

# 超声速自由射流马赫数控制系统设计

乔彦平, 田金虎, 吴 锋, 耿卫民

(中国燃气涡轮研究院 航空发动机高空模拟技术重点实验室, 四川 江油 621703)

**摘 要:** 简要介绍了超声速自由射流高空模拟和试验技术, 分析了超声速自由射流马赫数控制的原理, 给出了控制方式及建立多输入多输出马赫数控制系统的方法。设计并实现了基于单支点半柔性壁超声速自由射流喷管, 及双电动缸同步伺服控制技术的超声速自由射流马赫数控制系统。吹风试验结果表明, 采用的双电动缸同步伺服控制技术, 可对单支点半柔性壁超声速自由射流喷管柔性壁面实现同步控制, 即精确控制超声速自由射流喉道面积; 同时, 该控制系统还可连续、有效地控制超声速自由射流马赫数。

**关键词:** 超声速自由射流; 高空模拟试车台; 高空模拟试验; 喉道面积; 马赫数控制系统; 同步控制

中图分类号: V233.73 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2015) 04-0045-04

## Design of supersonic free-jet Mach number control system

QIAO Yan-ping, TIAN Jin-hu, WU Feng, GENG Wei-min

(Key Laboratory on Aero-Engine Altitude-Simulation Technology, China

Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

**Abstract:** The supersonic free-jet attitude simulation and test technologies were introduced briefly. The theory about Mach number control for supersonic free-jet was analyzed, and the designing of multi-input multi-output (MIMO) Mach number control system was given. At last, the control system was designed and realized based on single-back half-flexible free-jet nozzle and dual-electric-cylinder synch servo control technology. The test results indicate that the flexible wall of single-back half-flexible free-jet nozzle can be controlled synchronized by dual-electric-cylinder synchronized servo control technology, i.e. the throat area of supersonic free-jet can be controlled precisely; at the same time, the Mach number can be controlled effectively and continually.

**Key words:** supersonic free-jet; altitude simulation test facility; altitude simulation test; throat area; Mach number control system; synch control

### 符号表

$A$	喷管出口面积	$p_h$	发动机排气反压
$A_{cr}$	喷管喉道面积	$p_{i0}$	来流总压, 稳压室总压
$c_\infty$	当地声速	$p_{v1-0}$	进气调节阀前压力
$H$	飞行高度	$p_{v2-1}$	高空舱排气调节阀后压力
$k$	气体比热比	$p_\infty$	大气压力
$Ma$	喷管出口马赫数	$S_{cr}$	喷管喉道调节机构位移
$Ma_0$	模拟飞行马赫数	$S_{v1}$	进气调节阀位移
$p_b$	高空舱压力(若射流喷管出口与发动机尾 喷口处于同一空间, 该量同 $p_h$ )	$S_{v2}$	高空舱排气调节阀位移
		$T_{i0}$	来流总温
		$T_\infty$	大气温度

收稿日期: 2014-10-07; 修回日期: 2015-05-11

作者简介: 乔彦平(1984-), 男, 陕西人, 高级工程师, 硕士, 从事航空发动机试验及控制技术研究。

$V_0$	飞行速度
$W_a$	通过发动机的空气流量
$\rho_\infty$	大气密度
$\pi$	喷管压比

## 1 引言

超声速自由射流高空模拟试车台,是解决航空动力装置超声速进气道-发动机匹配问题的关键设备。据美国空军对多种型号发动机不稳定工作情况的统计结果,在飞行包线范围内发动机不稳定工作出现的概率极高,特别是机动性较大的飞机,如战斗机、攻击机、舰载机、教练机的发动机不稳定概率更高<sup>[1]</sup>。超声速自由射流高空模拟试车台使用气动喷管作为进气装置,试验时进气道进口位于喷管出口气流所形成的核心区内,进气道-发动机的整体特性试验可以在此超声速自由射流条件下进行,并通过控制系统模拟来流参数和发动机排气参数,真实地模拟诸如爬升、机动飞行等过程中航空发动机的工作条件。

超声速自由射流高空模拟试验的参数模拟,可划分为超声速自由射流进气参数模拟和发动机排气参数模拟。超声速自由射流进气模拟是在发动机进气道前,提供超声速均匀自由流流场,以模拟发动机在飞行时的进气和内部流动<sup>[2]</sup>。飞机在大气中以一定速度飞行时,在无干扰环境中,大气具有一定的压力、温度和密度,根据热力学定律,只需模拟压力和温度,就可得到密度模拟。飞行速度通过模拟飞行马赫数得到,飞行马赫数为飞行速度与当地声速之比,声速是 $T_\infty$ 的单值函数,因而模拟了环境大气静温和飞行马赫数,就可模拟飞行速度。 $T_\infty$ 是来流总温和马赫数的函数,对于定比热比的气体,只要模拟了来流马赫数和来流总温,就可模拟特定飞行高度的环境温度,即进气静温。在超声速自由射流高空模拟试验时,自由射流的压力须与高空的大气压力相等,而超声速气流的静压是总压和马赫数的函数,因此,只要模拟了来流马赫数和来流总压,来流静压即得到模拟。同时,超声速自由射流高空模拟试验时,发动机排气反压(或称发动机舱压力,简称舱压)也需要进行模拟,当发动机喷管出口气流为亚声速时,排气反压需要模拟飞行状态的环境压力;发动机喷管出口气流为声速或超声速时,排气反压模拟可等于或略高于飞行状态的环境压力<sup>[3]</sup>,但不得高于使附面层分离的激波压力,否则发动机喷管出口流动

会遭到破坏,甚至会影响整个发动机流道的参数。综上所述,超声速自由射流马赫数的精确控制,不仅关系到自由射流高空模拟试验飞行速度参数及飞行环境大气参数 $p_\infty$ 、 $T_\infty$ 、 $\rho_\infty$ 等的模拟;同时,马赫数是反映自由射流流场性能指标的重要参数之一。

## 2 马赫数控制系统设计

超声速自由射流高空模拟试验要求模拟飞行马赫数、进气总压、进气总温、飞行攻角、排气反压、高空舱压力。超声速自由射流高空模拟试验是利用可变喉道的拉瓦尔超声速喷管产生均匀超声速流场,试验时超声速进气道进口位于喷管出口的菱形区内。

### 2.1 马赫数控制原理

根据气动力学原理<sup>[4]</sup>,对于绝能等熵流动,喉道临界的拉瓦尔超声速喷管出口马赫数与喷管喉道面积和喷管出口面积之比(简称面积比)存在如下关系:

$$Ma \left[ \frac{2}{k+1} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{A_{cr}}{A} \quad (1)$$

上式所描述的关系如图1所示,即对于超声速气流,喷管出口马赫数与面积比成一一对应关系,即若要在喷管出口截面上得到一定马赫数的超声速气流,那么产生这个指定马赫数的气流所需喷管面积比 $A_{cr}/A$ 唯一。因此,对于喷管喉道面积可调且出口面积固定的超声速自由射流喷管来说,超声速自由射流马赫数控制可以通过调节喷管的喉道面积,进而调节喷管面积比来控制自由射流马赫数。

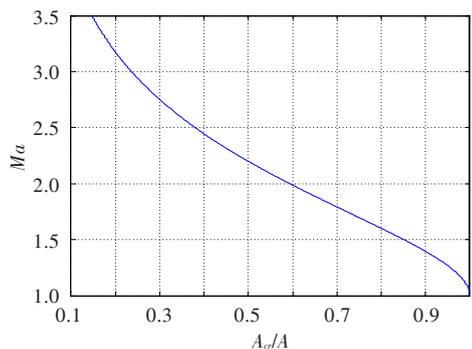


图1 喷管出口马赫数与喷管面积比关系曲线

Fig.1 Mach number of nozzle exit vs. area ratio of nozzle

然而,对建立一定马赫数的超声速自由射流而言,面积比仅仅是一个必要条件。具备该条件后,能否产生超声速自由射流还取决于 $\pi$ 。超声速喷管压比的控制是通过分别控制喷管进口处的稳压室的压力和喷管出口处的高空舱的压力来实现的。当高空舱压力小于自由流压力 $p_\infty$ 时,喷管出口形成膨胀波,

不影响发动机的自由射流进气;反之,喷管出口可能形成斜激波、强斜激波、正激波,从而使菱形区缩小,并有可能在喷管出口壁面上由于激波与附面层的相互干扰产生局部气流分离。因此,自由射流高空舱压力模拟是单向的,一般应满足  $p_b \leq p_\infty$ ,即使喷管处于完全膨胀、欠膨胀工作状态。然而由于受到试验设备抽气能力和试验经济性的限制,高空舱压力不可能太低。

图2为不同马赫数下过膨胀、欠膨胀和完全膨胀流态的压比范围区域图。图中介于马赫反射与过膨胀临界压比线的区域为过膨胀区域,完全膨胀压比线下方的区域为欠膨胀区域。图中还给出了完全膨胀压比条件下,稳压室压力和高空舱压力分别出现-1%(稳压室压力低于完全膨胀流态下稳压室压力1%,下同)、+5%和+1%、-5%模拟偏差时的两条曲线。可看出,在完全膨胀压比条件下稳压室压力和高空舱压力分别出现-1%、+5%和+1%、-5%模拟偏差时,喷管流态会随着马赫数的增大,越接近完全膨胀流态。

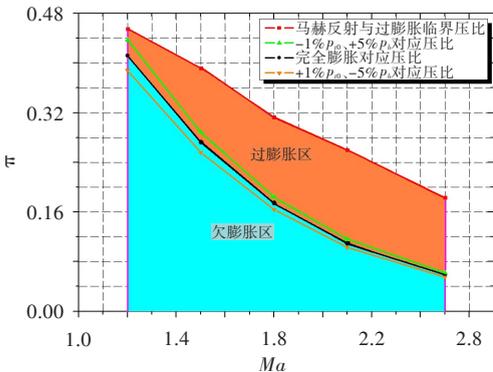


图2 三种流态下压比随马赫数的变化范围

Fig.2 Change range of pressure ratio following Mach number at three kinds of flow states

### 2.2 马赫数控制方式

通过调节拉瓦尔喷管进口稳压室压力、拉瓦尔喷管出口高空舱压力、拉瓦尔喷管喉道面积等方式来实现超声速自由射流高空模拟试验马赫数的控制。控制系统是一个典型的多输入多输出系统。喷管进口压力、出口反压由节流阀控制,喷管喉道面积则通过喷管柔性壁(本文所讨论的自由射流喷管采用单支点半柔性壁结构)位置执行机构控制。马赫数、稳压室压力、高空舱压力可分别表示为:

$$Ma_0 = f(S_{cr}) \tag{2}$$

$$p_{i0} = g(p_{V1-0}, S_{cr}, S_{V1}) \tag{3}$$

$$p_b = h(p_{V2-1}, S_{cr}, S_{V2}, W_a) \tag{4}$$

为分析方便,设  $p_{V1-0}$ 、 $p_{V2-1}$  为常数,且暂不考虑  $W_a$  对  $p_b$  的影响,则上式可以简化为:

$$Ma_0 = f(S_{cr}) \tag{5}$$

$$p_{i0} = g(p_{V1-0}, S_{cr}, S_{V1}) \tag{6}$$

$$p_b = h(S_{cr}, S_{V2}) \tag{7}$$

则自由射流马赫数控制系统模型可表示为:

$$\begin{bmatrix} Ma_b(s) \\ p_{i0}(s) \\ p_b(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{11}(s) & 0 & 0 \\ G_{21}(s) & G_{22}(s) & 0 \\ G_{31}(s) & 0 & G_{33}(s) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_{cr}(s) \\ S_{V1}(s) \\ S_{V2}(s) \end{bmatrix} \tag{8}$$

可知,喷管进口压力和高空舱压力控制与喷管喉道面积控制存在一定程度的耦合关系。为了降低由于耦合造成的对喷管工作状态及喷管出口静压的影响,系统采用超前校正策略,采用带惯性环节的PD控制器构成前馈控制器。控制系统原理见图3。

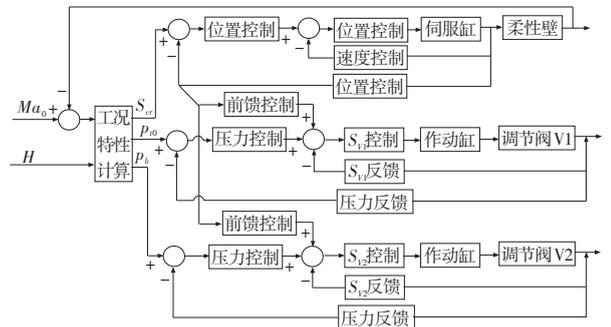


图3 控制系统原理图

Fig.3 Control system schematic diagram

### 2.3 马赫数控制系统

马赫数控制系统以马赫数和高度作为系统的总输入条件,并通过气动力学方程计算当前输入条件下的进气总压、大气压力、喷管喉道面积。同时,采用的单支点半柔性壁自由射流喷管,柔性壁执行机构位移  $S_{cr}$  与喷管喉道面积  $A_{cr}$  是存在对应关系的,即可通过  $A_{cr}$  得到当前输入的目标马赫数对应的位移  $S_{cr}$ 。马赫数控制流程如图4所示。系统采用总压探针作为马赫数测量装置,采用双电动伺服缸作为喷管柔性壁位移控制的驱动装置,为保证喷管出口流场品质,两个伺服缸保持位置及速度上的精确同步;采用液压作动缸作为调节阀驱动装置,构建的马赫数控制系统总体结构如图5所示<sup>[5-8]</sup>。

### 3 试验验证结果

对基于上述方法设计的马赫数控制系统进行超声速自由射流吹风试验,试验布局见图6。系统分别通过调节阀V1和V2自动调节稳压室、高空舱压力,通过控制可变喉道面积自由射流喷管的可调

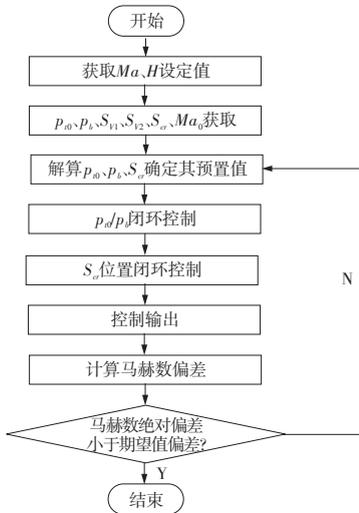


图4 马赫数控制流程图

Fig.4 Mach number control flow-process diagram

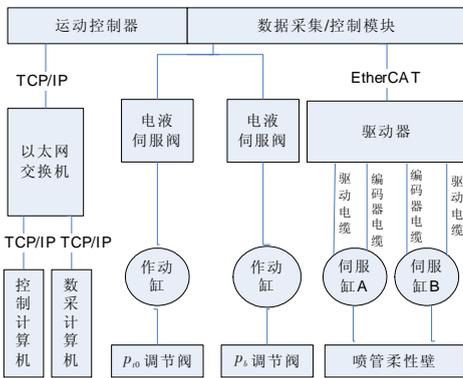


图5 马赫数控制系统组成

Fig.5 Structure of Mach number control system

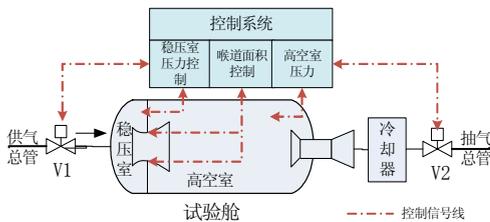


图6 试验布局示意图

Fig.6 Test arrangement

壁位移实现对喷管喉道面积的控制。

图7给出了期望马赫数分别为(图例:Ma\_Set)1.6 (state01)、1.7(state02)、1.8(state03)时,喷管出口截面中心区的马赫数控制结果(图例:Ma\_J),马赫数控制精度 $\geq 0.05$ 。

### 4 结论

本文从超声速自由射流高空模拟试验角度,介

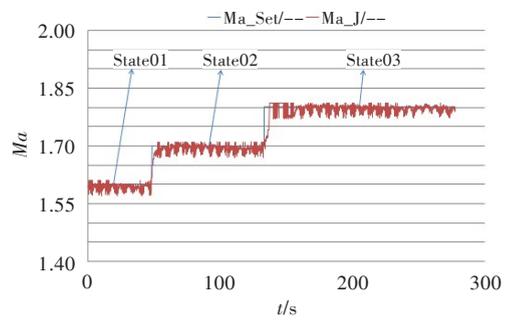


图7 马赫数控制结果曲线图

Fig.7 Results of Mach number control

绍了超声速自由射流马赫数重要性,分析了超声速自由射流马赫数控制方式,设计了基于单支点半柔性壁超声速自由射流喷管的马赫数控制系统。通过超声速自由射流喷管吹风即流场标定试验验证,表明设计的自由射流马赫数控制达到了对期望马赫数的准确、连续控制,保证了喷管出口流场的良好品质。

然而,对于超声速自由射流高空模拟试验而言,所设计的控制系统也存在一些不完善之处,主要表现在由于喷管出口附面层对喷管出口截面面积造成的难以估计的影响,需要在带试验件条件下对马赫数的实时测量进行进一步探索;其次,所设计的系统未涉及超声速自由射流的总温参数,系统后续改进中应考虑此参数的影响。

### 参考文献:

- [1] Ashwood P F. The design and development of a large supersonic free-jet test cell[J]. The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, 1970, 74(3):205—218.
- [2] 于守志. 飞航导弹动力装置试验技术[M]. 北京:宇航出版社,1990.
- [3] 刘志友,侯敏杰,龚小琦. 环境压力大偏差条件下拉瓦尔喷管发动机高空推力的确定[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3):610—614.
- [4] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.
- [5] 冷旭明,张锡文,谢俊石,等. 总压管在超声速流场测量中的影响[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2001, 41(11): 22—25.
- [6] 惠增宏,何明一,竹朝霞. NF-6风洞马赫数控制系统研制[J]. 实验流体力学, 2005, 19(1):61—65.
- [7] 尹光辉.  $\Phi 200$ (高)超声速风洞的设计调试及相关试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2008.
- [8] Duesterhaus D A, Maywald P V. Free-jet test capability for the aero-propulsion systems test facility[R]. AIAA 89-2537, 1989.