

航空航天装备

一种基于燃烧器的热风洞控制系统设计与验证

吴宋伟, 张天宏, 李凌蔚, 李佳翱

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: **目的** 研究一种基于燃烧器的热风洞控制系统, 重点对其空气流量及温度控制开展研究。**方法** 对于暂冲式气源, 压力持续下降容易导致流量不稳定, 而流量对温度控制存在耦合关系, 因此提出基于解耦的双回路 PID 控制策略。针对大流量气路调节阀动态特性差的问题, 提出带辅助气路的双路协调控制策略。通过 AMESim 和 MATLAB 联合仿真, 建立热风洞试验系统的模型, 分析热风洞控制系统的动态特性。基于 cRIO 平台构建控制器, 对热风洞开展实际的控制试验。**结果** 空气流量稳态误差不大于 2%, 温度波动不大于 1%, 稳定时间 > 25 s, 达到了热风洞设计和使用要求。**结论** 空气流量、燃油流量等因素均对出口温度有较大影响, 采用空气流量和温度的综合控制策略, 能够实现空气流量控制及在不同空气流量下的温度控制, 并维持较长时间的稳定状态。

关键词: 热风洞; 燃烧器; 控制系统; 解耦; 双回路 PID 控制; 协调控制

中图分类号: V216

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)05-0079-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.05.010

Design and Verification of a Burner-based Hot Wind Tunnel Control System

WU Song-wei, ZHANG Tian-hong, LI Ling-wei, LI Jia-ao

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

ABSTRACT: This paper is to research a burner-based hot wind tunnel control system, focusing on its airflow and temperature control. For transient air source, the continuous drop in pressure tends to lead to flow instability, and there is a coupling relationship of flow to temperature control, so a decoupling-based dual-loop PID control strategy is proposed. Aiming at the problem of poor dynamic characteristics of the large-flow air circuit control valve, a dual-circuit coordinated control strategy with an auxiliary air circuit is proposed. Through the joint simulation of AMESim and MATLAB, the model of the hot wind tunnel test system was established and the dynamic characteristics of the hot wind tunnel control system were analyzed. A controller was built based on the cRIO platform, and practical control experiments were carried out on the hot wind tunnel. The test results show that the steady-state error of airflow is not greater than 2%, the temperature fluctuation is not greater than 1%, and the stabilization time is > 25 s, which meet the design and use requirements of the hot wind tunnel. Factors such as airflow and fuel

收稿日期: 2021-05-11; 修订日期: 2021-05-28

Received: 2021-05-11; Revised: 2021-05-28

基金项目: 国家自然科学基金 (51976089)

Fund: The National Natural Science Foundation of China (51976089)

作者简介: 吴宋伟 (1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为航空发动机建模、仿真与控制。

Biography: WU Song-wei (1997-), Male, Postgraduate, Research focus: aeroengine modeling, simulation and control.

通讯作者: 张天宏 (1968—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为航空发动机建模、仿真与控制。

Corresponding author: ZHANG Tian-hong (1968-), Male, Doctor, Professor, Research focus: aeroengine modeling, simulation and control.

引文格式: 吴宋伟, 张天宏, 李凌蔚, 等. 一种基于燃烧器的热风洞控制系统设计与验证[J]. 装备环境工程, 2022, 19(5): 079-086.

WU Song-wei, ZHANG Tian-hong, LI Ling-wei, et al. Design and Verification of a Burner-based Hot Wind Tunnel Control System[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(5): 079-086.

flow etc. have a large impact on the outlet temperature. The integrated control strategy of airflow and temperature can achieve airflow control and temperature control under different air flows and maintain a stable state for a long period of time.

KEY WORDS: hot wind tunnel; burner; control system; decoupling; dual-loop PID control; coordinated control

伴随着现代航空航天技术的突破,下一代高性能飞行器面临着超隐身能力、超远距离航行、超机动飞行等技术要求^[1],相比于传统常规飞行器,在结构设计、材料选择等诸多方面提出了挑战。常规的冷态风洞^[2-3]已无法满足航空航天高温领域对设备研制提出的要求,包括温度传感器的动态特性测试、叶片的热应力测试、关键部件的热防护试验等。热风洞通过高速热气流产生一个均匀分布且稳定的高温流场,模拟材料或试件的真实工况,可以有效应用于上述基础研究^[4-7]。基于热风洞的气动/热环境,通过试验可以获得飞行器试验件表面的特性参数。热风洞试验系统的气流和温度控制质量会直接影响到这些研究结果的精度和可信度,因此开展热风洞控制试验研究有着非常重要的意义。

近年来,国内外针对热风洞及其控制系统设计进行了大量理论和实际工程方面的研究^[8-10]。加热装置作为热风洞的核心系统,主要分为燃烧、电阻、电弧以及蓄热加热等加热方式^[11]。其中,“燃烧加热”风洞通常由气源、燃料、试验段、点火器、喷管、扩压段、冷却系统等组成。相比于其他几种加热方式,燃烧加热因其适合长时间和大功率试验的特点,受到了美国 NASA、日本空间实验室和中国空气动力研究与发展中心(CARDC)等研究机构的普遍重视^[12-18]。

美国 Langley 中心设计的高温风洞^[15-16]通过甲烷和空气高温燃烧获得高温燃气,并增设补氧系统,拓展了气动热载荷和结构试验能力。国内 CARDC^[14]研制的 $\phi 600$ mm 高超声速高温风洞控制系统采用“分散控制,集中管理”的分布式控制架构,对文丘里管上游压力进行 PID 闭环控制,实现了对燃烧器中氧气、氢气等不同组分气体的流量控制。文献[19-21]针对热风洞的燃油供给系统,从系统特性、控制算法等方面进行了深入研究,提出了模糊 PID 控制、滑模控制和动态矩阵预测控制等不同的控制策略,实现了对燃油流量的精确控制,进而获得了预期的燃气温度。文献[22]通过在控制器设计中引入温度的动态模型,提出了一种基于 I&I 的非线性自适应控制框架,实现了低温风洞温度的有效控制。上述文献均只关注了风洞温度、气体流量等单一变量的控制,而在实际热风洞试验系统中,存在如外部干扰、系统滞后、参数时变等不确定性,同时流量对温度控制存在耦合关系。因此,有必要设计一种基于解耦的多变量控制策略,实现流量和温度的准确控制。

本文以一种基于燃烧器的热风洞为研究对象,提出了基于解耦的双回路 PID 控制策略和双路协调控

制的空气流量控制策略,建立了热风洞试验系统的 AMESim 模型,结合 MATLAB/Simulink 对热风洞控制系统的动态特性进行了仿真分析。基于 cRIO 构建了热风洞控制器,通过实物试验验证了控制策略的有效性,为国内进一步发展热风洞提供参考。

1 热风洞试验系统简介

热风洞试验系统试验设备如图 1 所示。其技术参数根据使用要求确定为:气源压力最高达到 800 kPa;空气流量要求不小于 3.5 kg/s;出口温度要求不小于 700 °C;空气流量波动不大于 2%;燃烧器出口温度波动不大于 1%;风洞参数稳定时间不小于 20 s。



图 1 热风洞试验设备
Fig.1 Hot wind tunnel test equipment

1.1 试验系统结构组成与工作原理

基于燃烧器的热风洞试验系统结构如图 2 所示,主要由暂冲气源、供气系统、冷却系统、燃油系统、燃烧器、点火器、消音室等组成。其中,暂冲气源由气罐供气,供气系统包括主路和辅路 2 条气路,燃油和空气在燃烧器中燃烧排出高温燃气,流经燃烧器后试验段,最后与冷却系统排出的冷却气流进行掺混降温。

暂冲气源容积有限,本试验系统最高压力为 0.8 MPa。在实际热风洞运行过程中,气源压力持续下降,上游压力的波动极易导致空气流量的变化,并且其极限情况下的运行时间非常短。因此,为了满足热风洞流量设定以及稳定运行时间的需求,要求阀门能够实现对流量的快速调节,在满足空气流量调节精度的前提下,尽可能提高稳定运行时间。

在高压气源后增设直动式减压阀,可以有效解决气源压力波动对空气流量造成的不确定性影响,降低控制难度。减压阀依靠控制腔与调节系统的调节,通过改变阀门动作,使气源压力与弹簧力相平衡,将减

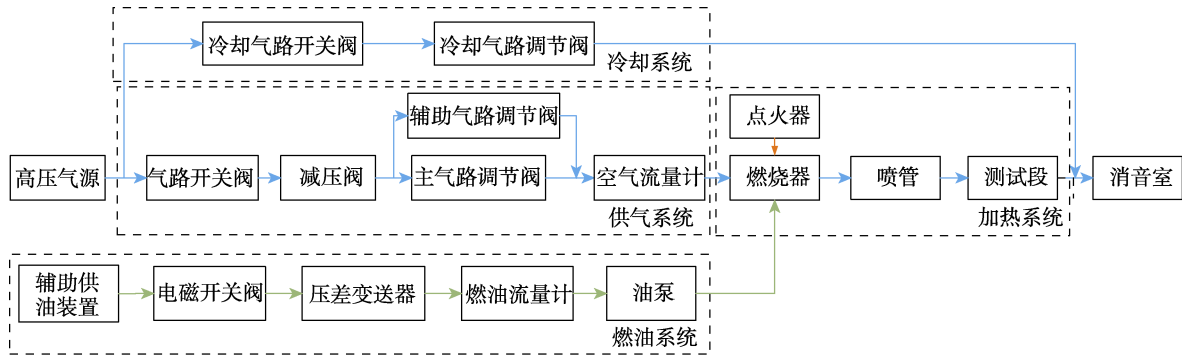


图 2 热风洞系统结构

Fig.2 Frame diagram of hot wind tunnel system structure

压阀出口压力调节到一个较低的稳定值,其本质上相当于稳压阀^[23-24]。此外,考虑到主气路调节阀存在滞后、死区严重和调节缓慢等问题,死区即在阀门指令开度较小时,无明显开度变化,阀门线性度较差。在点火时,如果空气流量过小,容易出现富油严重,无法点燃的情况;如果空气流量过大,则会出现燃油喷雾过于分散,以致无法正常点火的情况。在不改变原有主气路调节阀的基础上,增设一路小管径、可实现快速调节的辅助气路调节阀,主要起固定点火参数以及辅助调节作用。

由图 2 及工作原理可知,燃烧器的能量平衡方程为:

$$W_f H_u \eta_B = W_g c_p T - W_a c_p T_c \quad (1)$$

式中: W_f 为燃油流量; H_u 为燃油热值; η_B 为燃烧效率; W_g 为燃烧器出口燃气流量, $W_g = W_a + W_f$; c_p 为定压比热容; T 为燃烧器出口温度; W_a 为燃烧器进口空气流量; T_c 为燃烧器进口温度。

因此,燃烧器出口温度 T 可以表示为:

$$T = \frac{W_f H_u \eta_B + W_a c_p T_c}{W_g c_p} \quad (2)$$

$$T = f(f_a, P_c) \quad (3)$$

式中: f_a 为油气比, $f_a = W_f / W_a$; 燃烧器进口总压 P_c 对出口温度的影响主要体现在燃烧效率 η_B 上。

基于上述分析,为了实现对风洞气流速度以及燃气温度的耦合控制,控制器一方面需要协调控制主气路调节阀和辅助气路调节阀来调节加热空气流量,维持燃烧器进口气压稳定不变;另一方面,通过控制变频器频率来改变油泵电机的转速,其本质上相当于控制油气比 f_a 。

1.2 控制系统结构组成

控制系统主要由基于 cRIO 的热风洞控制器、配套执行机构及传感器等组成,其结构设计如图 3 所示。cRIO 控制器包括实时控制器 RT 模块和可重配置的 FPGA 模块,上位机与 RT 模块通过 TCP/IP 协议进行实时通讯,RT 在 cRIO 内部与 FPGA 模块通过

PCI 高速总线连接,机箱中的 FPGA 直接与每个 I/O 模块相连,可灵活实现定时、触发和同步等功能。不同的 I/O 模块负责执行机构或传感器的控制或测量任务。执行机构包括供气系统的气路开关阀、主气路调节阀和辅助气路调节阀,以及燃油系统的开关电磁阀和油泵电机等。传感器包括温度传感器、转速传感器、流量传感器等,负责燃气温度、油泵电机转速等系统参数的测量,其中燃气温度和空气流量为控制量,其余均为监视量。

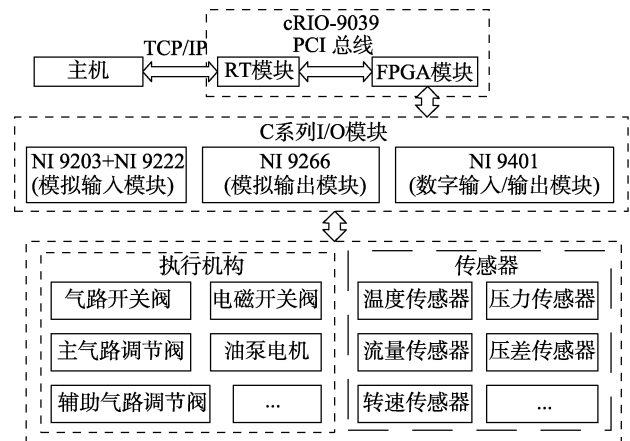


图 3 热风洞控制系统结构

Fig.3 Frame diagram of hot wind tunnel control system structure

2 热风洞试验系统控制策略设计

2.1 空气流量控制策略设计

虽然减压阀可以实现气路压力的自动调节,在一定程度上保证了上游的压力稳定,然而在热风洞实际运行过程中,下游的压力变化仍会对空气流量产生一定的影响。由于大流量主气路调节阀存在动态特性差的问题,在开环调节时,精度较低,调节时间长,空气流量稳态误差较大。提出增加小流量的辅助气路调节阀,采用双路协调控制的空气流量控制策略(如图 4 所示),由主路和辅路 2 部分组成。

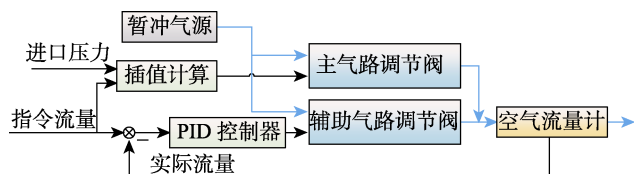


图4 双路协调控制策略
Fig.4 Frame diagram of dual-circuit coordinated control strategy

通过调节减压阀弹簧预紧力,改变气路稳定压力值。在该理想压力条件下,开环调节主气路调节阀开度,摸索出在不同开度下主路空气流量的变化规律,建立二维线性插值表。在自动试验时,根据燃烧器进口压力和空气流量的指令值,可插值计算出主气路调节阀对应的开度指令。

当实际空气流量接近目标值时,辅助气路调节阀采用PID控制做辅助调节。该控制策略在一定程度上近似等效于带前馈的PID控制器设计思路,可以在保证稳定性的基础上,满足系统的动态响应要求,实现较高精度的空气流量控制。

这里采用的PID控制器为位置式PID,主要考虑比例和积分作用,其表达式为:

$$u(k) = K_p e(k) + K_i \sum_{i=0}^k e(i) \quad (4)$$

式中: W_{ar} 为指令流量; W_a 为实际流量; $e(k)$ 为指令流量和实际流量的偏差量, $e(k) = W_{ar} - W_a$; $u(k)$ 为辅助气路调节阀开度指令,对应 0~100%; K_p 为比例增益; K_i 为积分增益。

在实际工程应用中,由于引入了积分作用,在启动、大幅增减目标值或结束时,系统容易在短时间内产生很大的偏差量。PID的积分累积会致使阀门、油泵电机等执行机构控制量超出可能允许的最大动作范围,导致试验系统产生较大的超调甚至振荡。为了克服这个问题,本文加入积分分离与积分抗饱和的保护策略。这里具体表现为:当实际流量与指令流量偏差较大时,取消积分项的作用;当实际流量接近目标值时,引入积分项,以便消除系统的静态误差,提高控制精度。同时,对积分项的累计值设定限制范围,避免阀门控制量长时间停留在饱和区,其表达式为:

$$u(k) = K_p e(k) + \alpha K_i \sum_{i=0}^k e(i) \quad (5)$$

$$\alpha = \begin{cases} 1, & |e(k)| \leq \varepsilon \\ 0, & |e(k)| > \varepsilon \end{cases} \quad (6)$$

$$\left| \alpha K_i \sum_{i=0}^k e(i) \right| \leq u_i \quad (7)$$

式中: ε 为积分分离阈值, $\varepsilon = 0.4 \text{ kg/s}$; u_i 为积分抗饱和和限制值,这里 $u_i = 50$,表示积分项对控制器输出的阀门开度指令影响最大为 50%。

2.2 温度控制策略设计

在 2.1 节的基础上,针对燃油系统进一步提出双回路PID控制的控制策略,如图 5 所示。温度控制部分主要采用基于前馈补偿的PID控制器设计,其基本原理如图 6 所示。

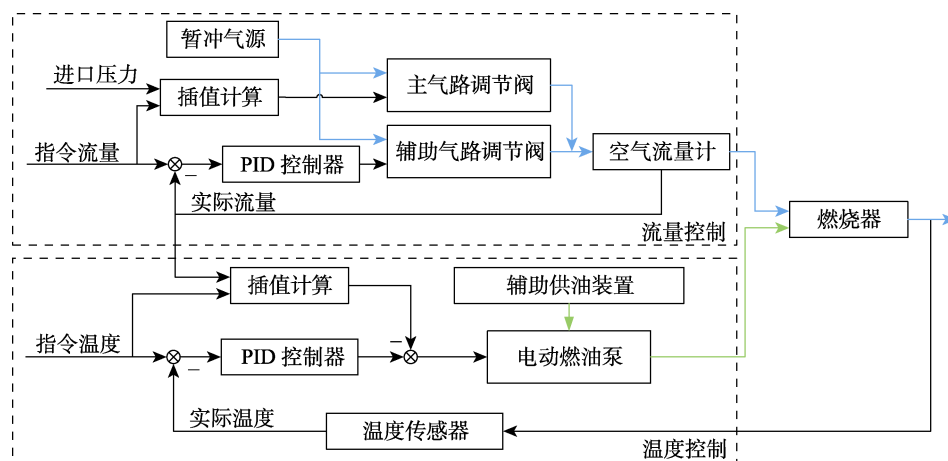


图5 双回路PID控制策略
Fig.5 Frame diagram of dual-loop PID control strategy

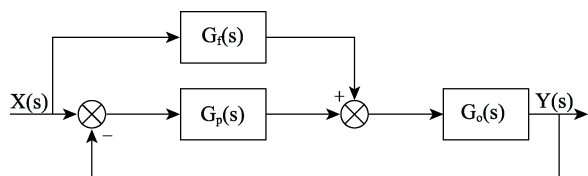


图6 基于前馈补偿的PID控制系统结构
Fig.6 Frame diagram of PID control system structure based on feedforward compensation

系统输出对输入的传递函数为:

$$G(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{G_p(s)G_o(s) + G_f(s)G_o(s)}{1 + G_p(s)G_o(s)} \quad (8)$$

系统误差为 $E(s) = X(s) - Y(s)$, 代入式 (8) 得到误差对系统输入的传递函数为:

$$G'(s) = \frac{E(s)}{X(s)} = \frac{1 - G_f(s)G_o(s)}{1 + G_p(s)G_o(s)} \quad (9)$$

若式 (9) 分子 $1-G_f(s)G_o(s)=0$, 即 $G_f(s)=1/G_o(s)$ 时, 系统误差为 0。

可以观察到, 系统在增加前馈前后, 极点不变。因此, 通过引入前馈环节, 可以在不影响系统稳定性的情况下, 大大提高系统的稳态精度。

本试验系统中, 在不同的空气流量条件下, 开环调节油泵电机转速, 摸索出在不同转速下燃烧器出口温度的变化规律, 建立二维线性插值表。在控制器设计时, 根据实际空气流量和温度的指令值, 可插值计算出油泵电机对应的转速指令, 并以此作为前馈补偿, 可实现流量和温度的解耦控制。

由于热风洞试验系统中温度测量存在的热惯性, 存在一定的滞后, 引入前馈控制可以更快地实现燃油流量调节, 优化系统的动态性能。这里, PID 控制器中同样加入积分分离与积分抗饱和的保护策略。

3 建模与仿真

3.1 热风洞控制系统建模

根据热风洞试验系统的工作过程和结构, 利用 AMESim 软件对供气系统及燃油系统进行简化建模, 如图 7 所示。AMESim 模型与实际热风洞试验系统参数不完全对应, 本节主要分析验证热风洞控制系统的动态特性。图 7a 为供气系统 AMESim 模型, 高压气源 9 首先经过气路开关阀 8 进入高压腔室 7, 流经阀口进入低压腔室 13, 通过阻尼孔 12 进入膜片下腔室 11。当气源压力波动时, 减压阀通过控制阀口开合, 排除多余压力, 保持低压腔室 13 的压力稳定在理想设定值。空气从低压腔室 14 出口排出, 流经主调节阀 15 和辅助调节阀 17, 最后经过空气流量计 19 进入燃烧器。接口模拟器 16 为 MATLAB/Simulink 控制器部分, 接收空气流量反馈, 输出主辅气路调节阀的开度指令。图 7b 为燃油系统 AMESim 模型, 通过定量泵 4 模拟油泵电机, 液压孔 5 模拟燃油雾化喷嘴, 接口模拟器 3 为 MATLAB/Simulink 控制器部分, 接收燃油流量计 2 的油量反馈, 输出油泵电机的转速指令。

3.2 仿真分析

结合 3.1 节提到的控制策略, 利用 MATLAB/Simulink 对热风洞试验系统控制系统进行建模。根据式 (2) 搭建燃烧器的数学模型, 进行燃烧器出口温度的计算, 并增加 0.1 s 的延迟环节, 模拟温度测量系统的滞后。利用 AMESim 与 MATLAB 联合仿真^[25], 仿真总时间设计为 30 s, 模拟暂冲气源的气压在 30 s 内从 0.8 MPa 下降到 0.45 MPa。在 0~5 s 内, 主气路调节阀全闭, 设定辅助气路调节阀初始开度指令为 5%, 油泵电机初始转速指令为 60 r/min, 以此模拟固定的点火参数。

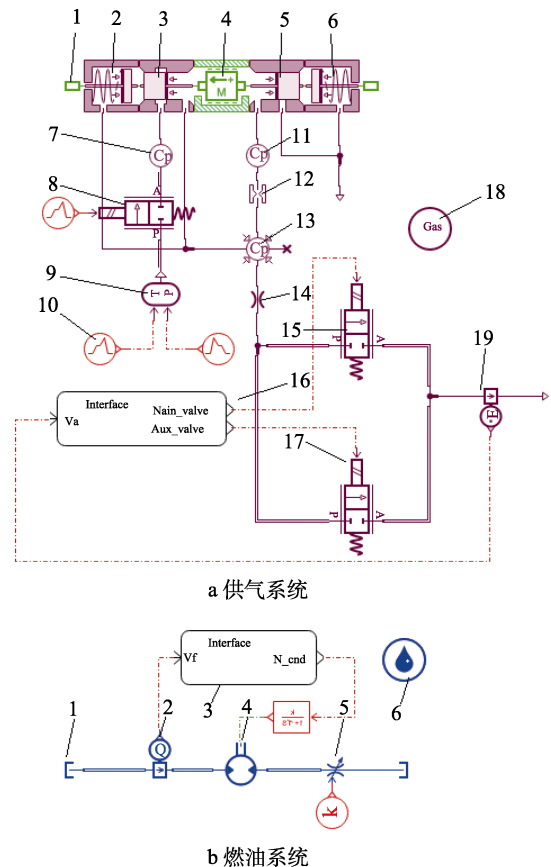


图 7 供气系统和燃油系统 AMESim 模型
Fig.7 AMESim model of gas supply system (a) and fuel system (b)

首先, 对供气系统动态特性进行研究。开环条件下, 在 5 s 时设置主气路调节阀开度指令分别为 10%、20%、30%、50%, 减压阀出口压力以及空气流量的仿真结果如图 8 所示。可以看出, 在 0~5 s 内, 随着辅助气路调节阀开度的增大, 减压阀出口压力稳定在 0.37 MPa, 空气流量稳定在 2.1 g/s 左右。5~8 s 内, 辅助气路调节阀保持不变。随着主气路调节阀开度的增大, 减压阀出口压力自动调整出口稳定压力,

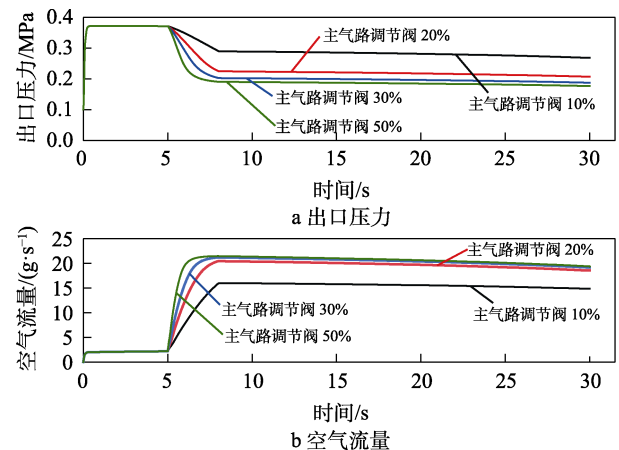


图 8 供气系统开环调节仿真曲线
Fig.8 Simulation curve of open loop regulation of gas supply system: a)outlet plesscue; b) air flow

空气流量增大。然而在主气路调节阀开度大于 30% 时,观察到空气流量受到减压阀出口压力的限制,最大在 21.5 g/s 左右。在热风洞实物试验时,可以通过调节减压阀的预紧力调整出口稳定压力,改变供气系统的最大空气流量。

对热风洞控制系统进行验证分析。在 5 s 时,给定流量和温度指令,供气控制系统插值计算出主气路调节阀对应的开环控制指令,在 5~8 s 内,主气路调节阀调节到位。在这个过程中,当空气流量指令与实际值的偏差小于 2 g/s 时,辅助气路调节阀采用 PID 控制器闭环修正空气流量。同时,燃油控制系统根据空气流量指令,插值计算出油泵电机转速的前馈控制量,并采用 PID 控制器调节油泵电机转速,以达到预期的燃气温度。设定目标流量和温度分别为 17 g/s 和 710 °C,通过试凑法分别确定流量和温度控制回路中 PID 控制器的比例、积分增益。

空气流量仿真结果如图 9 所示,可以看出,若不增设辅助气路,主气路流量在 8 s 时最大 13.8 g/s,稳态误差较大。通过引入辅助气路调节阀的 PID 协同控制策略,在 10~24 s 内,实际总流量满足热风洞控制精度要求,稳态误差不大于 1%。由于辅助气路管径相对较小,总流量主要由主气路供气能力决定。在 24 s 之后,辅助气路调节能力跟不上主气路流量的下降速度,稳态误差逐渐增大,验证了双路协调控制的空气流量控制策略的有效性。

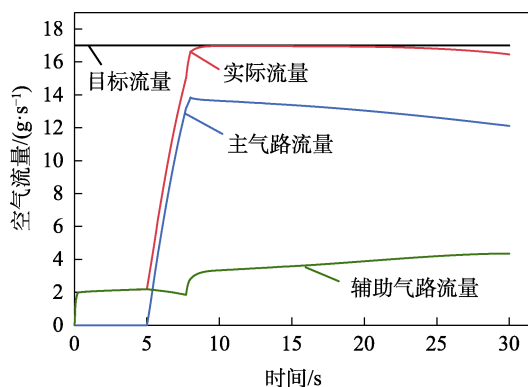


图 9 热风洞控制系统空气流量仿真曲线

Fig.9 Simulation curve of air flow of hot wind tunnel control system

加入空气流量的静态前馈补偿与未加前馈补偿的仿真结果对比如图 10 所示。可以看出,在 7 s 左右时,引入前馈补偿,燃烧器出口温度迅速达到了 710 °C,有效抑制了空气流量变化对温度的干扰,优化了系统的动态性能,实现了空气流量对温度控制的解耦。稳定状态起始时间从 11 s 提前到了 8 s,延长了热风洞的稳定时间。8~24 s 内,在空气流量满足控制精度要求的基础上,燃烧器出口温度波动不小于 1%,稳定时间在 16 s 左右,验证了控制策略的有效性。

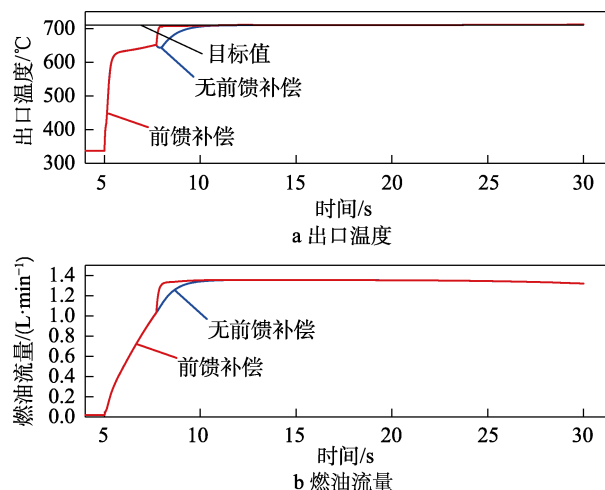


图 10 热风洞控制系统温度控制前馈补偿对比

Fig.10 Comparison chart of temperature control feedforward compensation of hot wind tunnel control system: a) outlet temperature; b) fuel flow

4 试验验证

结合上文提到的控制策略,基于 cRIO 平台构建控制器,在基于燃烧器的热风洞试验平台上进行实物试验。采用的 K 型热电偶温度传感器在排气管路轴向有三孔探针,采集其中最外侧 2 个探针的反馈值,分别作为控制量和监视量。通过 2 个探针的反馈差值,判断温度传感器是否异常,以此作为冗余设计。

依据开环条件下手动调试的试验数据,分别建立主气路调节阀和燃烧器出口温度的二维插值表。考虑到辅助调节阀的动态特性和燃烧系统温度测量的热惯性,实际上热电偶响应较慢。由于传感器响应时间不一致而导致流量和温度反馈数据非同步,可适当延长温度控制的采样周期,将空气流量和温度 PID 控制器的采样周期分别设为 20、200 ms,根据系统动态特性确定 PID 参数。分别将空气流量指令设为 2.5、4.0 kg/s,目标温度为 710 °C,试验结果如图 11 所示。

可以看出,在 0~5 s 内,空气流量保持小流量供气,5 s 时点火成功,此时燃烧器处于富油状态,燃烧器出口温度急剧上升。5~12 s 内,空气流量仍然保持不变,此时气量主要由辅助气路决定,由于实际试验中主气路调节阀存在滞后、调节缓慢等问题,一直处于死区,主气路无气流通过。在 12 s 时,主气路调节阀调出死区,主气路开始有气流通过。然而,在 12~15 s 内,燃油流量保持不变,仍处于富油状态,温度继续上升。15 s 时,主气路流量迅速增大,油气比减小,温度下降。之后 2 次试验中,空气流量分别在 23、27 s 左右达到稳定。相比于大流量,小流量对温度的影响相对较小,调节时间更短。然后,温度控制系统调节油泵电机转速提高,燃油流量增大,油气比增大,温度上升,并最终稳定在 710 °C 左右。空气流量的稳态误差均在 2% 以内,在 53~80 s,燃烧器出口温度波

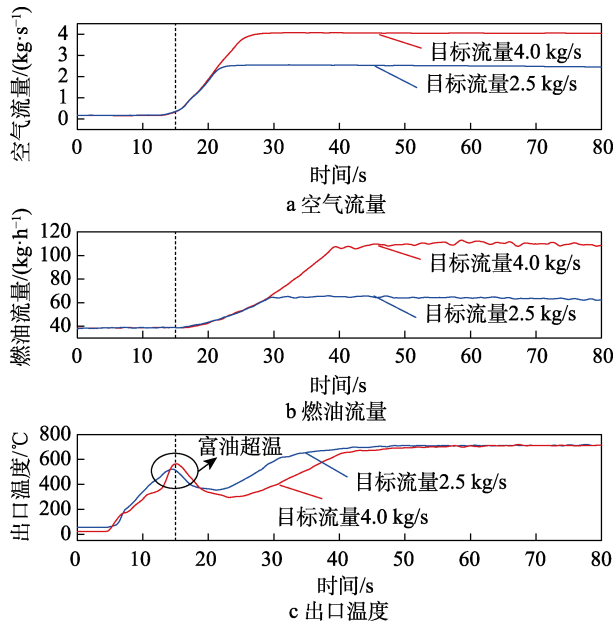


图 11 热风洞实物试验不同空气流量及对应温度变化曲线
 Fig.11 Curve of hot wind tunnel physical test for different air flow and corresponding temperature: a) air flow; b) fuel flow; c) outlet temperature

动在 $\pm 7^{\circ}\text{C}$ 以内, 稳态误差不大于 1%, 稳定时间在 25 s 以上, 达到了热风洞设计和使用要求。

5 结论

本文提出了一种面向基于燃烧器的热风洞试验系统的综合控制策略, 得到以下结论:

1) 从保证空气流量稳定和控制精度的角度, 针对大流量气路调节阀动态特性差的问题, 提出双路协调控制的空气流量控制策略, 利用辅助气路调节阀的快速响应特性, 优化了控制系统的动态性能。

2) 提出了基于解耦的双回路 PID 控制策略, 针对燃油系统设计了基于前馈补偿的 PID 控制器, 实现了流量干扰对温度控制的解耦, 缓解了因温度测量热惯性引起的滞后影响, 以保证控制器的空气流量控制能力和在不同流量下的温度控制能力, 并维持较长时间的稳定状态。

3) 通过 AMESim 和 MATLAB/Simulink 联合建模仿真, 搭建 cRIO 控制器平台, 完成了热风洞控制系统实物试验。在暂冲气源供气条件下, 空气流量波动不大于 2%, 温度波动不大于 1%, 单次试验连续稳定时间 $>25\text{ s}$, 实现了空气流量和温度的精确控制, 验证了热风洞控制策略的有效性和可行性。

参考文献:

[1] 董芑呈, 韩玉琪, 刘金超. 宽适应性高超声速空天动力技术发展分析[J]. 航空动力, 2020(6): 25-30.
 DONG Peng-cheng, HAN Yu-qi, LIU Jin-chao. Devel-

opment Analysis of Hypersonic Aerospace Power Technology with Wide Adaptability[J]. Aerospace Power, 2020(6): 25-30.

[2] ROSSITER J E. Wind Tunnel Experiments on the Flow Over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[R]. US Government Science and Technology Report, 1964.

[3] BARLOW J B, RAE W H, POPE A. Low-Speed Wind Tunnel Testing[M]. 3rd Edition. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1999.

[4] 黄景博. 高超声速风洞高温高压热防护研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
 HUANG Jing-bo. Thermal Protection Research of Hypersonic Wind Tunnel in High Temperature and High Pressure[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014.

[5] BASHKIN V A, EGOROV I V, ZHESTKOV B E, et al. Numerical Investigation of the Flow Field and Heat Transfer in the Circuit of a High-Temperature Wind-Tunnel Facility[J]. High Temperature, 2008, 46(5): 705-717.

[6] BOTTASSO C L, CAMPAGNOLO F, PETROVIĆ V. Wind Tunnel Testing of Scaled Wind Turbine Models: Beyond Aerodynamics[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2014, 127: 11-28.

[7] 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 宽速域高超声速气动热风洞理论与技术挑战[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 66-73.
 GAO Liang-jie, QIAN Zhan-sen, WANG Lu, et al. Theoretical and Technical Challenges of Wide Speed Range Hypersonic Aerothermal Wind Tunnel[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 66-73.

[8] LI Yun-hua, CAI Chao-zhi, LEE K M, et al. A Novel Cascade Temperature Control System for a High-Speed Heat-Airflow Wind Tunnel[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(4): 1310-1319.

[9] 吕骋予, 赵志军, 张笑雷. 低速高温风洞设计及性能测试[J]. 能源研究与信息, 2018, 34(1): 51-55.
 LYU Cheng-yu, ZHAO Zhi-jun, ZHANG Xiao-lei. Design and Test of a Wind Tunnel with High Temperature and Low Speed[J]. Energy Research and Information, 2018, 34(1): 51-55.

[10] 徐婷艳, 浦兴国, 袁镇福. 基于遗传算法的 PID 参数整定在高温多相流风洞中的应用[J]. 热能动力工程, 2010, 25(4): 414-417.
 XU Ting-yan, PU Xing-guo, YUAN Zhen-fu. Application of PID(Proportional, Integral and Differential)Parameter Setting Based on a Genetic Algorithm in a High-Temperature Multiphase Flow Wind Tunnel[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2010, 25(4): 414-417.

[11] 刘崇智. 高温风洞燃烧加热系统动态响应特性建模及应用研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2016.

- LIU Chong-zhi. Modeling and Applications of Dynamic Characteristics in Combustion System of Hypersonic High Temperature Tunnel[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016.
- [12] 贺元元, 贺伟, 张小庆, 等. 燃烧加热脉冲风洞气动/推进一体化试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1741-1746.
- HE Yuan-yuan, HE Wei, ZHANG Xiao-qing, et al. Aero-Propulsion Integration Test in Combustion Heated Impulse Facility[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1741-1746.
- [13] 姜一通, 田宁, 肖虹, 等. 高温风洞气氧/煤油燃烧加热装置设计与试验[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1210-1216.
- JIANG Yi-tong, TIAN Ning, XIAO Hong, et al. Design and Test of Oxygen/Kerosene Combustion Heating Device in High-Temperature Wind Tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6): 1210-1216.
- [14] 蒲旭阳, 胡俊逸, 李向东, 等. 基于 S7-300 PLC 的高超声速高温风洞控制系统设计[J]. 自动化与仪表, 2016, 31(10): 45-48.
- PU Xu-yang, HU Jun-yi, LI Xiang-dong, et al. Design of the Control System for Hypersonic High-Temperature Wind Tunnel Base on S7-300 PLC[J]. Automation & Instrumentation, 2016, 31(10): 45-48.
- [15] HUEBNER L, ROCK K, VOLAND R, et al. Calibration of the Langley 8-Foot High Temperature Tunnel for Hypersonic Airbreathing Propulsion Testing[C]//Advanced Measurement and Ground Testing Conference. Virginia: AIAA, 1996: 2197.
- [16] HODGE J, HARVIN S. Test Capabilities and Recent Experiences in the NASA Langley 8-Foot High Temperature Tunnel[C]//21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Virginia: AIAA, 2000.
- [17] MARREN D, LAFFERTY J. The AEDC Hypervelocity Wind Tunnel 9[J]//Advanced Hypersonic Test Facilities, 2002, 198: 467-478.
- [18] YATSUYANAGI N, CHINZEI N, MITANI T, et al. Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Virginia: AIAA, 1998.
- [19] 范乐瑶, 蔡超志, 吴炳胜. 高速热气流模拟试验系统燃气温度建模与仿真[J]. 中国科技论文, 2015, 10(23): 2745-2748.
- FAN Le-yao, CAI Chao-zhi, WU Bing-sheng. Modeling and Simulation of Gas Temperature in High Speed Hot Air Flow Simulation Test System[J]. China Sciencepaper, 2015, 10(23): 2745-2748.
- [20] CAI Chao-zhi, LI Yun-hua, DONG Su-jun. Design and Implementation of Gas Temperature Control System of Heat-Calibration Wind Tunnel[C]//2014 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Besacon: IEEE, 2014: 291-296.
- [21] CAI Chao-zhi, LI Yun-hua, DONG Su-jun. Experimental Study on Gas Temperature Control for a High-Speed Heat-Airflow Wind Tunnel[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 29(6): 04016054.
- [22] ZHU Ru-song, WANG Hai, YIN Guo-fu, et al. High Performance Nonlinear Adaptive Control of Temperature in Cryogenic Wind Tunnel[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2019, 29(15): 5118-5136.
- [23] 董建文, 马文琦, 关广丰. 基于 AMESim 的减压阀建模仿真及动态特性分析[J]. 液压气动与密封, 2015, 35(11): 46-49.
- DONG Jian-wen, MA Wen-qi, GUAN Guang-feng. Simulation and Dynamic Characteristics Analysis of a Pressure Reducing Valve Based on AMESim[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2015, 35(11): 46-49.
- [24] 蔡文龙, 周艳, 贾首星, 等. 基于 AMESim 的减压阀建模与仿真分析[J]. 液压气动与密封, 2020, 40(2): 23-26.
- CAI Wen-long, ZHOU Yan, JIA Shou-xing, et al. Modeling and Simulation Analysis of Pressure Reducing Valve Based on AMESim[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2020, 40(2): 23-26.
- [25] 江玲玲, 张俊俊. 基于 AMESim 与 Matlab/Simulink 联合仿真技术的接口与应用研究[J]. 机床与液压, 2008, 36(1): 148-149.
- JIANG Ling-ling, ZHANG Jun-jun. Interface and Application Research United Simulation Technique Based on AMESim and Matlab/Simulink[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2008, 36(1): 148-149.

责任编辑: 刘世忠