

组合式宽马赫数风洞设计与流场特性



刘中臣^{1,2}, 高亮杰^{1,2}, 汪球³, 辛亚楠^{1,2}, 钱战森^{1,2}, 赵伟³

1. 中国航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034
2. 高速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034
3. 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

摘要: 脉冲型风洞是开展高超声速飞行器研制和气动热力学研究的重要试验设备。本文基于激波风洞和Ludwig管风洞组合运行原理, 突破了高温管外静态加热技术、高温高压气体隔离技术、大口径高温膜片设计技术等系列关键技术, 设计建设了FL-63脉冲型组合式宽马赫数风洞, 设计马赫数范围3.0~10.0, 采用双模式组合运行模式, 中低马赫数段(Ma 3.0~4.5)采用Ludwig管风洞运行模式, 最高温度可达900K, 可复现飞行高度的总焓和总压, 有效运行时间大于150ms; 高马赫数段(Ma 5.0~10.0)采用激波风洞运行模式, 有效运行时间大于20ms, 最高驱动压力30MPa。本文通过运行方式的灵活组合, 兼顾了低马赫数和高马赫数来流的不同模拟需求, 实现了宽马赫数范围的试验能力。

关键词: 组合式风洞; 宽速域; 激波风洞; Ludwig管风洞; 气动热

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

DOI: 10.20118/j.issn2097-258X.2024.01.002

当飞行器以高马赫数巡航飞行时, 气动加热现象对飞行器材料和结构影响严重^[1-5], 因此准确预测飞行器宽速域气动热特性极其重要。脉冲型气动热风洞是开展高马赫数飞行器研制和气动热力学研究的基本试验设备, 根据驱动形式的不同, 可分为激波风洞、膨胀管风洞、炮风洞、Ludwig管风洞等^[6-10]。典型代表有美国CAL-SPAN LENS系列风洞、俄罗斯U-12激波风洞、日本HIEST激波风洞、中国空气动力研究与发展中心FD-14激波风洞、中国航空气动力技术研究院FD-21激波风洞、中国科学院力学研究所JF-12激波风洞等^[11-12]。

为了满足宽速域飞行器研究对试验能力的需求, 脉冲型高超声速高焓风洞逐渐向中低马赫数扩展, 如LENS-II风洞经过改造后其运行马赫数下限拓展至2.7^[13]。基于激波管原理发展而来的脉冲型风洞向中低马赫数拓展时, 由于存在“大喉道效应”, 被驱动段管径与喷管喉道尺寸不匹配, 均需以牺牲有效运行时间或喷管尺寸及流动品质为代价。而以Ludwig管原理运行的风洞对喷管收缩比要求相对较低, 在中低马赫数运行条件下具有明显优势。

结合两种运行模式的优势, 中国航空工业空气动力研究院提出了一种激波风洞与Ludwig管风洞组合运行模

式, 设计建设了FL-63脉冲型组合式宽马赫数风洞, 通过运行方式的灵活组合, 兼顾了低马赫数和高马赫数来流的不同模拟需求, 实现了宽马赫数范围的试验能力。

1 组合式运行原理

本文提出的组合式宽马赫数风洞主要基于激波风洞和Ludwig管风洞运行原理发展而来, 通过更换部分洞体结构(详见第2节)实现激波风洞模式和Ludwig管风洞模式的切换, 从而实现较宽的马赫数范围模拟。

1.1 激波风洞模式

典型反射型激波风洞的运行原理如图1所示。在激波管中, 驱动段内充高压气体(即4区气体)被驱动段充低压气体(即1区气体), 两段之间用膜片隔开, 当膜片突然打开时高压气体压缩前端的低压气体, 向下游产生入射激波, 波后气体被压缩至高温高压状态(即2区气体), 冲破第二道膜片后入射激波在喷管喉道前反射, 试验气体被再次压缩, 温度和压力进一步提升(即5区气体), 可作为高超声速风洞的试验气体, 该高温高压气体经过喷管加速到给定的马赫数状态, 在试验段便可进行模型试验测试。

在激波风洞中, 试验气流的温度和压力主要由被驱

收稿日期: 2023-11-14 返修日期: 2023-12-20

引用格式: 刘中臣, 高亮杰, 汪球, 等. 组合式宽马赫数风洞设计与流场特性[J]. 气动研究与试验, 2024, 02(01): 29-38.

Liu Zhongchen, Gao Liangjie, Wang Qiu, et al. Design and flow field characteristics of a combined wide Mach number wind tunnel[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2024, 02(01): 29-38. (in Chinese)

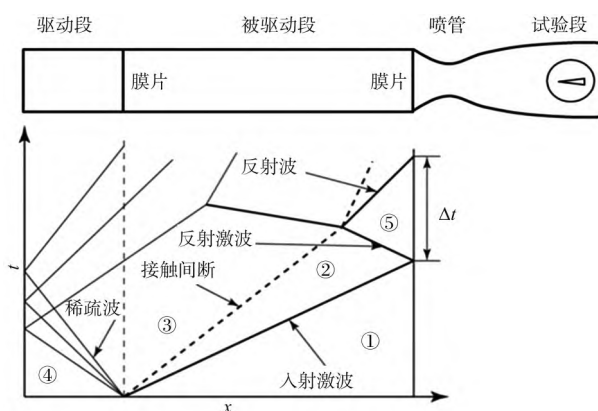


图1 激波风洞运行原理示意图

Fig.1 Wave diagram of shock tunnel

动段的入射激波强度决定，试验所需的马赫数由喷管的膨胀比决定，气流的雷诺数由驻室气体的总温总压决定，可通过调节驱动段和被驱动段的初始压力来获得不同强度的入射激波，进而获得所需的总温总压。激波风洞的试验有效时间主要来自上游的反射稀疏波以及下游真空舱内的反射激波来决定，当上游反射波到达喉道，或者下游反射波到达试验段时，试验段气流就无法保持稳定状态，试验必须结束。

入射激波马赫数是激波风洞运行的基本参数，其由驱动气体与被驱动气体的压比及热力学状态所决定，关系式^[12]如下

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

式中， p 为气体压力， γ 为气体比热比， a 为气体声速， Ma_s 表示入射激波马赫数。下标4表示4区气体状态，下标1表示1区气体状态，下标s表示激波。

5区试验气体的热力学参数可表示为入射激波马赫数的函数，关系式^[12]如下

$$\frac{p_5}{p_1} = \frac{[2\gamma_1 Ma_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(3\gamma_1 - 1)Ma_s^2 - 2(\gamma_1 - 1)]}{(\gamma_1 + 1)[(\gamma_1 - 1)Ma_s^2 + 2]} \quad (2)$$

$$\frac{T_5}{T_1} = \frac{[2(\gamma_1 - 1)Ma_s^2 - (\gamma_1 - 3)][(3\gamma_1 - 1)Ma_s^2 - 2(\gamma_1 - 1)]}{(\gamma_1 + 1)^2 Ma_s^2} \quad (3)$$

式中， T 为气体温度，下标5表示5区气体状态。

1.2 Ludwig管风洞模式

典型Ludwig管风洞运行原理如图2所示。风洞的高压储气段与拉瓦尔喷管之间通过膜片（或快速阀）隔开，储气段内储存着高温高压的试验气体（即0区气体）。在

膜片打开的瞬间，会形成一系列非定常稀疏波向储气段上游传播，稀疏波后的试验气体（即1区气体）经过拉瓦尔喷管膨胀加速形成试验状态的来流条件，供模型试验测试使用。稀疏波可以在储气段端面和喷管喉道之间形成多次反射，形成2区和3区气体。Ludwig管风洞储气段可以采用整体加热，为了节约成本，也可以采用部分加热的方案，为充分延长Ludwig管风洞的有效试验时间，储气管加热段的长度需确保稀疏波反射回喷管喉道前，加热段内的高温气体不至于耗尽。

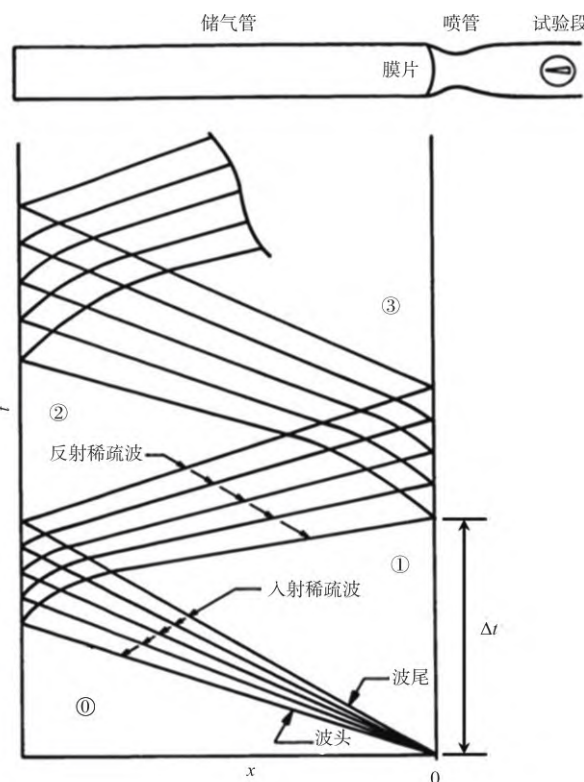


图2 Ludwig管风洞运行原理示意图

Fig.2 Wave diagram of Ludwig tunnel

Ludwig管风洞的有效试验时间主要由三方面因素决定：一是开启装置的打开时间要足够短，否则会导致流场建立过程花费时间过长；二是上游的驱动管要有足够的长度，使得反射稀疏波在试验结束前来不及返回到喷管喉道位置；三是下游真空舱必须有足够的容积和长度，使得向下游传播的波系在试验结束前不至于反射回试验段。值得注意的是，驱动管中的稀疏波可能产生多次反射，当其首次被上游端头反射并回传至喷管喉道位置时，可被喉道反射，再次向上游传播，如此往复，可以在试验段得到多个接近平稳的试验条件。

稀疏波后的气流流动马赫数是Ludwig管风洞运行的核心参数, 其由储气段与喷管喉道的面积比决定, 关系式^[6]如下

$$\left(\frac{D}{D^*}\right)^2 = \frac{1}{Ma_1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

式中, Ma_1 表示稀疏波后气流流动的马赫数, γ 为气体比热比, D 为储气段直径, D^* 为喷管喉道直径。

储气段内稀疏波后试验气体的热力学参数可表示为气流流动马赫数的函数, 关系式^[6]如下

$$\frac{P_{t,1}}{P_0} = \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

$$\frac{T_{t,1}}{T_0} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2} \quad (6)$$

式中, P_t 为气体总压, T_t 为气体总温, 下标t表示气体的滞止状态, 下标1表示稀疏波后气体状态, 下标0表示储气段内初始气体状态。

2 FL-63 风洞关键技术

2.1 总体参数

FL-63风洞是由航空工业气动院设计建造的一座脉冲型组合式高焓风洞, 具备宽马赫数试验能力, 主要面向气动热测量、发动机性能等试验研究, 其主要技术指标见表1。FL-63风洞采用双模式组合运行模式, 中低马赫数段 (Ma 3.0 ~ 4.5) 采用Ludwig管风洞运行模式, 可复现飞行条件的总焓和总压, 有效运行时间大于150ms; 高马赫数段 (Ma 5.0 ~ 10.0) 采用激波风洞运行模式, 有效运行时间大于20ms, 最高驱动压力30MPa。

表1 FL-63风洞技术指标

Table 1 Specifications of FL-63 wind tunnel

马赫数	运行模式	喷管口径	有效运行时间	运行条件
中低马赫数段 (Ma 3.0 ~ 4.5)	Ludwig管风洞模式	ϕ 300mm	\geq 150ms	最高总温900K 最高总压1MPa
高马赫数段 (Ma 5.0 ~ 10.0)	激波风洞模式	ϕ 500mm	\geq 20ms	最高总温1200K 最高驱动压力30MPa

FL-63风洞设备构成如图3所示, 激波风洞模式主要由高压驱动段、双膜段、低压被驱动段、喉道单膜片、喷管、试验舱、真空罐等组成; Ludwig管风洞模式主要由冷管段、高温空气隔离器、加热器、喉道双膜片、喷

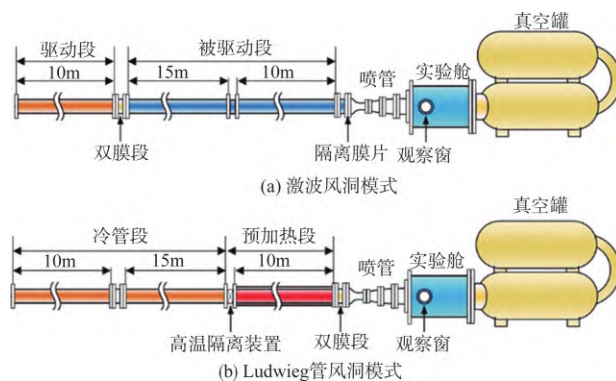


图3 FL-63风洞结构示意图^[14]

Fig.3 Schematic diagram of FL-63 wind tunnel^[14]

管、试验舱、真空罐等组成。其中大部分洞体结构为两种运行模式共用, 仅通过将低压被驱动段部分管体替换为加热器, 实现两种运行模式的切换。

2.2 关键技术

FL-63风洞需要兼顾两种模式运行, 对设计要求较高, 其中激波风洞模式采用常温高压空气驱动, 不需要额外引入加热源; 而Ludwig管风洞模式采用高温高压空气作为试验气体, 需要在风洞启动前预先完成试验气体的静态加热, 加热器的性能指标直接影响风洞的模拟能力。出于节约成本的考虑, FL-63风洞储气段采用部分加热的方案, 加热段的热量会通过辐射、对流、传导等方式向冷管段传递, 对冷管段的洞体结构产生不利影响, 同时也会降低加热的均匀性, 因此在加热段和冷管段之间设计了高低温隔离阀。对于有效试验时间比较有限的脉冲风洞而言, 尽量缩短风洞启动过程的时间显得尤为重要, FL-63风洞设计采用膜片式快开系统, 在激波风洞模式下采用常温膜片, 而在Ludwig管风洞模式下由于试验前需要对试验气体进行长时间加热, 因此膜片需要确保长时间高温考验后还能在指定压力下实现精准爆破, 设计难度较大。

2.2.1 管外静态加热技术

FL-63风洞加热系统如图4所示。高温加热器用于提高储气段内试验气体的初始温度, 采用管外电加热技术, 最高温度可达900K, 最高压力可达1MPa, 系统功率为250kW。管外静态加热技术的最大优点就是对管内气流无直接干扰, 可在气流静止状态下缓慢进行, 有利于风洞流场品质的保证。在风洞运行过程中, 加热系统的使用模式为: 首先, 关闭加热段管体上游高温隔离阀和下游高温膜片, 在耐高温管体内充入一定压力的气体, 同时

还需在上下游高温隔离装置与管体法兰连接中部设置中间环,用于充放气及气体参数取样测量;开启加热系统,在加热过程中监测管体内部的气体压力和温度变化,当温度达到设定值之后,关闭加热系统,打开上游高温隔离阀连通整个驱动管;开启下游高温膜片爆破装置,风洞启动进行试验。

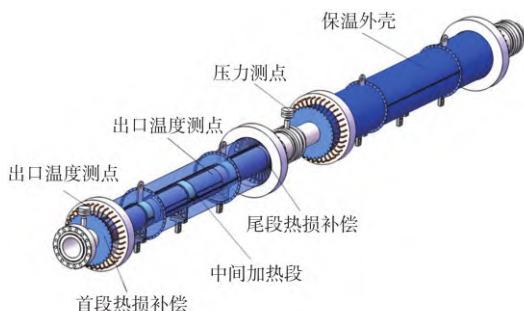


图4 FL-63风洞加热系统示意图

Fig.4 Schematic diagram of FL-63 wind tunnel heater

FL-63风洞加热器主要由高温高压管体、发热系统、外表热防护系统等组成,内部结构如图5所示。对于同时承受高温和高压环境的储气段而言,管体材料至关重要,高温高压管体材料选用高温合金,在温度超过900K的条件下承压能力不低于1MPa。发热系统是加热器的核心部件,主要由发热元件和传热元件组成。发热元件外层的电热管材料采用高温合金钢管制造,内部发热材料采用耐高温高电阻镍铬合金丝,其可承受1300K以上的高温。综合考虑导热特性、耐高温能力、抗氧化特性及热强度等多方面因素,传热元件材料采用不锈钢,其在900K的高温条件下氧化速率几乎为零,且仍具有19MPa的许用应力。从发热元件经传热元件到驱动管体的加热效果不仅仅取决于传热元件本身的导热系数,更需要解决的关键因素是因驱动管体与传热元件之间的间隙而造成的结构热阻。如果结构热阻得不到有效控制,相同的驱动管体温度所需要的发热元件温度明显增加,有时甚至因为间隙热阻过大导致驱动管体温度无法达到设定指标。FL-63风洞加热器方案中采用的传热元件材料与驱动管体材料热膨胀系数非常相近,同时通过对驱动管体外表面和传热模块内表面进行精抛光工艺处理,再结合过盈配合、热套工艺等安装技术,充分减小配合部件之间的间隙,以此达到降低热阻影响的目的。加热器最外层为热防护系统,一方面减小传热模块对外辐射和传导的热量,防

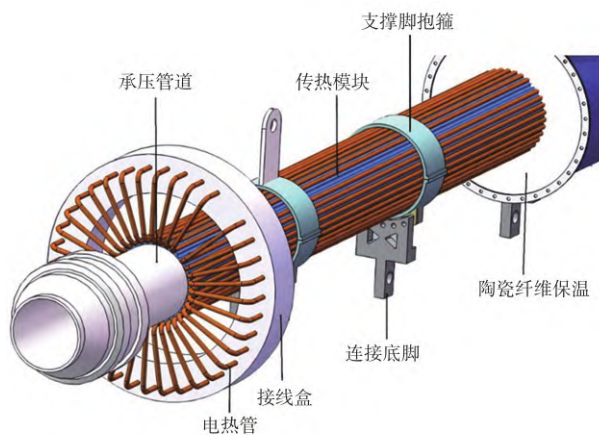


图5 FL-63风洞加热器内部结构示意图

Fig.5 Schematic diagram of the internal structure of the FL-63 wind tunnel heater

止热量无效耗费,另一方面也是一项重要的安全防护措施,防止人员烫伤。主体保温材料选择含锆陶瓷纤维棉,设备外表面温度小于50℃。

2.2.2 高温高压气体隔离技术

驱动管整体加热会造成建设代价的急剧上升,对于大口径的Ludwig管风洞,驱动管体一般分为常温驱动管和热态驱动管两部分,两者之间设置一个高低温隔离阀,阀体上游为常温空气及常温带管体,下游为高温空气及高温管体,操作温度由最高运行总温确定。其主要作用是在加热过程中阻隔冷热驱动管中的介质,防止加热器预热升温过程中与冷管段发生热量交换,提高加热段气体温度的均匀性。

FL-63风洞高低温隔离阀如图6所示,上游采用法兰与常温驱动管相连接,下游由于直接与热态高压驱动管连接,故而采用强度较高的卡箍连接形式。该阀门采用浮动式球阀方案,上游阀座搭配碟簧,下游阀座固定在右阀体上,当阀门关闭时,阀门靠流体压力及阀座弹簧的预紧力达到阀前密封,而此两力又由浮动球体传递到阀后阀座,从而使得阀后阀座达到密封。该阀门采用气动式执行驱动器,在加热过程中一直处于关闭状态。在试验开始前,需要提前打开高低温隔离阀,为了控制温度间断面两侧压力的平衡,开阀前需要调节冷态驱动管中的压力,使其与热态驱动管的压力保持一致。

2.2.3 高温膜片设计技术

Ludwig管风洞一般采用快开系统将驱动管及喷管段隔开,在加热过程中要求能够同时承受长时间的高温高

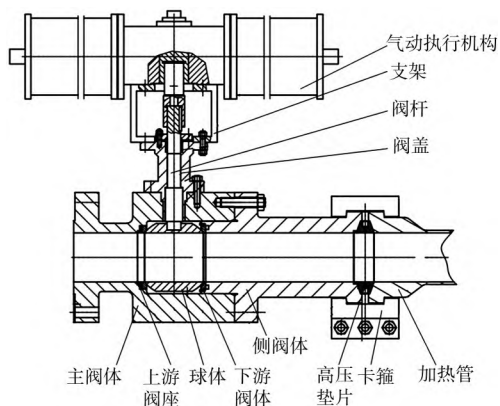


图6 FL-63风洞高低温隔离阀示意图

Fig.6 Schematic diagram of FL-63 wind tunnel high and low temperature isolation valve

压环境并具有良好的密封性，在加热结束和高低温隔离阀打开后能够迅速开启，完成风洞的启动。快开系统是风洞的关键部件，对风洞的运行时间有着至关重要的影响，通常有膜片和快速阀两种开启模式。而激波风洞由于试验时间更短，通常采用膜片开启方式。

FL-63风洞采用膜片式快开系统，其中在激波风洞运行模式下与其他激波风洞类似，在驱动段与被驱动段之间采用双膜片，在喷管入口采用单膜片，由于激波风洞运行压力较高，破膜控制相对较为容易，因此膜片形式采用平板带槽型金属膜片，易于加工且成本较低。在Ludwig管风洞运行模式下，驱动管中压力较激波风洞运行模式低，普通平板型膜片很难实现破膜压力的精确控制，因此在喷管喉道上游采用反拱带槽型双膜结构形式，利用受压失稳原理实现快速可控破膜。Ludwig管风洞运行模式下，膜片长时间处于高温环境，材料的力学性能也会发生改变，因此需要根据不同的运行工况合理选择膜片的材质，设计膜片的厚度和刻槽深度。FL-63风洞高温膜片如图7所示。

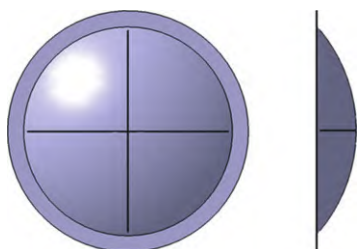


图7 FL-63风洞高温膜片示意图

Fig.7 Schematic diagram of FL-63 Wind Tunnel high-temperature diaphragm

3 系统调试与流场分析

FL-63风洞现场如图8所示，目前已完成激波风洞模式和Ludwig管风洞模式系统运行调试，开展了 Ma 3.0~8.0喷管流场调试， Ma 10.0喷管尚在加工中。表2给出了FL-63风洞 Ma 3.0~8.0喷管的实际校测结果。



(a) 激波风洞模式



(b) Ludwig管风洞模式

图8 FL-63风洞现场照片

Fig.8 Pictures of FL-63 wind tunnel

表2 FL-63风洞 Ma 3.0~8.0喷管校测结果

Table 2 Calibration results of FL-63 wind tunnel Mach number 3.0~8.0 nozzles

名义 Ma	3.0	3.5	4.0	4.5	5.0	6.0	7.0	8.0
实际 Ma	2.94	3.48	3.96	4.49	4.93	5.94	6.96	8.13

3.1 激波风洞模式

FL-63风洞高马赫数段 (Ma 5.0~10.0) 采用激波风洞运行模式，通过非定常绝热的激波压缩过程获得高温高压气体，经过喷管膨胀获得高超声速气流。如图3 (a) 所示，在驱动段和被驱动段之间安装两道钢膜片，隔开高、低压气体；在低压段与喷管之间安装一道较薄的铝膜片，隔开低压段的气体 and 试验舱及真空罐。风洞运行时，先在驱动段充入高压空气保持高压状态，双膜段内压强约为驱动段内压强的一半，被驱动段可根据试验需求调整压力值。当驱动段压力达到设定值时，通过快速阀放出双膜段内的气体，使钢膜两侧的压差快速增加，膜片因超过能够承受的最大压强而破裂，产生激波压缩

被驱动段内的试验气体。被激波压缩后的高温高压气体冲破铝膜片，经过拉瓦尔喷管膨胀加速，最终在试验舱内产生所需要的试验气流。

激波风洞通常在被驱动段下游安装两个压电传感器，入射激波扫过被驱动段时测量得到两个压电传感器信号之间的时间差，已知两个传感器之间的距离，即可求得入射激波的马赫数，根据式(2)和式(3)可计算求得驻室气体的总压和总温。

图9(图中 P_t 为皮托压力)给出了FL-63风洞 Ma 5.0~8.0试验段内的皮托压力曲线，可以看出FL-63风洞在激波风洞模式下属于平衡接触面运行模式，试验段皮托压力信号呈现典型的双平台特征，第一平台对应5区试验气体，稳定时间不小于10ms，第二平台对应入射激波在喷管喉道与接触面之间经过多次反射后达到的平衡态， Ma 5.0条件下不小于20ms， Ma 6.0~8.0条件下长达30ms以上。激波风洞运行模式下两个平台的有效试验时间都可用于试验测试。

图10给出了FL-63风洞在激波风洞运行模式下测量得到的模型表面温度曲线和热流曲线。脉冲型风洞模型表面热流测量主要基于一维半无限体非稳态热传导理论，采用同轴热电偶或薄膜热电阻等传感器首先测量得到表面温度随时间的变化曲线，再积分求得模型表面热流，关系式如下

$$q(t_n) = 2 \sqrt{\frac{\rho c k}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} + \sqrt{t_n - t_{i-1}}} \quad (7)$$

式中， q 为瞬态热流， T 为瞬态温度， t 为时间，下标 i 和 n 表示不同时刻， $\sqrt{\rho c k}$ 为传感器的热乘积参数，一般采用整体标定。

为了方便不同来流条件下的热流数据进行对比，采用斯坦顿数对热流数据进行无量纲化，关系式如下

$$St = \frac{q_w}{\rho_\infty u_\infty H_0} \quad (8)$$

式中， St 为斯坦顿数， q_w 为壁面热流， ρ_∞ 为来流密度， u_∞ 为来流速度， H_0 为滞止总焓，下标 w 表示壁面状态，下标 ∞ 表示来流状态，下标 0 表示滞止状态。

图11给出了FL-63风洞气动热试验校测采用的半角为 7° 的尖锥标模几何外形，其与中国科学院力学研究所JF8A激波风洞试验^[15-16]所采用的尖锥标模几何外形相似，总长度为550mm，在模型表面沿一条直线分布14个热流

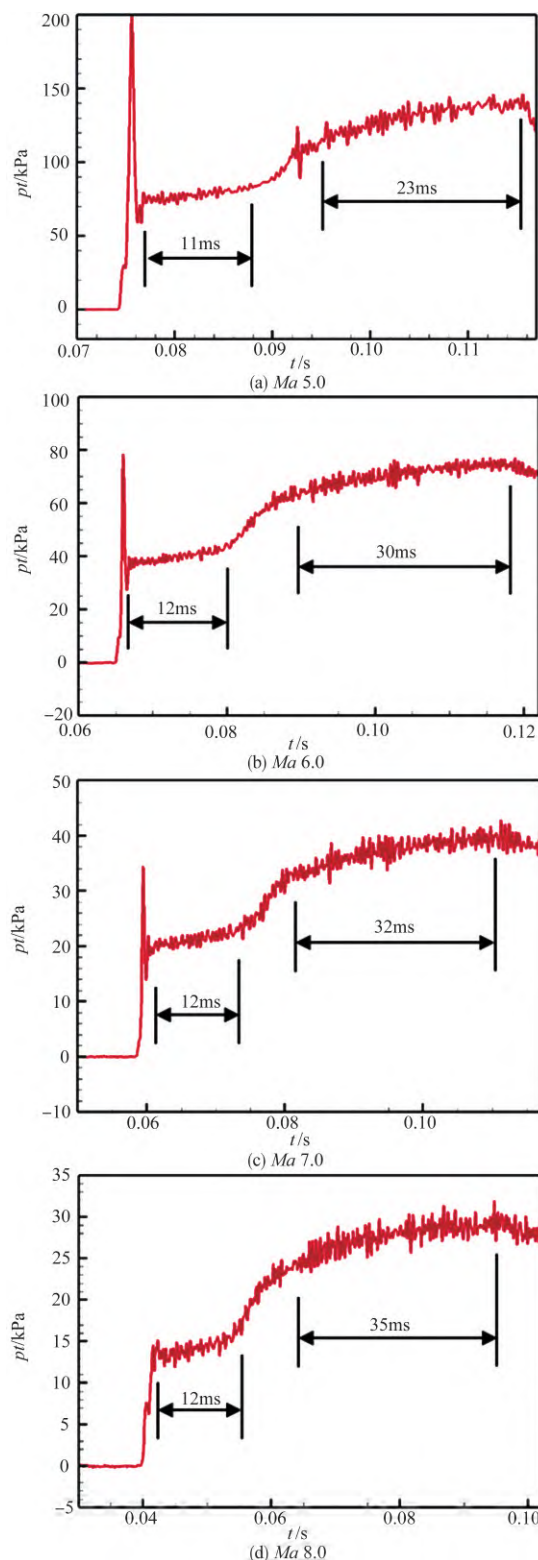


图9 FL-63风洞 Ma 5.0~8.0试验段内的皮托压力曲线
Fig.9 Pitot pressure curves in the test section of FL-63 wind tunnel with Mach numbers of 5.0~8.0

测点，两个测点之间的距离为20mm。

标模试验采用 Ma 6.0喷管，表3给出了FL-63风洞与JF8A风洞标模试验来流条件对比，图12是两座风洞标

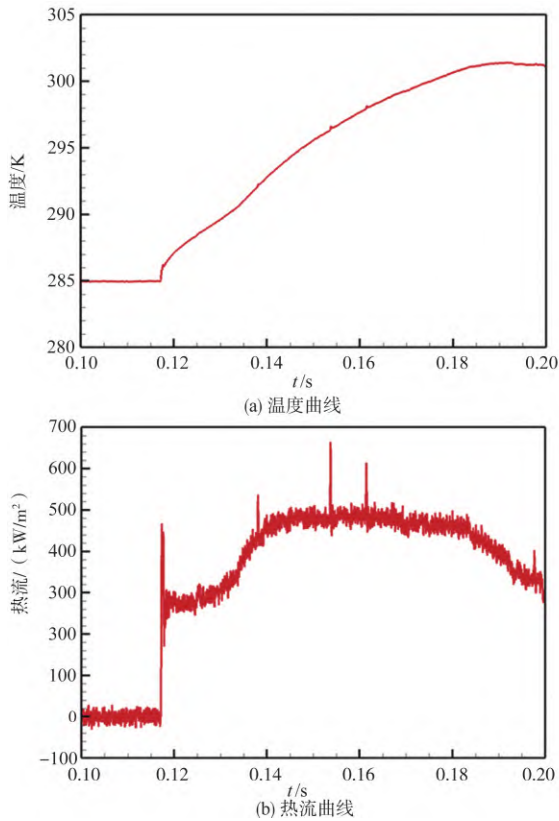


图10 FL-63风洞在激波风洞模式下测得的模型表面温度和热流曲线

Fig.10 Temperature and heat flow curves of the model surface measured in FL-63 wind tunnel under the shock tunnel mode

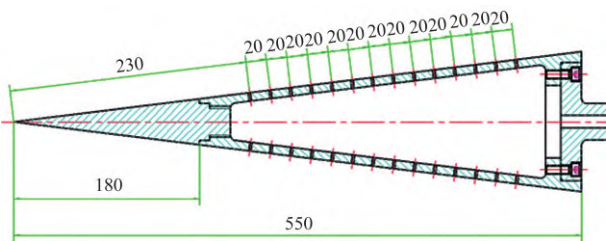


图11 FL-63风洞气动热标模几何外形图

Fig.11 Geometric diagram of aerodynamic thermal standard model for FL-63 wind tunnel

模试验测量结果的对比图。从模型表面热流测量结果可以看出，尖锥模型表面存在从层流到湍流的转换，湍流条件下的热流值约为层流条件下的热流值的两倍，FL-63风洞试验模型转换的临界雷诺数约为 4×10^6 ，与JF8A风洞试验结果存在一定差异，分析其原因可能与不同风洞的来流条件差异以及不同模型的表面粗糙度等因素有关。

3.2 Ludwig管风洞模式

FL-63风洞中低马赫数段 (Ma 3.0 ~ 4.5) 采用Lud-

表3 标模试验来流条件对比

Table 3 Comparison of free stream conditions in standard model tests

风洞	P_0/Pa	T_0/K	$H_0/(\text{J/kg})$	P_w/Pa	T_w/K	$\rho_w/(\text{kg/m}^3)$	$u_w/(\text{m/s})$	$(Re/L)/\text{m}^{-1}$
FL-63	2.08×10^6	712	7.33×10^5	1311	87	5.46×10^{-2}	1121	1.02×10^7
JF8A	1.20×10^6	—	6.00×10^5	—	68	2.70×10^{-2}	1054	6.40×10^6

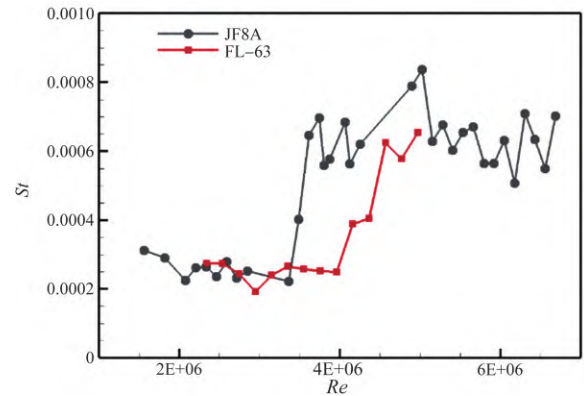


图12 FL-63风洞和JF8A风洞气动热标模测量结果对比

Fig.12 Comparison of aerodynamic thermal standard model measurement results between FL-63 wind tunnel and JF8A wind tunnel

wieg管风洞运行模式，在驱动管内利用稀疏波非定常等熵膨胀加速，再经过喷管膨胀产生高速的试验气流。如图3(b)所示，风洞驱动管包括长为25m的冷管段和长为10m的管外预加热段，预加热段管体上游用高温隔离装置和冷管段相连接，在下游采用双膜段和喷管连接。双膜段减小了单张膜片所承受的压力，便于调节风洞运行状态，有利于精确控制风洞的破膜压力，进而提升试验重复性。风洞运行时，首先关闭高温隔离装置，根据运行温度和压力分别向冷管段和管外预加热段充入不同压力的常温气体，其中压力由初、末状态的温度确定；双膜段内的压强约为预加热段内压强的一半。对热管内气体进行加热，当热管内气体达到运行温度要求时（此时热管内的压力与冷管内的压力匹配），开启高温隔离装置使冷、热管内气体连通，通过快速阀放出双膜段内的气体，使高温膜片两侧的压差快速增加，高温膜片因受压失稳而破裂，产生一束稀疏波向驱动管上游传播，获得初始速度的试验气体经过拉瓦尔喷管膨胀加速，最终在试验舱内产生所需要的试验气流。

图13给出了FL-63风洞在 Ma 3.0和 Ma 4.0条件下驱

动管内的压力曲线,可以看出,在Ludwig管风洞运行模式下,起动稀疏波在驱动段上游端头和喷管喉道之间产生多次反射,从而形成多个台阶状稳定的来流条件,可用于开展固定马赫数变雷诺数变总温的来流模拟试验。从图13(a)和图13(b)的对比可以看出, Ma 4.0由于喷管喉道更小,稀疏波在多次反射过程中耗散较慢,因此 Ma 4.0比 Ma 3.0形成了更多平稳的台阶压力波,有效试验时间更长。图14给出了FL-63风洞 Ma 4.0试验段内的皮托压力曲线,可以看出,在Ludwig管风洞模式下,单个台阶的有效试验时间长达180ms。

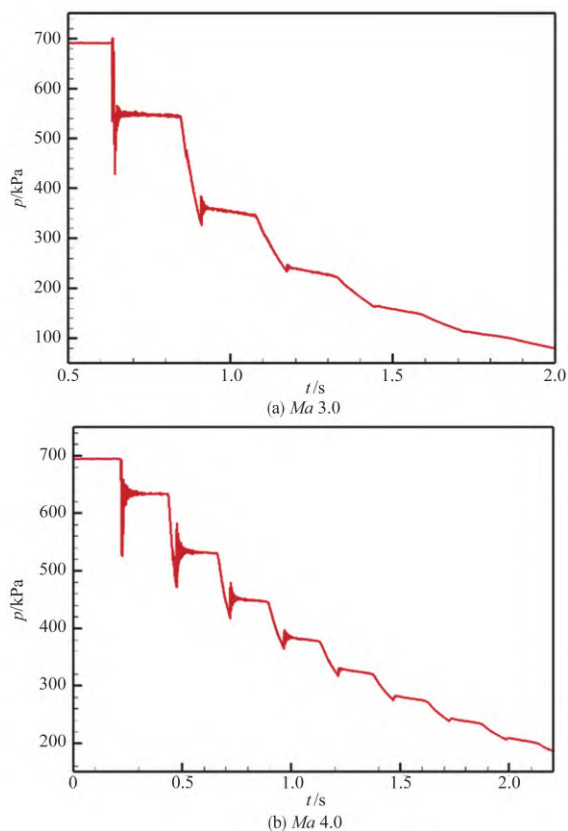


图13 FL-63风洞在Ludwig管风洞模式下驱动管内压力曲线

Fig.13 Pressure curves measured in the driving tube of FL-63 wind tunnel under the Ludwig tunnel mode

图15给出了FL-63风洞在Ludwig管风洞运行模式下测量得到的模型表面温度曲线和热流曲线,可以看出,相较激波风洞模式,Ludwig管风洞模式下获得了更长时间的热力学稳定条件。区别于激波风洞模式的非定常激波加热模式,Ludwig管风洞模式通过管外静态加热方式提高气流总温,流场更加稳定、气流参数脉动更低,有利于开展中低马赫数要求全焓复现的热力学模拟试验。

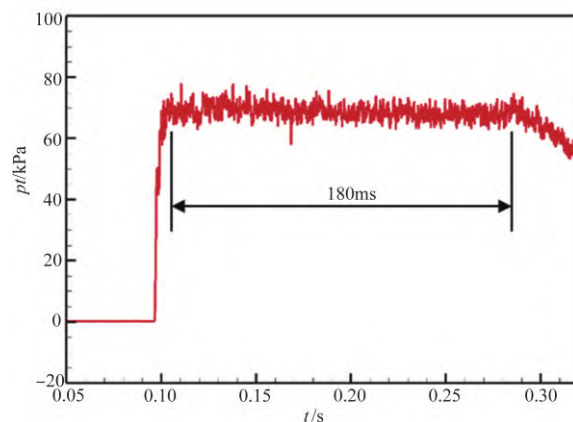


图14 FL-63风洞 Ma 4.0试验段内的皮托压力曲线

Fig.14 Pitot pressure curve measured in the test section of FL-63 wind tunnel with Mach number 4.0

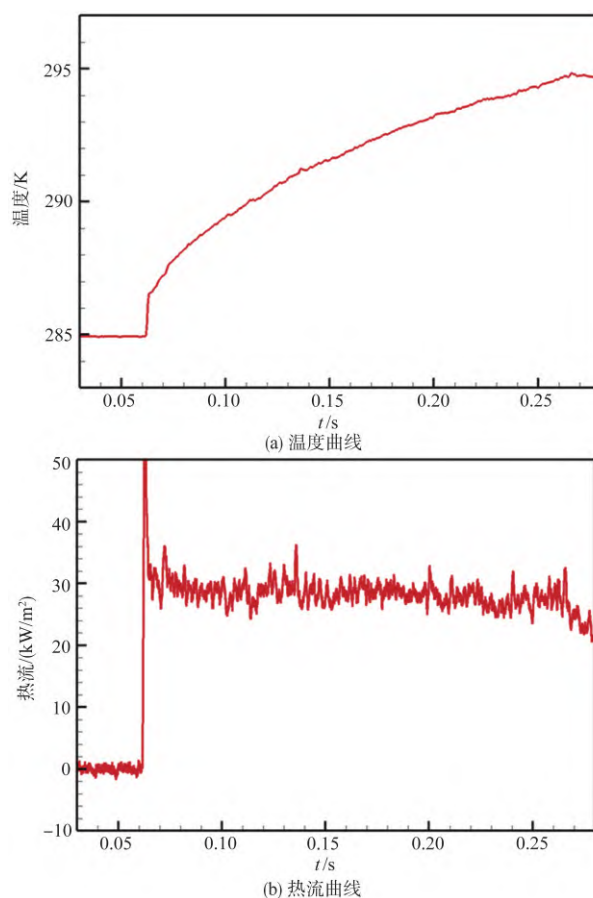


图15 FL-63风洞在Ludwig管风洞模式下测得的模型表面温度和热流曲线

Fig.15 Temperature and heat flow curves of the model surface measured in FL-63 wind tunnel under the Ludwig tunnel mode

4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1) 航空工业气动院设计建设了FL-63脉冲型组合式宽马赫数风洞, 设计马赫数范围为3.0~10.0, 采用双模式组合运行模式, 中低马赫数段(Ma 3.0~4.5)采用Ludwig管风洞运行模式, 最高温度可达900K, 可复现飞行高度的总焓和总压, 有效运行时间大于150ms; 高马赫数段(Ma 5.0~10.0)采用激波风洞运行模式, 有效运行时间大于20ms, 最高驱动压力30MPa。

(2) FL-63风洞的研制突破了脉冲型组合风洞运行原理、高温管外静态加热技术、高温高压气体隔离技术、大口径高温膜片设计技术等系列关键技术, 完成了 Ma 3.0~8.0喷管流场校测, 具备宽速域试验能力。

(3) 通过激波风洞模式和Ludwig管风洞模式系统调试以及气动热标模的对比试验, 验证了FL-63风洞状态及测量系统的可靠性, FL-63风洞适合开展宽速域气动问题、中低值气动热测量、冲压发动机模型点火及燃烧机理等试验研究。

参考文献

- [1] 朱广生, 姚世勇, 段毅. 高速飞行器减阻降热流动控制技术进展及工程应用[J]. 航空学报, 2023, 44(15): 529049.
Zhu Guangsheng, Yao Shiyong, Duan Yi. Research progress and engineering application of flow control technology for drag and heat reduction of high-speed vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(15): 529049. (in Chinese)
- [2] 孙宗祥, 唐志共, 陈喜兰, 等. X-37B的发展现状及空气动力技术综述[J]. 实验流体力学, 2015 (1): 1-14, 24.
Sun Zongxiang, Tang Zhigong, Chen Xilan, et al. Review of the state-of-art and aerodynamic technology of X-37B[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015 (1): 1-14, 24. (in Chinese)
- [3] 艾邦成, 陈思员, 陈智, 等. 关于高超声速飞行器新热障的感知与探讨[J]. 气体物理, 2023, 8(4): 1-17.
Ai Bangcheng, Chen Siyuan, Chen Zhi, et al. Cognition and discussion on new thermal barrier of hypersonic vehicles[J]. Physics of Gases, 2023, 8(4): 1-17. (in Chinese)
- [4] 李祝飞, 王军, 张志雨, 等. V形钝化前缘激波干扰问题[J]. 气动研究与实验, 2020, 32(1): 63-75.
Li Zhufei, Wang Jun, Zhang Zhiyu, et al. Shock interactions generated by V-shaped blunt leading edges[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2020, 32(1): 63-75. (in Chinese)
- [5] 姜宗林, 罗长童, 胡宗民, 等. 高超声速风洞实验数据的多维空间相关理论与关联方法[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45(12): 124705.
Jiang Zonglin, Luo Changtong, Hu Zongmin, et al. Multi-dimensional interrelation theory for hypersonic wind-tunnel experimental data and its correlation algorithm[J]. Science China(Physics, Mechanics & Astronomy), 2015, 45(12): 124705. (in Chinese)
- [6] 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 宽马赫数路德维希管风洞及其关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 30-34.
Gao Liangjie, Qian Zhansen, Wang Lu, et al. Wide Mach number range ludwig tube and its key technology[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(S1): 30-34. (in Chinese)
- [7] 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 高马赫数低噪声风洞层流喷管设计与性能评估[J]. 航空科学技术, 2016, 27(8): 68-78.
Gao Liangjie, Qian Zhansen, Wang Lu, et al. Design and performance evaluation for high mach number low noise wind tunnel nozzle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(8): 68-78. (in Chinese)
- [8] 罗凯, 汪球, 栗继伟, 等. 激波风洞/炮风洞动力学过程的模拟和分析[J]. 气动研究与实验, 2020, 32(1): 135-143.
Luo Kai, Wang Qiu, Li Jiwei, et al. Modeling of the transient high-speed flow in shock tunnel/gun tunnel[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2020, 32(1): 135-143. (in Chinese)
- [9] 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[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
Jiang Zonglin, Li Jinping, Zhao Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5): 824-831. (in Chinese)
- [10] 刘伟雄, 谭宇, 毛雄兵, 等. 一种新运行方式脉冲燃烧风洞研制及初步应用[J]. 实验流体力学, 2007, 21(4): 59-64.
Liu Weixiong, Tan Yu, Mao Xiongbing, et al. The development and preliminary application of a pulse combustion wind tunnel with new running way[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(4): 59-64. (in Chinese)
- [11] 陈星, 谌君谋, 毕志献, 等. 自由活塞高焓脉冲风洞发展历程及试验能力综述[J]. 实验流体力学, 2019, 33(4): 65-80.
Chen Xing, Shen Junmou, Bi Zhixian, et al. Review on the de-

- velopment of the free-piston high enthalpy impulse wind tunnel and its testing capacities[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(4): 65-80. (in Chinese)
- [12] 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[J]. *力学学报*, 2018, 50(6): 1283-1291.
- Jiang Zonglin, Li Jinping, Hu Zongmin, et al. Shock tunnel theory and methods for duplicating hypersonic flight conditions[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1283-1291. (in Chinese)
- [13] Dufrene A, Maclean M, Wadhams T, et al. Extension of LENS shock tunnel test times and lower Mach number capability[R]. AIAA Paper 2015-2017, 2015.
- [14] 王军. 宽速域V形钝前缘激波干扰特性及气动热防护优化设计[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2023.
- Wang Jun. Shock interactions in a wide range of speeds on V-shaped blunt leading edges and optimization design for heat reduction[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2023. (in Chinese)
- [15] Wang Qiu, Li Jinpeng, Zhao Wei, et al. Comparative study on aerodynamic heating under perfect and nonequilibrium hypersonic flows[J]. *Science China (Physics, Mechanics & Astronomy)*, 2016, 59(2): 77-83.
- [16] Wang Qiu, Li Jinpeng, Zhao Wei, et al. Comparative heat flux measurement of a sharp cone between three hypersonic test facilities at LHD[C]. 31st International Symposium on Shock Waves (ISSW31), 2017.

Design and Flow Field Characteristics of a Combined Wide Mach Number Wind Tunnel

Liu Zhongchen^{1,2}, Gao Liangjie^{1,2}, Wang Qiu³, Xin Yanan^{1,2}, Qian Zhansen^{1,2}, Zhao Wei³

1. *AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China*

2. *Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, Shenyang 110034, China*

3. *State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*

Abstract: Pulse wind tunnels are the important experimental equipment for developing hypersonic aircraft and conducting aerodynamic thermodynamic research. Based on the combination operation principle of shock wave wind tunnel and Ludwig tube wind tunnel, a series of key technologies are broken through such as high-temperature external static heating technology, high-temperature and high-pressure gas isolation technology, and large-diameter high-temperature diaphragm design technology. The FL-63 impulse combined wide Mach number wind tunnel is designed and constructed, with a design Mach number range of 3.0 to 10.0, and adopts a combined operation mode. In the low Mach number range (Mach numbers 3.0~4.5), it adopts Ludwig tube wind tunnel operation mode, with a maximum temperature of up to 900K, and can reproduce the total enthalpy and total pressure at flight altitude, with an effective operating time greater than 150ms; In the high Mach number range (Mach numbers 5.0~10.0), it adopts a shock tunnel operating mode, with an effective operating time greater than 20ms and a maximum driving pressure of 30MPa. By combining the operation modes and taking into account the different simulation requirements of low and high Mach number flow, the experimental capability of a wide Mach number range achieved.

Key Words: combined wind tunnel; wide velocity domain; shock wave wind tunnel; Ludwig tube wind tunnel; aerodynamic heating

Received: 2023-11-14 Revised: 2023-12-20