



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102507203 B

(45) 授权公告日 2014. 01. 15

(21) 申请号 201110342078. 8

(22) 申请日 2011. 11. 03

(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 岳连捷 肖雅彬 彭辉 陈立红 张新宇

(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 15/04(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 102121870 A, 2011. 07. 13, 全文.

CN 102156143 A, 2011. 08. 17, 全文.

CN 101918719 A, 2010. 12. 15, 全文.

CN 1414368 A, 2003. 04. 30, 全文.

CN 1690483 A, 2005. 11. 02, 全文.

FR 2724456 A1, 1996. 03. 15, 全文.

JP 11271172 A, 1999. 10. 05, 全文.

JP 4274680 B2, 2009. 06. 10, 全文.

黄舶. 激波风洞内超燃冲压发动机三面压缩 进气道流场实验研究. 《第十四届全国激波与激 波管学术会议论文集(上册)》. 2010, 第 130 页右 栏第 8 行-第 131 页右栏倒数第 8 行.

黄舶. 激波风洞中高超声速进气道起动机 题实验研究. 《第十四届全国激波与激波管学术 会议论文集(上册)》. 2010, 137 页左栏倒数第 15 行-137 页页末.

陈雪冬. 用于脉冲风洞的热喷流实验方法初 步研究. 《第八届全国实验流体力学学术会议论 文集》. 2010, 197 页第 6 行-198 页倒数第 3 行.

审查员 于浩

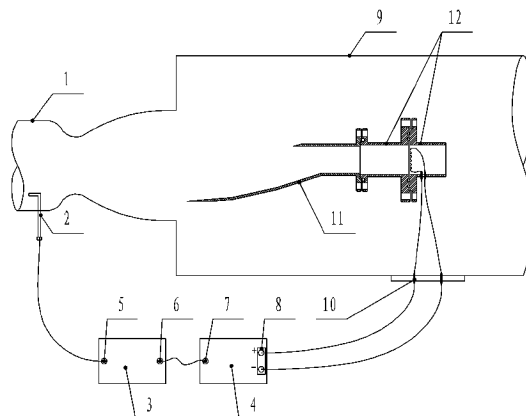
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

基于激波风洞的高超声速进气道自起动测试 装置

(57) 摘要

本发明公开了一种基于激波风洞的高超声速 进气道自起动测试装置,包括:高超声速进气道, 设置在风洞试验舱内,所述高超声速进气道的入 口端与所述风洞实验舱的风洞喷管相对;膜片, 通过夹膜装置安装在所述高超声速进气道的出 口端;电阻丝,设置在所述膜片上;延时点火装置, 在检测到所述风洞喷管的压力信号时,根据预设 的延时时间,对所述电阻丝导电,并将所述膜片 烧蚀。本发明解决了利用激波风洞开展高超声速 进气道自起动特性研究的试验手段问题,可模拟 进气道不起动阶段的拟稳定周期性流态,且具有 足够时长,并在设定的时间范围内考察进气道自 起动特性,保证了自起动试验的有效性即可重复 性。



CN 102507203 B

1. 一种基于激波风洞的高超声速进气道自起动测试装置,其特征在于,包括:
 - 高超声速进气道,设置在风洞试验舱内,所述高超声速进气道的入口端与所述风洞实验舱的风洞喷管相对;
 - 膜片,通过夹膜装置安装在所述高超声速进气道的出口端;
 - 电阻丝,设置在所述膜片上;
 - 延时点火装置,在检测到所述风洞喷管的压力信号时,根据预设的延时时间,对所述电阻丝导电,并将所述膜片烧蚀;
 - 所述延时点火装置包括:皮托压测量探针,设置在所述风洞喷管上;
 - 延时脉冲信号发生器,检测所述皮托压测量探针输出的压力信号,当检测到有压力信号输出时,在设定的延迟时刻输出脉冲信号;
 - 脉冲高能点火器,接收到所述延时脉冲信号发生器输出的脉冲信号后,使所述电阻丝导电,从而将所述膜片烧蚀。
2. 如权利要求 1 所述的装置,其特征在于,所述膜片为涤纶膜片。

基于激波风洞的高超声速进气道自启动测试装置

技术领域

[0001] 本发明属于高超声速推进技术领域,特别涉及高超声速进气道的自启动性能测试装置。

背景技术

[0002] 高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键部件,对发动机的推力性能具有至关重要的影响。当燃烧室反压过高、飞行攻角过大或飞行速度过低时,高超声速进气道可能会出现不起动的流动现象,导致进气道阻力大幅提高,流量急剧降低,发动机会损失其推力性能,且严重影响飞行器的升阻特性。因此,高超声速进气道的一个基本设计要求即为具有自启动能力。

[0003] Kantrowitz 曾从理论上给出了进气道起动的最大面积收缩比限制条件 [参见 Kantrowitz A., Donaldson C., Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers, NACA WRL-713, 1945],但由于其假定的起动过程为正激波吞入流态,与高马赫数下进气道起动过程存在较大偏差,许多高超声速进气道超过了此限制条件,仍可以起动 [参见 Van Wie D M, Kwok F T, Starting Characteristics of Supersonic Inlet, AIAA 96-2914]。因此,高超声速进气道的自启动性能主要依靠试验手段考核。

[0004] 进气道自启动考核试验一般需要在进气道下游连接可调喉道,首先缩小喉道形成高的反压,产生进气道不起动流动现象,之后扩大喉道使得高反压条件消失,检测进气道流态是否恢复至起动状态,以判断该进气道是否具有试验条件下的自启动能力 [参见 Hui-jun Tan, Shu Sun, Oscillatory Flows of Rectangular Hypersonic Inlet Unstart Caused by Downstream Mass-Flow Choking. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1); Rodi P. E., Emami S., Unsteady Pressure Behavior in a Ramjet/Scramjet Inlet. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3)]。通常这一过程需要一定的调节时间,而只能在秒量级运行时间的下吹式风洞上开展。

[0005] 激波风洞运行成本较低,快捷方便,一般喷管直径(实验区面积)也较连续下吹式风洞大,在高超声速进气道的研究中发挥了重要作用。但由于其稳定运行时间为毫秒量级,上述常规的自启动试验考核手段无法应用。中国科技大学利用在隔离段内放置轻质堵塞物的方法诱发进气道不起动现象,随轻质堵塞物被气流吹出来考察进气道自启动特性 [参见李祝飞,黄舶,杨基明等,激波风洞中高超声速进气道起动问题实验研究,第三届高超声速科技学术会议,2010]。但这一试验过程中堵塞物一直处于运动状态,即下游膨胀波不断前传,进气道不起动阶段不存在拟稳定周期性流动形态(即不受下游干扰的周期性喘振流动,且稳定工作时长大于其周期)。因此这一试验模拟手段的有效性、可重复性无法保证。

发明内容

[0006] 针对现有技术存在的问题,本发明的目的在于提供一种基于激波风洞的高超声速进气道自启动测试装置,能够模拟进气道不起动阶段的拟稳定周期性流态,且具有足够时

长,并在设定的时间范围内考察进气道自起动特性,保证了自起动试验的有效性及其可重复性。

[0007] 本发明的一种基于激波风洞的高超声速进气道自起动测试装置包括:

[0008] 高超声速进气道,设置在风洞试验舱内,所述高超声速进气道的入口端与所述风洞实验舱的风洞喷管相对;

[0009] 膜片,通过夹膜装置安装在所述高超声速进气道的出口端;

[0010] 电阻丝,设置在所述膜片上;

[0011] 延时点火装置,在检测到所述风洞喷管的压力信号时,根据预设的延时时间,对所述电阻丝导电,并将所述膜片烧蚀。

[0012] 优选地,所述延时点火装置包括:

[0013] 皮托压测量探针,设置在所述风洞喷管上;

[0014] 延时脉冲信号发生器,检测所述皮托压测量探针输出的压力信号,当检测到有压力信号输出时,在设定的延迟时刻输出脉冲信号;

[0015] 脉冲高能点火器,接收到所述延时脉冲信号发生器输出的脉冲信号后,使所述电阻丝导电,从而将所述膜片烧蚀。

[0016] 优选地,所述膜片为涤纶膜片。

[0017] 本发明解决了利用激波风洞开展高超声速进气道自起动特性研究的试验手段问题,可模拟进气道不起动阶段的拟稳定周期性流态,且具有足够时长,并在设定的时间范围内考察进气道自起动特性,保证了自起动试验的有效性及其可重复性。

附图说明

[0018] 图 1 为基于激波风洞的高超声速进气道自起动试验示意图;

[0019] 图 2 为基于激波风洞的高超声速进气道自起动模拟试验破膜装置示意图;

[0020] 图 1 中 1 表示风洞喷管,2 表示 P5 区皮托压测量探针,3 表示延时脉冲信号发生器,(包括触发端 5 及脉冲电压信号输出端 6,可在设定的延时之后输出脉冲电压信号),4 表示高能脉冲点火器(包括触发端 7 及电压输出端 8,可输出高能脉冲电压),9 表示风洞实验舱,10 表示穿舱体的真空密封电连接器、11 表示试验高超声速进气道、12 表示自起动模拟试验破膜装置。

[0021] 图 2 中 13、14 表示夹膜构件,15 表示与设备绝缘的导电体,16 表示涤纶膜片,17 表示电阻丝。

具体实施方式

[0022] 下面结合附图对本发明做进一步详细的说明。

[0023] 本发明提出了一套基于激波风洞的高超声速进气道自起动试验装置,所涉及的部件包括延时脉冲信号发生器 3、脉冲高能点火器 4、自起动模拟试验破膜装置 12。P5 区皮托压 2 的电压信号作为延时脉冲信号发生器 3 的触发源,信号发生器的延时根据风洞试验要求预先设定,保证在特定的要求时刻破膜。信号发生器 3 在设定的延迟时刻输出脉冲信号,作为脉冲高能点火器 4 的触发源,点火器的输出端连接自起动模拟试验破膜装置 12 的电阻丝。自起动模拟试验破膜装置 12 安装于被测试高超声速进气道 11 的下游,涤纶膜片 16 由

夹膜构件固定,其强度选定为足以抵抗风洞来流的高压冲击,其背风面安装电阻丝 17。

[0024] 利用该装置的进气道自起动试验的流程如下:首先,激波风洞开始运行,由于进气道下游自起动模拟试验破膜装置 12 中的涤纶膜片 16 初始并不破膜,对进气道形成堵塞,进气道出现拟稳定不起动周期流态(稳定工作时长超过其周期)。在激波风洞运行时,P5 区压力探针 2 输出压力信号,同步触发延时脉冲信号发生器 3,在设定的延时(依据破膜时刻要求)后脉冲信号发生器 3 输出脉冲信号触发脉冲高能点火器 4,点火器输出高压脉冲至电阻丝 17,瞬间烧蚀破膜。此时进气道下游的堵塞消失,可利用纹影或压力测量监测进气道是否实现自起动。

[0025] 经过以上步骤,可以实现基于激波风洞的高超声速进气道的自起动特性考核试验。本发明提出的自起动试验装置是对现有自起动测试技术的补充,保证了利用激波风洞开展自起动试验的有效性及可重复性,拓展了激波风洞的应用。同时,该装置简便易行,不需要复杂的装备,也不需对进气道进行额外的结构改造,实现方法和零部件加工都较简单,因此在工程应用上不存在困难。

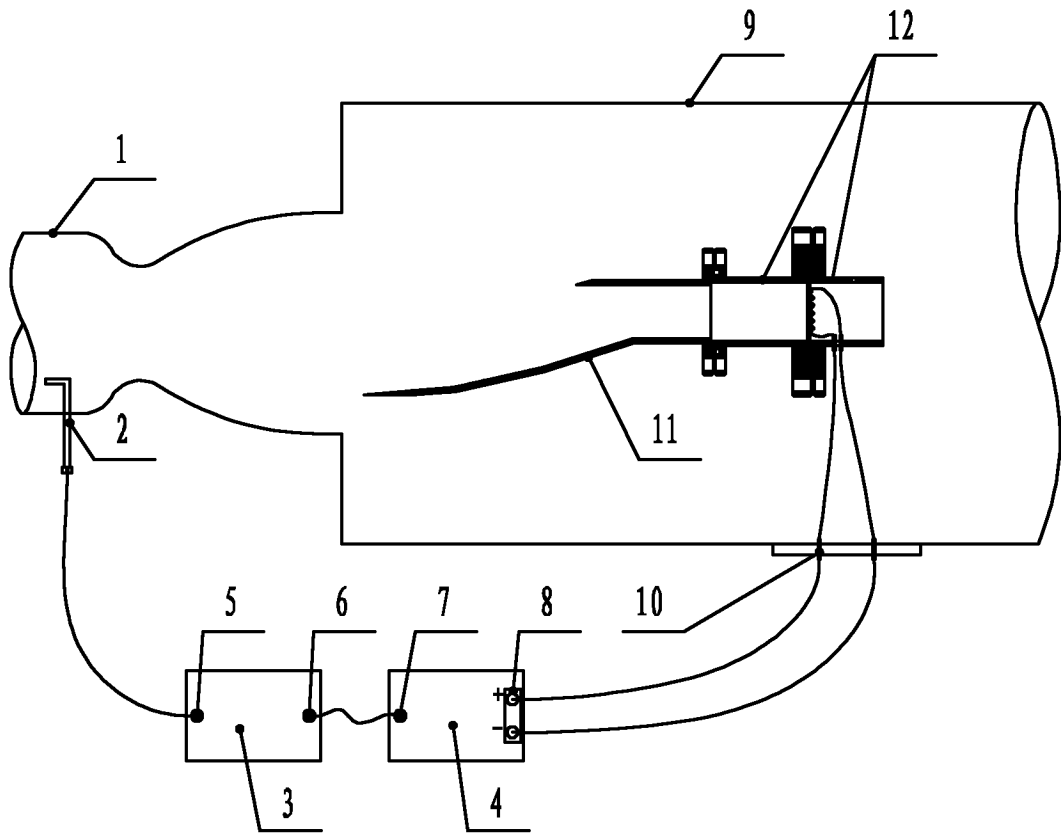


图 1

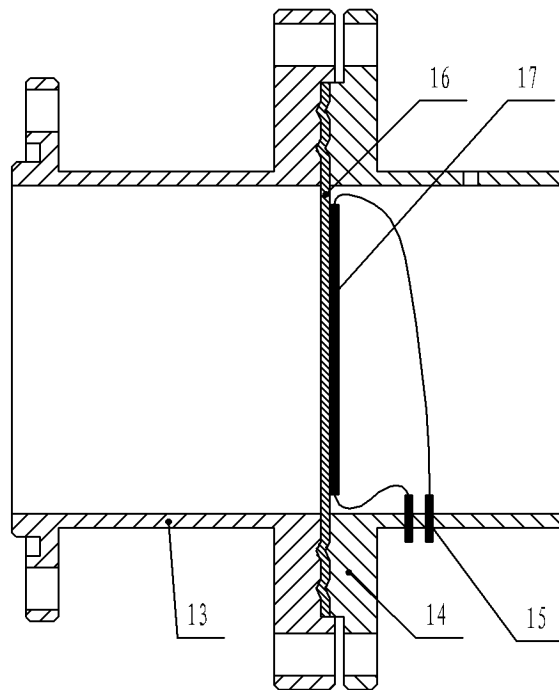


图 2