

连续式风洞二喉道调节马赫数控制策略

陈 旦¹, 张永双^{2,3}, 李 刚¹, 郭守春¹, 陈天毅¹

(1. 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;

2. 电子科技大学 自动化工程学院, 成都 611731;

3. 西南交通大学 风工程四川省重点实验室, 成都 610031)

摘 要: 为了降低连续式跨超声速风洞压力波动, 提高马赫数稳定性, 需要对二喉道调节马赫数控制方式进行研究, 针对现有文献鲜少对该控制策略描述等问题, 以 0.6 m 连续式跨声速风洞为例, 对二喉道控制马赫数的原理进行分析, 基于运动控制器加伺服驱动器双 PID(proportion-integral-derivative)控制模式实现二喉道位置精确控制, 提出了二喉道和压缩机转速的组合控制流程, 并采用分段变参数模糊 PID 加串级控制的算法实现马赫数精确控制, 最后进行了试验验证。结果表明马赫数控制精度优于 0.001, 且每个马赫数极曲线(9 个攻角阶梯)的时间可控制在 4 min 以内, 证明所提出的控制策略是有效的, 可为连续式跨超声速风洞的设计调试提供参考。

关 键 词: 连续式跨超声速风洞; 马赫数控制; 二喉道; 分段变参数模糊 PID; 串级控制

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

Mach number control strategy for continuous wind tunnel with second throat

CHEN Dan¹, ZHANG Yongshuang^{2,3}, LI Gang¹,
GUO Shouchun¹, CHEN Tianyi¹

(1. Facility Design and Instrumentation Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. School of Automation Engineering,
University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China;

3. Key Laboratory for Wind Engineering of Sichuan Province,
Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: In order to reduce pressure fluctuation and improve Mach number stability in continuous trans-supersonic wind tunnel, it is necessary to study the Mach number control model of second throat. In view of the few descriptions involved in existing literature, taking 0.6 m continuous transonic wind tunnel as an example, the principle of the Mach number control with second throat was analysed, then the precise position control of second throat was realized based on the double PID (proportion-integral-derivative) control mode of motion controller plus servo driver, and the combined control sequence of second throat and compressor speed was presented, and then the algorithm of segmented variable parameter

收稿日期: 2019-05-08

基金项目: 国家自然科学基金(11602292, 61801479)

作者简介: 陈旦(1986—), 男, 工程师, 硕士, 研究方向为风洞控制系统设计研究。E-mail: cd0606@163.com

引用格式: 陈旦, 张永双, 李刚, 等. 连续式风洞二喉道调节马赫数控制策略[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2167-2176. CHEN Dan, ZHANG Yongshuang, LI Gang, et al. Mach number control strategy for continuous wind tunnel with second throat [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2167-2176.

fuzzy PID and cascade control was proposed to control the Mach number. Finally, experiments were carried out. The results show that the Mach number control accuracy can be better than 0.001, and the time of each Mach number polar curve (9 attack angles) can be controlled within 4 minutes, proving that the control strategy proposed is effective, and can provide reference for the design and construction of continuous trans-supersonic wind tunnel.

Key words: continuous trans-supersonic wind tunnel; Mach number control; second throat; segmented variable parameter fuzzy PID; cascade control

连续式风洞主要依靠压缩机连续转动驱动气体流动来建立风洞运行流场,从而为飞机、翼型等设计定型试验提供试验环境。连续式风洞按马赫数运行范围可分成低速风洞、跨(超)声速风洞和超声速风洞^[1-6]。连续式跨(超)声速风洞主要涉及风洞流场控制(总压马赫等系统大滞后、强耦合、非线性控制)、运动机构控制(半柔壁、二喉道等系统多轴高精度同步控制)、变频调速控制(压缩机等系统高精度调速控制)等多个控制领域,且相互融合。其中流场控制主要实现对总压、马赫数、总温等流场参数的多变量协调控制,以及对各参数调节子系统的多轴同步(变频调速)控制以及智能算法设计等内容。上述三个参数中,马赫数作为最重要的流场参数,其控制精度和稳定速度对提高模型数据精准度,降低风洞运行能耗,具有重要意义。连续式跨(超)声速风洞马赫数的调节手段较多,包括主压缩机转速、二喉道(包括调节片/栅指和中心体)、驻室抽气流量、半柔壁喷管型面等。其中二喉道调节方式尽管存在增加模型振动,影响风洞校准等不利因素,但仍被作为一个重要的调节方式,这是因为采用二喉道方式具有阻断气流噪声,减小压力波动,提高风洞流场品质等优点^[2-3,5,7]。如美国 NTF (National Transonic Facility) 风洞(总压范围为 101~840 kPa,总温范围为 -167.7~48.8℃,马赫数范围为 0.1~1.2,马赫数精度为 0.001)最近几年立足于提高数据品质,采取了很多措施,其中关键一条就是利用二喉道提高马赫数稳定性。

目前公开文献资料中对二喉道的描述多集中在气动设计和结构形式上^[3,7-10],部分文献对暂冲式风洞中二喉道的控制进行了描述^[11-13],但暂冲式风洞马赫数调节方式和连续式风洞差距很大。现有文献鲜少有对连续式风洞中采用二喉道进行马赫数调节的具体实现方法和控制策略的描述^[14-17],也没有具体的调节时间指标,比如 NF-6 风洞马赫数控制精度 0.002^[4,10-11],NTF 风洞采

用二喉道可实现马赫数控制精度 0.000 5^[2],但都缺少马赫数极曲线时间和具体控制策略的描述。

针对上述问题,本文基于 0.6 m(试验段尺寸为 0.6 m×0.6 m)连续式跨(超)声速风洞^[3]提出一种二喉道调节马赫数的控制策略。首先分析二喉道调节马赫数的原理,绘制出中心体运动轨迹以及投影高度对马赫数的影响曲线,然后采用双 PID 串联实现二喉道位置精确控制;针对二喉道对马赫数的调节范围有限的问题,提出了二喉道和主压缩机转速组合控制的流程,并采用分段变参数模糊 PID 加串级控制方法实现马赫数控制,最后进行试验验证。

1 马赫数控制方式概述

0.6 m 风洞为某大型连续式跨(超)声速风洞的引导风洞,其马赫数范围为 0.2~1.6,总压范围为 20~250 kPa,通过主、辅压缩机驱动,风洞主要结构布局见图 1。该风洞运行工况多,配备了 1 个喷管段、3 个试验段和 1 套二喉道机构(包括调节片和中心体,虚线方框标示部分),上述 3 个部位均位于风洞驻室内。

该风洞马赫数调节方式较多,以跨声速段为例,可有以下几种方式,见图 2。图 2 中 Ma_s 为马赫数控制目标, Ma_r 为马赫数实际值, $G_a(s)$ 为马赫数传递函数, $G_1(s) \sim G_6(s)$ 为各马赫数调节手段的传递函数。

在上述马赫数调节手段中,半柔壁喷管主要在超声速段才参与调节,其他马赫数均采用声速型面;驻室抽气流量(驻室抽气调节阀开度加辅压缩机转速)多使用在跨、超声速段,且需和主压缩机转速配合调节;主压缩机转速和静叶角是马赫数调节的必要条件,但静叶角一般会固化几个角度,试验时先预置到位;中心体(部分连续式风洞没有该机构)和调节片(部分风洞为栅指机构)多使用在亚跨声速段,通过改变节流面积来改变马赫数;另外,模型姿态角改变时也将导致节流面发生变化,进而影响马赫数。

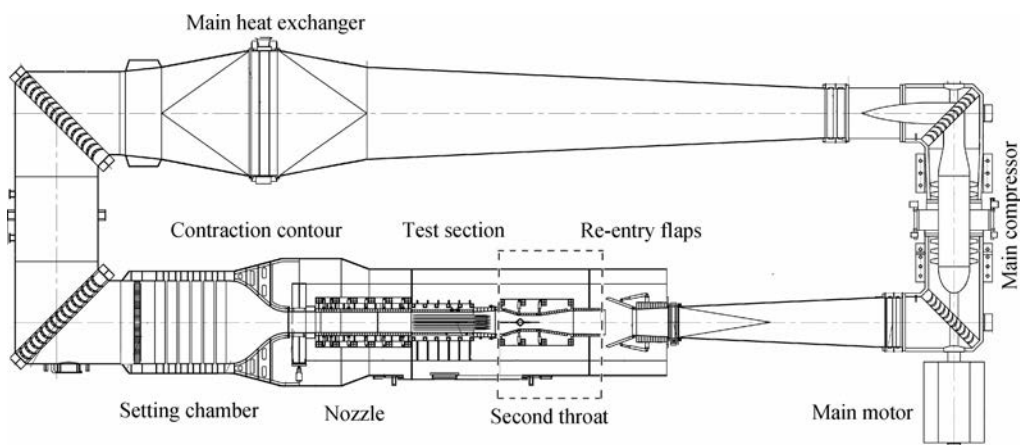


图 1 0.6 m 风洞主要结构布局

Fig. 1 Main structure layout of 0.6 m wind tunnel

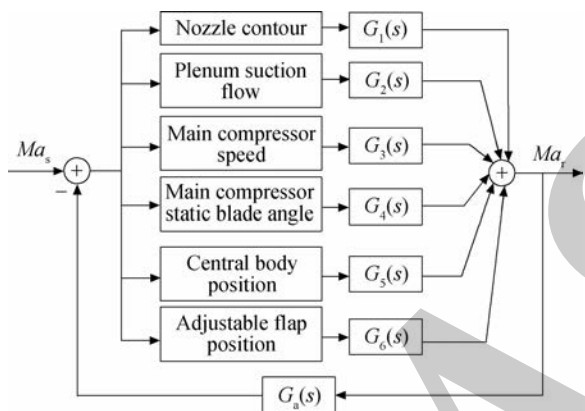


图 2 跨声速时马赫数控制方式框图

Fig. 2 Control mode block diagram of Mach number with transonic

跨(超)声速风洞马赫数(Ma)公式为

$$Ma = \sqrt{5 \left[\left(\frac{p_s}{p_0} \right)^{-\frac{2}{\gamma}} - 1 \right]} \tag{1}$$

式中 p_0 为稳定段总压(kPa), p_s 为试验段静压(kPa)。

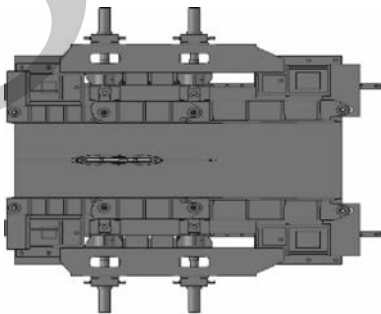
由式(1)可知,马赫数是由总压、静压计算得到,稳定段总压的调节主要由调节阀来实现,同时受漏气和压缩机转速等影响,而试验段静压主要受压缩机转速、流道节流面积等影响。如前所述,采用二喉道调节时压力的波动较小,因此采用二喉道方式理论上对提高马赫数稳定性作用明显,且也利于压力快速稳定。

考虑到二喉道中调节片存在着结构惯量大和调节精度高的矛盾,造成了实际运行的诸多不便,而中心体结构简单,动作灵敏,精度高,结合其他连续式风洞的调试经验^[1,3,9,11],调节片多采用预置调节的方式,即变马赫数阶梯时,调节片先预置到位,采用中心体位置闭环调节来实现马赫数精确控制。本文将重点对中心体调节马赫数的控制

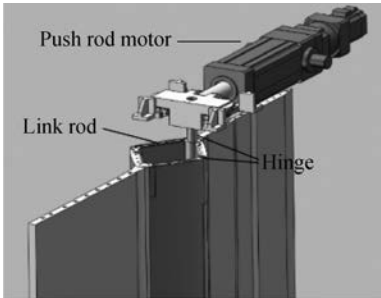
策略和算法进行描述。

2 二喉道调节马赫数的实现原理

0.6 m 风洞调节片采用和欧洲 ETW(Euro-pean Transonic Wind Tunnel)风洞类似的三段式调节片,中心体采用闭式中心体,如图 3 所示。



(a) 二喉道整体结构



(b) 中心体结构

图 3 二喉道结构形式

Fig. 3 Structural form of second throat

图 3 中中心体通过伺服电动机驱动电动推杆(上下各一个)前后推拉,由铰链和连杆带动中心体做张开或闭合的动作,为保证机构安全并减少气流扰动,中心体运动时需要保证上下两个推杆绝对同步运行。通过中心体的开闭动作,改变流

道面积,进而实现马赫数的闭环调节。

中心体对马赫数的调节范围有限,一般只有 0.2~0.3^[9],因此采用中心体调节时必须和主压缩机转速配合进行,其控制原理方案如图 4 所示。

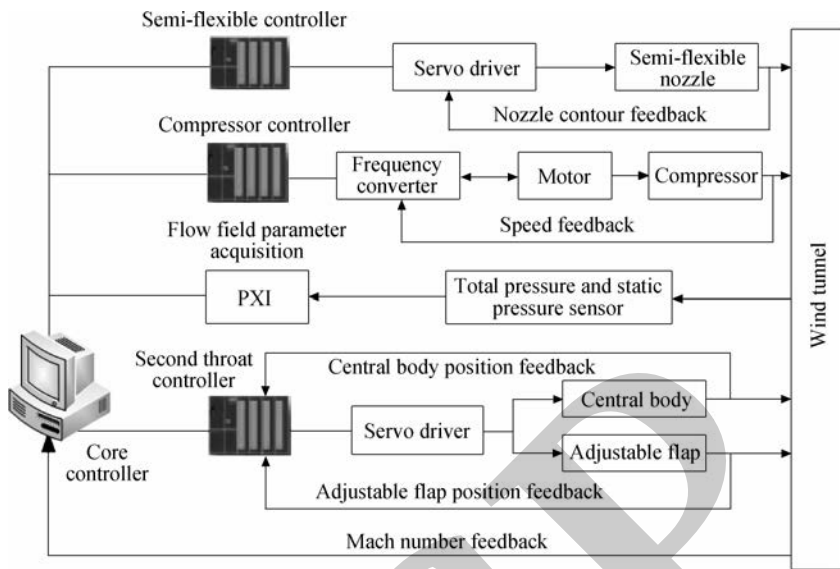


图 4 二喉道调节马赫数原理

Fig. 4 Principle of Mach number adjusting with second throat

图 4 中 PXI(PCI extensions for instrumentation)实施流场参数采集。中心体控制马赫数的核心就是通过控制中心体张开距离(在垂直于气流方向上的投影高度)来实现,而中心体位置闭环是通过控制电动推杆的伸缩距离来实现(位置传感器也安装于推杆侧),因此首先要找到推杆伸缩位移和中心体张开距离的对应关系,进而找出马赫数控制和中心体位置控制的关系。

推杆在不同位置时,中心体张开和闭合的角度不同,其运动轨迹如图 5 所示。

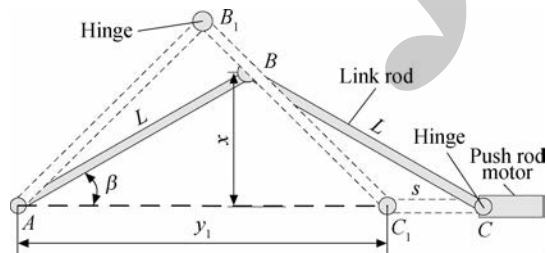


图 5 单侧中心体运动轨迹

Fig. 5 Motion trajectory of single side of central body

由图 5 可知,中心体以 A 点为原点,ABC 点构成等腰三角形,底角为 β ,通过推动推杆(推杆行程为 s),C 点移动至 C_1 点,B 点变成 B_1 点,连杆长度 L 不变,AC 点的距离由最初的 y 变成 y_1 ,而中心体张开距离 x 和底角 β 也对应发生变化,

中心体开闭时满足下列关系:

$$\begin{cases} s + y_1 = y \\ \cos \beta = \frac{y - s}{2L} \\ \sin \beta = \frac{x}{L} \end{cases} \quad (2)$$

中心体初始底角为 3.5° (对应推杆位移为 0 mm),张开最大底角为 35° (推杆位移为 50.5 mm),带入各连杆数据,可得到投影高度和推杆位移之间的关系为

$$x = 0.5\sqrt{79\,749.76 - (281.873 - s)^2} \quad (3)$$

对式(3)进行求导可得到投影高度变化率和推杆位移的关系

$$\frac{dx}{ds} = \frac{140.937 - 0.5s}{\sqrt{(297.372 + 563.746s - s^2)}} \quad (4)$$

将式(3)和式(4)带入推杆行程参数,可得到中心体投影高度、投影高度变化率与中心体推杆位移的关系,见图 6。

由图 6 可知,运动过程随着中心体推杆位移增大,中心体张开距离(投影高度)也增大,但非线性关系增加,同时投影高度变化率减小,对马赫数调节的敏感性降低。因此,采用中心体闭环调节马赫数时,为保证快速响应,推杆位移应主要使用 0~10 mm 这一区域。

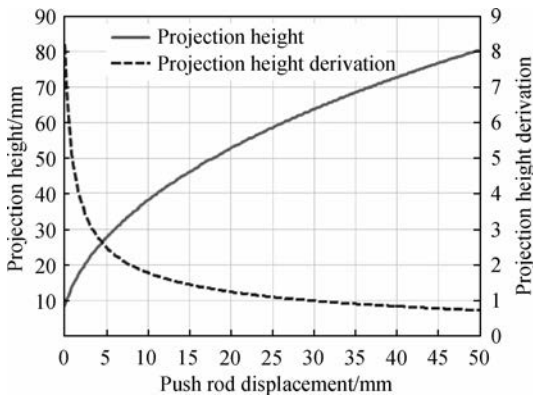


图 6 推杆位移和投影高度及导数的关系

Fig. 6 Relationship of push rod displacement and central body projection height and its derivation

3 基于双 PID 串联的中心体位置控制

中心体投影高度对马赫数的影响,可参照下式进行估算:

$$\frac{A_{ts}}{A^*} = \frac{\left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma+1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{Ma} \tag{5}$$

式中 A_{ts} 为试验段节流面积, A^* 为最小节流面积, γ 为比热比。

将试验段及二喉道长度、宽度等相关参数带入式(5),以 $Ma=0.95$ 为例,马赫数调节量每变化 0.001,则中心体投影高度变化量应小于 0.025 mm,结合图 6,以推杆位置为 10 mm 处为例,中心体推杆的位置精度须达到 0.014 mm,才能确保对马赫数的精确敏感调节。

为实现上述推导出的中心体位置精度,首先

需要确保电动机速度的精确稳定,为此,提出基于运动控制器 T-CPU(technology-central processing unit)加伺服驱动器 S120(servo 120)的双 PID 控制模式,其控制原理见图 7。

PID 控制器根据位置/速度的给定值 $s(t)$ 和实际值 $r(t)$ 的偏差 $e(t)$ 、前一时刻的误差 $e(t-1)$ 与比例系数 k_p 、积分时间 T_i 以及微分时间 T_d 组合构成控制量输出,对被控对象进行控制,其控制规律为

$$u(t) = k_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + \frac{T_d de(t)}{dt} \right] \tag{6}$$

控制器将 PID 进行离散化处理,得到式(7)

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \sum_{j=0}^t e(j) + k_d [e(t) - e(t-1)] \tag{7}$$

式中 k_i 为积分系数, k_d 为微分系数, t 为采样时刻。

图 7 中 S120 伺服驱动系统实施速度环 PID 控制, T-CPU 实施位置环 PID 控制,并负责上下两个推杆的同步控制。调试时先设置速度环(PID controller 1)的 PID 控制器参数(k_p 、 k_i 、 k_d),确保速度跟随快,超差小,精度高;然后再调节位置环(PID controller 2)的 PID 控制器参数,中心体的位置控制作为马赫数控制的内环,需要位置快速响应、精确稳定。

通过调试和测试,中心体速度精度为 0.005 mm/s,位置精度为 0.008 mm,位置同步精度为 0.005 mm^[18],满足按照式(5)估算得出的马赫数精确控制对中心体位置精度的要求。

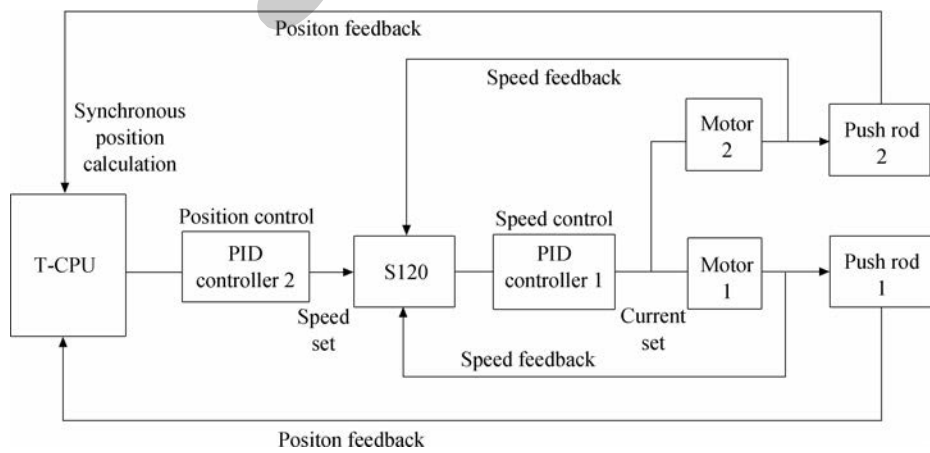


图 7 双 PID 的速度环和位置环控制

Fig. 7 Speed loop and position loop control based on double PID

4 组合控制流程

考虑到中心体调节范围有限,因此选择以中心体加主压缩机转速组合控制的方式来实施马赫数调节,其运行流程为:

- 1) 预置声速喷管型面;
- 2) 启动压缩机,预置静叶角,利用主压缩机转速调节算法进行马赫数粗调;
- 3) 根据目标马赫数,结合调试获取的中心体和调节片对马赫数的影响量,预置中心体和调节片初始位置;
- 4) 进入中心体调节马赫数阈值 $d(t)$,采用中心体闭环算法对马赫数进行闭环调节,为减少相互干扰,此时压缩机稳转速运行;
- 5) 改变攻角状态时,通过攻角补偿算法进行转速补偿,以抵消改变节流面积带来的影响;
- 6) 由于改变试验状态将导致总压波动,马赫数调节还需和总压调节(阀门控制系统实施)协调进行,为防止总压和马赫数耦合严重,只有当总压进入总压阈值 $c(t)$ 后,才启动马赫数调节。

5 分段变参数模糊 PID 加串级控制调节马赫数

5.1 设置内环观测阈值的串级控制

通过中心体位置调节来实现马赫数精确控制时,若只采用单回路闭环调节的方式(即根据马赫数偏差在每个控制周期内都实时修正中心体位置),抗干扰能力差,且中心体频繁往复运动磨损大。另外调试发现流场参数的变化滞后于中心体的调节,考虑到串级控制算法对进入辅回路的扰动有很强的克服能力,且串级控制改善了系统的控制质量,有一定的自适应能力^[19-20],因此利用串级控制方法来实施马赫数的闭环控制。首先由核心控制器结合马赫数偏差、偏差变化量等参数,计算中心体闭环控制位置,然后将该位置作为中心体位置环的输入,待中心体位置到位后,再进行下一目标位置的调节。但在调试过程中发现,当中心体接近目标位置时,二喉道控制器通过降速调节来进行位置逼近,导致内环(位置环)的等待时间较长。为缩短马赫数调节时间,同时增强串级控制算法的适应性,增设一个内环观测阈值 $q(t)$,只有当内环的实际位置 $r(t)$ 和给定位置 $s(t)$ 满足 $r(t)-s(t) \leq q(t)$ 时,才再次启动外环(马赫数)控制,而随着外环误差以及误差变化量变化时,内环观测阈值 $q(t)$ 跟随改变,用公式表示为

$$q(t) = n|e(t)| \cdot |\Delta e(t)| \tag{8}$$

式中 $e(t)$ 为马赫数误差, $e(t)=Ma_s(t)-Ma_r(t)$; $\Delta e(t)$ 为误差变化量, $\Delta e(t)=e(t)-e(t-1)$; n 为调节系数,随误差区间和误差变化量的区间调整。结合调试经验,将误差区间分成 4 段,误差变化量分成 2 段,如式(9)所示:

$$\begin{cases} 0.05 < |e| \leq 0.07 \\ 0.02 < |e| \leq 0.05 \\ 0.01 < |e| \leq 0.02 \\ 0 \leq |e| \leq 0.01 \end{cases} \begin{cases} 0.002 < |\Delta e| \\ |\Delta e| \leq 0.002 \end{cases} \tag{9}$$

5.2 基于分段变参数模糊 PID 实施马赫数闭环

在进行马赫数闭环控制时,可选用的算法较多,包括 PID 控制、预测控制和模糊控制等,其中 PID 算法结构简单,参数较少,但自适应能力相对较差,且前期调试中单纯采用 PID 调节时,抗干扰能力差,调节精度不太高;预测控制要求建立相对准确的控制对象模型,而风洞马赫数控制系统是一个非线性、时变、滞后的复杂系统,要建立准确的数学模型很困难;模糊控制不需要精确模型,参数可自由调整,对不确定性系统有较好的适应性,因此选择模糊 PID 算法为核心来实施马赫数闭环控制。

进入中心体调节马赫数阈值 $d(t)$ 后,主压缩机转速保持不变,采用分段变参数模糊 PID 控制算法(只使用 P、I)进行中心体闭环马赫数控制。实施过程为:先根据马赫数目标范围分段设置 P、I 参数的基准值,以减小 P、I 参数大范围变化带来的抖动,然后由模糊 PID 控制算法根据调节过程中马赫数变化规律,计算误差 e 和误差变化率 δe ,将其作为模糊控制器的输入,然后通过模糊化、模糊推理、解模糊得到 k_p 、 k_i 的修正量 $\overline{\Delta K_p}$ 、 $\overline{\Delta K_i}$ 作为输出,并在控制过程中实时调整控制参数 k_{pf} 和 k_{if} ,其中 $k_{pf}=k_p+\overline{\Delta K_p}$ (k_{if} 同理)。

e 基本论域取 $[-0.07, +0.07]$, δe 的基本论域取 $[-0.004, +0.004]$, $\overline{\Delta K_p}$ 、 $\overline{\Delta K_i}$ 基本论域分别取为 $[-0.5, +0.5]$, $[-0.5, +0.5]$, E 、 E_c 、 ΔK_p 、 ΔK_i 分别是输入变量 e 、 δe 和输出变量 $\overline{\Delta K_p}$ 、 $\overline{\Delta K_i}$ 所对应的模糊语言变量。 E 、 E_c 、 ΔK_p 、 ΔK_i 都取 5 个模糊子集,其中 NB、NM、O、PM、PB 分别代表负大、负中、零、正中、正大。隶属度函数采用三角函数。表 1 给出了马赫数调节时模糊 PID 控制规则表。

表 1 模糊 PI 规则表
Table 1 Fuzzy PID rule table

E	E_c				
	NB	NM	O	PM	PB
NB	PB/PB	PB/PM	PB/PM	PM/NM	PB/NM
NM	PB/PM	PM/PM	PM/O	PM/NM	PM/NM
O	PB/PB	PB/PM	O/O	NM/NM	NM/NB
PM	PM/NB	PM/NM	PM/PM	PM/PM	PB/PM
PB	PB/NM	PB/NM	PB/PM	PB/PM	PB/O

参数调整的基本原则为:当偏差较大,采用较大的 k_p 、较小的 k_i ,以确保快速响应,并减少积分饱和;当偏差较小,接近目标值时,弱化比例环节,以避免出现大的超调。在此基础上,根据不同阶段的特征对参数进行修正:当实际值加速逼近目标值时,应减小比例和积分作用,防止超调严重;当实际值加速远离目标值时,应增大比例和积分作用,减少超调;当实际值缓慢逼近或远离目标值时,应适当增大比例和积分作用,以尽快消除误差。分段变参数模糊 PID 加串级控制调节马赫数的原理如图 8 所示。

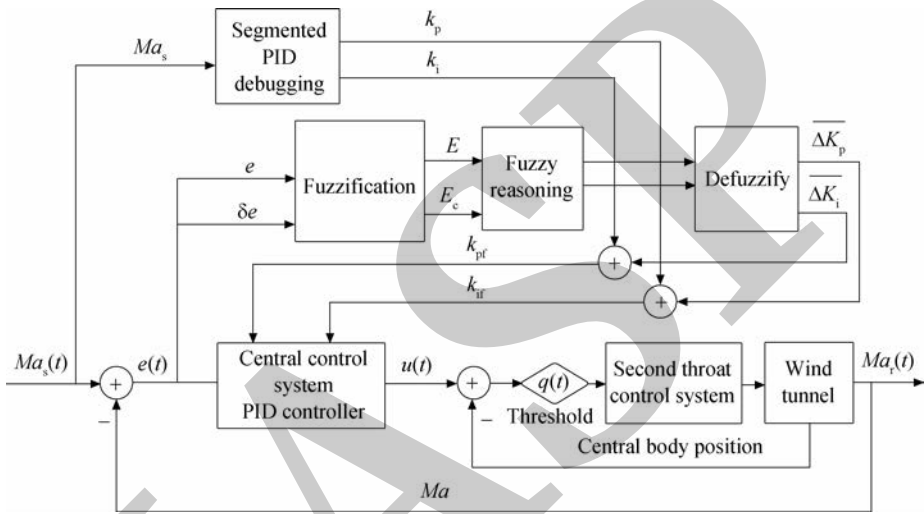


图 8 分段变参数模糊 PID 加串级控制调节马赫数原理

Fig. 8 Principle of Mach number adjusting based on segmented variable parameter fuzzy PID and cascade control algorithm

6 试验结果及分析

为验证上述分析以及所用控制策略的正确性,在 0.6 m 风洞上进行了试验验证,工况为常压 100 kPa,马赫数范围为 0.5~1.0,中心体行程为 0~10 mm,声速喷管,某飞机标准模型,攻角为 -4°~8°,在该马赫数范围段,依靠主压缩机和中心体调节,驻室抽气(辅压缩机)不开启。

风洞核心控制由嵌入式 PXI 系统实施,通过采集当前流场参数,根据控制算法计算各控制量的调节位置,协调阀门、压缩机和中心体等实施总压和马赫数的调节,其中二喉道位置控制由二喉道 PLC(CPU 315T-2DP)实施,主压缩机转速的闭环由压缩机 PLC(CPU 416)实施,总压的控制由阀门 PLC(CPU 315)实施。

试验过程采用阶梯变马赫数的调节方式,当马赫数与总压均稳定后,变模型攻角,调节主压缩机转速或中心体,待流场参数稳定采集后再变下

一攻角阶梯,并重复上述过程,至到所有攻角阶梯完成后,再进行下一个马赫数的调节。上述过程中流场判稳依据为总压波动小于 0.1%,马赫数波动小于 0.001(设计指标),且均保持 4 s 以上(需 4 个以上采样点均满足指标)。

槽壁试验段调试结果如图 9 所示,试验车次为 2016092308。图 9(a)为压缩机以 1500 r/min 为起点,至完成($Ma=1.0$)全过程的结果曲线,马赫数为按式(1)计算得出的值,但静压为驻室静压(带模型后不便测试试验段静压)。图 9(b)为对照图 9(a)中马赫数从 0.8 阶梯变化至 0.9 时的典型曲线,其马赫数为修正后的值,图中 α 为攻角。每个攻角阶梯的最末端(变下一攻角阶梯前的 4 个采样周期)的流场满足判稳条件(对应图 9(b)中各竖向虚线处)。图 9(a)中每个马赫数极曲线(攻角 9 个阶梯)时间见表 2。

表 2 中 O 为起点,对应压缩机 1500 r/min 稳转速时的状态。

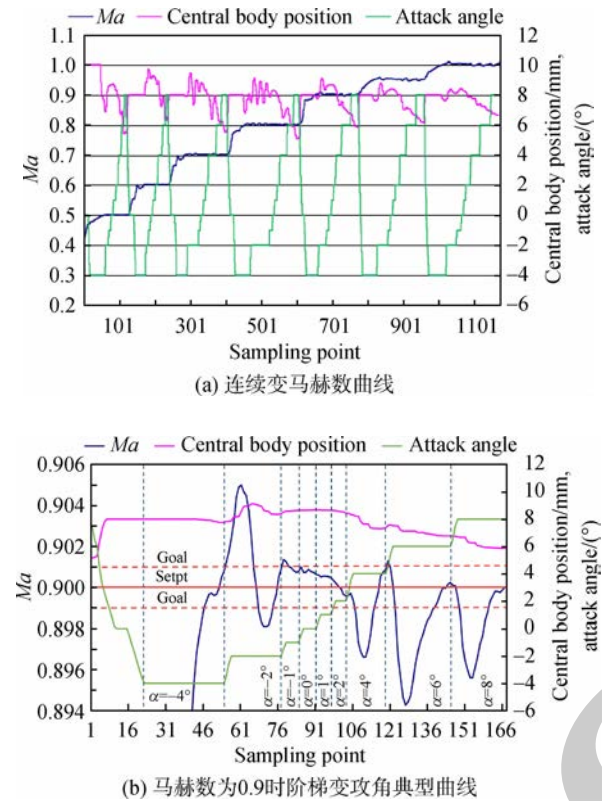


图 9 槽壁试验段采用中心体调节马赫数调试结果
Fig.9 Debugging result of Mach number adjusting with central body of slotted test section

表 2 槽壁试验每个马赫数的极曲线时间

Table 2 Polar curve time of each Mach number of slotted test section

Ma	时间/s	Ma	时间/s
$0\sim 0.5$	134	$0.8\sim 0.9$	193
$0.5\sim 0.6$	137	$0.9\sim 0.95$	217
$0.6\sim 0.7$	190	$0.95\sim 1.0$	238
$0.7\sim 0.8$	228		

为进一步验证控制策略的有效性,又在孔壁试验段上进行了部分马赫数的测试,结果如图 10 所示,试验车次 2016093004。图 10(a)为从 $Ma=0.505$ 为起点,至完成($Ma=0.95$)全过程的结果曲线,马赫数未做修正。图 10(b)为对照图 10(a)中马赫数为 0.7 阶梯变化至 0.8 时的曲线,其马赫数为修正后的值。图 10(a)中每个马赫数的极曲线时间见表 3。

- 从图 9 和图 10 可看出:
- 1) 高马赫数下大攻角阶梯变化时马赫数波动幅值较大,流场调节时间较长;
 - 2) 部分攻角阶梯下马赫数存在超调,而一旦超调就容易振荡,经分析原因,一是因为部分工况

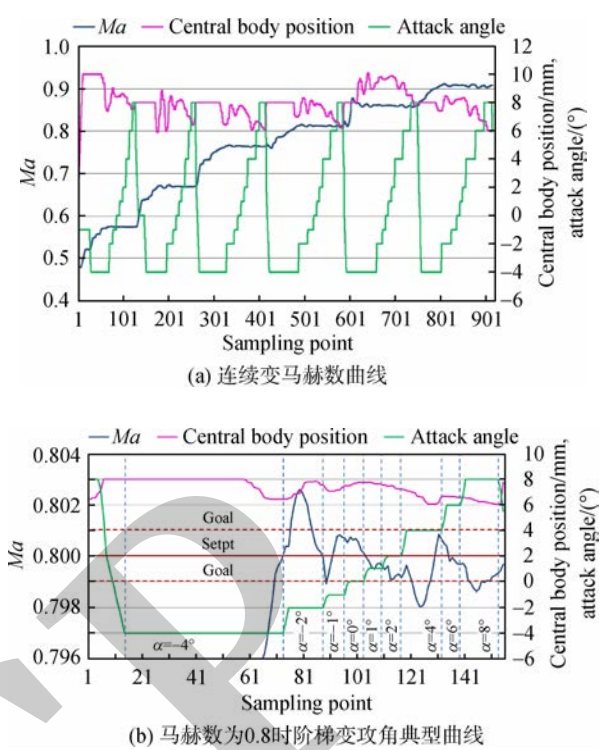


图 10 孔壁试验段采用中心体调节马赫数调试结果
Fig.10 Debugging result of Mach number adjusting with central body of perforated test section

表 3 孔壁试验段每个马赫数的极曲线时间

Table 3 Polar curve time of each Mach number of perforated test section

Ma	时间/s	Ma	时间/s
$0.505\sim 0.6$	155	$0.8\sim 0.85$	193
$0.6\sim 0.7$	154	$0.85\sim 0.9$	200
$0.7\sim 0.8$	178	$0.9\sim 0.95$	194

中心体闭环调节算法的参数适应性不够,另外还由于该风洞中心体连杆之间的间隙较大(经测试部分极限点甚至达到 0.8 mm),从而导致中心体调节马赫数时存在滞后和反向调节变慢等问题;

3) 结合其他调试工况,和主压缩机转速调节相比,相同工况下采用中心体调节马赫数极曲线时间稍长,经分析,一是部分攻角阶梯下马赫数存在超调;二是因为该风洞中心体运行速度受结构减速比等条件限制,速度较慢(全行程运动需时约 50 s)。

从调试结果可知,受制于马赫数设计指标,9 个攻角阶梯的马赫数极曲线时间均控制在 4 min 以内,可实现 0.001 的设计指标要求,证明采用上述中心体闭环调节马赫数的策略是有效的。趋于稳态后,部分攻角阶梯下判稳区间内的马赫数波

动小于 0.0005,考虑到中心体实测的位置分辨率和控制精度很高,结合式(5)和图 6,当中心体处于较大位移时,中心体的微小移动带来的马赫数调节量理论上小于 0.0005,若马赫数判稳依据改为 0.0005,尽管调节稳定时间会增长,但马赫数波动应能达到 0.0005 以内,和 NTF 风洞改进后的指标相近。

本文的控制策略和算法主要适用于风洞亚跨声速段时的马赫数调节,当改变上述试验工况时(如模型尺寸等),可能需要对阻塞度修正系数等进行调整。

7 结 论

经过试验验证,可以得出以下结论:

1) 利用本文提出的二喉道控制策略能够实现 0.001 的马赫数控制精度,且流场稳定性可与改进后的 NTF 风洞相近。

2) 本文可为其他连续式风洞的马赫数控制以及二喉道的设计提供参考。大型跨超声速风洞设计时若优化中心体结构设计方案,提高控制精度和速度,风洞流场品质和马赫数极曲线时间将更加优化。

参考文献:

[1] GOBERT J L. ETW control system: design and first results[R]. AIAA 94-2514, 1994.

[2] CHAN D T, BALAKRISHNA S, WALKER E L, et al. Mach stability improvements using an existing second throat[R]. AIAA-2015-0622, 2015.

[3] 廖达雄,陈吉明,彭强,等. 连续式跨声速风洞设计关键技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 74-78.

LIAO Daxiong, CHEN Jiming, PENG Qiang, et al. Key design techniques of the low noise continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 74-78. (in Chinese)

[4] 张永双,陈旦,陈娇. NF-6 连续式跨声速风洞马赫数控制方式比较与研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(2): 95-99.

ZHANG Yongshuang, CHEN Dan, CHEN Jiao. Comparison and research on the Mach number control methods for the NF-6 continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(2): 95-99. (in Chinese)

[5] THOMBI L, YOSHIKI N. The efficiency of a second throat in stabilizing the flow in a transonic wind tunnel[R]. AIAA 99-3413, 1999.

[6] PARYZ R W. Upgrades at the NASA Langley Research Center National Transonic Facility[R]. AIAA-2012-0102, 2012.

[7] 秦红岗. 连续式跨声速风洞第二喉道设计技术研究[D]. 四

川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2009.

QIN Honggang. Research of second throat design of continuous transonic supersonic wind tunnel[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2009. (in Chinese)

[8] 崔晓春, 孟凡民, 李庆利, 等. 跨声速风洞调节片式二喉道中心体构型初步研究[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 1-9.

CUI Xiaochun, MENG Fanmin, LI Qingli, et al. Preliminary research on center body of adjusting plate second throat in transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 1-9. (in Chinese)

[9] 丛成华, 廖达雄, 陈吉明, 等. 跨声速风洞第二喉道性能计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2050-2056.

CONG Chenghua, LIAO Daxiong, CHEN Jiming, et al. Numerical investigation on performance of second throat in transonic wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2050-2056. (in Chinese)

[10] 石运军. 大型跨超声速风洞的总体设计研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.

SHI Yunjun. General design and research for large scale trisonic wind tunnel[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)

[11] 荣柏森, 陆建, 金宁. 风洞亚音速 M 数微调研究[J]. 南京航空学院学报, 1992, 24(5): 541-545.

RONG Baisen, LU Jian, JIN Ning. The research of Mach number micro-tuning for subsonic wind tunnel[J]. Journal of Nanjing Aeronautical Insitute, 1992, 24(5): 541-545. (in Chinese)

[12] 冯达, 高明, 贺中华. 基于西门子运动控制设备的第二喉道系统研究[J]. 测控技术, 2015, 34(增刊): 324-328.

FENG Da, GAO Ming, HE Zhonghua. Research on Siemens motion control equipment in system of second throat [J]. Measurement and Control Technology, 2015, 34(Suppl.): 324-328. (in Chinese)

[13] 王新民. 风洞第二喉道马赫数控制[D]. 西安: 西北工业大学, 1999.

WANG Xinmin. The Mach number control of wind tunnel at second throat[D]. Xi'an: Northwester Polytechnical University, 1999. (in Chinese)

[14] 郝礼书, 乔志德, 张永双, 等. NF-6 风洞马赫数闭环控制系统设计研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(4): 85-88.

HAO Lishu, QIAO Zhide, ZHANG Yongshuang, et al. Design research on the Mach number closed-loop control system in the NF-6 wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(4): 85-88. (in Chinese)

[15] 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.

HUI Zenghong, HE Mingyi, ZHU Zhaoxia. Research on the Mach number control system in NF-6 wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(1): 61-65. (in Chinese)

[16] 熊波, 周恩民, 程松, 等. 0.6 m 连续式风洞调试运行关键技术研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 81-86.

XIONG Bo,ZHOU Enmin,CHENG Song,et. al. Research on key technologies of debugging and operating in 0. 6m×0. 6m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2016,30(4):81-86. (in Chinese)

[17] JUERGEN Q. ETW-high quality test performance in cryogenic environment[R]. AIAA-2000-2206,2000.

[18] 李刚. 某连续式风洞二喉道控制系统研制[C]//中国空气动力学学会测控技术委员会第六届四次学术交流会论文集. 湖北 襄阳:中国空气动力学学会,2013:83-88.

[19] 吴华春,谢思源,陈昌皓. 磁悬浮作动器的串级 PID 控制设计与试验[J]. 山东大学学报(工学版),2018,48(4):88-93.

WU Huachun,XIE Siyuan,CHEN Changhao. Design and experiment of cascade PID control for maglev actuator[J]. Journal of Shandong University (Engineering Science), 2018,48(4):88-93. (in Chinese)

[20] 孙立,董君伊,李东海,等. 基于扩张状态观测器的汽轮机功频电液串级控制[J]. 中国电机工程学报,2015,35(7):1697-1703.

SUN Li,DONG Junyi,LI Donghai,et al. Cascaded load-frequency digital electric-hydraulic regulation of turbine via extended state observer[J]. Proceedings of the CSEE, 2015,35(7):1697-1703. (in Chinese)

(编辑:陈 越)