和试验段抽空至

8kPa，启动大型抽气泵工作至极限真空压力，再按照试验时序持续注入一定流量的空气，当球罐压力超过抽气泵极限压力后，开启Φ1.2m真空阀，通过大型抽气泵进行排气，在真空球罐压力达到平衡时（注入流量等于大型抽气泵抽吸流量）停止注入空气，关闭大型抽气泵。典型调试曲线如图8所示，大型抽气泵在不同压力下的抽吸速率如图9所示。

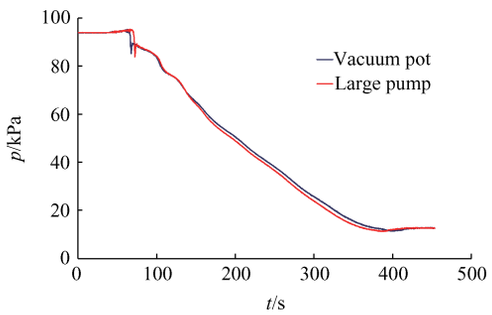


Fig. 7　Results of limit vacuum for large pump

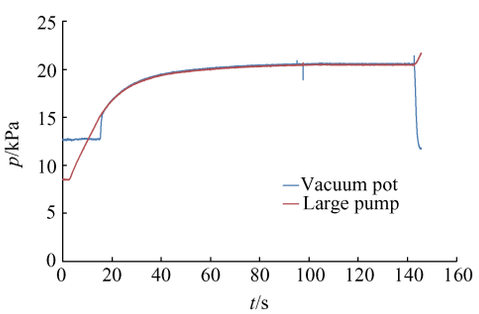


Fig. 8　Experiment curve for lager pump

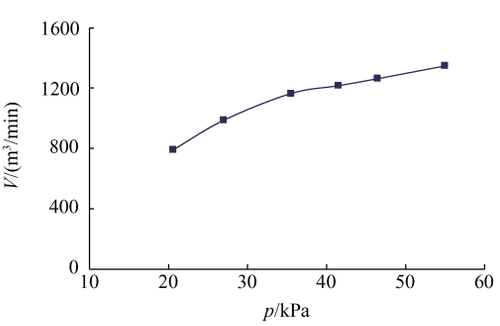
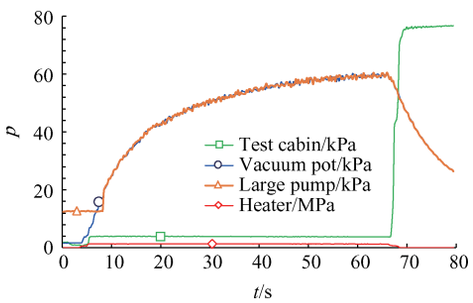


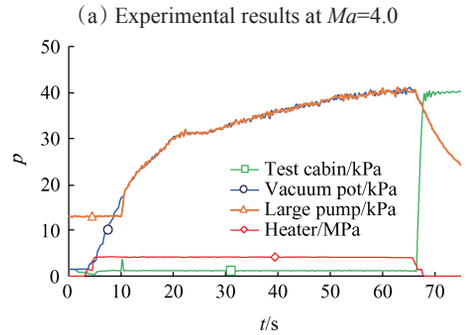
Fig. 9　Results of pump flux for large pump

3.3　风洞运行实验

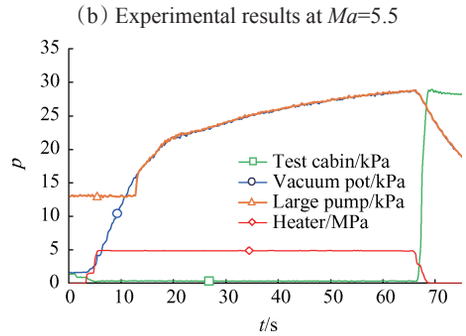
在完成了各项部件实验、分系统实验、运行流程实验后，开展了风洞全系统运行实验，实验时间为60s，马赫数4.0，5.5，6.0状态下的调试结果如图10所示。在马赫数4.0状态下，稳定段和试验段压力分别稳定在1.33MPa和3.88kPa，真空球罐压力超过17kPa后完成大型抽气泵切换排气，60s后真空球罐压力上升到60kPa；在马赫数5.5状态下，稳定段和试验段压力分别稳定在4.15MPa和1.22kPa，真空球罐压力超过17kPa后完成大型抽气泵切换排气，60s后真空球罐压力上升到41kPa；在马赫数6.0状态下，稳定段和试验段压力分别稳定在4.87MPa和0.34kPa，真空球罐压力超过16kPa后完成大型抽气泵切换排气，60s后真空球罐压力上升到29kPa，表明“真空球罐+大型抽气泵”组合排气运行稳定，喷管出口保持了超声速流场。



(a) Experimental results at *Ma*=4.0



(b) Experimental results at *Ma*=5.5



(c) Experimental results at *Ma*=6.0

Fig. 10　Experimental results of operational parameter

3.4　风洞流场校测

在完成风洞运行实验后，对发动机所需试验状态进行了流场校测，采用了十字型排架，该排架纵梁为测温梁，横梁为测压梁，每支梁上分别设置24个测点，测量探头包括皮托探头和总温探头，总温测量选用直径为0.2mm的B型（铂铑30-铂铑6）热电偶，校测结果如图11～13所示。从图中可以得出：马赫数4.0状态时，在喷管出口30mm，300mm，600mm截面流场均匀区直径分别为480mm，400mm和240mm，均匀区内平均马赫数、平均总温分别为3.87和874K，马赫数、总温相对偏差分别为0.68%和0.40%；马赫数5.5状态时，在喷管出口30mm，300mm，600mm截面流场均匀区直径分别为440mm，360mm和300mm，均

匀区内平均马赫数、平均总温分别为5.53和1339K，马赫数、总温相对偏差分别为0.93%和0.82%；马赫数6.0状态时，在喷管出口30mm，300mm，600mm截面流场均匀区直径分别为440mm，360mm和300mm，均匀区内平均马赫数、平均总温分别为6.05和1550K，马赫数、总温相对偏差分别为1.39%和1.87%。

平均马赫数

$$\overline{Ma}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}Ma_i \tag{4}$$

马赫数相对偏差

$$\xi_{Ma}=\sqrt{\frac{1}{n-1}\cdot\sum_{i=1}^{n}(\Delta Ma_i)^2}/\overline{Ma} \tag{5}$$

平均总温

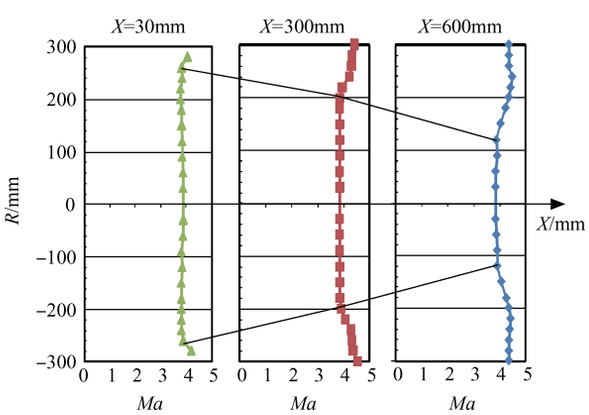
$$\bar{T}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}T_i \tag{6}$$

马赫数相对偏差

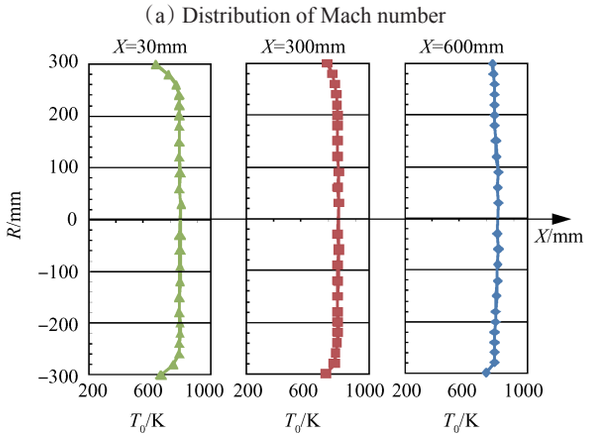
$$\xi_T=\sqrt{\frac{1}{n-1}\cdot\sum_{i=1}^{n}(\Delta T_i)^2}/\bar{T} \tag{7}$$

3.5 风洞带模型实验

在完成风洞运行调试和流场校测后，开展了带有超燃发动机模型的风洞实验，试验模型迎风面尺寸为474mm×340mm，模型前体投影面积相对于喷管

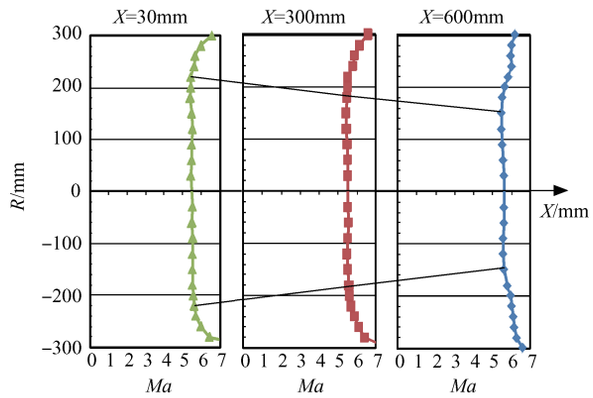


(a) Distribution of Mach number

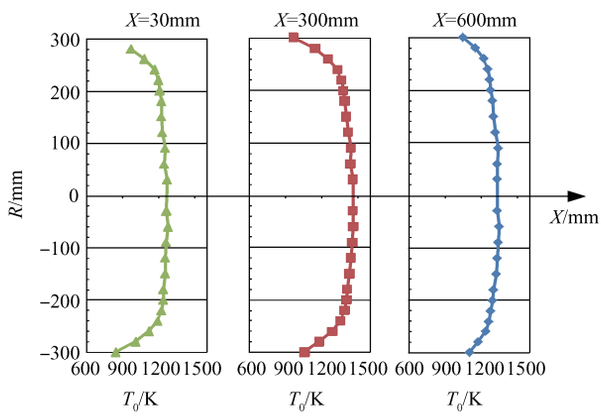


(b) Distribution of total temperature

Fig. 11 Measurement results of flow field at *Ma*=4.0

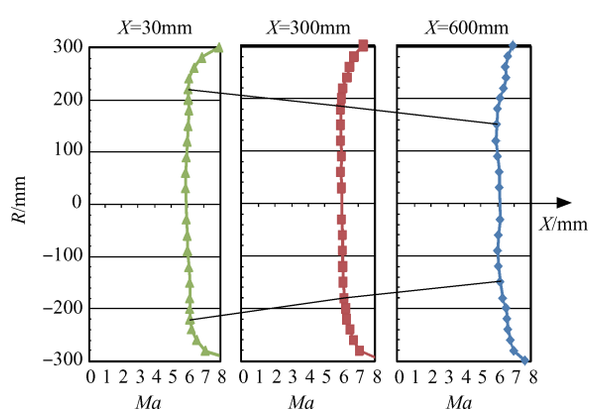


(a) Distribution of Mach number

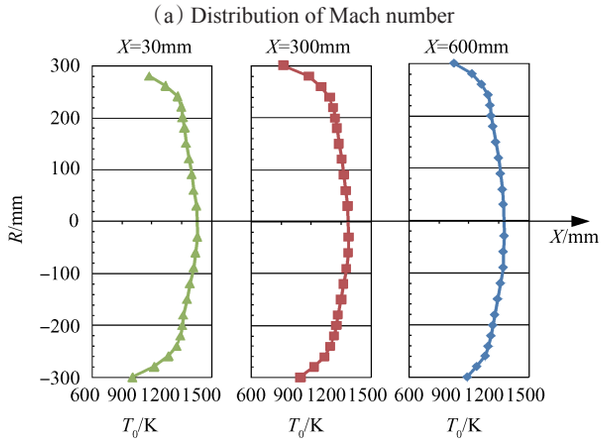


(b) Distribution of total temperature

Fig. 12 Measurement results of flow field at *Ma*=5.5



(a) Distribution of Mach number



(b) Distribution of total temperature

Fig. 13 Measurement results of flow field at *Ma*=6.0

出口面积的堵塞度为55%，在实验中测量了试验段压力、扩压器压力和加热器总压以及模型内流道静压，测量结果如图14所示，从图中可以得出风洞的运行过程为：首先对试验段及真空球罐进行抽空，试验段压力降至约2.3kPa；t=1.3s时，空气注入，由于空气的引射作用，试验段压力进一步降低至1.5kPa；t=6.1s时，氢气氧气注入加热器并点火燃烧，加热器总压上升至5.6MPa；此后，系统进入稳定状态，试验段和扩压器压力分别稳定在2.4kPa，3.4kPa，表明风洞已建立稳定的高超声速流场[15,16]；t=11.6s时，风洞开始关车，加热器停止供气，试验结束。后续还开展了超燃发动机点火性能等风洞实验，均实现了风洞的正常启动，表明该类型风洞具备较大模型堵塞度条件下试验能力。

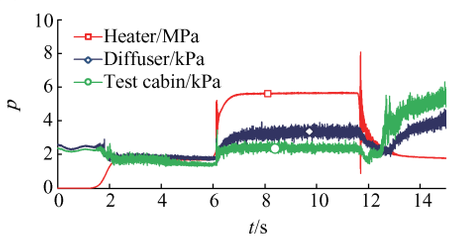


Fig. 14　Experimental results of scramjet engine

4　结　论

通过本文研究，得到以下结论：

（1）采用“真空罐+抽气泵”进行组合抽吸排气，由真空罐完成风洞快速启动，抽气泵实现风洞长时间连续运行，是一种组成清晰、布局合理、运行经济可靠的气动布局方案，Φ600mm高超声速高温风洞是国内外第一座采用这种布局的高焓风洞，该风洞的建成并投入使用为更大口径高超声速高焓风洞建设提供了一种有效的技术途径。

（2）在模拟马赫数4.0状态时，喷管出口平均马赫数、平均总温分别为3.87和874K，均匀区内相对偏差分别为0.68%和0.40%；在模拟马赫数5.5状态时，平均马赫数、平均总温分别为5.53和1339K，其相对偏差分别为0.93%和0.82%；在模拟马赫数6.0状态时，平均马赫数、平均总温分别为6.05和1550K，其相对偏差分别为1.39%和1.87%；在试验模型前体投影面积堵塞度为55%条件时能实现风洞正常启动运行，表明该风洞能有效用于吸气式高超声速技术研究。

参考文献：

[1] Lawrence D Huebner, Kenneth E Rock, David W Witte, et al. Hyper-X Engine Testing in the NASA Langley 8-Foot High Temperature Tunnel[R]. *AIAA* 2000-3605.

[2] 乐嘉陵，刘伟雄，贺　伟，等. 脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J]. 实验流体力学，2005，19(1).

[3] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展[J]. 推进技术，2010，31(6)：641-649.（LE Jia-ling. Process in Air-Breathing Hypersonic Technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2010，31(6)：641-649.）

[4] 吴颖川，贺元元，贺　伟，等. 吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J]. 航空学报，2015，36(1)：245-260.

[5] 刘小勇. 超燃冲压发动机技术[J]. 飞航导弹，2003，(2)：38-42.

[6] 孙　强，王　健，马会民. X-51A超燃冲压发动机的研制历程[J]. 飞航导弹，2011，(1)：66-71.

[7] 俞　刚，范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. 力学进展，2013，43(5)：449-471.

[8] 王振国，梁剑寒，丁　猛，等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展，2009，39(6)：716-739.

[9] 伍荣林，王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京：航空学院出版社，1985.

[10] 徐　翔，伍贻兆，程克明，等. 高超声速风洞气动布局设计[J]. 南京航空航天大学学报，2008，40(2)：271-274.

[11] Jeffrey S Hodge, Stephen F Harvin. Test Capabilities and Recent Experiences in the NASA Langley 8-Foot High Temperature Tunnel[R]. *AIAA* 2000-2646.

[12] Doug Garrard, Haron Rigney, Brent Bates. Progress Report on the APTU Upgrade Activities[R]. *AIAA* 2004-2496.

[13] 尹光辉. Φ200高超声速风洞的设计调试及相关试验研究[D]. 长沙：国防科技大学，2008.

[14] 陶　渊，范晓樯，刘俊林. 超声速连续风洞喷管启动过程分析[J]. 推进技术，2015，36(1)：24-29.（TAO Yuan, FAN Xiao-qiang, LIU Jun-lin. Studies on Starting Process of a Continuous Supersonic Wind Tunnel Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2015，36(1)：24-29.）

[15] 王　德，陈延辉. 超燃冲压发动机不启动及试验台扩压器的堵塞[J]. 飞航导弹，2007，(9)：43-51.

[16] 陈立红，张新宇，顾洪斌. 扩压段对高超声速推进风洞起动的影响[J]. 推进技术，2004，25(5)：430-434.（CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin. Investigation for Effect of Supersonic Diffusers on the Start of the Hypersonic Propulsion Test Facility[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2004，25(5)：430-434.）

（编辑：朱立影）