

推力矢量试验设备分段精确控制方法研究

杜宁, 涂清, 易凡, 向兵, 唐小力

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 推力矢量试验装置是进行战斗机过失速机动和直接力控制模式超机动能力试验的装置; 结合推力矢量试验装置的特性, 推力矢量试验需要对多路高压、大流量气流进行精确的流量控制; 通过推力矢量试验装置的特性分析, 提出多模型控制的策略; 针对不同阶段的特点和控制任务要求, 分别采用基于专家系统、智能 PID 以及补偿解耦等控制策略, 实现高压、大流量条件下的高精度流量控制; 从调试运行结果看, 流量控制精度达到 3%~5% 的水平, 满足了推力矢量试验的对流量精准度的要求。

关键词: 推力矢量; 控制策略; 流量控制; 多模型控制; 精确控制

Research on Subsection Precise Control Method of Thrust Vector Test Equipment

DU Ning, TU Qing, YI Fan, XIANG Bing, TANG Xiaoli

(High Speed Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Thrust vector test equipment is a device for super maneuverability test of fighter after stall maneuver and direct force control mode. Thrust vector test requires accurate flow control of multi-channel high-pressure and large-flow airflow. Based on the analysis of the characteristics of the thrust vector test device, the multi-model control strategy is put forward. According to the characteristics of different stages and the requirements of control tasks, control strategies based on expert system, intelligent PID and compensation decoupling are adopted to achieve high-precision flow control under high pressure and large flow conditions. From the results of debugging and operation, the accuracy of flow control reaches 3%~5%, which meets the requirement of flow accuracy in thrust vector test.

Keywords: thrust vector; control strategy; flow control; multi-model control; precise control

0 引言

推力矢量^[1-6]是实现战斗机过失速机动和直接力控制模式超机动能力的一项气动/动力装置一体化技术, 在现代战斗机突破失速障、增强机敏性、改善起降性能、巡航性能及隐形特性等方面具有重要作用, 是现代高性能战斗机的必备技术^[7-15], 是第四代战斗机的重要标志之一。其中, 推力矢量试验设备的控制系统研制是该项目建设中极其重要的一个子项。控制系统的作用除了能够为试验提供可靠稳定的高压气源, 更重要的是还可以对多路高压、大流量气流进行精确的流量控制、对气流流量进行实时监测, 以满足试验的需要。

结合推力矢量试验设备的特性, 将整个控制过程分为启动充压、压力调节和流量调节 3 个阶段, 并分阶段开展了专家系统、智能 PID 以及补偿解耦等控制策略研究, 最终达到了设备的技术指标要求。

1 推力矢量试验系统结构及原理

推力矢量流量控制系统主要用于气体流量的实时控制

和监测。整个控制系统分为两个部分, 高压管路供气系统和流量控制系统。高压管路供气系统主要由闸阀、气动球阀以及多级减压阀组成, 其作用是为推力矢量试验装置提供安全稳定可靠的气源。流量控制系统主要由调压阀、高精度数字阀以及流量计组成, 其作用是对高压气流进行精确控制和实时监测, 以满足试验的需求。

为保证系统运行的可靠性与稳定性, 控制系统采用上、下位机结构形式。上位机选用工控机作为流量控制系统的操作员站和工程师站, 实现流量控制系统的参数设定和系统操作/维护功能。下位机选用 GE PACSystems RX3i PLC 控制器为主站, VersaMax 系列的远程 I/O 为从站。下位机主要实现流量的调节和测量以及对高压管路设备的安全监控。下位机从上位机接收试验参数, 由 PLC 系统独立运行相应的控制算法, 实现对流量的精确控制, 同时承担驱动气体流量控制系统的安全联锁工作, 当试验系统出现异常时, 控制系统会自动采取有效措施, 保证人员和设备安全。上位机软件选用 Labview 软件平台, 下位机选用 Cimplicity Machine Edition 软件平台, 上下位机通过以太网进行数据

收稿日期: 2021-04-26; 修回日期: 2021-05-25。

作者简介: 杜宁(1980-), 男, 四川绵阳人, 硕士, 高级工程师, 主要从事风洞自动控制与建模仿真方向的研究。

引用格式: 杜宁, 涂清, 易凡, 等. 推力矢量试验设备分段精确控制方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(12): 109-113.

交互。推力矢量控制系统如图 1 所示。

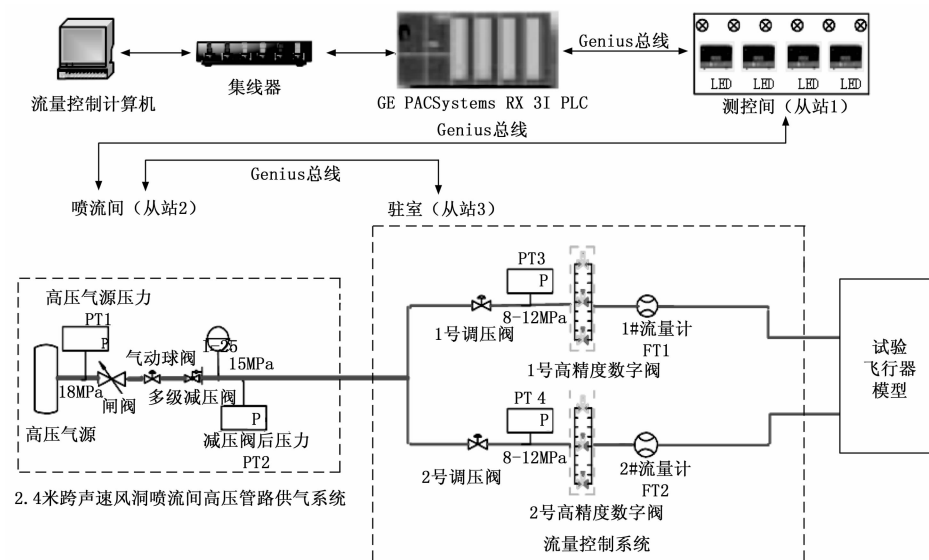


图 1 推力矢量试验装置原理图

量控制精度达到 3%~5%。

由此可见，对于试验的不同阶段，对控制器、控制性能的要求不同，采用单一的控制方法无法同时满足试验各个阶段的控制需求。因此必须针对不同试验阶段的要求，设计相应的控制算法。为此，多模型控制策略可以满足这一要求。

多模型控制采用多种控制方法，并引入一个监控机制。当被控对象的控制域发生较大的变化时，监督机构能够快速识别此变化并做出决策以选择适用于当前系统工作条件的控制方法。基于此，将整个试验过程分为启动充压、压力调节和流量调节 3 个阶段，并提出如下的多模型控制策略：

启动充压阶段主要是为实现快速建立流场、降低能耗的目的。由此该阶段采用基于专家知识的开环控制策略，调整调压阀后压力，待压力达到设定压力的 0.9 倍后

转入闭环控制。

压力调节阶段主要是实现对调压阀后压力的精确调节。考虑到气源压力的下降、波动及管路之间的相互耦合等因素对压力闭环调节的扰动及影响，根据调压阀后压力偏差及其变化特点，将变积分系数和增量式控制算法相结合，设计自适应 PID 控制器，以满足对工作点压力的精确控制。当调压阀后压力控制精度达到 1% 时，转换至流量调节阶段。

流量调节阶段主要是实现流量的精确调节。由于调压阀对阀后压力调节与数字阀对流量调节之间存在一定的耦合关系，在流量精确调节过程中，采用补偿解耦控制策略，最终实现流量的精确控制。当流量控制精度达到 3%~5% 的指标要求后，记录试验数据。

为保证控制策略的实现，我们对试验流程也进行了设计，如图 2 所示。

3 基于专家系统的启动充压阶段控制

专家系统是一个智能计算机程序系统，其内部含有大量某个领域专家水平的知识与经验，能够利用人类专家的知识解决问题的方法来处理该领域的问题^[16-17]。

在试验现场，经过多年的现场试验，相关操作人员采集了大量试验数据，可以充分的显示出设备的特性信息；此外气动专家结合专业理论知识和长时间的实践探索，获得了丰富的理论与实践经验。这些专家知识对启动冲压阶段流场快速建立的过程具有十分重要的指导意义。因此，根据专家知识创建出对应的启动充压阶段控制知识库，并结合知识库中的相关知识设计出相应的控制规则库，以实现流场的快速建立。

推力矢量控制系统研制的技术指标主要包括：

- 1) 工作压力范围：9~15 Pa；
- 2) 流量范围：0~3 g/s；
- 3) 流量调节控制精度：3%~5%。

2 多模型控制策略

2.1 控制难点分析

推力矢量试验装置对流量控制精度要求高、调节时间要求短，而推力矢量流量系统本身具有的调整范围大、滞后、非线性、耦合强等特性，给流量的精确控制带来很大的难度，具体表现在：

1) 系统调整范围大。每次试验，流量的变化均需要经历 0 至设定值的变化过程，流量在经历如此大的变化过程中，系统的非线性、不确定性等因素极大地增加了控制难度；

2) 系统存在大滞后和强耦合。受系统结构限制，压力调节系统本身存在大滞后；且多路供气管路之间存在相互干扰，导致系统中各个主要变量间存在相互耦合。

3) 流量调节精度要求高。试验对流量调节精度提出了很高的要求，其控制系统流量控制精度要求达到 3%~5%，这一要求远远高于工业控制的精度要求。

4) 流量调节速度要求快。为了节省气源，降低试验成本，要求流量尽可能快的调整至设定值，并保持到试验结束。

2.2 多模型控制策略设计

针对推力矢量试验中对控制系统的流量精度要求以及推力矢量系统的特点，对控制器提出如下要求：

- 1) 在试验初期，需要快速的将流量调整至设定值附近，以节省气源，降低试验成本。
- 2) 在试验进行过程中，采用高精度控制器，以保证流

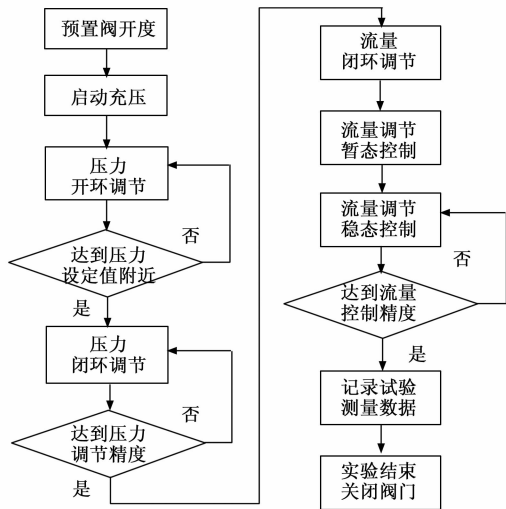


图 2 推力矢量试验流程

3.1 定义特征参数表

以两路流量调节为例, 依据控制流程, 结合气动专业人员提供的参数, 定义出启动充压阶段控制系统的特征参数, 以及典型取值, 如表 1、表 2 所示。

表 1 控制系统特征参数

序号	表示符号	涵义
1	TS_1	准备开车
2	TS_2	开车
3	TS_3	1#调压阀进入压力闭环
4	TS_4	2#调压阀进入压力闭环
5	TS_5	延时到位
6	u_1	1#调压阀控制输出
7	u_2	2#调压阀控制输出
8	u_3	1#数字阀控制输出
9	u_4	2#数字阀控制输出

表 2 充压过程典型取值

P_1	P_2	l_{10}^g	l_{20}^g
$0.95 \times P_{01}^g$	$0.95 \times P_{02}^g$	$1.5 \times l_{10}$	$1.5 \times l_{20}$

其中: P_1 、 P_2 分别为 1#、2#调压阀后压力限定值; l_{10}^g 、 l_{20}^g 分别为 1#、2#调压阀开度值; P_{01}^g 、 P_{02}^g 分别表示 1#、2#调压阀后工作压力设定值; l_{10} 、 l_{20} 分别为 1#、2#调压阀开度设定值。以上参数根据不同的试验要求取值不同。

3.2 创建知识库与规则库

结合地面调试时采集的试验数据所反映出现象信息和“气动专家知识及经验”, 创建出知识库, 并根据知识库设计出了如下的流量控制专家规则:

Rule1: if TS_1 then $u_1 = 0, u_2 = 0, u_3 = S_{10}, u_4 = S_{20}$;

Rule2: if $TS_2 \cap [(P_{01} < P_1) \cup (P_{02} < P_2)]$ then $u_1 =$

$l_{10}^g, u_2 = l_{20}^g, u_3 = S_{10}, u_4 = S_{20}$;

Rule3: if $TS_2 \cap [(P_{01} \geq P_1) \cup (P_{02} \geq P_2)]$ then $u_1 =$

$l_{10}, u_2 = l_{20}, u_3 = S_{10}, u_4 = S_{20}$;

Rule4: if $TS_2 \cap [(P_{01} \geq P_1) \cup (P_{02} \geq P_2)] \cap TS_5$ then TS_3, TS_4 。

其中: P_{01} 、 P_{02} 为 1#、2#调压阀后压力; S_{10} 、 S_{20} 为 1#、2#数字阀开度设定。该规则的优点是使调压阀后压力快速到达设定的切换点, 进入压力闭环控制, 避免压力出现震荡。

4 压力调节阶段的智能 PID 控制

在压力调节阶段, 考虑到气源压力的下降、波动及管路之间的相互耦合等因素对压力闭环调节的扰动及影响, 根据调压阀后压力偏差的变化特点, 结合现场测量数据和操作人员的控制经验, 设计出将变积分系数和增量式控制算法相结合的智能 PID 控制器^[18], 以克服常规 PID 控制器受被控对象非线性特性影响大、对扰动适应能力弱的缺点, 实现调压阀后工作点压力的精确控制。

变积分控制器的输出为:

$$u(k) = u(k-1) + K_1 \{k_p [e(k) - e(k-1)] + k_i e(k) + k_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)]\} \quad (1)$$

其中: u 为控制器输出; k_p 为比例系数; k_i 为积分系数; k_d 为微分系数; K 为控制器参数。

当 $|e(k)| \leq 1$ kPa、调压阀进入闭环控制压力阶段时, 智能 PID 控制器分以下 4 种情况设计。

1) 当 $e(k)\Delta e(k) > 0$ 且 $e(k)\Delta e(k-1) < 0$ 时, 误差向误差绝对值增大方向变化, 此时控制器输出为:

$$u(k) = u(k-1) + k_p [e(k) - e(k-1)] + k_i e(k) + k_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (2)$$

2) 当 $e(k)\Delta e(k) < 0$ 且 $e(k)\Delta e(k-1) > 0$ 或 $e(k) = 0$ 时, 误差的绝对值向减小的方向变化或者已经达到平衡状态。此时, 保持控制器输出不变。

3) 当 $e(k)\Delta e(k) > 0$ 且 $e(k)\Delta e(k-1) < 0$ 时, 误差处于极值状态。如果此时误差绝对值较大, 即 $|e(k)| \geq 1$ kPa, 则实施如下较强的控制量:

$$u(k) = u(k-1) + k_1 k_p e(k) \quad (3)$$

如果此时误差绝对值较小, 即 $|e(k)| < 1$ kPa, 则可以考虑实施较弱的控制量:

$$u(k) = u(k-1) + K_2 k_p e(k) \quad (4)$$

以上式中 $K_1 > K_2$ 。

4) 当 $|e(k)| < 0.05$ kPa 时, 说明误差绝对值很小, 此时加入积分环节, 减小稳态误差, 直到调压阀后压力达到精度要求。

5 流量调节阶段的精确控制

流量调节阶段是整个流量控制的关键阶段, 调压阀对阀后压力调节与数字阀对流量调节之间存在一定耦合关系。同时, 为快速、高精度控制流量, 设计了两个并联的控制器, 分别为暂态控制器和稳态控制器。暂态控制器适用于

流量变化的过程, 采用改变调压阀开度开环补偿调压阀后压力, 同时调整数字阀的开度。当触及到危险流量范围时, 快速改变流量以通过危险流量区域, 确保设备安全。待流量达到设定值附近时, 转入稳态控制器。稳态控制器具有极好的设定值跟踪能力, 适用于流量小阶差调节和稳态过程, 既保证了在设定值附近具有良好的调节效果, 又具有很好的抑制干扰能力。

为有效消除调压阀后工作点压力与流量之间的耦合关系, 采用补偿解耦控制策略^[19-20]来实现流量的精确控制。控制器结构如图 3 所示。

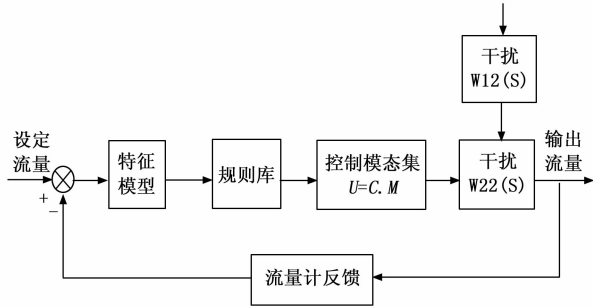


图 3 补偿解耦控制策略框图

定义 $e_{mi} = Flow_i - Flow_{oi}$ ($i = 1, 2$), 其中 e_{mi} 表示流量偏差; $Flow_{oi}$ 为设定流量; $Flow_i$ 为输出流量。

控制器的特征模型为:

$$\Phi = P \otimes Q \quad (5)$$

其中, $P = \begin{bmatrix} 10000000 \\ 01100000 \\ 00110000 \\ 00001000 \\ 00000100 \\ 00000010 \\ 00000001 \end{bmatrix}$ 为模型关系阵; $Q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ q_5 \ q_6 \ q_7 \ q_8]^T$, 为特征基元向量。式中: $q_1 \rightarrow e_{mi} > M_1$; $q_2 \rightarrow e_{mi} > M_2$; $q_3 \rightarrow |e_{mi}| < M_1$; $q_4 \rightarrow e_{mi} < -M_2$; $q_5 \rightarrow e_{mi} < -M_1$; $q_6 \rightarrow |e_{mi}| < M_2$; $q_7 \rightarrow |e_{mi}| < M_3$; $q_8 \rightarrow |e_{mi}| < M_4$ 。

控制模式集:

$$u = C \cdot M \quad (6)$$

其中: $C = \begin{bmatrix} 1100000000 \\ 0110000000 \\ 0101000000 \\ 0100100000 \\ 0100011000 \\ 0100010100 \\ 0100010111 \end{bmatrix}$,

$$M = [m_1 \ m_2 \ m_3 \ m_4 \ m_5 \ m_6 \ m_7 \ m_8 \ m_9 \ m_{10}]^T$$

式中, $m_1 \rightarrow K_p \cdot e_{mi}$; $m_2 \rightarrow S_{i0}$; $m_3 \rightarrow K_1 K_p \cdot e_{mi}$; $m_4 \rightarrow K_2 K_p \cdot e_{mi}$; $m_5 \rightarrow K_3 K_p \cdot e_{mi}$; $m_6 \rightarrow K_4 K_p \cdot e_{mi}$; $m_7 \rightarrow K_5 K_1 \cdot \sum e_{mi}$;

$m_8 \rightarrow K_1 \cdot f(e_{mi})$; $m_9 \rightarrow \Delta m_i \cdot K$; $m_{10} \rightarrow \beta_{mi}$ 。其中, Δm_i 为流量的变化量, $f(e_{mi})$ 为积分项变速因子, 其表达式为:

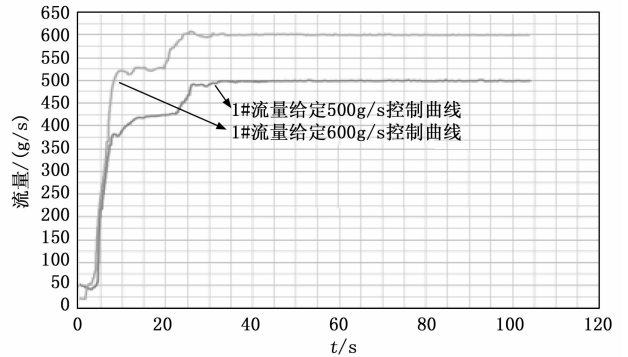
$$f(e_{mi}) = \begin{cases} \frac{M_3 - |e_{mi}(k)|}{M_3 + |e_{mi}(k)|}, & |e_{mi}(k)| \leq M_3 \\ 0, & |e_{mi}(k)| > M_3 \end{cases} \quad (7)$$

$M_1 \sim M_4$ 为设定的误差带; $K_1 \sim K_5$ 为增益系数; K_p 、 K_i 为比例、积分系数; K 为解耦系数; β_{mi} 为解耦修正值。

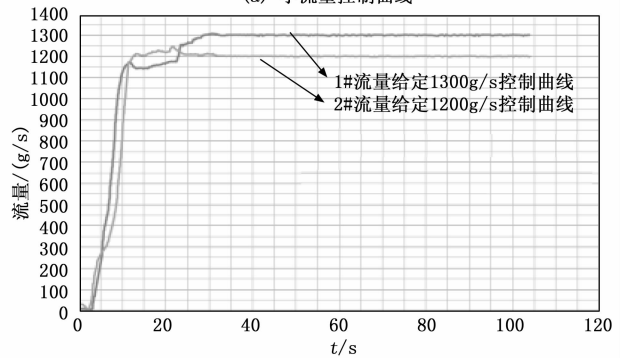
6 实验结果与分析

系统设计完成后, 依次对硬件、软件等功能进行了测试, 然后进行了系统联合调试。联合调试主要分为模拟调试和带动力调试。模拟调试是通过模拟压力、流量反馈对控制系统的功能进行验证和测试。带动力调试是连通高压气源, 通过安装在管路中的传感器和流量计作为信号源, 采用多模型控制策略对管路阀门进行精确调节, 以验证实际效果。

经过前期周密的准备, 项目组顺利完成了推力矢量控制系统的调试工作。图 4 分别给出了 1# 和 2# 管路在不同流量给定条件下的控制曲线图。



(a) 小流量控制曲线



(b) 大流量控制曲线

图 4 流量控制曲线

从图 4 (a) 中可以看出, 在小流量试验时, 通过基于专家经验的智能控制, 保证了系统快速冲压; 在压力、流量调节阶段, 通过补偿解耦控制策略, 流量能快速接近设定值并迅速收敛达到稳定状态。从图 4 (b) 中可以看出, 在大流量时, 系统同样具有较强的控制、调整能力, 表明控制器设计具有较强的适应性。

为进一步说明本文所提方法的有效性,对各个不同目标流量的工况进行试验,统计各个实验的控制精度,并与之前采用传统 PID 控制算法得到的结果进行对比。该精度由如下公式计算得到:

$$\text{精度} = \left| \frac{\text{稳态时最大控制误差} - \text{设定值}}{\text{设定值}} \right| \quad (8)$$

图 5 为采用本文所提算法在不同试验工况下得到的流量控制精度,图 6 为采用传统 PID 控制算法在不同试验工况下得到的流量控制精度。从图 6 中可以看出,采用传统 PID 控制算法得到的控制精度不能满足试验要求,最小值仅为 5%,并随着流量设定值的增大而逐渐增大;而从图 5 中可以看出,系统流量控制精度最大值为 3.5% (2# 管路 350g/s 时),最小值小于 1%,控制精度大幅度优于采用传统 PID 控制算法的结果,完全满足进行推力矢量试验所设计的 3%~5% 的指标要求。这是由于采用分段控制的方法,针对不同阶段的特性,有针对性的设计出相应的控制器,能够很好的实现流量的精确控制。

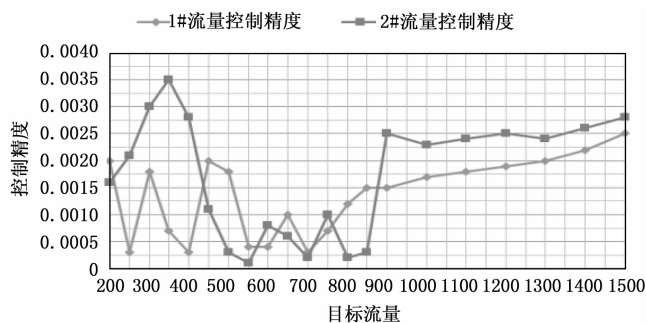


图 5 基于本文算法的流量控制精度

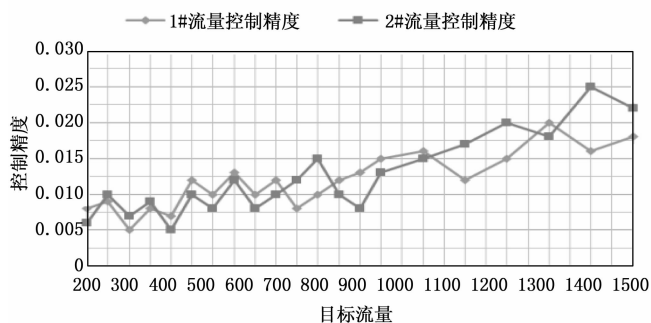


图 6 基于 PID 控制算法的流量控制精度

7 结束语

通过本研究,可以得到以下结论:

- 1) 研制的流量控制系统,流量控制精度达到 3%~5%,完全满足推力矢量试验的对流量精准确度的需求。
- 2) 设计的多模型精确控制策略,能很好地克服了系统本身的特性,实现气流在高压、大流量条件下的高精度控制。
- 3) 基于补偿解耦控制策略,系统具有较强的控制、调整能力,流量能快速接近设定值并迅速收敛达到稳定状态。

参考文献:

- [1] LI H Y, WU L F, LI Y G, et al. A novel method for vertical acceleration noise suppression of a thrust - vectored VTOL UAV [J]. *Sensors*, 2016, 16 (12): 2054 - 2057.
- [2] FAZELIASL S B, MOOSAPOUR S S. Adaptive backstepping fast terminal sliding mode controller design for ducted fan engine of thrust - vectored aircraft [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017: 1586 - 1588.
- [3] JADBABAIE A, HAUSER J. Control of a thrust - vectored flying wing: a receding horizon - LPV approach [J]. *International Journal of Robust & Nonlinear Control*, 2002, 12 (9): 869 - 896.
- [4] WILLIAM B D, MARK B M, RYAN F, et al. Model predictive control of a thrust - vectored flight control experiment [C] // 15th Triennial World Congress, Barcelona, Spain, 2002, 356 - 360.
- [5] YVETTE S W, DOUGLAS L B. Advancements in exhaust system technology for the 21st century [C] // 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998: 155 - 158.
- [6] 李建强, 等. 2.4 米跨声速风洞推力矢量试验技术 [J]. *空气动力学学报*, 2016, 34 (1): 21 - 25.
- [7] 王海峰. 战斗机推力矢量关键技术及应用展望 [J]. *航空学报*, 2020, 41 (6): 13 - 36.
- [8] 曲 山, 邢家瑞. 飞机/发动机推力矢量综合控制方法的探讨 [J]. *航空发动机*, 2003, 29 (1): 27 - 30.
- [9] 王 彤, 白玉平, 宋文成, 等. 高速喷流干扰及控制技术研究 [J]. *实验流体力学*, 2010, 24 (6): 22 - 26.
- [10] WANG T, BAI Y P, SONG W C, et al. The investigation of high - speed jet interference and control technique [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24 (6): 22 - 26.
- [11] 赵群力. 推力矢量在战斗机上的应用 [J]. *国际航空*, 1999, 1: 20 - 23.
- [12] 方昌德. 飞机推力矢量技术发展综述 [J]. *航空科学技术*, 1998, 2: 10 - 12.
- [13] 高彦玺, 金长江. 推力矢量控制与推力矢量喷管 [J]. *飞行力学*, 1995 (2): 1 - 5.
- [14] 刘长秀, 刘 刚, 李建强. 先进战斗机推力矢量模拟技术 [R]. CARDC, 2001.
- [15] 李建强, 李耀华. 2.4 米跨声速风洞推力矢量试验设备研制技术总结 [R]. CARDC-2, 2014, 10.
- [16] 吴培明, 著. 专家系统原理和方法 [M]. 成都: 西南交通大学出版社, 1994: 48 - 55.
- [17] 安茂春. 故障诊断专家系统及其发展 [J]. *计算机测量与控制*, 2008, 16 (9): 1217 - 1219.
- [18] 车立志. 智能 PID 控制算法的研究与实现 [D]. 青岛: 山东科技大学, 2009: 22 - 30.
- [19] 闵 娟, 黄之初. 多变量解耦控制方法 [J]. *控制工程*, 2005, 12: 125 - 127.
- [20] 周 平. 多变量解耦控制的工业过程运行层次控制方法 [J]. *控制理论与应用*, 2011, 28 (2): 199 - 200.