

文章编号: 1000-8055(2023)01-0240-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220497

# 动力短舱校准装置的供气流量控制策略

陈 旷<sup>1,2</sup>, 章荣平<sup>2</sup>, 晋荣超<sup>2</sup>

(1. 西南科技大学 信息工程学院, 四川 绵阳 621010;  
2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 为了降低动力短舱校准装置的马赫数波动, 提高校准数据的准确性, 需要对供气流量控制策略进行研究。对系统整体特性进行了分析, 对高压供气控制系统采用广义预测控制算法实现在一定时域内的最优控制, 针对气源压力扰动导致的流量稳定性较差的问题, 采用带遗忘因子的递推最小二乘法在线辨识扰动模型, 通过扰动前馈的控制结构实现对于扰动的有效抑制。针对数字阀切换过程不同步导致的流量冲击现象, 设计了一种针对数字阀的异步切换控制器来抑制该扰动。开展了某型号短舱的校准试验, 结果表明: 供气流量控制精度优于 $\pm 0.001$  kg/s, 马赫数控制精度优于 0.000 5, 控制效率提升了 40%, 证明所提出的控制策略是有效的。

**关 键 词:** 动力短舱校准装置; 流量控制; 异步切换控制; 预测控制; 带遗忘因子的递推最小二乘法; 扰动前馈  
**中图分类号:** V211 **文献标志码:** A

## Flow control strategy for powered nacelle calibration facility

CHEN Kuang<sup>1,2</sup>, ZHANG Rongping<sup>2</sup>, JIN Rongchao<sup>2</sup>

(1. School of Information Engineering,  
Southwest University of Science and Technology, Mianyang Sichuan 621010, China;  
2. Low Speed Aerodynamics Institute,  
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** In order to reduce the fluctuation of Mach number of powered nacelle calibration facility and improve the accuracy of calibration data, it is necessary to study the control strategy of air supply flow rate. The overall characteristics of the system were analyzed, and the generalized predictive control algorithm was adopted to realize the optimal control of the high-pressure air supply control system in a certain time domain. At the same time, considering the problem of poor flow stability caused by the pressure disturbance of air source, the recursive least square method with forgetting factor was adopted to identify the disturbance model online, and then the disturbance feedforward control structure was adopted to effectively suppress the disturbance. Considering the problem of flow shock caused by asynchronous switching process of digital valves, an asynchronous switching controller for digital valves was designed to suppress the disturbance. Finally, calibration test of a certain type of nacelle was carried out. Results showed that the control accuracy of air supply flow was better than  $\pm 0.001$  kg/s, the control accuracy of Mach number was better than 0.000 5, and the control efficiency was increased by 40%, proving that the proposed control strategy was effective.

收稿日期: 2022-07-11

基金项目: 国家自然科学基金(12102451); 气动噪声控制重点实验室开放课题基金(ANCL20200304)

作者简介: 陈旷(1997—), 男, 硕士生, 主要从事高压供气控制系统算法研究。

通信作者: 章荣平(1981—), 男, 教授级高级工程师, 硕士, 主要低速风洞动力模拟试验研究。E-mail: zhangrongping@cardc.cn

引用格式: 陈旷, 章荣平, 晋荣超. 动力短舱校准装置的供气流量控制策略[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 240-249. CHEN Kuang, ZHANG Rongping, JIN Rongchao. Flow control strategy for powered nacelle calibration facility[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 240-249.

**Keywords:** powered nacelle calibration facility; flow control; asynchronous switching control; predictive control; recursive least square method with forgetting factor; feedforward disturbance

现代喷气式飞机设计中,通常采用“飞机/发动机一体化设计方法”,将飞机和发动机作为整体进行优化设计,从而获得优良的内流特性和更高的外部气动效率,提高飞机的性能<sup>[1]</sup>。目前最先进的动力影响风洞试验方法是在发动机模型短舱内安装涡轮动力模拟器。这种风洞中的模拟短舱称之为 TPS(turbofan powered simulator)短舱。TPS 短舱用于风洞试验之前,都必须在动力短舱校准装置中对其流量系数与速度系数进行校准。

动力短舱校准装置主要由校准箱箱体、高压供气系统与真空排气系统组成,通过模拟风洞试验的马赫数环境,从而对动力短舱进行校准。美国早在 20 世纪 60 年代就开始应用动力短舱校准装置开展了 TPS 短舱的校准试验,并基于校准试验开展了 C-5A 银河运输机、DC-10 客机等型号的动力模拟试验<sup>[2]</sup>,随后在 80 年代左右,英国<sup>[3]</sup>、德国<sup>[4]</sup>、法国<sup>[5]</sup>、荷兰<sup>[6-7]</sup>也开始陆续开展动力短舱校准装置的研制。动力短舱校准装置目前已充分应用于“波音”和“空中客车”系列飞机的研制,并将在未来高性能运输飞机的研制中发挥更重要的作用<sup>[8-10]</sup>。目前,国内动力短舱校准装置数量较少,中国航空工业空气动力研究院于 2001 年从德国宇航院哥廷根空气动力研究所引进了校准设备<sup>[11]</sup>,中国空气动力研究与发展中心于 2018 年成功自主研发了动力短舱校准装置。目前国内外公开文献资料中对动力短舱校准装置的描述多集中在工作原理和结构形式上<sup>[12-15]</sup>,部分文献对动力短舱校准装置的应用场景进行了描述<sup>[16-20]</sup>。公开文献资料中关于流量与马赫数的控制策略多集中在各类风洞中<sup>[21-22]</sup>,但风洞与动力短舱校准装置的流量与马赫数调节方式仍有一定差别。

动力短舱校准装置控制主要涉及箱体的马赫数控制(大惯性与大滞后系统)、运动机构控制(供气系统的数字阀控制、高精度针阀与低压文氏管球阀组协同控制)、变频调速控制(真空系统)等多个控制系统。因此马赫数的控制比较复杂,需要依靠上述的多个系统协同控制才能完成,而影响马赫数稳定性最关键的因素便是供气系统的流量控制。此前供气系统采用变 PID(proportional integral derivative)参数算法对数字

阀进行控制,随着试验任务要求的不断提高,现有供气系统暴露出一些不足,影响了校准试验质量与效率,因此亟需对供气控制系统进行升级改造。供气控制系统的不足主要包括,一是数字阀在切换时容易造成流量冲击现象,影响流量的稳定性与马赫数的稳定性,从而导致试验质量与效率降低;二是此前算法无法对未来流量进行预测,因此控制时无法实现最优控制,从而导致流量控制精度不足;三是由于供气管道较长,因此形成了较大的惯性滞后环节,从而导致此前算法对于气源压力扰动的抑制比较迟滞,这将影响流量的控制精度。由于供气系统存在上述不足,这将直接导致箱体马赫数的控制精度降低、调节时间变长、稳定性变差,最终影响试验效率与试验质量。

针对上述问题,本文提出了一种动力短舱校准装置的供气流量控制策略。根据系统特性,对高压供气系统采用预测控制加扰动前馈补偿的控制结构,解决了供气流量难以预测、供气流量稳定性受气源压力扰动较大的难题。同时提出了数字阀的异步切换控制方法,解决了数字阀切换时造成的流量冲击难以抑制的难题,保证了流量的准确性与稳定性。最后开展了某型号短舱的校准试验进行验证。

## 1 系统特性与控制结构

### 1.1 系统特性分析

动力短舱校准装置主要由校准箱箱体、高压供气系统与真空排气系统构成,其中校准箱箱体直径为 3 m,长约为 7.5 m,真空排气系统由低压文氏管球阀组、高精度针阀以及真空系统等构成。动力短舱校准装置主要结构布局如图 1 所示。在动力短舱进行校准试验时,校准箱内部需要保持恒定负压来模拟风洞试验马赫数环境。箱体的进气流量由两部分组成,一部分来自数字阀提供的驱动流量,从而驱动动力短舱的涡轮旋转,另一部分来自涡轮转动带动的涡扇进气流量,当流量进入校准箱后,由于箱体为负压,因此需要真空排气控制系统将流量排出,从而实现校准箱内的马赫数稳定。

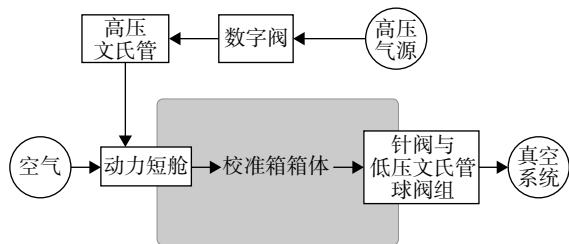


图 1 动力短舱校准装置主要结构布局

Fig. 1 Main structural layout of powered nacelle calibration facility

高压供气系统主要由手动/电动球阀、数字阀、高压文氏管、换热器、排气阀、过滤器、压力变送器、温度变送器以及水加热控制系统等构成,其中数字阀共 16 组,由电磁阀与文丘里喷管组合而成,每组数字阀流通面积大小采用二进制进行排列,通过组合不同数字阀来得到不同的流通面积。主要结构布局如图 2 所示,图中符号 PT 为压力变送器、TT 为温度变送器、M 为球阀电动机。

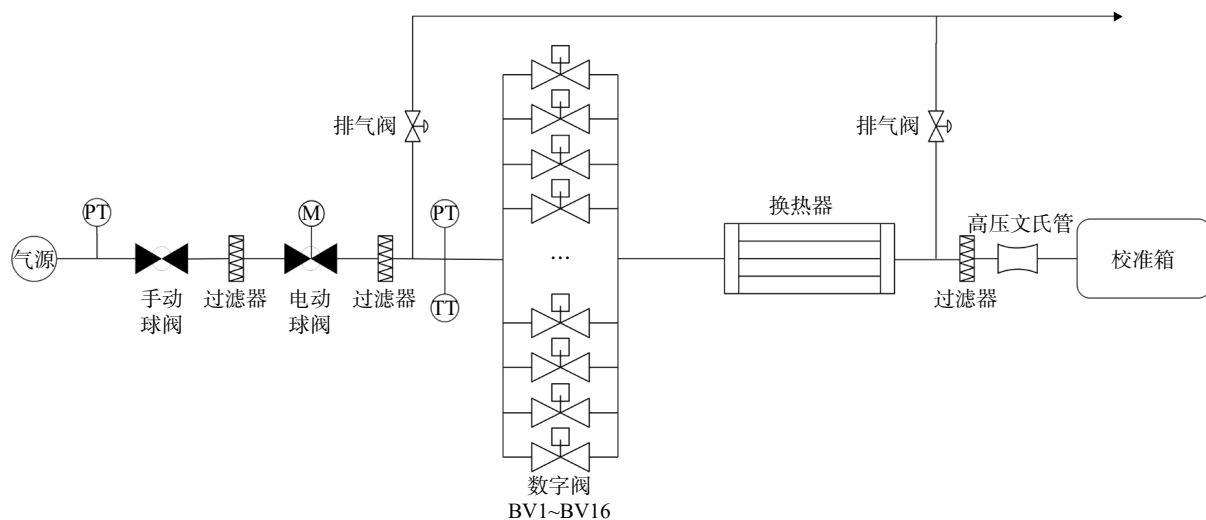


图 2 高压供气系统的主要结构布局

Fig. 2 Main structural layout of high-pressure air supply system

校准箱的内部流动可以被归结为变截面的一维等熵流问题,马赫数由下式得到:

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{p_0}{p_{\text{tank}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1)$$

式中  $p_0$  为大气压, Pa;  $p_{\text{tank}}$  为箱体压力, Pa;  $\gamma = 1.4$  为空气比热比。

由式(1)可知,马赫数是由箱体压力与大气压计算得到,箱体压力主要受进气与排气共同影响,因此动力短舱校准装置可以等效为双输入单输出的系统。校准箱的马赫数受到高压供气流量控制精度的影响较大,原因主要如下:

1) 动力短舱的涡扇进气量由供气流量决定,且涡扇进气量一般大于供气流量,因此供气系统流量如有轻微波动,必将导致涡扇进气量波动,因此马赫数也必然随之波动。

2) 校准箱的容积较大,使得校准箱成为很大的惯性系统,有严重的滞后特性,因此进气流量的扰动不易克服。

3) 校准箱只能承受负压(即校准箱压力小于环境压力),无法承受正压,而供气系统的流量如果大幅波动,必然导致马赫数大幅波动,因此供气流量控制精度还决定了试验安全问题。

## 1.2 控制结构

根据上述特性分析,高压供气控制系统可选用的算法较多,包括 PID 控制、预测控制和前馈控制等。其中 PID 算法结构简单,对模型不清楚的系统也能得到比较满意的效果,但抗扰能力相对较差;预测控制对于准确的控制对象模型具有较好的控制作用,但是扰动抑制作用比较迟滞;前馈控制的抗扰性能较好,但是需要精确的扰动对象模型才能具有较好的抗扰效果,并且需要搭配负反馈环节才能获得较好的控制效果。上述算法单独使用都无法满足要求,通过复合控制的方式可以弥补单个算法的缺陷,从而保证供气流量的稳定性与准确性。

本文采用如图 3 所示的复合控制结构,其中,高压供气系统采用扰动前馈与预测反馈的控制结

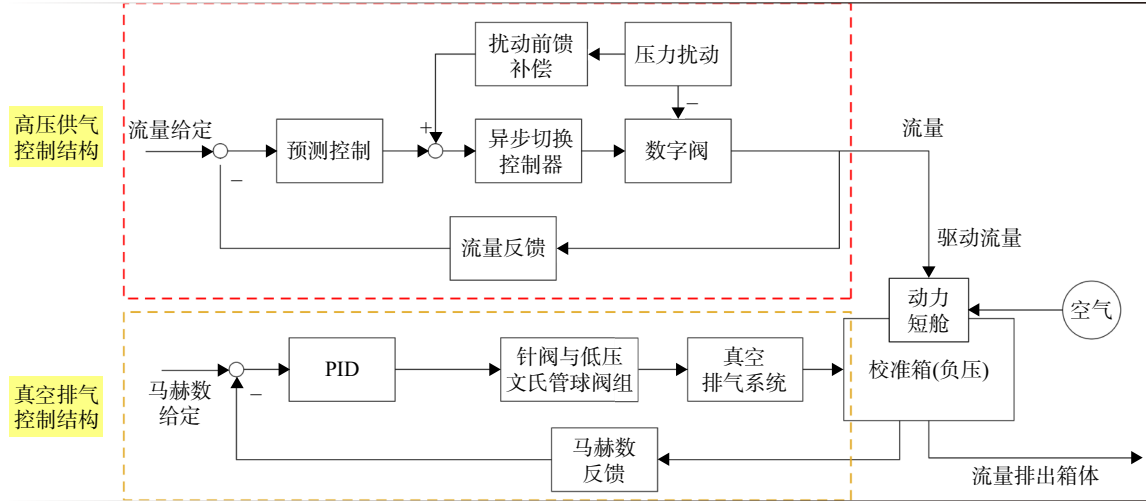


图 3 动力短舱校准装置的控制结构框图

Fig. 3 Control structure block diagram of powered nacelle calibration facility

构, 该控制结构同时结合了预测控制与前馈控制的优点, 既有预测的功能, 又能针对性抑制扰动, 因此具有较好的控制效果。

由于数字阀的开启与关闭过程无法同步完成, 在切换时容易造成流量冲击现象, 为抑制该扰动, 本文设计了一种数字阀的异步切换控制器。首先根据上述控制算法得到控制量, 然后通过异步切换控制器计算得到异步切换时间, 最后异步给定数字阀的开启与关闭信号, 从而实现数字阀的异步切换。

## 2 控制算法实现方法

### 2.1 广义预测控制器设计

#### 2.1.1 预测模型

广义预测控制实际上是一个有限时域的最优控制问题, 以优化问题的求解来给出控制器的动作, 为了设计广义预测控制器, 首先需要对高压供气系统进行模型辨识。

高压供气系统的模型辨识过程如下: 打开某号数字阀, 高压文氏管反馈流量得到阶跃响应曲线, 根据最小二乘法的原理, 采用 Matlab 系统辨识工具箱对该工况下系统模型进行辨识。在高压文氏管喉道直径为 23 mm 的情况下, 高压供气控制系统模型辨识的传递函数如下:

$$G(s) = \frac{1}{1+15.5s} e^{-2.5s} \quad (2)$$

将式(2)的模型改写为如下形式:

$$A(z^{-1})y(k) = z^{-d}B(z^{-1})u(k) + C(z^{-1})\xi(k) \quad (3)$$

式中  $d$  为系统纯延时环节,  $\xi(k)$  为零均值白噪声,  $y(k)$  为供气系统流量输出,  $u(k)$  为控制量输入,  $A(z^{-1})$ 、 $B(z^{-1})$  为  $z^{-1}$  的多项式

$$\begin{cases} A(z^{-1}) = 1 + a_1z^{-1} + a_2z^{-2} + \dots + a_nz^{-n_a} \\ B(z^{-1}) = b_0 + b_1z^{-1} + b_2z^{-2} + \dots + b_{n_b}z^{-n_b} \end{cases} \quad (4)$$

在实际控制系统中,  $A(z^{-1}) = 1 - 0.9069z^{-1}$ ,  $B(z^{-1}) = 0.0317z^{-5}$ ,  $C(z^{-1}) = 1$ 。

为了得到未来  $j$  步的供气流量预测值, 即  $y(t+j)$ , 并将其用当前的已知信息表示, 而不用未知的预测值表示, 需要引入如下的丢番图方程, 其中  $\Delta = 1 - z^{-1}$  为差分算子

$$\begin{cases} C(z^{-1}) = \Delta A(z^{-1})E_j(z^{-1}) + z^{-j}G_j(z^{-1}) \\ F_j(z^{-1}) = B(z^{-1})E_j(z^{-1}) \end{cases} \quad (5)$$

式中

$$\begin{cases} E_j(z^{-1}) = 1 + e_{j,1}z^{-1} + \dots + e_{j,n_{ej}}z^{-n_{ej}} \\ G_j(z^{-1}) = g_{j,0} + g_{j,1}z^{-1} + \dots + g_{j,n_{gj}}z^{-n_{gj}} \\ F_j(z^{-1}) = f_{j,0} + f_{j,1}z^{-1} + \dots + f_{j,n_{fj}}z^{-n_{fj}} \end{cases} \quad (6)$$

式中  $E_j(z^{-1})$  和  $G_j(z^{-1})$  采用递归方式求解

$$\begin{cases} e_{j+1,j} = e_{j,i} \\ e_{j+1,j} = g_{j,0} \\ g_{j+1,i-1} = g_{j,i} - e_{j+1,j}a_i \\ i = 0, 1, \dots, n_a - 1 \\ g_{j+1,n_a-1} = -e_{j+1,j}a_{n_a} \end{cases} \quad (7)$$

式中递推公式启动还需要给定其初值

$$\begin{cases} e_{1,0}(z^{-1}) = 1 \\ G_1(z^{-1}) = z(C(z^{-1}) - A(z^{-1})) \end{cases} \quad (8)$$

由式(3)和式(5), 可以得到未来  $j$  步供气流量的预测值

$$y(k+j) = \frac{F_j}{C} \Delta u(k+j-1) + \frac{G_j}{C} y(k) \quad (9)$$

由于未来时刻的噪声  $\zeta(k+j)$  未知, 因此式(9)中忽略了未知的干扰噪声。

### 2.1.2 目标函数

为了使输出  $y(k)$  按一定响应速度平滑地过渡到设定值, 参考轨迹取

$$\begin{cases} y_r(k) = y(k) \\ y_r(k+j) = \alpha y_r(k+j-1) + (1-\alpha)w, \\ j=1, 2, \dots, N \end{cases} \quad (10)$$

其中  $\alpha$  柔化系数,  $w$  为给定流量。

定义目标函数  $J(k)$  如下:

$$\min J(k) = \sum_{j=N_1}^{N_2} [y(k+j) - y_r(k+j)]^2 + \sum_{j=1}^{N_u} [\gamma_j \Delta u(k+j-1)]^2 \quad (11)$$

式中  $N_1$  为最小输出长度,  $N_2$  为预测步长,  $N_u$  为控制域长度,  $\gamma_j$  为控制加权系数。为简化计算, 令控制域  $N_u=1$ , 即  $\Delta u(k+1) = \dots = \Delta u(k+N_u-1) = 0$ 。将式(11)的优化目标采用向量形式重写为:

$$J = [F_1 \Delta U + Y_1 - Y_r]^T [F_1 \Delta U + Y_1 - Y_r] + \Delta U^T \Gamma \Delta U \quad (12)$$

因为滚动优化目标函数式(12)为关于输入控制量变化量  $\Delta u(k)$  的二次函数, 因此对其求导即可得到使得目标函数最小的控制变化量

$$\frac{\partial J(k)}{\partial \Delta U(k)} = 0 \quad (13)$$

可得到  $k$  时刻的输入控制量的变化量为

$$\Delta U(k) = (F_1^T F_1 + \gamma)^{-1} F_1^T [Y_r - F_2 \Delta U(k-j) - G Y(k)] \quad (14)$$

那么  $k$  时刻的输入控制量为

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k) \quad (15)$$

在式(12)~式(14)中,  $\Delta U$  为当前和未来的控制增量向量,  $Y_1$  为基于过去输入输出的输出预测响应,  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $G$ 、 $E$  为控制器的参数矩阵。

$$F_1 = \begin{bmatrix} f_{1,0} & 0 & \cdots & 0 \\ f_{2,1} & f_{2,0} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{N,N-1} & f_{N,N-2} & \cdots & f_{N,0} \end{bmatrix}_{N \times N}$$

$$F_2 = \begin{bmatrix} f_{1,1} & f_{1,2} & \cdots & f_{1,n_b} \\ f_{2,2} & f_{2,3} & \cdots & f_{2,n_b+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{N,N} & f_{N,N+1} & \cdots & f_{N,n_b+N-1} \end{bmatrix}_{N \times n_b}$$

$$G = \begin{bmatrix} g_{1,0} & g_{1,1} & \cdots & g_{1,n_a} \\ g_{2,0} & g_{2,1} & \cdots & g_{2,n_a} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{N,0} & g_{N,1} & \cdots & g_{N,n_a} \end{bmatrix}_{N \times (n_a+1)}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 \\ e_{2,1} & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ e_{N,N-1} & e_{N,N-2} & \cdots & 1 \end{bmatrix}_{N \times N}$$

为避免实际系统运行中重复进行复杂的丢番图方程运算, 在系统的参数  $A(z^{-1})$ 、 $B(z^{-1})$ 、 $C(z^{-1})$  与最小输出长度  $N_1$ 、预测步长  $N_2$  确定后, 控制器的参数矩阵就确定了, 将其导入控制系统后, 即可直接计算控制量、预测流量等参数。

对于最小输出长度  $N_1$  的选择: 当该参数逐渐增大, 此时矩阵  $G$ 、 $F$ 、 $F_2$  的维数逐渐变小, 计算量也在逐渐减小, 但会影响控制器的控制效果, 因此本文设置  $N_1=1$ 。

对于预测步长  $N_2$  的选择: 试验结果表明,  $N_2$  越大, 控制器将会考虑更长时间内的最优控制问题, 以实现更好的预测控制效果, 但同时过大的  $N_2$  会导致系统出现振荡现象。由于性能指标函数中含有未来的控制, 所以  $N_2$  应至少大于系统纯延时, 为了保证系统的预测控制效果, 本文中  $N_2=10$ 。

### 2.2 气源压力扰动的前馈补偿

通过在线辨识得到气源压力扰动的模型后, 即可对气源压力扰动进行预测, 气源压力的预测扰动量换算得到流量扰动量后, 通过扰动前馈结构即可有效抑制气源压力的扰动。

#### 2.2.1 带遗忘因子的递推最小二乘法在线参数辨识

根据一维等熵流理论可知, 当文丘里喷管喉道气流达到声速(临界状态)时, 通过喷管的气流流量按以下公式计算:

$$q_m = 0.04042 \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A_v \quad (16)$$

式中  $q_m$  为气流质量流量(文中简称流量), kg/s;  $p_t$  为喉道上游气流总压(气源压力), Pa;  $T_t$  为喉道上

游气流总温, K;  $A_v$  为喉道面积,  $m^2$ 。

由式(6)可知, 高压供气系统扰动主要来自于气源压力的变化, 因此本文采用气源压力扰动前馈的控制结构抑制该扰动。由于气源压力扰动的模型在不同情况下(给定流量的大小、补气站是否补气、其他单位是否用气等)均不一致, 如图4所示为不同给定流量时气源压力的变化图, 而传统前馈控制需要准确的对象模型才能有效抑制扰动, 因此本文采用带遗忘因子的递推最小二乘法在线辨识气源压力扰动模型参数。该方法易实现且有较高的精度, 根据最近一段时间的气源压力变化进行识别、预测与更新, 实时滚动进行模型辨识从而获得较好的扰动前馈控制效果。

待辨识系统的输入-输出模型可表示为

$$y(k) = -\sum_{i=1}^n a_i y(k-i) + \sum_{i=0}^n b_i u(k-i) + \varepsilon(k) = \varphi^T(k) \theta + \varepsilon(k) \quad (17)$$

式中  $y(k)$  为系统输出量的第  $k$  次观测值;  $y(k-i)$

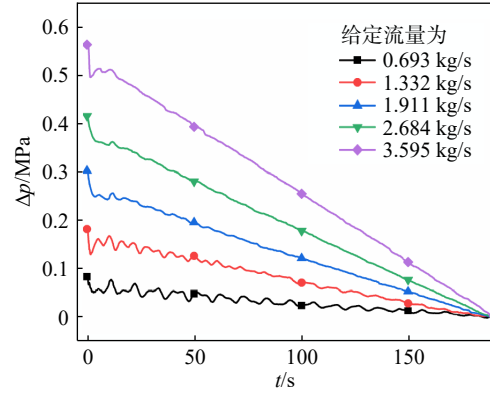


图4 不同给定流量下气源压力变化图

Fig. 4 Pressure variation diagram of air source under different flow rates

为系统输出量的第  $k-i$  次观测值;  $u(k-i)$  为系统输入量的第  $k-i$  次输入值;  $\varepsilon(k)$  为系统的测量噪声;  $\varphi^T(k)$  为系统输入输出量的观测向量;  $\theta$  为待辨识的参数向量。

对于式(17)所示的待辨识系统模型, 带遗忘因子的递推最小二乘法的递推公式为

$$\begin{cases} \hat{\theta}(k+1) = \hat{\theta}(k) + K(k+1) [y(k+1) - \varphi^T(k+1) \hat{\theta}(k)] \\ K(k+1) = \frac{P(k) \varphi(k+1)}{\lambda + \varphi^T(k+1) P(k) \varphi(k+1)} \\ P(k+1) = \frac{1}{\lambda} [I - K(k+1) \varphi^T(k+1)] P(k) \end{cases} \quad (18)$$

式中  $\lambda$  为遗忘因子,  $\hat{\theta}(k)$  和  $\hat{\theta}(k+1)$  为第  $k$  次和第  $k+1$  次的辨识结果;  $y(k+1)$  是系统输出量的第  $k+1$  次观测值;  $\varphi^T(k+1)$  是系统第  $(k+1)$  次输入输出量的观测向量;  $I$  为单位矩阵,  $K(k+1)$  为增益向量;  $P(k+1)$ 、 $P(k)$  分别为第  $k+1$ 、 $k$  次误差的协方差矩阵, 其表达式为

$$P(k) = (\Phi^T W \Phi)^{-1} \quad (19)$$

式中  $W$  为加权对角阵;  $\Phi$  为观测向量, 加权对角阵  $W$  为

$$W = \begin{bmatrix} \lambda^{N-1} & & & 0 \\ & \lambda^{N-2} & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中  $N$  为观测数据组数。

## 2.2.2 预测前馈补偿

为得到气源压力扰动导致的流量扰动量, 根据式(16), 在喉道面积  $A_v$  与气流总温  $T_t$  不变的情况下, 得到

$$\Delta q_m = \frac{\Delta p}{p} \cdot q_m \quad (21)$$

式中  $\Delta q_m$  为气流流量的变化量, kg/s;  $\Delta p$  为喉道上游气流总压变化量(气源压力变化量), Pa;  $p$  为当前喉道上游气流总压, Pa。

根据式(21)可得到气源扰动导致的流量扰动量, 再根据高压供气系统的滞后时间超前补偿即可有效抑制气源压力的扰动。

## 2.3 数字阀的异步切换控制器

异步切换控制器通过异步给定数字阀开启与关闭信号来实现异步切换, 从而抑制数字阀切换时造成的流量冲击扰动。

### 2.3.1 预测模型

本文采用阶跃响应模型对不同异步时间切换的流量曲线进行预测, 然后采用目标函数选择最优流量曲线, 并返回该曲线对应的异步时间, 最后进行异步切换即可抑制数字阀切换所造成的扰动。

该预测模型的准确性受重复性精度(即重复多次地采集数字阀响应曲线的偏差值)影响较大, 因此需对该预测模型的准确性进行讨论。每个数字阀完全独立并行工作, 在高压供气系统参数以及数字阀内部参数不变的情况下, 其阶跃响应曲

线在固定气源压力下的重复性精度取决于流量测量装置的测量精度。动力短舱校准装置配套的标准高压文式管在韩国标准科学研究院进行了校准,测量不确定度为0.18%,因此可认为该预测模型准确性较高。

为了得到数字阀异步时间 $t$ 切换的流量预测曲线,即 $\hat{H}_t(x)$ ,其具体步骤如下:

1) 提前试验得到16位数字阀开启的响应曲线与16位数字阀关闭的响应曲线,分别记为 $f$ 与 $g$ 矩阵。

2) 16位数字阀当前状态(开启与关闭的状态)记为 $B$ 向量,目标的状态记为 $C$ 向量,令 $F(x) = fB$ ,  $G(x) = gC$ 。

3) 异步时间为 $t$  s进行数字阀切换的流量预测曲线 $\hat{H}_t(x)$ 为

$$\hat{H}_t(x) = F(x-t) + G(x) \quad (22)$$

### 2.3.2 目标函数

为选取一个最优指标来指导程序选择目标曲线,使其具有满意的过渡过程动态特性,采用误差绝对值在时间域上积分性能指标作为参数选择的最小目标函数

$$J_n = \int_0^\infty |q_{m,s} - \hat{H}_n(x)| dx \quad (23)$$

式中 $q_{m,s}$ 为预测流量曲线最终稳定的值,一般取 $\hat{H}_t(x)$ 的终值。

为了避免流量冲击,采用了惩罚功能,即一旦产生流量冲击,将流量冲击量作为最优指标的一项,此时最优指标为

$$\begin{cases} q_{m,s} - \hat{H}_n(x) < 0 \\ J_n = \int_0^\infty k_1 |q_{m,s} - \hat{H}_n(x)| + k_2 |q_{m,s} - \hat{H}_n(x)| dx \end{cases} \quad (24)$$

式中 $k_1$ 、 $k_2$ 为权值。

采用搜索的方式实现自动寻找目标曲线的算法。在搜索范围 $[t_a, t_b]$ 上以 $\Delta x$ 为步长计算对应的目标函数值 $J_n$ ,算法步骤如下:

1) 参数初始化。获取当前阀位和控制算法给定目标阀位,确定搜索范围 $t_a = 0$  s、 $t_b = 30$  s,确定搜索步长 $\Delta x = 0.1$ ,确定当前搜索位置 $n = 0$ 。

2) 预测异步时间为 $t = \Delta x \cdot n$ 的流量曲线,然后根据式(23)和式(24)计算该曲线对应的 $J_n$ 。

3) 如果 $J_n < J_{\min}$ ,则 $J_{\min} = J_n$ ,此时最优的切换间隔时间 $t_{\text{best}} = \Delta x \cdot n$ ;否则,不更新 $t_{\text{best}}$ 、 $J_{\min}$ 。

4) 更新 $n = n + 1$ 。

5) 如果 $\Delta x \cdot n \leq t_b$ 返回步骤2);否则,算法结束,此时最优异步切换的时间为 $t_{\text{best}}$ 。

6) 异步切换数字阀。

## 3 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,在中国空气动力研究与发展中心的动力短舱校准装置内进行了试验验证。控制系统通过PXI总线直接完成供排气主要设备及其传感器的直接控制。其中,流量由高压文式管上游总压、总温、喉道温度和下游背压解算得到,马赫数由箱体内部的多个压力测点的平均值、大气压解算得到。其中,高压文氏管总压测量传感器(量程为0~4 MPa)与背压测量传感器(量程为0~6 MPa)精度不超过0.04%FS(full scale),大气压传感器(量程为75~115 kPa)精度不超过0.01%FS,箱体内部压力测量传感器(0~7 kPa、0~20 kPa、0~60 kPa,差压)精度不超过0.04%FS,温度测量传感器精度不超过0.2 K。并且上述传感器精度指标为综合性指标(非线性、迟滞性和重复性),而市面上大部分传感器的精度通常仅表示重复性精度,因此上述传感器能够满足高精度校准试验需求。在传感器得到上述参数后,根据控制算法解算数字阀的控制量,最后通过数字阀的异步切换控制器实现供气流量的调节。

由于高压供气系统流量的稳定性对于箱体马赫数控制极为关键,因此为验证高压供气控制系统在气源压力扰动时流量的稳定性,首先进行了供气系统的流量稳定性的测试。图5为给定供气流量为1.77 kg/s时,在气源压力的扰动下,流量误差变化与数字阀开度变化曲线。如图可见,供气流量的误差最大波动为0.000 2 kg/s,验证了高压供气控制系统的复合控制结构的抗扰性能与流量的稳定性。

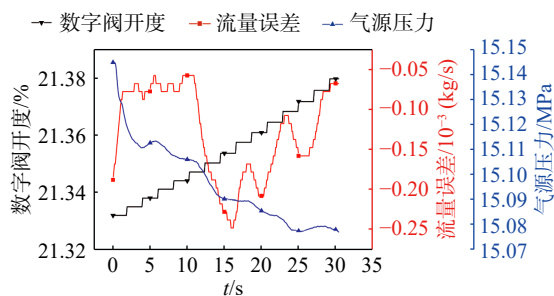


图5 高压供气系统的抗扰性与稳定性

Fig. 5 Anti-disturbance and stability of high-pressure air supply system

为进一步验证上述分析以及所用控制策略的正确性,开展了某型号动力短舱的校准试验,并将试验数据与供气系统改造前采用变参数PID的控制方案的试验数据进行对比,控制系统的快速性与稳定性对比结果分别如图6、图7所示。

由图6可知,采用变参数PID控制方案时,马赫数存在一定振荡现象,这将导致马赫数的调节

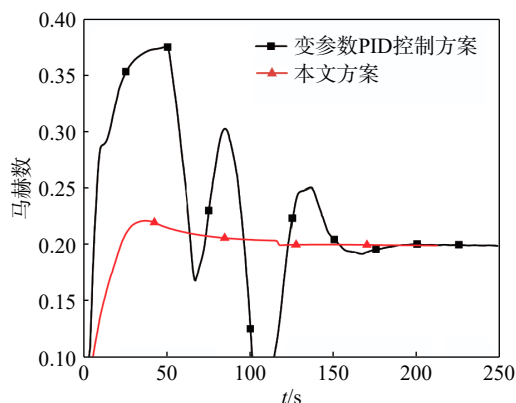
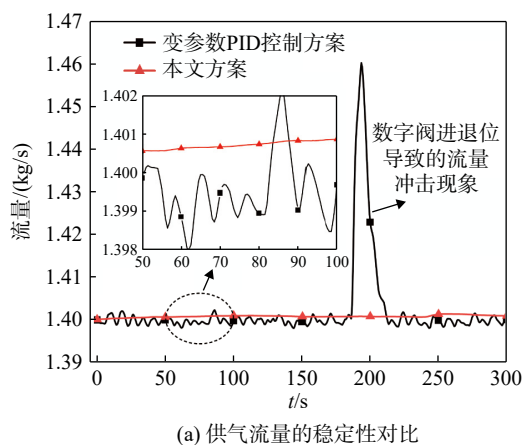
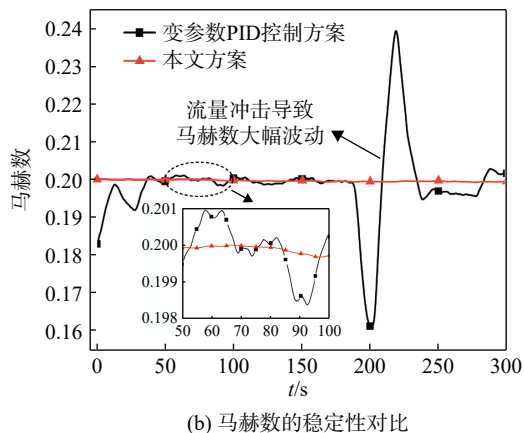


图6 不同控制策略下马赫数的快速性对比图

Fig. 6 Comparison diagram of Mach number rapidity under different control strategies



(a) 供气流量的稳定性对比



(b) 马赫数的稳定性对比

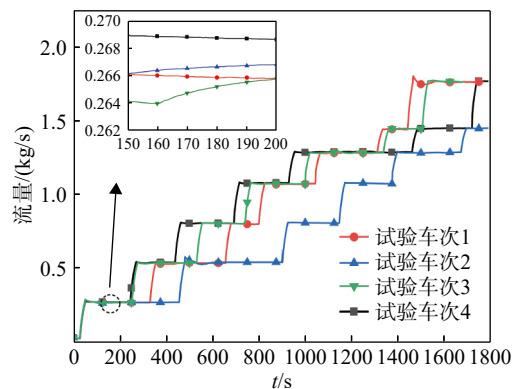
图7 不同控制策略下的稳定性对比图

Fig. 7 Comparison diagram of stability under different control strategies

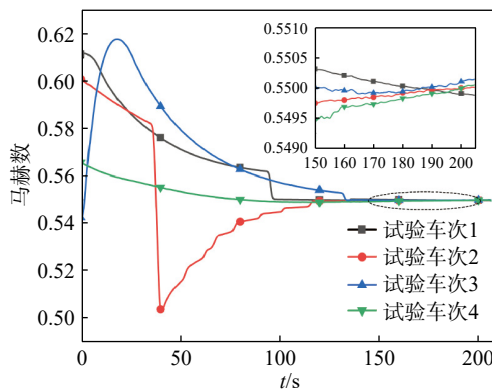
时间变长,在该方案下马赫数的调节时间为200 s。采用本文方案时,马赫数波动较小,调节时间仅需120 s,相比之下,控制效率提升了40%。

图7为供气流量为1.4 kg/s,马赫数为0.2时的两种方案稳定性对比图。由图7(a)可知,供气系统采用变参数PID控制方案时,流量稳定性较差,且有流量冲击现象,这对于马赫数稳定来说极为不利,而采用本文方案时,流量稳定性较好,并且控制精度优于 $\pm 0.001$  kg/s。由图7(b)可知,采用变参数PID控制方案时马赫数控制精度较差,且在流量冲击时,马赫数有较大的波动,这对于试验安全与校准数据的可靠性十分不利,而本文的复合控制方案下马赫数控制精度优于0.000 5,且马赫数的波动较小,这说明本文方案的马赫数稳定性更好。

重复性精度是考核控制技术可靠性的重要依据,重复性试验结果如图8所示。图8(a)可以看出,在控制系统的较长时间运行下,本文控制方案流量更稳定,多个车次下均无流量冲击现象。图8(b)可以看出,在多个车次下马赫数控制精度均优于0.000 5。



(a) 流量控制精度与稳定性



(b) 马赫数控制精度与稳定性

图8 重复性试验结果

Fig. 8 Repeatability test results

流量控制精度不但与上述控制算法相关,同时也与数字阀的流量控制分辨率相关,为在后续阶段进一步提高流量控制精度,需要对其进行探讨。数字阀的流量控制分辨率由最小流通面积的数字阀决定,根据式(16)可以解算得到数字阀的流量控制分辨率为 $0.0007\sim 0.001\text{ kg/s}$ (气源压力为 $10\sim 15\text{ MPa}$ ,温度为 $18\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,最小的数字阀喉道直径为 $0.200\text{ mm}$ )。在试验中流量控制精度优于 $\pm 0.001\text{ kg/s}$ ,但略低于数字阀的流量控制分辨率的原因在于:流量控制精度除了与数字阀本身的性能有关外,还与控制算法对于各种扰动抑制效果以及控制效果有关。

因此优化算法可以使流量控制精度更接近数字阀的流量控制分辨率,而优化硬件可以使得流量控制分辨率更高,从而可以对流量进行更细微的调整。因此根据式(16),提高数字阀的流量控制分辨率有两种方式:一是减小数字阀的喉道直径,二是在数字阀前增加减压阀。但由于过小的喉道会对加工工艺以及管道、气源的洁净度提出更高的要求,因此后续动力短舱校准装置的供气系统升级改造阶段将在数字阀前增加减压阀,通过减小数字阀前压力,从而提高数字阀的流量控制分辨率,最终提高流量控制精度。

## 4 结 论

经过试验验证,可以得出下列结论:

1) 高压供气系统采用本文提出的复合控制结构供气流量的控制精度优于 $\pm 0.001\text{ kg/s}$ ,马赫数的控制精度优于 $0.0005$ ,控制效率提升了 $40\%$ ,保证了校准试验质量与效率。

2) 基于高压供气系统模型设计的广义预测控制算法,其流量控制的准确性与稳定性较好,得到的系统模型参数与控制器参数可为后续进行仿真优化提供参考。

3) 通过对供气系统中气源压力扰动在线进行模型辨识,并基于扰动模型实现扰动前馈的控制结构,其抗扰效果较好,可为其他风洞的抗扰策略提供参考。

4) 数字阀的异步切换控制方法可有效抑制数字阀切换导致的流量冲击问题,保证了校准试验的效率与安全,可为其他应用场景中数字阀的控制策略提供参考。

## 参考文献:

[1] 胡卜元,黄勇,章贵川,等.低速TPS试验内式流量控制技

术研究[J].实验流体力学,2019,33(6):54-58.

- HU Buyuan, HUANG Yong, ZHANG Guichuan, et al. Internal mass flow control technology of low speed TPS tests[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(6): 54-58. (in Chinese)
- [2] WELGE H R, ONGARATO J R. Powered engine simulator procedures and experience for the DC-10 wing engine at high subsonic speeds[R]. AIAA-70-590, 1970.
- [3] HARRIS A, PALIWAL K. Civil turbofan propulsion system integration studies using powered testing techniques at ARA[R]. AIAA-84-0593, 1984.
- [4] BINDER B, MELZER E, WULF R. The new calibration tank for engine simulators at DFVLR Göttingen[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP-348, 1984.
- [5] BOUSQUET J M. Survey of engine integration testing in ONERA wind tunnels[R]. AIAA-2005-3705, 2005.
- [6] KOOI J W, BURGSMUELLER W, HEGEN G H. Application of electronically scanned pressure measurement system for engine simulation tests in the German-Dutch wind tunnel[R]. AIAA-92-4003, 1992.
- [7] KOOI J, KLOCK R, SLAUERHOFF J. Tools for the experimental study of the integration of ultra-high bypass engines on transport aircraft[R]. AIAA-94-2562, 1994.
- [8] HARRIS A E, CARTER E C. Wind tunnel test and analysis technique using powered simulators for civil nacelle installation drag assessment[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP-301, 1981.
- [9] HODGES R M, Jr, GERHOLD C, BAKSTER D, et al. Acoustic testing of very high bypass ratio turbofan using turbine powered scale models[R]. AIAA-94-2552, 1994.
- [10] TOMPKINS D M, LONG K R, FLAMM J D, et al. Experimental validation of modifications to a TDI model 2700 turbine powered simulator to simulate a high-bypass ratio engine[R]. AIAA-2014-3888, 2014.
- [11] 徐铁军,郝卫东,李聪,等.气动院校准箱工作原理分析及TPS校准目标量的获得方法[J].实验流体力学,2004,18(4):99-104.
- XU Tiejun, HAO Weidong, LI Cong, et al. Analysis of operative principles of calibration tank in CARIA and acquired methods of objective parameters in TPS calibration[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2004, 18(4): 99-104. (in Chinese)
- [12] 郝卫东,曲芳亮.校准箱的基本结构和应用[J].实验流体力学,2002,16(4):27-32.
- HAO Weidong, QU Fangliang. The basic construction and use of the calibration tank[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2002, 16(4): 27-32. (in Chinese)
- [13] 熊能,林俊.2.4 m跨声速风洞带TPS测力试验数据精度要求分析[J].实验流体力学,2004,18(3):42-46.
- XIONG Neng, LIN Jun. An analysis of data accuracy of force measurement testing with TPS in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2004, 18(3): 42-46. (in Chinese)
- [14] 章荣平,王勋年,黄勇,等.低速风洞全模TPS试验空气桥的设计与优化[J].实验流体力学,2012,26(6):48-52.
- ZHANG Rongping, WANG Xunnian, HUANG Yong, et al. Design and optimization of the air bridge for low speed full-span TPS test[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(6): 48-52. (in Chinese)
- [15] 章荣平,王勋年,黄勇.发动机动力模拟风洞试验中的空气桥技术[J].航空动力学报,2015,30(4):910-915.

- ZHANG Rongping, WANG Xunnian, HUANG Yong. Air bridge technology for engine power simulation test in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 910-915. (in Chinese)
- [16] 胡卜元, 巫朝君, 吴福章, 等. 基于校准箱的低速风洞一体式喷流试验技术[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1137-1144.
- HU Buyuan, WU Chaojun, WU Fuzhang, et al. Inte-grated jet-effects testing technique based on calibration tank in low-speed wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1137-1144. (in Chinese)
- [17] 胡卜元, 黄勇, 章荣平, 等. 涡扇动力模拟短舱反推力校准试验技术[J]. 航空动力学报, 2019, 34(9): 2056-2062.
- HU Buyuan, HUANG Yong, ZHANG Rongping, et al. Reverse thrust calibration test technology of turbofan nacelle simulator[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 2056-2062. (in Chinese)
- [18] 黄勇, 胡卜元, 张卫国, 等. 8米×6米风洞TPS反推力试验技术[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 346-353.
- HUANG Yong, HU Buyuan, ZHANG Weigu, et al. Reverse thrust testing technique in the 8 m×6 m low speed wind tunnel of CARD C[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 346-353. (in Chinese)
- [19] 汤伟, 刘李涛, 陈洪, 等. 矢量喷管推力特性的风洞试验技术[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 858-864.
- TANG Wei, LIU Litao, CHEN Hong, et al. Thrust characteristics test technique of vectoring nozzle in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 858-864. (in Chinese)
- [20] 季军, 宋孝宇, 邓祥东, 等. 高速风洞一体形式的喷流影响试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2017, 31(6): 71-77.
- JI Jun, SONG Xiaoyu, DENG Xiangdong, et al. Research on metric thrust jet-effects testing methodology in high-speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(6): 71-77. (in Chinese)
- [21] 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. (in Chinese)
- [22] 刘为杰, 何帆, 凌忠伟. 2.4 m跨声速风洞流场预测自抗扰控制[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 123154.1-123154.9.
- LIU Weiji, HE Fan, LING Zhongwei. Predictive active disturbance rejection control for flow field in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 123154.1-123154.9. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)