

2 m×2 m 超声速风洞引射器气动设计

任泽斌^{1,2}, 廖达雄^{1,2}, 张国彪²

(1. 中国空气动力研究与发展中心

空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心

设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用一维气体引射器流动特性方程计算了该等面积混合引射器在不同运行状态下的性能参数, 设计增压比为 2.1~2.7, 引射系数为 0.392~0.651, 综合结构设计要求确定引射喷嘴数目为 24 个, 径向布置两层, 面积比为 0.235. 引射器 1:13 缩比模型的试验结果与计算值具有良好的一致性, 5 个设计状态下的实测增压比均略高于设计值. 2 m×2 m 超声速风洞调试时因整体参数调整导致引射器在某些工作状态偏离了设计点, 但增压比与引射系数的对应关系仍与设计结果基本一致, 引射器总体性能指标满足风洞试验需求.

关 键 词: 风洞; 超声速; 引射器; 多喷嘴; 等面积混合; 气动设计

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Aerodynamic design of the ejector of 2 m×2 m supersonic wind tunnel

REN Ze-bin^{1,2}, LIAO Da-xiong^{1,2}, ZHANG Guo-biao²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The performance parameters of the ejector were analyzed and computed based on one-dimensional gas dynamic equations under different conditions. The ejector was characterized by multi-nozzles and constant-area mixing. The design compression ratio was 2.1 to 2.7, and the ejection coefficient was 0.392 to 0.651. Twenty four nozzles were installed on two layers, with the area ratio of 0.235. The computational results have good accordance with the 1:13 scale pilot ejector test results. The five experimental compression ratios were a little higher than the design values. Although the operating parameters of the ejector were partly deviated from the design values according to the overall adjustment, the compression ratios and ejection coefficients were still consistent with the computed values. The debugging results of the 2 m×2 m supersonic wind tunnel show that the performance of the ejector meets the requirements of testing.

Key words: wind tunnel; supersonic; ejector; multi-nozzles; constant-area mixing; aerodynamic design

引射器是一种被广泛应用的流体输送装置,它依靠高压流体流经喷嘴后所形成的的高速流,引射另一种低压流体,并进行能量交换与物质掺混,最后达到输送目的^[1]. 引射器结构简单,易于加工且成本较低,本身没有运动部件,工作可靠性好,安装维护方便^[2].

引射器应用于风洞中时,主要是代替风扇或压缩机,作为风洞的驱动装置或排气装置^[3]. 与下吹式风洞相比,采用引射器可降低风洞运行压力,节省耗气量. 与连续式风洞相比,采用引射器可免去使用系统复杂、价格昂贵的压缩机,节省风洞建设投资. 如在瑞典的 T1500 风洞、法国的 T2' 风洞、中国空气动力研究与发展中心的 2.4 m 引射式跨声速风洞及新建成的 2 m × 2 m 超声速风洞中均采用了引射器驱动方式^[4].

本文采用一维气体引射器流动特性方程计算了 2 m × 2 m 超声速风洞引射器在不同运行状态下的性能参数,并结合工程经验设计引射器的气动轮廓及尺寸. 引射器缩比模型试验及大风洞调试结果验证了该设计方法的可行性及设计参数的合理性,可应用于类似风洞及气动力设备的设计与性能调试.

1 引射器设计方案

1.1 引射器的功能

根据 2 m × 2 m 超声速风洞总体设计方案,在马赫数(Ma)为 2.0, 2.5, 3.0 的降速压试验状态,采用引射器作为排气系统提供风洞运行所需压力比;在马赫数大于 3.5 的常规试验状态,为了降低启动压力,需要在启动阶段使用引射器,风洞启动完成后,关闭引射器;在某些特殊情况下需要风洞降速压启动或关机(如减小冲击载荷)时,也需要使用引射器^[5-6].

1.2 引射型式的选择

引射器通常主要由引射喷嘴、吸入室、混合室和扩压段等部分组成(见图 1).

按照主、被动气流的混合特性,引射器可分为等面积混合引射器和等压混合引射器. 等面积混合引射器应用最广泛,技术比较成熟,而且尺寸较短,主要应用于增压比不太高的场合. 等压混合引射器在高压比条件下的引射效率明显高于等面积混合引射器^[7-9],但尺寸较长,工作状态单一,运行参数调节范围小,不适合被引射气流条件变化较大的工况. 由于 2 m × 2 m 超声速风洞引射器需

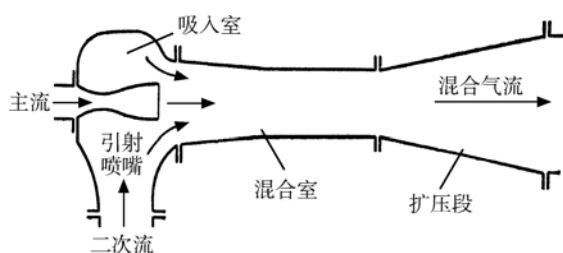


图 1 引射器原理示意图

Fig. 1 Scheme of the ejector

适应风洞常压和降速压的多个试验马赫数运行条件,同时,引射器设计增压比(2.1~2.7)较低,经综合比较后,决定采用等面积混合引射器型式.

引射器喷嘴型式有中心单喷嘴、环状缝隙和多喷嘴等,在风洞中应用较广的是环状缝隙和多喷嘴. 多喷嘴引射器将尺寸较大的引射喷嘴分成当量面积的多个尺寸较小的喷嘴,大大增加了引射气流和被引射气流的接触面积,可有效地提高引射效率^[10-13],同时,由于喷嘴尺寸的减小,喷流噪声声压级也较小. 多喷嘴引射器由于其独特的优点,已经得到了越来越广泛的应用,现代新设计的引射式风洞(如 2.4 m × 2.4 m 引射式跨声速风洞)大都采用了多喷嘴引射方式. 综合比较之后,确定在 2 m × 2 m 超声速风洞中也采用多喷嘴等面积混合引射器型式.

1.3 引射器性能计算

引射器的计算模型见图 2,截面 1、截面 2、截面 3 分别为引射气流、被引射气流和混合气流. 假定引射气流和被引射气流在喷嘴出口截面上是均匀的,并假定在混合室出口截面上,两股气流已完全混合,因此在混合室出口截面上各气流参数也是均匀的,这样就可以利用气体一维理论进行处理^[14-15].

在图 2 中,引射气流在喷嘴出口截面上的参数以下标 1 表示,即喷嘴出口面积 F_1 、速度系数 λ_1 、总压 p_{01} 、质量流量 $\dot{m}_1$ 等. 被引射气流在喷嘴出口截面处的参数以下标 2 表示,即 F_2 、 λ_2 、 p_{02} ,

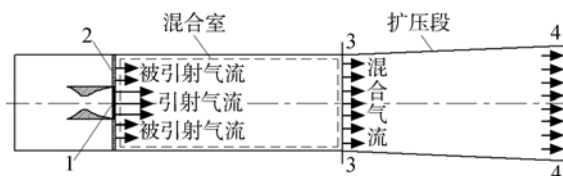


图 2 引射器计算模型

Fig. 2 Computational model of the ejector

$\dot{m}_2$ 等. 混合室出口截面参数以下标 3 表示, 即 $F_3, \lambda_3, p_{03}, \dot{m}_3$ 等.

定义引射系数 $K = \dot{m}_2 / \dot{m}_1$, 面积比 $\alpha = F_1 / F_2$, 增压比 $\epsilon = p_{03} / p_{02}$, 膨胀比 $\sigma = p_{01} / p_{02}$, 令 $z(\lambda) = \lambda + 1/\lambda$, 则有

流量方程

$$\epsilon = \frac{q(\lambda_2) + \alpha \cdot \sigma \cdot q(\lambda_1)}{(1 + \alpha) \cdot q(\lambda_3)} \quad (1)$$

动量方程

$$K \cdot Z(\lambda_2) + Z(\lambda_1) = (1 + K) \cdot Z(\lambda_3) \quad (2)$$

引射系数定义为

$$K = \frac{q(\lambda_2)}{\alpha \cdot \sigma \cdot q(\lambda_1)} \quad (3)$$

若引射器达到临界状态, 则有补充方程

$$\alpha \cdot q(\lambda_1) = q(\lambda_{1ij}) \cdot [(1 + \alpha) - q(\lambda_{2ij})] \quad (4)$$

$$K = \frac{Z(\lambda_{1ij}) - Z(\lambda_1)}{Z(\lambda_{2ij}) - 2} \quad (5)$$

式(1)~式(5)为引射器性能计算的基本方程, 在给定增压比和气源压力的条件下, 引射器设计参数的选择应实现尽可能较大的引射系数.

当引射器增压比、面积比和引射马赫数 Ma_1 一定时, 引射系数随被引射马赫数 Ma_2 的增大而增加. Ma_2 较小时, 增加较迅速, Ma_2 较大时, 增加略平缓, 且随着 Ma_2 的增大, 引射器膨胀比基本保持不变. 限制 Ma_2 的因素是引射器不要达到临界状态. 因此, 设计时应使 Ma_2 接近临界状态值并留有一定的安全裕度.

在一定的增压比和被引射马赫数条件下, 面积比减小或引射马赫数增大, 引射系数都将增加, 但膨胀比会迅速增加, 气源使用终止压力就会提高, 气源一次持续运行时间会大大减少. 因此, 引射器面积比和引射马赫数的选取必须与风洞一次持续运行时间相协调.

2 引射器设计结果

2.1 初始参数

2m×2m 超声速风洞引射器主要在马赫数为 2.0, 2.5, 3.0 的降速压试验状态和马赫数为 3.5, 4.0 的常压启动阶段运行, 5 种状态下所需引射器增压比分别为 2.2, 2.5, 2.7, 2.1, 2.1, 通过各种状态的计算比较, 确定以马赫数为 2.0 的降速压状态作为引射器设计点. 设计点被引射气流总压为 55 kPa, 流量为 598 kg/s, 被引射和引射气体均

为常温空气, 比定压热容 $c_p = 1004.5 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, 比热比 $\gamma = 1.4$, 气体常数 $R = 287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, 总温 $T_0 = 288 \text{ K}$.

2.2 引射器设计参数

引射器设计点和非设计点状态运行参数详见表 1.

表 1 引射器设计参数

Table 1 Design parameters of the ejector

设计状态	ϵ	K	α	σ	Ma_2	Ma_1
$Ma=2.0$ 降速压	2.2	0.641	0.235	14.7	0.60	2.5
$Ma=2.5$ 降速压	2.5	0.502	0.235	17.6	0.54	2.5
$Ma=3.0$ 降速压	2.7	0.392	0.235	20.0	0.46	2.5
$Ma=3.5$ 常压启动	2.1	0.651	0.235	13.6	0.54	2.5
$Ma=4.0$ 常压启动	2.1	0.589	0.235	13.6	0.47	2.5

2.3 引射器几何尺寸

等面积混合引射器的几何尺寸主要包括引射器入口直径、混合室直径与长度, 对于多喷嘴引射器, 还需确定引射喷嘴个数和几何位置.

引射器设计参数确定后, 混合室直径即已确定, 单喷嘴引射器混合室的长度一般为直径的 8~10 倍, 而多喷嘴引射器混合室的长度可取为单喷嘴引射器混合室长度的 $1/\sqrt{N}$ (N 为喷嘴个数), 增加喷嘴数目对提高多喷嘴引射器性能和缩短混合室长度是有利的, 参照 2.4 m 引射式跨声速风洞设计经验并根据结构设计的喷嘴布置情况, 取喷嘴数目为 24, 混合室长度为直径的 3 倍.

由于在不需要使用引射器的试验状态下, 引射器须作为排气通道, 因此, 引射器内的通道面积应保证试验段流量全部顺畅地通过. 取引射器入口直径为 4 m, 扣除引射喷嘴及导流片后的有效流通截面积与混合室截面积相当, 在试验段最大流量状态下, 引射器最小截面处的气流马赫数约为 0.5.

2m×2m 超声速风洞引射器气动轮廓图如图 3 所示.

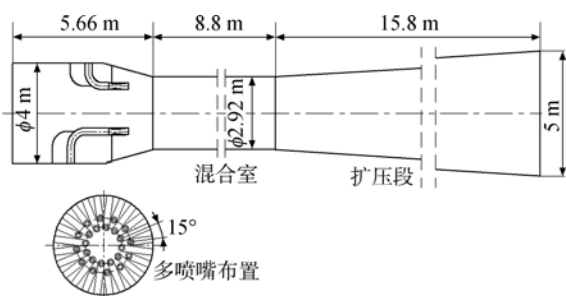


图 3 引射器气动轮廓图

Fig. 3 Aerodynamic profile of the ejector

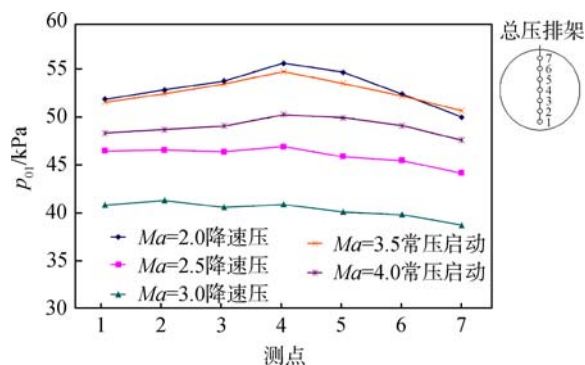


图 5 引射器试验件入口截面总压分布

Fig. 5 Total pressure distribution at the pilot ejector inlet

3 引射器性能测试结果

3.1 引射器缩比试验件试验结果

为了检验引射器主要设计参数是否合理、引射器在各运行状态下的性能能否达到设计指标,制作了一台 1:13 缩比的引射器试验件,如图 4 所示,在引射器入口前通过模拟进气装置控制被引射气体流量,调节引射压力到设计值,测量不同状态下引射器入口和出口截面气流总压,计算出每种状态下的增压比和引射系数。

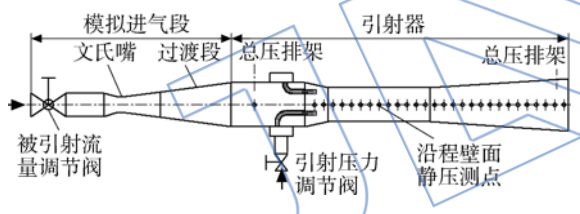


图 4 引射器试验件气动轮廓图

Fig. 4 Aerodynamic profile of the pilot ejector

不同状态下引射器入口截面总压 (p_{01}) 分布如图 5 所示,在被引射流量较小时 ($Ma=3.0$ 降速压和 $Ma=2.5$ 降速压状态),总压排架上 7 个测点值基本一致,随着被引射流量的增大,截面总压分布逐渐表现为中心略高的形态。试验得出的引射器实际增压比与设计值的比较见表 2,在保持引射压力与引射系数与设计值相同的条件下,5 种状态下的试验增压比均略高于设计增压比。

引射器壁面静压 (p) 分布曲线如图 6 所示,随着主、被动气流的不断掺混,沿混合室(平直段)壁面的静压逐渐升高,在混合室末端静压曲线有一个小平台,可以认为主、被动气流已完成掺混,静压不再上升,表明选取的混合室长度是合适的。在混合室后的扩散段内,混合后的亚声速气流通过减速获得进一步的静压恢复。

表 2 引射器试验件增压比试验结果

Table 2 Experimental results of compression ratio of the pilot ejector

设计状态	K	p_{01} / MPa	ϵ	
			设计值	试验值
$Ma=2.0$ 降速压	0.641	0.81	2.2	2.3
$Ma=2.5$ 降速压	0.502	0.86	2.5	2.6
$Ma=3.0$ 降速压	0.392	0.90	2.7	3.0
$Ma=3.5$ 常压启动	0.651	0.79	2.1	2.3
$Ma=4.0$ 常压启动	0.589	0.79	2.1	2.4

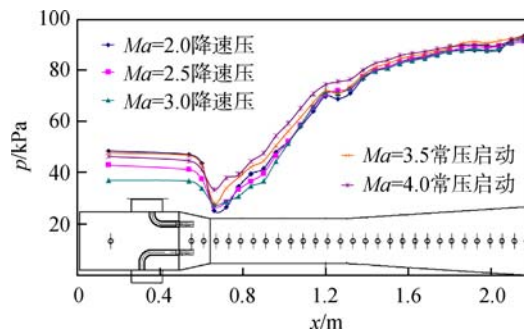


图 6 引射器试验件沿程壁面静压分布

Fig. 6 Static pressure distribution along the wall of the pilot ejector

3.2 2 m×2 m 超声速风洞引射器调试结果

2 m×2 m 超声速风洞建成之后,在常压启动和降速压调试过程中对引射器性能进行了检验测试。在常压高马赫数 ($Ma \geq 3.5$) 状态下用引射器辅助启动,可以明显降低风洞的稳定段压力。引射器只是在风洞启动阶段按预定的引射压力快速开启 5 s 时间后关闭,引射器流量消耗很少,但整个风洞的运行流量可大幅减少。

利用引射器的抽吸排气作用,可顺利实现 $2\text{m}\times 2\text{m}$ 超声速风洞的降速压试验能力.降速压试验时引射器的运行增压比和引射系数见图 7.

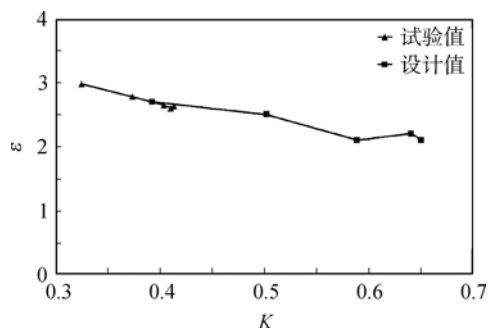


图 7 引射器运行增压比与引射系数

Fig. 7 Compression ratios and ejection coefficients

图 7 显示的试验结果集中在引射系数为 0.4 左右,其原因一方面是风洞在低马赫数降速压运行时稳定段压力低于设计值,导致引射器增压比偏高而引射系数偏低;另一方面是为了简化控制参数,在不同试验状态下均使用了相同的引射压力,导致低马赫数时引射器未工作在最佳性能点.不过这一差距并不影响引射器正常运行,也不会影响到风洞降速压试验能力.

4 结 论

本文采用一维气体引射器流动特性方程计算 $2\text{m}\times 2\text{m}$ 超声速风洞引射器在不同运行状态下的性能参数,并结合工程经验设计了引射器的气动轮廓及尺寸.该引射器采用多喷嘴等面积混合引射型式,设计增压比为 2.1~2.7,引射系数为 0.392~0.651,喷嘴数目为 24 个,面积比为 0.235.缩比模型试验及大风洞调试结果验证了设计方法的可行性及设计参数的合理性,顺利实现了 $2\text{m}\times 2\text{m}$ 超声速风洞的降速压试验能力,并可在高马赫数状态下利用引射器辅助启动以降低运行压力,提高了风洞运行经济性.

参考文献:

- [1] 李立国,张靖周.航空用引射混合器[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [2] 赵静野,孙厚钧,高军.引射器基本工作原理及其应用[J].北京建筑工程学院学报,2001,17(3):12-15.
ZHAO Jingye, SUN Houjun, GAO Jun. Basic principles and applications of ejector[J]. Journal of Beijing Institute of Civil Engineering and Architecture, 2001, 17(3): 12-15. (in Chinese)
- [3] 刘政崇,廖达雄,董谊信.高低速风洞气动与结构设计[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [4] 凌其扬,廖达雄,陶祖贤.风洞引射器试验研究[J].气动实验与测量控制,1994,8(2):10-18.
LING Qiyang, LIAO Daxiong, TAO Zuxian. Experimental research of wind tunnel injector[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement and Control, 1994, 8(2): 10-18. (in Chinese)
- [5] 周廷波,刘卫红,张国彪,等. $2\text{m}\times 2\text{m}$ 超声速风洞全挠性壁喷管气动设计及动态调试结果分析[J].实验流体力学,2012,26(4):68-72.
ZHOU Tingbo, LIU Weihong, ZHANG Guobiao, et al. The aerodynamic design and commissioning of the flexible nozzle of the $2\text{m}\times 2\text{m}$ supersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(4): 68-72. (in Chinese)
- [6] 虞择斌,廖达雄,刘政崇,等. 2m 超声速风洞总体结构设计[J].实验流体力学,2012,26(2):90-96.
YU Zebin, LIAO Daxiong, LIU Zhengchong, et al. The general structural design for 2m supersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 90-96. (in Chinese)
- [7] Emanuel G. Optimum performance for a single-stage gaseous ejector[J]. AIAA Journal, 1976, 14(9): 1292-1296.
- [8] Keenan J H, Neumann E P, Lustwerk F. An investigation of ejector design by analysis and experiment[J]. Journal of Applied Mechanics, 1950, 17(3): 299-309.
- [9] 廖达雄,任泽斌,余永生,等.压混合引射器设计与实验研究[J].强激光与粒子束,2006,18(5):728-732.
LIAO Daxiong, REN Zebin, YU Yongsheng, et al. Design and experiment of constant pressure mixing ejector[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2006, 18(5): 728-732. (in Chinese)
- [10] 王锁芳,李立国.多喷嘴引射器的性能分析[J].南京航空航天大学学报,1996,28(3):350-356.
WANG Suofang, LI Ligu. Performance analysis of a multi-nozzle ejector[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 28(3): 350-356. (in Chinese)
- [11] 邱义芬,王俊清,袁修干.多喷嘴引射器性能计算模型[J].北京航空航天大学学报,1997,23(5):622-626.
QIU Yifen, WANG Junqing, YUAN Xiugan. Multiple nozzle ejector performance calculating model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(5): 622-626. (in Chinese)
- [12] 缪亚芹,王锁芳,吴恒刚.多喷嘴引射器试验研究与数值模拟[J].南京师范大学学报:工程技术版,2006,6(2):68-71.
MIAO Yaqin, WANG Suofang, WU Henggang. Experimental investigation and numerical simulation about the multi-nozzle ejector[J]. Journal of Nanjing Normal University: Engineering and Technology, 2006, 6(2): 68-71. (in Chinese)
- [13] 王锁芳,李立国.六喷嘴超音速引射器性能的理论分析和实验研究[J].航空动力学报,1996,11(3):312-314, 334-

- 335.
- WANG Suofang, LI Ligu. A study on supersonic 6-nozzle ejector performance [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3): 312-314, 334-335. (in Chinese)
- [14] 姜正良, 吴万敏. 气体引射器的一维流动特性计算及优化设计[J]. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 481-486.
- JIANG Zhengliang, WU Wanmin. The optimum design and calculation of flow feature of one dimensional flow for gas ejector[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1995, 13(4): 481-486. (in Chinese)
- [15] 张靖周, 单勇. 二维引射-混合器流场的数值研究与验证[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 524-527.
- ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical computation and examination of a two-dimensional mixer-ejector system [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 524-527. (in Chinese)

JALSP