

doi: 10.7690/bgzd.2016.11.005

2 m 超声速风洞冲击载荷抑制方法研究

熊波, 林学东, 杨洋, 陈海峰

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为解决暂冲式超声速风洞在启动与关车过程中因冲击载荷过大而影响系统安全的问题, 提出一种 2 m 超声速风洞冲击载荷的抑制方法。介绍了暂冲式风洞下吹式运行方法的控制原理, 分析了暂冲式超声速风洞产生冲击载荷的原因, 并在暂冲式超声速风洞下吹式运行方法的基础上, 提出了一种全新的引射启动/关车的运行方法, 将其应用到 2 m 超声速风洞 AGARD-B 标模试验中。应用结果表明: 该方法能大大降低模型的冲击载荷, 保证了模型、天平及风洞系统的安全。

关键词: 暂冲式风洞; 超声速风洞; 冲击载荷; 引射启动/关车的运行方法

中图分类号: TJ06 **文献标志码:** A

Suppression Method Research of Impact Loads in 2 m Supersonic Wind Tunnel

Xiong Bo, Lin Xuedong, Yang Yang, Chen Haifeng

(High Speed Institute, China Aerodynamics Research & Development Center High Speed Institute, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to solve the problem which affected the safety of blow-down intermittent supersonic wind tunnel in the starting and stopping process, a suppression method of impact loads in 2 m supersonic wind tunnel was put forward. It introduced the control principle of blow-down operation method, and analyzed the reasons of impact load in intermittent supersonic wind tunnel. Basing on the blow-down method, a new operation method named ejector starting and stopping method was put forward in intermittent supersonic wind tunnel, and applied it to AGARD-B standard mold test in 2 m supersonic wind tunnel. Application results show that: this method can greatly reduce the impact load model, ensure the safety of model, balance, and wind tunnel systems.

Keywords: intermittent wind tunnel; supersonic wind tunnel; impact loads; ejector starting and stopping method

0 引言

暂冲式超声速风洞在启动/关车过程中存在巨大的冲击载荷, 使得模型出现剧烈振动, 并且马赫数越高, 模型在启动/关车过程中所受到的冲击载荷就越大, 模型震动就越剧烈, 安全隐患非常突出。当冲击载荷达到 $Ma3.0$ 以上时, 曾经发生过模型支撑机构被吹裂、模型被吹飞的安全事故。而新建成的 2 m 超声速风洞具有更高的试验马赫数, 更大的试验模型和更高的运行压力; 因此, 风洞试验安全更需要重点关注。

为解决暂冲式风洞启动/关车过程冲击载荷大的问题, 国际上相关技术人员开展大量的研究^[1-3], 并提出一些改进措施: 一是在风洞启动/关车过程中对模型增加辅助支撑装置, 以增强其强度和刚度; 二是采用投放方式, 待超声速流场建立后再将模型投出, 在关车前将模型收回驻室; 三是增大天平几何尺寸, 增强其结构的强度和刚度, 增加安全裕度^[4], 增加抗冲击能力; 四是优化超声速风洞扩散段几何外形, 降低风洞启动压比^[5-8]。

上述方法在保证模型安全方面取得了一定的效果, 但是也都存在一定的局限性。一是对模型增加辅助装置的方法, 在实现装置的收放、密封以及消除对超声速流场的干扰方面存在较大难度; 二是采用投放方式对细长体、小载荷模型具有明显优势, 对于大翼展、大载荷模型则难以实现; 三是增大天平几何尺寸方式, 在增加天平的强度和刚度的同时, 明显降低了天平的灵敏度和风洞试验数据的质量; 四是通过扩散段几何外形的优化设计, 对降低运行压比的贡献较小(一般为 10%左右), 对减小冲击载荷效果不明显。而国外连续式超声速风洞一般采用低压启动的方式来建立超声速流场, 流场建立后再恢复为常压, 该方法对冲击载荷的抑制效果很明显, 对暂冲式风洞具有很好的借鉴作用。

在暂冲式超声速风洞保持排气压力为环境大气的前提下条件, 如何有效降低风洞启动总压, 是抑制冲击载荷的关键。廖达雄等^[9-11]提出了多喷嘴引射器方案, 在保持超声速流场建立所需压比的前提下, 为降低风洞总压提供了有力条件。在此基础上,

收稿日期: 2016-07-12; 修回日期: 2016-08-22

作者简介: 熊波(1980—), 男, 四川人, 学士, 工程师, 从事高速风洞流场调试研究。

笔者提出一种全新的引射启动/关车的运行方法,在风洞启动/关车过程中,通过把位于超扩段后部的引射器投入工作^[12],可以显著降低正激波通过试验段的总压,很好地满足降低模型冲击载荷的要求。

1 暂冲式风洞下吹式控制原理

对于暂冲式风洞,下吹式运行方法是在给定的超声速喷管及匹配的风洞洞体条件下,通过闭环控制稳定段总压(总压与外界大气压之比达到所需压比要求),建立稳定的超声速流场,进行风洞模拟试验。该方法具有控制变量单一、过程便捷、通用性强的特点,是暂冲式超声速风洞使用最为广泛的运行方法^[13-15]。其控制原理见图 1。

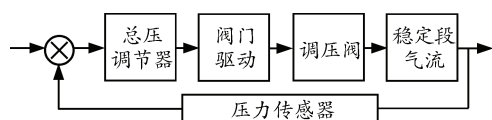


图 1 暂冲式风洞下吹式控制原理

2 冲击载荷产生的原因

为了解风洞在启动/关车过程中,模型所受冲击载荷产生的原因,国际上相关技术人员对冲击载荷的产生机理进行了深入研究。Pope 等^[1]对暂冲式超声速风洞启动过程中模型所受冲击载荷产生的原因进行分析,认为造成模型剧烈震动的主要原因是由于正激波通过喷管、试验段时,气流产生严重分离,在模型上下翼面上产生严重的非对称流场。在该流场中出现了气流自一侧型线壁面的分离,从而产生一个较大的气流角,然后,在升力面的某一侧出现超声速流,而另一侧出现亚声速流,超声速一侧伴有低压而亚声速一侧产生高压,从而在模型上产生非稳态的大载荷,在其作用下,模型以支撑装置的固有频率出现剧烈震动使得模型产生较大的冲击载荷作用;Akatsuka 等^[14-15]对暂冲式超声速风洞启动时试验段流场建立过程的流动特性进行高速纹影摄像,通过风洞试验对其现象进行有效验证;Maydew 等^[1]对暂冲式超声速风洞在启动/关车过程中模型所受的冲击载荷给出了经验计算公式,具体如下:

$$F_{Nm} = \frac{7(Ma^2 - 1)}{6(1 + 0.2Ma^2)^{3.5}} p_0 S \quad (1)$$

式中: F_{Nm} 为模型所受的最大法向力; p_0 为正激波通过试验段时风洞稳定段总压; Ma 为试验马赫数; S 为模型升力面在二维喷管对称平面投影面积。

由式(1)可知:在超声速风洞中,模型所受冲击载荷是马赫数、模型投影面积以及总压的函数。对

于给定模型和给定的马赫数,降低正激波通过试验段的总压可以达到减小冲击载荷的效果,这也是连续式风洞超声速建立流场时采用低压启动的原因。

3 冲击载荷抑制方法

3.1 总体方案

暂冲式超声速风洞仅在启动与关车过程中出现正激波通过试验段并产生严重的气流分离,对模型造成剧烈的冲击和振动,严重威胁风洞试验安全。根据超声速风洞产生冲击载荷的原因可知:为了降低模型所受冲击,保证试验安全,在保持压比不变的条件下,必须要在正激波通过试验段时,显著降低风洞总压和反压,而常规暂冲式超声速风洞缺少降低风洞反压的条件;因此,在风洞启动和关车过程中存在巨大的试验风险。

2 m 超声速风洞为了实现宽广的 Re 数模拟范围,在超扩段后配置引射器,通过引射器的高速气流对风洞主气流的抽吸效应,可以显著降低风洞反压,在保持压比不变的条件下,具备显著降低风洞总压和反压的能力,为暂冲式超声速风洞降低模型冲击载荷提供有效的解决途径。根据其运行特点,笔者将其命名为引射启动/关车运行方法。具体方案如下:在常规下吹运行方法的基础上,仅在启动与关车过程中叠加引入引射器,利用引射器的抽吸作用降低反压,实现风洞在低总压条件下,正激波快速通过试验段,顺利建立超声速流场。

根据该方法的运行特点,将整个试验过程分成 3 个不同阶段:一是引射启动阶段;二是试验阶段;三是引射关车阶段。采用引射启动/关车运行方法的总压及引射压力分布如图 2 所示。

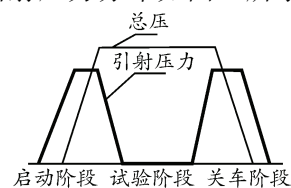


图 2 总压分布示意图

3.2 关键技术及解决方案

为了降低湍流度以及提高稳定段总压的均匀性,2 m 超声速风洞采用烧结丝网降噪技术和大收缩比的稳定段方案,对提升风洞流场品质效果显著,但是也使得稳定段总压控制存在较大的滞后效应。采用传统的基于压力反馈的单变量 PID 控制策略,难以有效对总压进行精确控制,且在此基础上采用引射启动/关车的控制方案,需要同时控制风

洞稳定段总压和引射压力，进一步增大了对总压的控制难度；因此，为了实现风洞的引射启动/关车运行方法，首先需要解决风洞稳定段总压控制响应滞后的问题，其次需要解决在该运行方法中引射压力的控制策略问题。

3.2.1 稳定段总压控制策略

常规暂冲式超声速风洞总压控制策略一般采用基于稳定段总压的单变量 PID 控制策略，通过总压反馈闭环控制调压阀的阀门开度，调节稳定段总压。但是对于总压控制响应大滞后的风洞，很难实现总压的快速精确控制，调试中存在调节周期长、控制精度低、易出现震荡等问题。为了解决该问题，2 m 超声速风洞采用了基于阀门特性的双闭环 PID 控制策略^[16-18]，外环为总压闭环调节，内环为阀门位置闭环调节，很好地实现了 2 m 超声速风洞总压的快速精确控制。其控制原理见图 3。

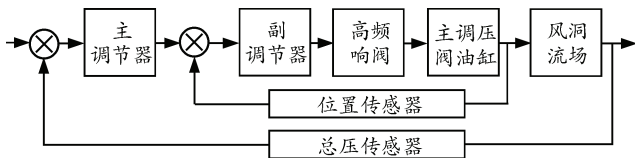


图 3 总压控制策略

3.2.2 引射启动/关车控制策略

引射启动/关车控制策略是在常规下吹运行方法的基础上在启动与关车 2 个阶段叠加上引射功能，通过引射器的抽吸，降低风洞反压，保持建立超声速流场压比不变的前提下，降低风洞稳定段的总压，达到减小模型的冲击载荷的目的。同时由于 2 m 超声速风洞引射器流量大，能耗高(最大流量高达 2 000 kg/s)，为降低风洞能耗，增强该运行方法的可行性和适用性，还需重点关注风洞的能耗。

根据上述要求，结合风洞调试，笔者制定引射启动/关车控制策略的原则如下：启动阶段和关车阶段要求风洞总压大于给定的关车参考总压时保持稳定的超声速流场，小于给定关车参考总压时超声速流场才能破坏，正激波回退通过试验段，具体试验流程见图 4。

3.2.3 引射压力的确定

对于 2 m 超声速风洞，采用该引射启动/关车运行方法降低冲击载荷的效果与引射压力直接相关，引射压力越高，冲击载荷降低的效果越显著，但是风洞能耗越大。为了提高风洞的经济性，笔者针对不同的试验马赫数，结合风洞实际需要，匹配

不同的引射压力。

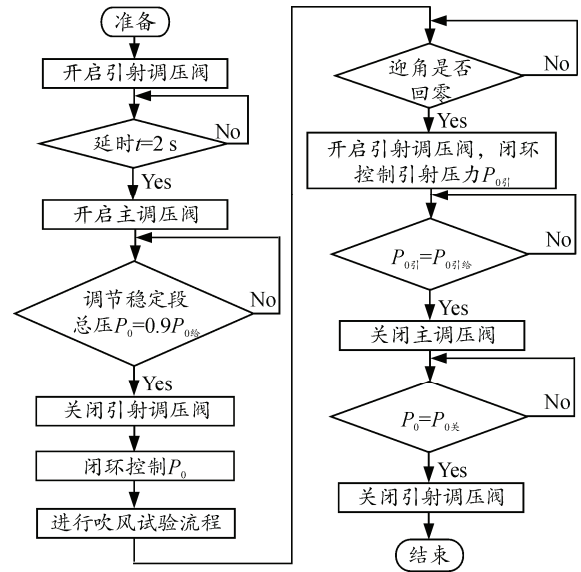


图 4 试验流程

图 5 给出了 2 m 超声速风洞各马赫数建立流场所需压比的曲线。图 6 给出了风洞引射压力与超扩段壁面压力的变化曲线。

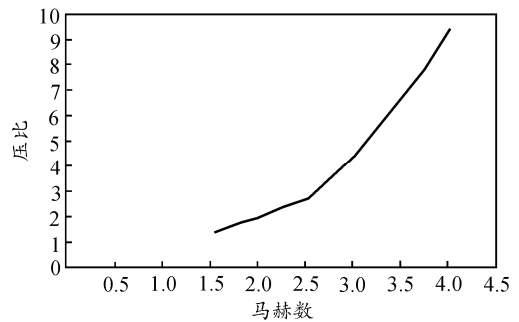


图 5 马赫数与压比曲线

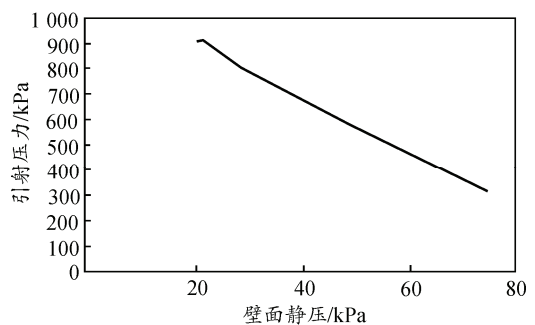


图 6 引射压力与壁面压力曲线

根据风洞测量结果表明： $Ma=1.5$ ，模型所受冲击载荷一般为模型 10° 迎角状态下的 1.5 倍以内；因此，将总压 $p_0=150$ kPa 作为 $Ma>2.5$ 时正激波通过试验段的给定参考总压。根据图 5 和图 6 给出的特性曲线，计算出在给定参考总压的条件下，各马赫数采用引射启动/关车运行方法所需的引射压力(见图 7)。由于 2 m 超声速风洞引射器最大允许压力为

850 kPa，因此根据实际情况，对各马赫数下对应的引射压力进行了局部调整，结果见图 8。

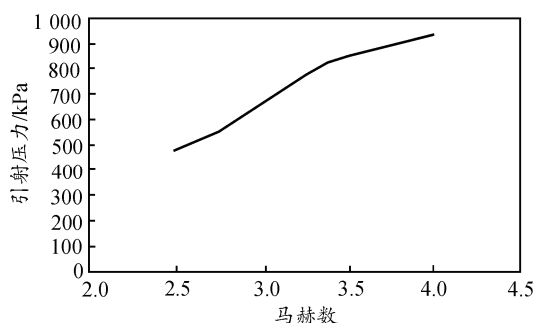


图 7 引射压力与马赫数曲线

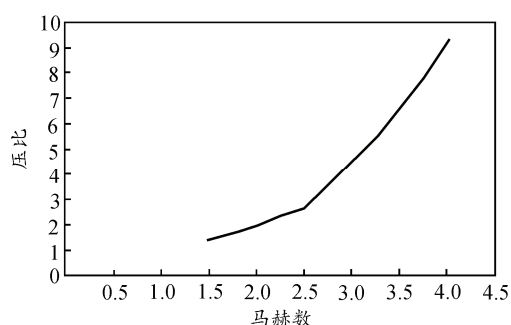


图 8 调整后引射压力与马赫数曲线

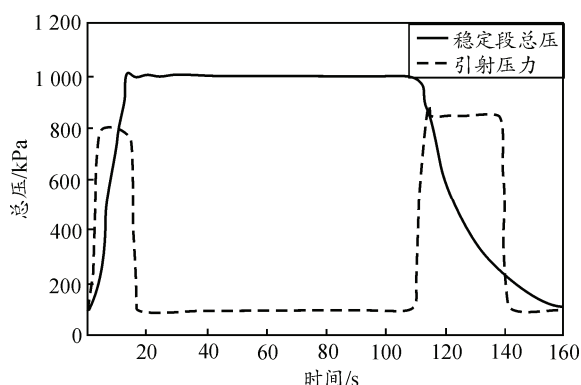


图 9 Ma4.0 总压分布曲线

表 1 总压及引射压力调试结果 kPa

Ma	运行总压	关车总压	引射总压
2.50	242	150	450
2.75	273	150	550
3.00	350	170	650
3.25	455	180	850
3.50	565	200	850
3.75	675	200	850
4.00	835	250	850
4.25	1 005	300	850

在给定参考压力的条件下，在 2 m 超声速风洞中对该运行方法进行了调试，图 9 给出了 Ma=4.0 时风洞总压及引射压力的调试结果。表 1 给出了各马赫数总压及引射压力的调试数据。从表 1 中数据可以看出，采用给定的引射压力，关车时实测的总压与给定的参考总压基本相当，但是 $Ma > 3.0$ 时有

一定的差异。主要原因：一是 $Ma > 3.5$ 时，由于实际的引射压力小于计算出值，关车压力也随之增大；二是风洞关车时激波回退瞬间压力变化剧烈，由于测压管路较长，存在一定的滞后效应，测量结果存在一定的偏差，但其调试效果完全达到了预定目标。

4 应用情况及效果

在 2 m 超声速风洞进行 AGARD-B 标模试验时，笔者分别采用了常规下吹运行方法和引射启动/关车的运行方法，对降低冲击载荷的效果进行对比试验。表 2 为模型所受冲击载荷的对比试验结果。从表中可以看出，采用下吹式运行方法模型所受到的冲击载荷是采用引射启动运行方法的 2 倍以上。

表 2 不同运行方式启动阶段模型冲击载荷

Ma	下吹/N	引射/N	倍数(下吹/引射)
3.0	26 194	12 815	2.04
3.5	27 802	12 351	2.25
4.0	27 788	10 380	2.68

表 3 给出了 2 m 超声速风洞与 0.6 m 跨超声速风洞模型冲击因子的统计结果。从表 3 数据可以看出，2 m 超声速风洞采用了引射启动/关车的运行方法很好地降低了模型所受的冲击载荷，其对应的冲击因子显著低于 0.6 m 亚跨声速风洞的测量结果。

表 3 冲击因子对比

Ma	风洞	冲击因子	
		法向力	轴向力
3.0	0.6 m 风洞	3.7	8.0
	2 m 超风洞	1.5	5.9
3.5	0.6 m 风洞	3.9	13.8
	2 m 超风洞	1.6	4.4
4.0	0.6 m 风洞	5.2	10.8
	2 m 超风洞	2.6	6.2

综上所述，从表 2、表 3 数据可知，在 2 m 超声速风洞中，采用引射启动/关车运行方法很好地降低了模型在启动与关车过程中所受冲击载荷，并成功用于多项型号试验，尤其是在保证高马赫数下模型、天平以及风洞系统安全方面，取得了非常好的试验效果。同时，因为降低了模型冲击载荷，在有效解决天平各元设计载荷不匹配的矛盾，提高天平灵敏度及测量精准度等方面有很好的贡献。

5 结论

笔者在传统暂冲式超声速风洞下吹式运行方法的基础上，提出了一种全新的引射启动/关车运行方法，有效抑制了模型在风洞启动/关车过程中所受的冲击载荷，保证了高马赫数下模型、天平及风洞系统的安全。