

文章编号: 1007-3124(2003)01-0036-03

一种特殊情形下风洞 $M \geq 1$ 跨声速均匀流场的建立

罗新福, 王发祥, 于志松

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 在中国空气动力研究与发展中心高速所 FL-24(1.2m × 1.2m) 跨超声速风洞中, 通过采用减小风洞柔壁喷管喉道截面积的方法, 成功地在风洞超扩段内装有大堵塞度六自由度机构情形下建立了均匀 $M \geq 1$ 跨声速流场。流场校测结果表明, 所获得的跨声速流场均匀性指标能满足试验要求, 较为成功地解决了 FL-24 风洞进行跨声速 CTS 试验的问题, 具有实际应用价值。

关键词: 喷管喉道; 堵塞度; 跨声速流; 流场校测; 均匀流场

中图分类号: V211.753

文献标识码: A

Investigation of the method for gain $M \geq 1$ uniform transonic flow field at a special wind tunnel condition

LUO Xin-fu, WANG Fa-xiang, YU zhi-song

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: A method of deduce the wind tunnel flexible wall nozzle throat has been used in FL-24 wind tunnel to gain the $M \geq 1$ uniform transonic flow field with the big percentage blockage captive trajectory supports in the wind tunnel. The results of the flow field calibration show that the uniform transonic flow field was successfully gained and could satisfy the test requirements, then the transonic CTS test can be conducted in FL-24 wind tunnel. The investigation is of practical application value.

Key words: nozzle throat; percentage of blockage; transonic flow; flow field calibration; uniform flow field

0 引言

在 FL-24 风洞中, 为进行捕获轨迹试验(CTS 试验), 在其超扩段中装有六自由度机构(CTS 机构), 由于它在超扩段内的堵塞度(最大横截面积约占超扩段当地横截面积的 8%) 过大, 使超扩段在机构安装处的流通面积大大减小。由于 CTS 机构的流线性很差, 气流流经机构时会产生严重的分离, 使超扩段处的有效流通面积进一步减小, 从而导致跨声速试验时声速截面在超扩段内机构堵塞度最大的部位处, 风洞试验段气流出现壅塞, 依靠常规的声速喷管, 用提高风洞前室总压的跨声速试验方法, 已无法在跨声速开

孔壁试验段中获得 $M \geq 1$ 的跨声速均匀流场。为解决此问题, 采用了减小风洞柔壁喷管喉道截面积的方法, 成功地建立了 $M \geq 1$ 均匀跨声速流场。

1 基本原理及方法

安装 CTS 机构后的第一期流场校测结果^[1], 表明试验段气流在 $M = 0.88$ 就发生了壅塞, 通过理论计算, 机构堵塞度降低 1%, 跨声速试验 M 数可跨过 1.0, 但从减小了机构 1% 堵塞度后的第二期流场校测结果来看^[2], 试验段最大 M 数增加到 0.93 就不能再增加, 并未能跨过 M 数 1.0, 这主要是对机构的大堵塞截面后存在的严重气流分离估计不足所致。

• 收稿日期: 2002-03-07

作者简介: 罗新福(1971 -), 男, 江西南康市人, 工程师, 研究方向: 外挂物分离试验技术。

造成这种结果的原因,主要是由于机构处气流壅塞产生的反压作用在试验段中,使得试验段中的静压随着前室总压的增高而相应增高,试验段 M 数不再升高,无法达到所需的跨声速 M 数。考虑到风洞的现状,要消除这个反压是比较困难的,根据 FL-24 风洞具有柔壁喷管这一有利条件,研究采用减小风洞柔壁喷管喉道截面积的新方法,提高试验段入口 M 数,从而使试验段达到所需的试验 M 数。

2 柔壁喷管型面调整

减小风洞柔壁喷管喉道截面积后的喷管型面参数,以理论计算得到的 M 数为 1.2、1.3、1.4 和 1.5 的型面参数为基础,按实际调整投入使用的 $M = 1.5$ 喷管型面参数与理论曲线的差值,来相应修正其余各喷管的理论型面曲线,从而获得各喷管的型面参数。考虑到机构处气流分离较严重和摩擦等各种损失,选用名义 M 数为 1.4 和 1.5 的喷管(分别称为 I* 和 II* 喷管)进行初步试验,并根据所测流场情况对型面参数作适当调整。

3 流场校测方法

为了测定按上述方法在试验段内产生流场的均匀性,对试验段流场进行了校测。

本次流场校测采用轴向探测管测定试验段核心流 M 数分布的方式进行。所使用的轴向探测管,其长度为 4100mm,头锥角为 20° ,圆柱段直径为 36mm,在风洞中的堵塞度约为 0.07%,管体表面沿轴向开有 50 个测压孔,测压孔的间距为 30mm,探测管前端用钢丝绳与风洞壁张紧,后端通过专门设计的过渡套管与 CTS 机构装置头相固连,探测管通过 CTS 机构运动置于风洞轴向中心线位置,吹风时固定不动,轴向探测管上的压力是采用 Hyscan2000 电子扫描阀来进行测量。

由于喷管是超声速喷管且型面是新调整得到的,为更好地摸清采用新方法产生的流场特性,试验时先采用超声速控制前室总压的方式来控制 M 数。为了获得相应的 M 数,采取了给定不同开车压力比的办法进行试验。用不同的开车压力比由 I* 喷管分别建立了 $M = 1.01$ 、1.07、1.12 三个 M 数的均匀流场;由 II* 喷管建立了 $M = 1.187$ 的流场。

在对用上述方法建立的跨声速流场进行分析后(具体分析见下节),为了提高 M 数控制精度以及易于 M 数调节,在对风洞洞体条件作相应变换后,用常

规调节总、静压的跨声速开车方式对流场又进行了校测。由 I* 喷管获得了 $M = 1.0 \sim 1.15$ 的均匀流场;由 II* 喷管获得了 $M = 1.2$ 的均匀流场。

4 流场校测结果分析与讨论

4.1 超声速方法校测结果

用第一种超声速开车方式得到的在风洞超扩段内装有大堵塞度六自由度机构情况下试验段模型区各 M 数的校测结果如表 1 所示。

表 1 超声速方法流场校测结果

Table 1 The results of the flow field calibration with supersonic method

项目 \ M 数	1.01	1.07	1.12	1.187
σ_M	0.0023	0.0067	0.0097	0.013
dM/dX	-0.0012	-0.0021	0.0026	-0.024
ΔM_{max}	0.0063	0.016	0.028	0.054

从表中可以看出, I* 喷管获得的 M 数的各项指标达到了国军标的要求,能够投入试验。II* 喷管获得的 $M = 1.187$ 这个 M 数,均方根偏差略大于国军标的要求,从图 1 可以看出,这主要是由于试验段入口处产生了激波,而且激波在开孔壁试验段中和边界层相互干扰也较大,从而导致试验段核心流 M 数分布不够均匀;另外,由于下游机构处的气流壅塞,下游反压通过驻室及孔板对试验段前部的影响也是造成入口激波及流场均匀性较差的重要原因。而用于校测的轴向探测管,由于喷管型面已不是跨声速,在喷管内无法固定而未伸入喷管前端,其产生的头部激波也会影响流场的均匀性。总的来看,这种方法使试验段 M 数成功跨过了 1.0。但是,这种方法建立的流场 M 数不但与前室总压有关,还与下游机构处产生的反压有关,因此 M 数控制精度较差。另外, II* 喷管建立的流场均匀性也还不是很理想,要进一步改善流场的均匀性和提高 M 数控制的精准度,主要着眼点

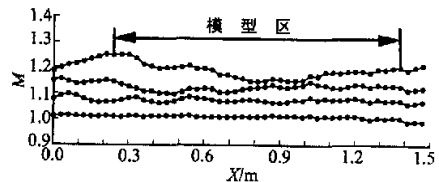


图 1 核心流马赫数分布(超声速方法)

Fig.1 Centerline Mach number distributions(supersonic method)

还是要改善试验段及其下游条件和改变 M 数控制方式,改善试验段及其下游条件有以下一些可用的方法:

(1)对 CTS 机构作适当整流以增加当地有效流通面积。CTS 机构的流线性很差,气流流经机构时产生严重的分离,使超扩段处的有效流通面积大大减小,是造成跨声速流场难以产生和均匀性不好的主要原因,在无法减小机构堵塞度的情况下,应对机构采取一定的整流措施,减小气流流经机构时的分离,使超扩段处的有效流通面积增大,从而使均匀跨声速流场更容易建立。

(2)适当改变试验段上下壁板的扩开角,来消除下游反压和入口激波相互作用对流场均匀性的影响。

(3)减小开孔壁开闭比,尤其是减小壁板前部的开闭比。

(4)在试验段下游加抽气或引射。

4.2 跨声速方法校测结果

通过对超声速方法校测结果的分析,我们知道,由于采用了超声速喷管,如何降低气流堵塞和激波的干扰影响是提高流场均匀性的关键,结合目前风洞和机构的现状,上述(1)、(4)种方法较难实现,为此,我们联合使用了上述第(2)、(3)种方法,适当减小了壁板前部的开闭比,使试验段上下壁板略微向内倾斜。在对风洞洞体条件作相应调整后,用常规跨声速开车方法得到的在风洞超扩段内装有大堵塞度六自由度机构情况下试验段模型区各 M 数校测结果如表 2 所示。

表 2 跨声速方法流场校测结果

Table 2 The results of the flow field calibration with transonic method

项目 \ M 数	1.0	1.05	1.1	1.15	1.2
σ_M	0.0021	0.0058	0.0065	0.0079	0.0093
dM/dX	-0.0011	-0.0019	-0.0046	0.0012	-0.0082
ΔM_{max}	0.0059	0.014	0.013	0.0138	0.0311

从表 2 可以看出,这种方法获得的 M 数的各项指标均达到了国军标的合格指标要求,从图 2 可以看出,试验段内模型试验区的核心流 M 数分布均匀性良好,特别是较好地消除了 $M = 1.2$ 时的激波影响。另外,由于 CTS 机构堵塞度大,建立流场所需的前室总压比常规时要大,驻室参考点 M 数与核心流平均 M 数基本一致,因此,开车时不需进行 M 数修正。这样,采用这种方法使试验段 M 数成功达到了 1.0 ~

1.2,能够满足型号试验的需要。

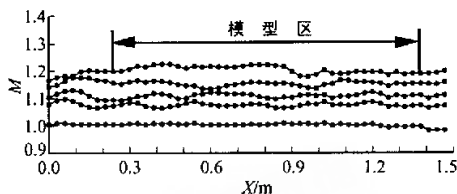


图 2 核心流马赫数分布(跨声速方法)

Fig. 2 Centerline Mach number distributions(transonic method)

5 主要结论

综上所述,可得出如下主要结论:

(1)在风洞超扩段内装有大堵塞度六自由度机构情况下,采用减小风洞柔壁喷管喉道截面积的办法,在跨声速开孔壁试验段内获得了 $M \geq 1$ 的跨声速均匀流场。

(2)流场校测结果表明,风洞超扩段内装有六自由度机构情形下,采用本方法所获得的跨声速流场 M 数分布均匀性良好,流场均匀性指标满足国军标要求。

(3)通过本项研究,较为成功地解决了困扰多年的 FL-24 风洞不能进行 $M \geq 1$ 跨声速 CTS 试验的难题,从而使 FL-24 风洞具备了亚、跨、超较为完善的 CTS 试验能力,而且也能为解决类似问题提供参考,具有实际应用价值。

用此种方法建立的跨声速均匀流场已成功完成了多项跨声速 CTS 试验任务,实践证明,它是可靠和可行的。

参考文献:

- [1] 华杰. FL-24 风洞中装有 CTS 机构和母机支架时亚、跨声速流场校测报告. CARD-2, 1988.
- [2] 华杰. FL-24 风洞中装有 CTS 机构和母机支架时流场校测及堵塞度实验报告. CARD-2, 1989.
- [3] 伍荣林,王振羽. 风洞设计原理. 北京:北京航空学院出版社, 1985.
- [4] 王发祥. 高速风洞外挂分离轨迹试验技术的发展及其应用研究总结报告. EJ-2-970172, 1997.09.