

高空台进排气模拟仿真系统设计与应用

裴希同^{1,2,3}, 张楼悦², 王 曦^{1,2}, 刘佳帅^{1,2}, 钱秋朦³, 朱美印⁴

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院

高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

4. 北京航空航天大学 杭州创新研究院(余杭), 杭州 310000)

摘 要: 基于国内某高空台进排气系统的结构与试验特性开展了相关设备的动态特性建模、仿真系统设计以及应用研究。针对管道、调节阀、节流部件、液压控制系统和模拟发动机流量的拉瓦尔喷管等关键试验设备进行了数学建模, 得到了相应的模型库; 根据高空台进排气结构设计了全数字仿真系统和半物理仿真系统, 并通过与实际试验数据的对比证明了仿真系统的有效性。根据仿真验证结果以及仿真系统应用分析可以得出: 利用仿真系统计算的发动机进气温度和压力与试验数据相比动态变化趋势一致, 温度的最大相对误差不大于 0.5%, 压力的最大相对误差不大于 3%; 基于高空台试验设备模型和仿真系统开发的控制方法使得压力调节时间缩短为原来的 1/3, 有效提升了过渡态调节性能。

关 键 词: 高空台; 特性建模; 仿真系统; 飞行环境模拟; 控制方法

中图分类号: V216.7

文献标志码: A

Design and application of intake and exhaust simulation system for altitude ground test facilities

PEI Xitong^{1,2,3}, ZHANG Louyue², WANG Xi^{1,2}, LIU Jiashuai^{1,2},
QIAN Qiumeng³, ZHU Meiying⁴

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;

4. Hangzhou Innovation Institute (Yuhang), Beihang University, Hangzhou 310000, China)

Abstract: Based on the layout and test characteristics of the aviation engine altitude ground test facilities, the simulation system was created, the required equipment was modeled, and application research was conducted. The mathematical modeling of key test equipment such as piping, regulating valves, throttling components, hydraulic control system and Laval nozzle (used to simulate engine flow) was carried out to obtain a model library. A comprehensive digital simulation system and a semi-physical simulation system were built, and their performance was demonstrated by comparing them with real-life test results. The engine's intake temperature and pressure calculated by the simulation system were

收稿日期: 2022-03-11

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-V-0010-0104); 稳定支持专项(GJCZ-0011-19)

作者简介: 裴希同(1987—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事航空发动机控制及航空发动机高空模拟试验技术研究。

通信作者: 张楼悦(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机控制及航空发动机高空模拟试验技术研究。E-mail: SY2004112@buaa.edu.cn

引用格式: 裴希同, 张楼悦, 王曦, 等. 高空台进排气模拟仿真系统设计与应用[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2074-2089. PEI Xitong, ZHANG Louyue, WANG Xi, et al. Design and application of intake and exhaust simulation system for altitude ground test facilities[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2074-2089.

compatible with the dynamic change trend when compared with the test data, according to the simulation verification results and analysis. Where temperature relative error was limited to a maximum of 0.5 percent, the pressure relative error was limited to a maximum of 3 percent. The pressure regulation time was shortened to 1/3 by the control technique created based on the model and simulation system of the high-altitude test equipment, the transition state regulation performance was significantly enhanced.

Keywords: altitude ground test facilities; characteristic modeling; simulation system; flight environment simulation; control method

2002 年, 为满足未来先进战机动力系统在高空台(ATF)开展诸如“高机动飞行模拟”的需要, 美国阿诺德工程发展综合体(AEDC)开展了高空舱试验设备改造方案的仿真评估, 提出了“发动机全任务剖面飞行轨迹模拟”的构想^[1], 即在地面试验设备上通过快速调节发动机进气温度、压力和排气环境压力来模拟发动机空中高机动飞行的马赫数和高度, 使发动机在高空台试验设备上实现类似于空中的“飞行”。

高空台进排气控制系统是实现发动机地面“飞行”的关键, 在复杂的任务剖面模拟中控制系统的微小失误都有可能使被试发动机和试验设备损毁, 对高空台进排气控制系统提出了严苛的要求。发动机飞行轨迹连续模拟涉及到的进气温度、压力和排气压力的组合调节是一个典型的多变量强耦合控制问题, 一直是困扰国内外高空台的技术难题。开展相关技术的突破, 需要高精度设备模型和仿真系统支撑。

世界上拥有高空台试验设备的仅有美国、俄罗斯、中国、德国、加拿大等少数几个国家, 美国 and 德国对高空台试验设备特性建模仿真研究起步较早。自 20 世纪 90 年代末开始, 美国和德国就分别针对各自的高空台试验设备开展了特性建模分析, 研究了高空舱进气系统传热特性, 分析了进气系统不同因素对进气加降温速率的影响^[2-4]; 利用试验数据辨识了不同口径调节阀的特性模型, 分析了不同口径调节阀的控制能力^[5]。早期的试验设备特性建模主要以集总参数法为主, 建立的模型精度不高。2004 年, AEDC 研究人员分析了集总参数建模方法的缺陷, 认为零维模型已无法满足未来仿真的需要, 因此, 提出了基于人工神经网络法和基于模糊数据表法建模的必要性^[6]。

随着建模仿真技术的发展, AEDC 不断对试验设备模型库进行优化, 并基于高精度试验设备特性模型, 针对 C1/C2 高空舱、J1/J2 高空舱、空气动力推进试验装置(APTU)、16T/16S 推进风洞

等大型试验设备构建了数字仿真软件和实时仿真系统^[7-10], 形成了全系列系统支撑实验室(RSSL)。该实验室于 2006 年进行扩建并于 2014 年建设完成, 使其可为航空推进系统、飞行器、太空、导弹等所有试验设备的运行、升级改造、控制系统调试、软件开发等提供支撑。

在试验设备特性模型和仿真系统支撑下, 美国 and 德国高空台开展了大量控制方法研究, 包括高空舱进气温度和压力过渡态控制方法^[2], 进排气环境模拟控制偏差对发动机控制规律和性能的影响^[11], AEDC 多试验舱并行试验策略研究^[12], 调节阀开关时间对高空舱排气压力的影响^[13], 不同口径调节阀对燃油流量控制能力的影响以及燃料流量和压力同步控制算法^[10], 发动机进气压力前馈控制技术研究^[14]。

基于当前高空台飞行环境模拟技术水平, AEDC 科研人员预计到 2025 年, AEDC 地面试验设备将具备高度自动化水平, 典型的试验参数将会按照与当前完全不同的方式变化, 飞行马赫数将会很容易地随着攻角的变化而变化; 整个试验过程中所有计算机控制参数将在试验前被确定, 并完全自动执行和实现; 试验设备将利用神经网络方法对控制参数进行自学习, 并利用计算机代码选择最优方法实现设备的控制和变换^[15]。

我国高空台建设较晚, 对于试验设备特性研究起步较晚, 通过分析美国 and 德国高空台发展历程, 总结出我国高空台技术发展的路径: 试验设备动态特性分析、设备特性建模、数字仿真软件开发、半物理仿真系统设计、先进控制算法攻关和工程应用。其中, 试验设备特性建模和仿真系统设计是整个过程的基础, 也是耗时最长、难度最大的过程。自 2015 年以来, 我国高空台在试验设备特性建模和仿真系统设计上开展了大量工作, 基本上建立了调节阀、管道容腔、液压伺服系统等关键试验设备动态特性模型^[16-18], 初步构建了

进排气数字仿真软件,开发了半物理仿真系统,目前正在进行实时仿真系统设计,为飞行轨迹连续模拟奠定了坚实的基础。

本文将系统介绍高空台复杂管路容腔、调节阀及液压控制系统等关键设备的特性建模、数字仿真程序设计和半物理仿真系统的开发和应用。

1 高空台进排气管路系统

高空台空气管路系统作为空气运输的流路,是高空台最重要的设备系统之一。高空台空气管路根据气流流向,依次可分成供气系统、高空舱进排气系统和抽气系统,高空台空气管路系统如图 1 所示。其中,供气系统包括供气机组(由压气机 C、电动机 M 和进气导向叶片(IGVS)等组成)、

冷却系统、干燥器、加温炉、膨胀涡轮、调节阀(V1~V4)及管路等,主要用于空气压缩以及加降温处理,并将特定温度和压力条件的气流输送给高空舱进气系统;抽气系统由抽气机组、调节阀(V5~V8)、液压伺服系统及管路等组成,主要用于抽除发动机排气气流,将发动机排出的燃气加压后排入大气,为发动机提供高空负压环境;高空舱进排气系统由空气管路、高空舱、排气扩压器、冷却器、混合器(C1~C4)、调节阀(V5~V8和 Vc1~Vc9)、液压伺服控制系统等组成,通过中压、高压、负温、低压 4 路进气总管和 1 路抽气总管与供、抽气系统连接,主要用于发动机进气温度、压力和排气环境压力的调节,模拟发动机高空工作环境下的飞行条件。

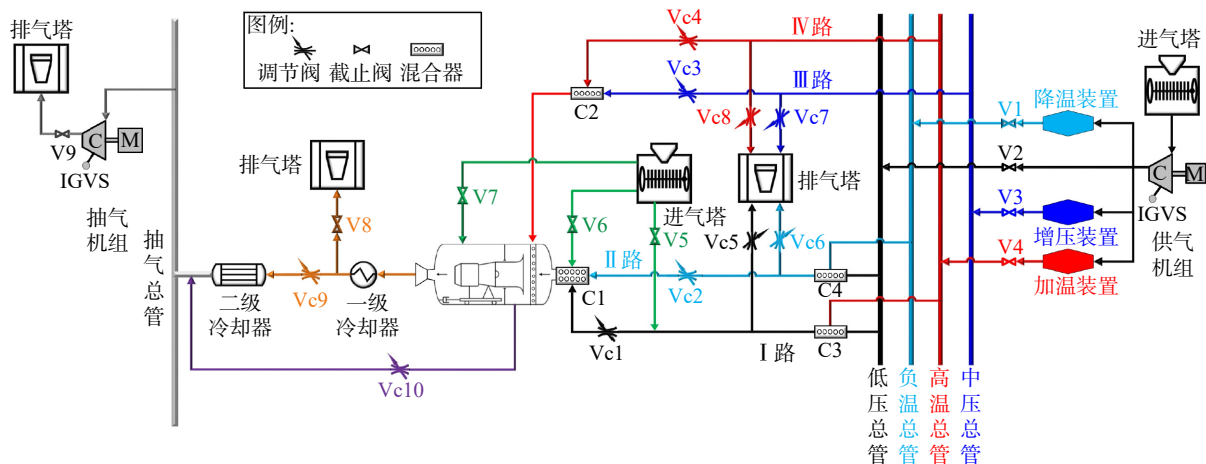


图 1 高空台空气管路系统原理图

Fig. 1 Air piping system schematic diagram of the altitude ground test facilities

高空台进排气环境模拟系统是高空台最重要组成部分之一,利用先进的控制算法通过可编程逻辑控制器(PLC)调节进排气管路上的各类调节阀,实现空气流量的掺混和调节。在高空模拟试验中,通常选择四路中的两路进行组合调节。为了简化仿真系统的设计和应用复杂度,本文只针对两路进气结构进行建模和仿真系统设计,简化后的高空台进排气结构如图 2 所示。

简化后的进排气系统由 Pb1 系统、Pb2 系统、Pc 系统和 Pd 系统组成,其中, Pb1 和 Pb2 系统分别为 Pb1 和 Pb2 两个容腔的压力控制系统,主要为发动机进气压力调节阀(Vc1 和 Vc2)提供稳定的阀前压力,使得发动机进气压力不受阀前压力变化的影响,同时维持供气机组出口压力稳定; Pc 系统为发动机进气压力控制系统, Pd 系统为发

动机排气环境压力控制系统。

在高温和低温双路进气的情况下, Pb1 容腔由气源机组供给恒定流量的冷流空气,容腔压力由 Vc3 阀自动调节; Pb2 容腔由气源机组供给恒定流量的热流空气,容腔压力由 Vc4 阀自动调节; Vc1 和 Vc2 阀分别用于调节进入混合器容腔的热流和冷流空气流量,两个阀门通过设定的控制规律自动调节进入混合器容腔的热流和冷流空气,从而实现前室容腔 Pc 压力和温度的自动控制;此外,前室容腔 Pc 压力还可以通过旁路 Vc6 阀辅助调节,实现容腔压力的快速变化;发动机由前室容腔 Pc 吸入特定温度和压力的空气,并将燃烧后的燃气喷射到高空舱 Pd,通过设定的控制规律自动调节 Vc5 阀,实现高空舱压力的控制;通过手动调节 V7 阀,控制进入高空舱的常温空气,实现高空舱温度的调节和高空舱压力的辅助调节。

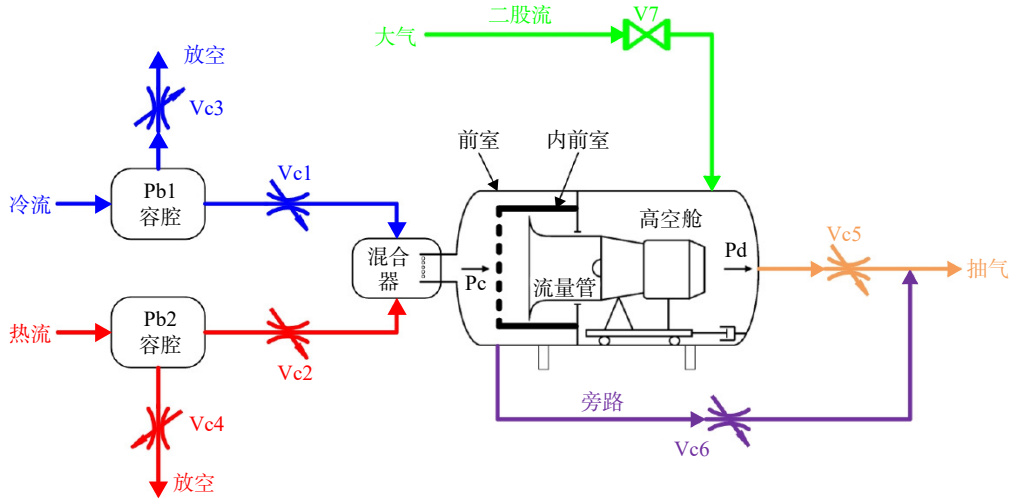


图 2 高空台进排气管路系统结构简图

Fig. 2 Intake and exhaust piping system structure sketch of the altitude ground test facilities

2 试验设备动态特性建模

2.1 管路动态特性建模

高空台金属管道是空气运输的通道, 气流从供气机组出口到发动机进口要经过数十米甚至上百米的管道, 气流流经管道过程中存在复杂的传热和摩擦现象, 通过对气流与金属管道进行动态特性建模, 可揭示气流与金属管道之间的能量交互物理过程。

假设条件为管道内壁摩擦很小可忽略不计, 则气流流经管道过程中摩擦和局部损失可以忽略; 管道外侧安装有保温绝热材料, 管道与外界大气环境隔绝, 与外界不存在能量交换。

2.1.1 管道容腔特性建模

高空台管道结构非常复杂, 包含直管、弯管、三通甚至多通等多种结构类型, 每一段管道部件都有一个容腔, 容腔内空气的状态变化可由气体的压力和温度参数表征。为简化管道容腔建模过程, 可将“多进口/多出口”的管道容腔结构等效成“两进口/一出口”的结构。在针对“两进口/一出口”的管道容腔结构进行建模时, 假设两路管道出口处安装有混合器, 不同状态的气流在混合器截面瞬间完成掺混, 掺混后的气流进入管道容腔内, 如图 3 所示。

图 3 中 T_{in1} 、 p_{in1} 、 $q_{m,in1}$ 、 C_{in1} 分别表示热流温度、压力、质量流量和平均气流速度; T_{in2} 、 p_{in2} 、 $q_{m,in2}$ 、 C_{in2} 分别表示冷流温度、压力、质量流量和平均气流速度; T 、 p 、 $q_{m,out}$ 、 C_{out} 分别表示管道容

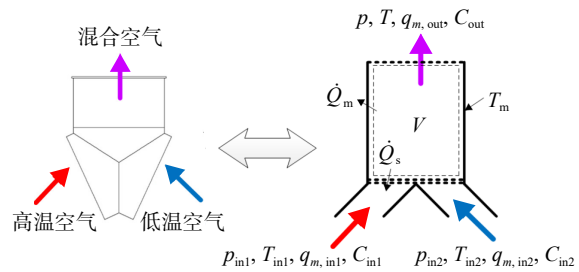


图 3 冷热流掺混示意图

Fig. 3 Hot and cold flow blending diagram

腔内气体的温度、压力、质量流量和平均气流速度; $\dot{Q}_m$ 表示气流与金属管道之间传递的热流量, $\dot{Q}_s$ 表示气流与管道流路中金属结构之间传递的热流量, T_m 表示金属管壁的温度, V 表示混合器容腔的体积。

气流在管道内流动过程中要与管道内壁以及导流栅隔、内前室、防尘网格等金属结构进行热交换, 交换的总热流量 $\dot{Q}$ 为

$$\dot{Q} = \dot{Q}_m + \dot{Q}_s \quad (1)$$

假定容腔出口的气流状态与容腔内气体状态一致, 取管道容腔内部气体(图 3 中虚线部分)为控制体, 该控制体为开口系, 利用质量守恒定理, 得到控制体内气体质量变化率

$$\frac{dm}{dt} = q_{m,in1} + q_{m,in2} - q_{m,out} \quad (2)$$

对于该开口系, 在不对外做功的条件下, 利用开口系一般瞬态能量方程^[16]可得

$$\frac{dE_{cv}}{dt} = \left(h_{in1} + \frac{C_{in1}^2}{2} + gz_{in1} \right) q_{m,in1} + \left(h_{in2} + \frac{C_{in2}^2}{2} + gz_{in2} \right) q_{m,in2} - \left(h_g + \frac{C_{out}^2}{2} + gz_{out} \right) q_{m,out} + \dot{Q} \quad (3)$$

其中 E_{cv} 为控制体内气体储能, g 为重力加速度, z_{in1} 、 z_{in2} 、 z_{out} 分别为热流、冷流、混合流的位置高度, h_{in1} 、 h_{in2} 、 h_g 分别为高温空气、低温空气、混合空气的比焓。

对于控制体内气体, 内能可表示为

$$U_{cv} = m(h_g - RT) \quad (4)$$

其中 U_{cv} 为控制体内气体内能, R 为气体常数, T 为气体温度, h_g 为气体比焓, m 为气体质量。对式(4)等号两边分别取微分可得

$$\frac{dU_{cv}}{dt} = \frac{dm}{dt}(h_g - RT) + m\left(c_p \frac{dT}{dt} - R \frac{dT}{dt}\right) \quad (5)$$

其中 c_p 为比定压热容。

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dt} = & \frac{RT}{pV(c_p - R)} \left[-(q_{m,in1} + q_{m,in2} - q_{m,out})(h_g - RT) + \dot{Q} \right] + \\ & \frac{RT}{pV(c_p - R)} \left[\left(h_{in1} + \frac{C_{in1}^2}{2} \right) q_{m,in1} + \left(h_{in2} + \frac{C_{in2}^2}{2} \right) q_{m,in2} - \left(h_g + \frac{C_{out}^2}{2} \right) q_{m,out} \right] \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} = & \frac{R}{V} \left\{ \left[T - \frac{(h_g - RT)}{(c_p - R)} \right] (q_{m,in1} + q_{m,in2} - q_{m,out}) \right\} + \\ & \frac{R\dot{Q}}{V(c_p - R)} + \frac{R}{V(c_p - R)} \left[\left(h_{in1} + \frac{C_{in1}^2}{2} \right) q_{m,in1} + \left(h_{in2} + \frac{C_{in2}^2}{2} \right) q_{m,in2} - \left(h_g + \frac{C_{out}^2}{2} \right) q_{m,out} \right] \end{aligned} \quad (10)$$

2.1.2 管道传热特性建模

在控制体内气体温度和压力的微分方程(式(9)、式(10))中, 气流与金属管道之间传递的热量 $\dot{Q}_m$ 可利用传热特性进行计算。考虑一根长为 L 、壁厚为 d 、内径为 r_0 的圆管, 假设圆管中的热传导沿径向方向, 圆管导热系数为 κ , 且无内热源, 管道外表面温度为大气温度 T_{atm} 。将金属圆管沿径向分成 $N+1$ 层薄壁圆管, 其中, 中间 $N-1$ 层壁厚相等为 Δr , 最内层和最外层壁厚相等, 且为中间各层壁厚的一半。 r_j 表示第 j 层薄壁圆管的内表面半径, $j = 0, 1, 2, \dots, N$, 管道分层建模示

开口系外部动能和外部势能变化很小, 通常情况下可以忽略, 开口系内部的能量变化就是开口系内部分子热力学能的变化, 即

$$\frac{dE_{cv}}{dt} = \frac{dU_{cv}}{dt} \quad (6)$$

对于理想气体, 状态方程可表示为

$$pV = mRT \quad (7)$$

其中 p 为气体压力。对式(7)等号两边分别取微分可得

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V} \cdot \frac{dm}{dt} + \frac{p}{T} \cdot \frac{dT}{dt} \quad (8)$$

将式(3)、式(5)、式(6)、式(8)进行联立, 可得控制体内气体温度和压力的微分方程

意图如图4所示。

对于第0层(最内层)薄壁圆管, 内侧管壁与管内的气流接触存在对流传热, 外侧管壁与第1层薄壁圆管存在热传导, 则在微小时间 dt 内第0层薄壁圆管利用能量守恒可得^[17]

$$2\pi r_0 L h_m (T - T_{m,0}) dt - \frac{2\pi \kappa L (T_{m,0} - T_{m,1})}{\ln\left(\frac{r_1}{r_0}\right)} dt = c \rho_m \pi r_0 L \Delta r dT_{m,0} \quad (11)$$

其中 h_m 为表面传热系数, ρ_m 为金属密度, c 为管道金属比热容, T 为管道内气流温度, $T_{m,0}$ 为第0

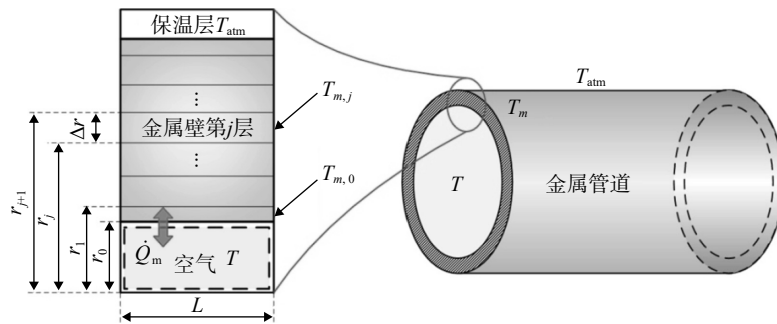


图4 管道分层建模示意图

Fig. 4 Diagram of pipeline layered modeling

层薄壁圆管温度, $T_{m,1}$ 为第 1 层薄壁圆管温度, $dT_{m,0}$ 为第 0 层薄壁圆管温度变化量。

管道内气流与内层薄壁圆管之间对流传热产生的热流量为

$$\dot{Q}_m = 2\pi r_0 L h_m (T - T_{m,0}) \quad (12)$$

对于第 j 层(中间层)薄壁圆管, 内侧管壁与第 $j-1$ 层薄壁圆管存在热传导, 外侧管壁与第 $j+1$ 层薄壁圆管存在热传导, 则在微小时间 dt 内第 j 层薄壁圆管利用能量守恒可得

$$2\pi L \kappa \frac{T_{m,j-1} - T_{m,j}}{\ln\left(\frac{r_j}{r_{j-1}}\right)} dt - 2\pi L \kappa \frac{T_{m,j} - T_{m,j+1}}{\ln\left(\frac{r_{j+1}}{r_j}\right)} dt = 2c\rho_m \pi r_j L \Delta r dT_{m,j} \quad (13)$$

其中 $T_{m,j-1}$ 为第 $j-1$ 层薄壁圆管温度, $T_{m,j}$ 为第 j 层薄壁圆管温度, $T_{m,j+1}$ 为第 $j+1$ 层薄壁圆管温度, $dT_{m,j}$ 为第 j 层薄壁圆管温度变化量。

对于第 N 层(最外层)薄壁圆管, 其内侧管壁与第 $N-1$ 层薄壁圆管存在热传导, 外侧为保温层, 可认为是绝热, 则在微小时间 dt 内第 N 层薄壁圆管利用能量守恒可得

$$2\pi L \kappa \frac{T_{m,N-1} - T_{m,N}}{\ln\left(\frac{r_N}{r_{N-1}}\right)} dt = c\rho_m \pi r_N L \Delta r dT_{m,N} \quad (14)$$

其中 $T_{m,N-1}$ 为第 $N-1$ 层薄壁圆管温度, $T_{m,N}$ 为第 N 层薄壁圆管温度, $dT_{m,N}$ 为第 N 层薄壁圆管温度变化量。

由式(11)、式(13)、式(14)可计算出第 0 层、第 j 层和第 N 层薄壁圆管的温度微分方程, 即

$$\frac{dT_{m,0}}{dt} = \left[\frac{r_0 h_m (T - T_{m,0})}{\kappa} - \frac{T_{m,0} - T_{m,1}}{\ln\left(\frac{r_1}{r_0}\right)} \right] \frac{2\alpha}{r_0 \Delta r} \quad (15)$$

$$\frac{dT_{m,j}}{dt} = \left[\frac{T_{m,j-1} - T_{m,j}}{\ln\left(\frac{r_j}{r_{j-1}}\right)} + \frac{T_{m,j+1} - T_{m,j}}{\ln\left(\frac{r_{j+1}}{r_j}\right)} \right] \frac{\alpha}{r_j \Delta r} \quad (16)$$

$$\frac{dT_{m,N}}{dt} = \frac{T_{m,N-1} - T_{m,N}}{\ln\left(\frac{r_N}{r_{N-1}}\right)} \cdot \frac{2\alpha}{r_N \Delta r} \quad (17)$$

其中 α 为热扩散率, $\alpha = \kappa / (\rho_m c)$ 。

2.1.3 储能元件传热特性建模

管道内的导流栅隔、内前室、防尘网格等金属结构与气流直接接触, 并从气流中吸收或向气流中释放能量, 在建模过程中可将这些金属结构

部件等效为储能元件。

储能元件与气流接触, 存在对流传热, 传递的热流量可表示为

$$\dot{Q}_s = h_s A_s (T - T_s) \quad (18)$$

其中 $\dot{Q}_s$ 为气流与管道流路中金属结构(储能元件)之间传递的热流量, h_s 为储能元件表面传热系数, A_s 为储能元件表面积, T 为气体温度, T_s 为储能元件外表面温度。

在微小时间 dt 内, 储能元件吸收或释放的能量全部用于金属内能的变化, 则对于储能元件利用能量守恒可得

$$\dot{Q}_s dt = c_s m_s dT_s \quad (19)$$

其中 c_s 为储能元件比热容, m_s 为储能元件质量, dT_s 为储能元件温度变化值。

将式(17)、式(18)联立可得储能元件的温度微分方程

$$\frac{dT_s}{dt} = \frac{h_s A_s (T - T_s)}{c_s m_s} \quad (20)$$

2.1.4 气流与管道热-流耦合计算

气流动经管道以及导流栅隔、内前室、防尘网格等金属结构时, 气流与金属之间通过传热实现能量交换, 进而导致气流和金属温度发生变化, 温度的变化反过来进一步影响传热。式(1)~式(20)描述了管道容腔内气流的动态特性、气流与管道之间的传热特性以及气流与储能元件之间的传热特性, 其中 $\dot{Q}$ 、 $\dot{Q}_m$ 、 $\dot{Q}_s$ 三个变量可表示为 T 、 $T_{m,0}$ 、 T_s 的函数。因此式(9)、式(10)、式(15)~式(17)、式(20)所表示的 $N+4$ 个微分方程对应 T 、 p 、 T_s 、 $T_{m,0}$ 、 $\dots$ 、 $T_{m,j}$ 、 $\dots$ 、 $T_{m,N}$ 共 $N+4$ 个变量, 微分方程组可表示为

$$\begin{cases} \frac{dp}{dt} = f_1(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \\ \frac{dT}{dt} = f_2(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \\ \frac{dT_s}{dt} = f_3(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \\ \frac{dT_{m,0}}{dt} = f_4(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \\ \vdots \\ \frac{dT_{m,j}}{dt} = f_{j+4}(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \\ \vdots \\ \frac{dT_{m,N}}{dt} = f_{N+4}(T, p, T_{m,0}, \dots, T_{m,j}, \dots, T_{m,N}, T_s) \end{cases} \quad (21)$$

由式(9)、式(10)、式(15)~式(17)、式(20)组成的方程组(式(21))中, R 、 c_p 、 c 、 k 、 ρ_m 、 c_s 等参数为气体或金属的物性参数, h 、 h_f 、 C_{in1} 、 C_{in2} 、 C_{out} 等参数可根据气体的状态计算得到, m_s 、 A_s 等参数可根据管道结构计算得到。 $N+4$ 个微分方程对应 $N+4$ 个独立变量, 则该封闭方程组有解。

在求解该微分方程组时可利用数值解法求解, 泰勒级数展开如下:

$$f(x+\Delta x) = f(x) + \frac{f'(x)}{1!}\Delta x + \frac{f''(x)}{2!}\Delta x^2 + \cdots + \frac{f^{(n)}(x)}{n!}\Delta x^n + \cdots \quad (22)$$

通常, 为了提高计算速度并在保证一定精度条件下, 可采用1阶泰勒法求解微分方程组, 即

$$f(x+\Delta x) = f(x) + \frac{f'(x)}{1!}\Delta x \quad (23)$$

2.1.5 调节阀流场特性分析

轮盘阀由前壳体、中间壳体、后壳体、圆盘、阀瓣、液压驱动装置等组成, 气流流经轮盘阀的流动状态如图5(a)所示。气流受轮盘阀节流孔的影响而向节流孔中心收缩并加速, 通过节流孔后在截面2处收缩至最小截面, 且流速达到最大值, 并在节流孔后形成涡流; 在截面2后气流流束逐渐膨胀, 流速逐渐减小, 并在截面3处达到均匀流动状态。

蝶阀是一种典型的节流元件, 主要由阀体、蝶板、液压驱动装置等组成, 气流流经蝶阀时的流动状态如图5(b)所示。气流流向蝶阀时, 在蝶板前截面1处开始向上、下节流孔收缩, 在节流孔后截面2处收缩至最小截面, 并在蝶板后形成涡流, 最终在截面3处恢复均匀流动状态。柱塞阀由阀体、活塞、活塞筒、曲柄、驱动轴、液压驱动装置等构成, 气流流经柱塞阀的流动状态如图5(c)所示。气流流向柱塞阀时绝大部分气流沿径向经流通窗口进入阀体和活塞筒之间的流通通道, 并在截面2处达到最小收缩截面; 部分气流在活塞筒内部形成涡流; 气流在截面2后开始膨胀, 沿整流锥流向管道中心, 并在截面3处达到均匀流动状态。根据轮盘阀、柱塞阀和蝶阀的气流流动状态可知, 气体流经调节阀时流束先向流通窗口收缩, 并在流通窗口后达到最小收缩截面, 随后气流膨胀并最终发展为均匀流场, 这与节流孔板的气流流动状态相似, 如图5(d)所示。因此, 在调节阀流量公式推导过程中可将各类调节阀等效为节流孔板。

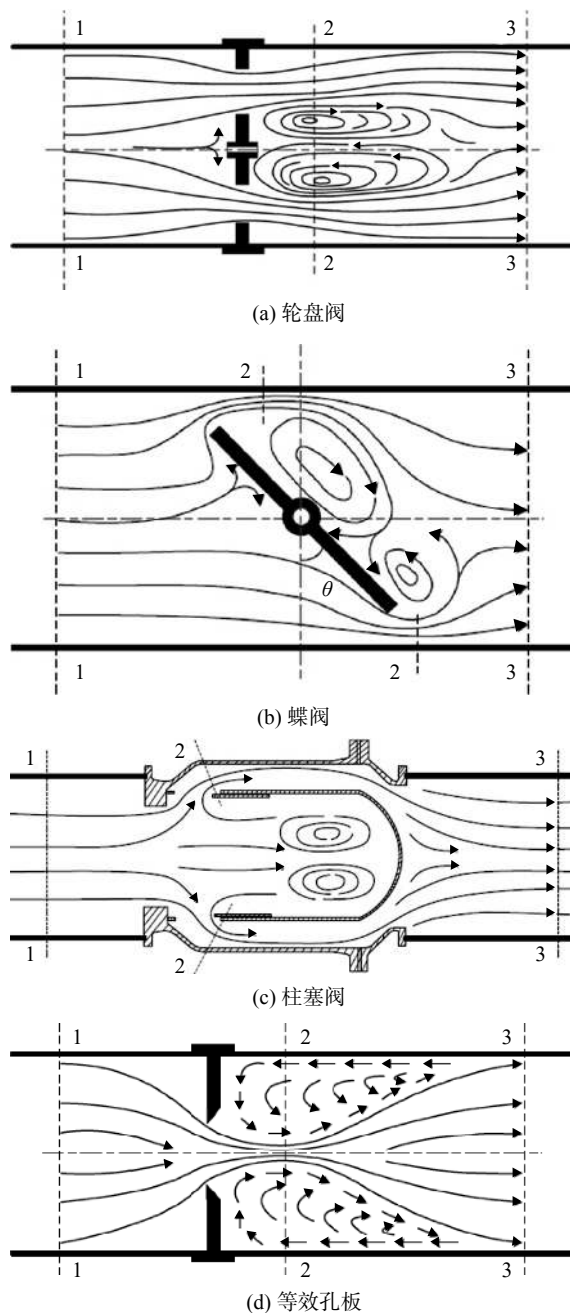


图5 调节阀及等效孔板流动示意图

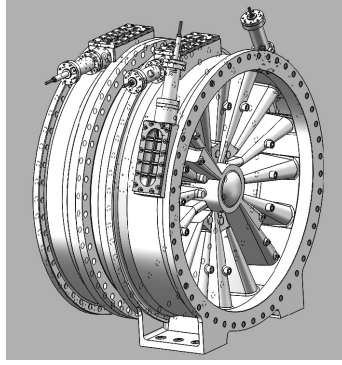
Fig. 5 Flow diagrams of regulating valves and equivalent orifice plate

2.2 调节阀动态特性建模

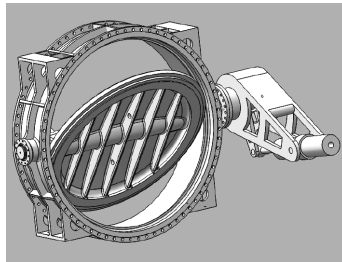
用于高空舱进排气环境调节的调节阀主要有轮盘阀、蝶阀和柱塞阀3类, 因结构类型不同, 导致这3类调节阀的流量特性各不相同。轮盘阀、蝶阀和柱塞阀的结构如图6所示。

2.2.1 流量特性建模

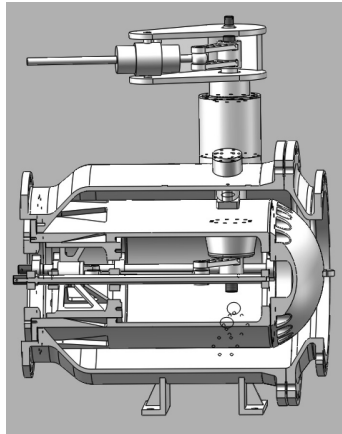
对于空气等可压缩介质, 假定流体在收缩时不发生热损失, 能量转化过程是绝热的, 则流体流动过程中满足绝热过程方程^[19]



(a) 轮盘阀



(b) 蝶阀



(c) 柱塞阀

图 6 进排气调节阀结构图

Fig. 6 Structure diagrams of intake and exhaust regulating valves

$$\frac{p_1}{\rho_1^k} = \frac{p_2}{\rho_2^k} \quad (24)$$

其中 p_1 为截面 1 处平均静压, p_2 为截面 2 处平均静压, ρ_1 为截面 1 处气体密度, ρ_2 为截面 2 处气体密度, k 为气体绝热指数。

对于可压缩流体定常流伯努利方程为

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_2}{\rho_2} \quad (25)$$

其中 v_1 为截面 1 处流速, v_2 为截面 2 处流速, A_1 为管道截面积, A_2 为截面 2 处流束收缩截面积。

对于封闭管道, 可压缩定常流体满足连续性方程

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 = q_{m,v} \quad (26)$$

其中 $q_{m,v}$ 为调节阀质量流量。

气流束经节流孔后在惯性作用下继续收缩, 并在节流孔后某一位置达到最小收缩截面 A_2 , 节流孔面积 A_0 与最小收缩截面面积 A_2 之比 u 称为流束收缩系数

$$u = \frac{A_2}{A_0} \quad (27)$$

在不考虑流体摩擦和涡流影响的假设下, 由式(24)~式(27)联立可以得到可压缩流体流过节流孔板的质量流量公式^[20]

$$q_{m,v} = \left\{ \frac{u^2}{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{k}}} \cdot \frac{k}{k-1} \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{k}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (28)$$

根据轮盘阀、柱塞阀和蝶阀流场特性可知, 调节阀的流场较节流孔板更为复杂, 在实际过程中很难直接测量最小收缩截面 2 处的平均静压, 通常只能测量阀后均匀流场(即截面 3)处的平均静压 p_3 , 且存在如下关系:

$$\sigma = \frac{p_3}{p_2} \quad (29)$$

其中 σ 为压力膨胀系数。

将式(29)带入到节流孔板质量流量公式(式(28))中, 得到调节阀的流量公式^[21]

$$q_{m,v} = \left\{ \frac{u^2}{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{2}{k}}} \cdot \frac{k}{k-1} \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{2}{k}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (30)$$

对调节阀流量公式(式(30))进行简化, 取公式中第 1 项为 φ , 并称之为调节阀的流量系数, 并利用气体状态方程计算出气流密度 ρ_1 , 则得到简化的流量公式

$$q_{m,v} = \varphi A_0 p_1 \sqrt{\frac{2}{RT_1}} \quad (31)$$

其中 T_1 为阀前温度。 φ 表示为

$$\varphi = \sqrt{\frac{u^2}{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{2}{k}}}} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{2}{k}} \left[1 - \left(\frac{p_3}{\sigma p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] \quad (32)$$

根据流量系数公式(式(32))可知,调节阀的流量系数 φ 与气体介质、调节阀前后压比、调节阀节流孔面积、流束最小收缩面积等因素有关,而流束最小收缩面积与调节阀工况密切相关,调节阀节流孔面积与调节阀开度 V_p 相关。因此,调节阀的流量系数是调节阀的压比和开度的函数,可表示为

$$\varphi = f\left(V_p, \frac{p_3}{p_1}\right) \quad (33)$$

其中调节阀开度 V_p 范围是 $0^\circ \sim 90^\circ$, 调节阀后压力与阀前压力之比 p_3/p_1 范围是 $0 \sim 1$, φ 可以表示成开度 V_p 和压比 p_3/p_1 的二维表。

2.2.2 流量系数拟合计算

在高空模拟试验中,积累的各类调节阀试验数据可用于拟合流量系数表,但试验数据与试验工况相关,现有的试验工况不能涵盖调节阀所有工作状态,难以用现有的试验数据拟合出调节阀的全部工况下的流量系数。

对此,引入调节阀结构建模与流场仿真方法,通过流场仿真数据的补充来获得完备的调节阀试验数据,调节阀不同开度下流场仿真结果如图 7 所示。具体来讲,首先根据调节阀的结构利用建模软件构建三维结构模型;随后基于该模型利用流场仿真软件通过在不同开度下设置不同进口压力、进口温度、出口压力等边界条件,计算出调节阀在不同工况下的流量系数;最后将该仿真数据与试验数据相结合,来辨识调节阀的流量系数。

通过数据分析发现,调节阀流量特性在开度与压比这两个维度下往往呈现出较强的非线性。由于在流量系数模型的获取上采用的是试验数据拟合的方法,因此这一特性使得调节阀流量系数模型的精度对试验数据的数量以及试验数据的置信度有很高的依赖性。数据数量不足则容易忽略流量系数模型应有的细节;数据置信度不足则从根本上降低了模型的精度。

由前文所述可知,用于流量特性拟合的原始数据有两类,一类是利用调节阀结构建模和流场仿真计算得到的流量系数,一类是利用试验数据计算得到的流量系数。通过对比发现该两类流量

系数存在各自的局限性以及优势:①通过数值仿真得到的数据完备性高,可以根据需求获取指定工况下的流量系数,但其置信度有限(与实际试验对比其平均误差在 10% 左右);②通过实际试验数据获得的流量系数具有很高的置信度,但是数据无法有效遍历所有工况,因此在拟合计算时对于非常用工况下的流量系数可靠性不高。

基于以上分析现采用神经网络学习的方法,以该两类数据作为数据源,通过对不同类型数据

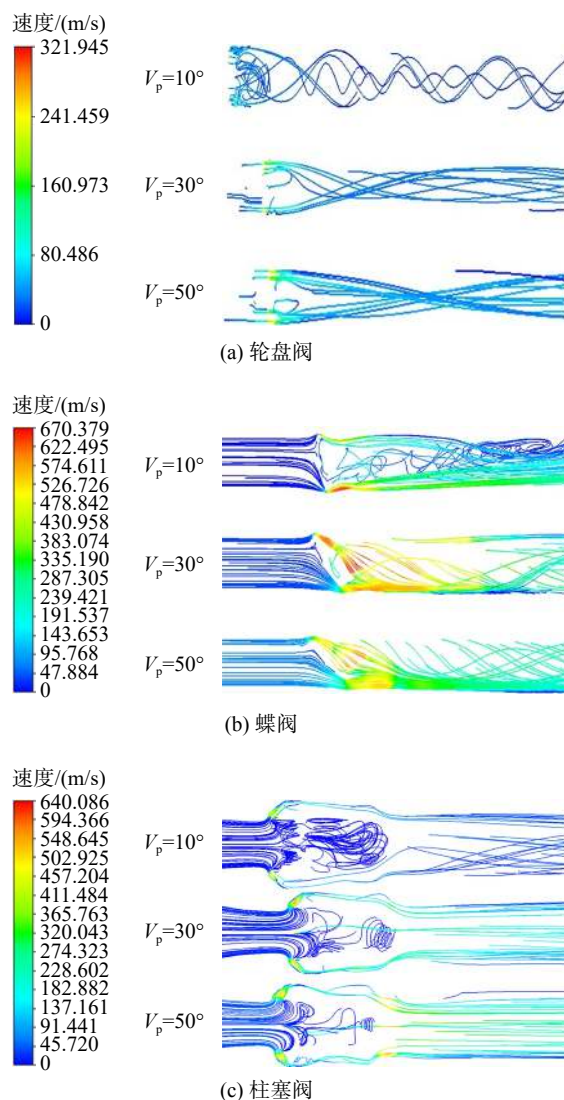


图 7 调节阀不同开度下流场仿真结果

Fig. 7 Flow-field simulation results of regulating valves at different opening degrees

设定不同权重值的方式进行流量系数优化拟合, 其中, 网格点数据样本权重小于训练样本权重。其方法流程图如图 8 所示。其中 n_1 为输入变量数, n_2 为输出变量数, m_1 为隐含层数, m_2 为输出层数。

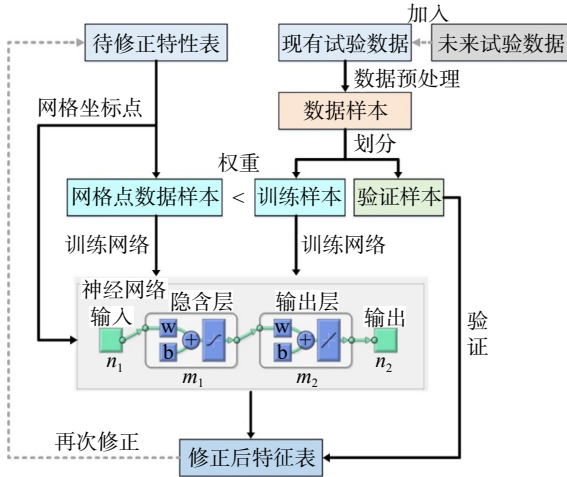
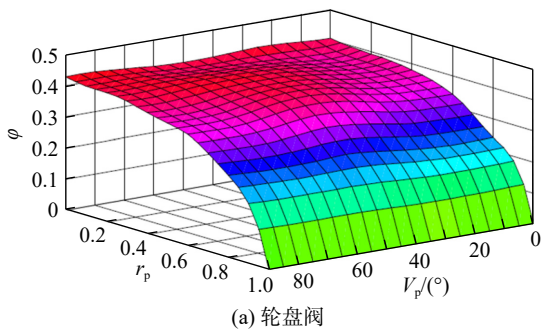


图 8 基于神经网络拟合方法流程图

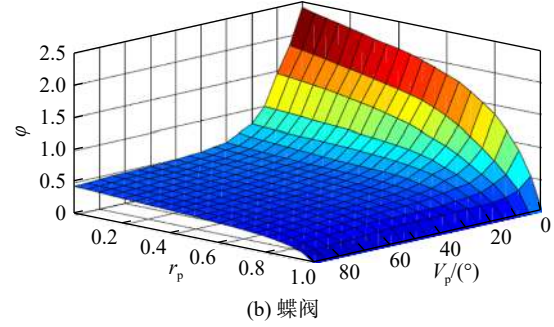
Fig. 8 Flow chart of the neural network based fitting method

具体来讲, 该流程可叙述为: ①以仿真试验数据得到的流量系数表作为初始待修正特性表用于优化拟合; ②对于实际试验数据, 将其分为用于检验训练效果的验证样本以及用于神经网络学习的训练样本; ③在神经网络学习框架的设定中, 根据需求使实际试验数据的权重高于仿真试验数据的权重(即当仿真数据与实际数据存在分歧时以实际数据为主); ④使用验证样本数据对步骤③得到的特性表进行验证, 以工程上的需求为技术指标判定是否需要再次优化拟合, 如需要则修改权重和数据源并重复步骤③, 直到满足技术指标为止。

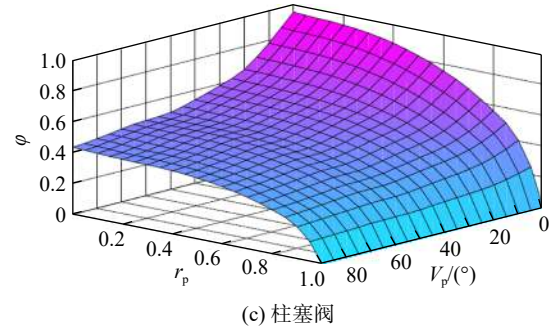
由于实际试验的数据可以在后续工作中不断地获取, 因此可以持续用于学习和训练, 不断提高调节阀特性精度。最终获得轮盘阀、蝶阀和柱塞阀 3 类调节阀的流量系数特性曲面如图 9 所示。其中 φ 为调节阀的流量系数, r_p 为调节阀后压力



(a) 轮盘阀



(b) 蝶阀



(c) 柱塞阀

图 9 调节阀流量系数曲面图

Fig. 9 Surface diagrams of regulating valves flow coefficient

与阀前压力之比, V_p 为调节阀开度。

2.3 节流部件流阻特性建模

在进排气管道流路内部, 除调节阀之外还存在很多节流部件, 如混合器及混合器出口的金属栅格等。这些部件结构固定, 同样对气流起到节流作用, 气流流经这些部件时会产生压力损失, 需要针对这些节流部件进行流阻特性建模。

根据调节阀动态特性建模思路, 建立气流流过节流部件的质量流量 $q_{m,t}$ 的计算公式

$$q_{m,t} = \varphi_t p_{t1} A_t \sqrt{\frac{2}{RT_{t1}}} \quad (34)$$

其中 T_{t1} 为节流部件前气体温度, p_{t1} 为节流部件前气体压力, A_t 为节流面积, φ_t 为节流部件的流量系数。 φ_t 可通过结构建模和流场仿真计算得到。

2.4 液压控制系统建模

液压控制系统主要为调节阀提供液压驱动力, 用于驱动调节阀的开关, 是进排气压力自动控制的关键部分。该系统主要由液压泵站、电液伺服阀、液压缸、传动机构、位移传感器等组成, 其核心部分可以简化为经典的阀控液压缸模型, 且已经过大量研究^[21]。

在高空台用于驱动调节阀的液压控制系统中, 液压缸的负载为惯性负载, 液压油的黏性阻尼很小, 可以忽略。因此, 驱动调节阀的液压控制系统的传递函数模型可近似为 2 阶震荡环节

$$\frac{V_p}{V_{p, \text{set}}} = \frac{K}{\frac{s^2}{\omega_{sv}^2} + \frac{2\zeta_{sv}}{\omega_{sv}}s + 1} \quad (35)$$

其中 $V_{p, \text{set}}$ 为调节阀设定开度, K 为液压伺服系统增益, ω_{sv} 为液压伺服系统的固有频率, ζ_{sv} 为液压伺服系统的阻尼比。

不同调节阀的负载不同, 采用的液压控制系统也不相同, 通过对不同工况进行反复试验可以辨识出各个调节阀在不同工况下的系统增益, 进而获得不同调节阀液压控制系统传递函数模型。

2.5 模拟发动机建模

本文研究的对象是高空台进排气系统, 发动机在该系统中仅作为进气和排气之间的流量连接单元, 考虑到发动机模型的复杂性, 在建模过程中采用喉道面积可变的拉瓦尔喷管来模拟发动机流量的变化。

假设气流在拉瓦尔喷管内的流动是一维定常流动, 则拉瓦尔喷管的质量流量可表示为

$$q_{m,e} = K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A_{cr} q(\lambda) \quad (36)$$

其中 p^* 为气体总压, T^* 为气体总温, A_{cr} 为拉瓦尔喷管喉道面积, $q(\lambda)$ 为流量函数。常数 K 和流量函数 $q(\lambda)$ 可分别表示为

$$K = \sqrt{\frac{k}{R} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (37)$$

$$q(\lambda) = \lambda \left(\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (38)$$

其中 λ 为气体速度系数, 可表示为

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_0}{p^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (39)$$

其中 p_0 为气体静压。

在高空模拟试验过程中, 发动机进气压力为总压, 进气温度为总温, 排气压力为静压。因此, 在拉瓦尔喷管模型中 p^* 、 T^* 、 p_0 分别采用进气压力, 进气温度和排气压力来代替, 在相同工况下流量的变化可通过改变喉道 A_{cr} 面积来实现。

3 进排气模拟仿真系统设计

3.1 进排气全数字仿真系统设计

高空台进气系统的 Pb1、Pb2 两个子系统通过管道和调节阀与 Pc 子系统连接在一起, 进气 Pc 子系统与排气 Pd 子系统之间通过发动机(拉瓦尔喷管)和旁路调节阀连接, Pb1、Pb2 与 Pc 和 Pd 子系统之间通过气流流动连在一起。根据管道与调节阀、节流装置之间的位置关系, 可将图 2 给出的进排气系统等效成仅由容腔、调节阀、节流部件、拉瓦尔喷管组成的系统, 如图 10 所示。其中, 调节阀、导流栅、栅格、发动机均可被视为节流部件, 容腔被视为空气储存部件。空气储存部件之间通过节流部件连接, 实现气流的传递。

利用已建立的管道动态特性数学模型设计管道容腔子模型, 管道容腔分别与上下游节流部件和管壁模型连接, 如图 11 所示。管道容腔内气体参数为压力 p 和温度 T , 接收上游和下游节流部件的质量流量 $q_{m,in}$ 和 $q_{m,out}$, 以及管壁的最内层壁温 $T_{m,0}$; 向上游节流部件提供压力 p , 向下游节流部件提供压力 p 和温度 T , 向管壁提供温度 T 。

利用已建立的调节阀动态特性模型和液压伺服系统动态特性数学模型设计液压伺服驱动调节

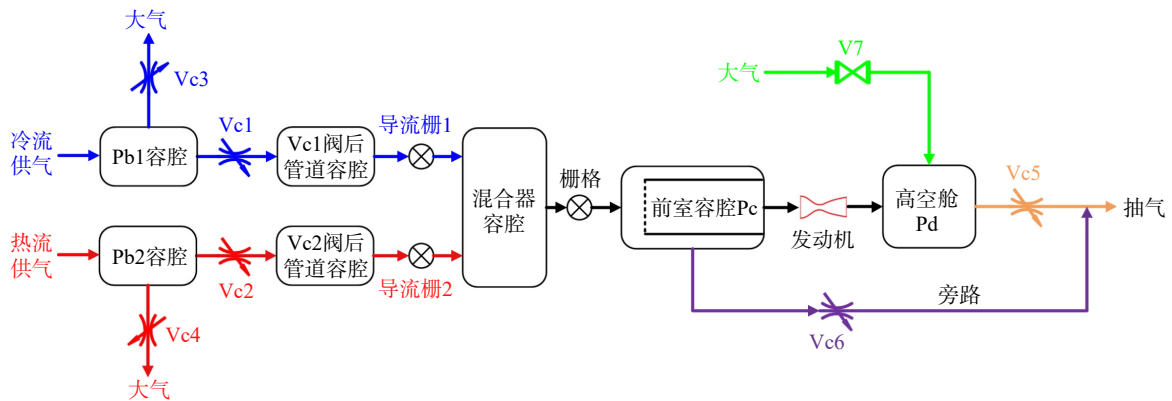


图 10 等效的进排气系统图

Fig. 10 Equivalent diagram of the intake and exhaust system

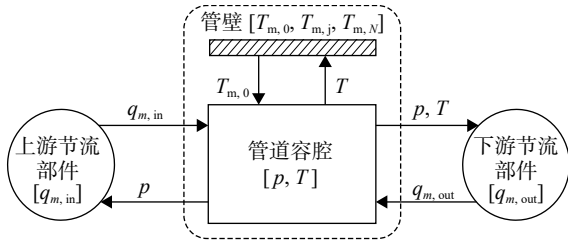


图 11 管道容腔子模型

Fig. 11 Piping cavity sub-model

阀子模块,调节阀分别与上下游容腔和液压控制系统连接,如图 12 所示。调节阀的参数为质量流量 $q_{m,v}$ 和调节阀开度 V_p ,接收上游容腔的压力 p_1 、温度 T_1 和下游容腔的压力 p_2 ,并接收液压控制系统的设定调节阀开度 $V_{p,set}$;向上下游容腔提供质量流量 $q_{m,v}$,向液压控制系统提供实际调节阀开度 V_p 。导流栅、栅格、发动机均等节流部件与调节阀类似,仿真模块也类似。

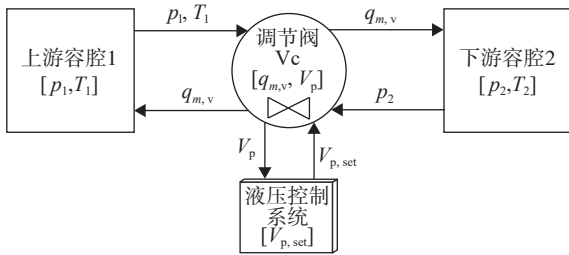


图 12 液压控制系统驱动调节阀模型

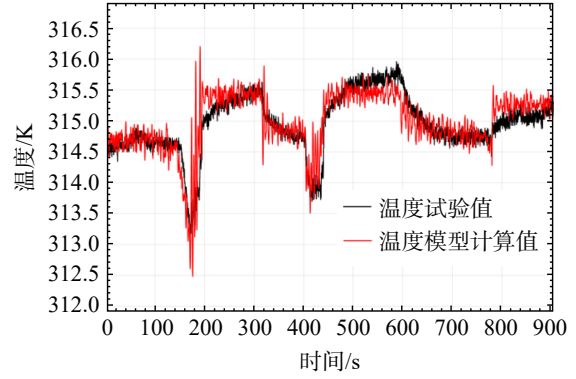
Fig. 12 Hydraulic control system based regulating valve drive model

根据高空台试验工艺流程,结合图 10 所示的进排气系统结构组成以及图 11~图 12 所示的仿真子模块,设计高空台进排气系统仿真程序原理架构,给出各子模型块之间的逻辑关系和参数交互关系,如图 13 所示。基于该仿真程序原理架构,利用相关机理建模软件设计高空台进排气系统数字仿真程序。

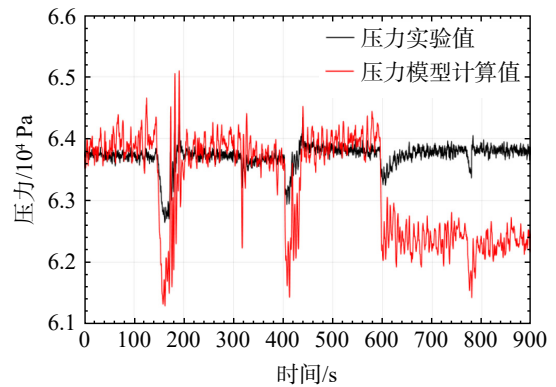
3.2 全数字仿真系统验证分析

为了验证所建立的进排气全数字仿真系统的置信度,从现有的高低温双路掺混试验中选取某次实际试验数据进行仿真验证,其流程如下:

首先,以实际掺混实验中冷热两路进气的温度、压力数据作为数字仿真模型的进气边界条件;以实际数据中的各调节阀的阀位参数作为数字仿真系统内相应调节阀的状态;以实际采集的流量管流量数据作为排气边界条件。随后,在设定完善数字仿真模型的边界条件以及各调节阀的动态



(a) 进气温度对比曲线



(b) 进气压力对比曲线

图 13 高空台进排气仿真原理框图

Fig. 13 Block diagram of the altitude ground test facilities intake and exhaust simulation system

参数下运行仿真程序。最后,将仿真获得的前室内气体温度和压力结果同实际试验的温度、压力采集信号结果进行对比分析以确定该全数字仿真系统的置信度。

基于以上验证流程所得到的仿真试验对比图如图 14 所示。通过温度与压力各自的对比曲线可以看出,与实际试验输出相比较,全数字仿真系统的温度与压力输出在变化趋势上基本保持了一致性。同时在相对误差方面,温度的最大相对误差为 0.5%,压力的最大相对误差为 3%,基本满足工程需求。

3.3 进排气半物理仿真系统设计

为了便于摸索试验流程、验证控制方法的可行性,航空发动机高空模拟试验需要在半物理环境下进行仿真试验。与全数字仿真平台相比,半物理仿真试验具有更高的数据可靠性以及工程意义,是航空发动机数字仿真迈向实际试验的中间环节。

本文基于已获得的试验设备数学模型和高空台进排气系统仿真架构,构建了高空台进排气半

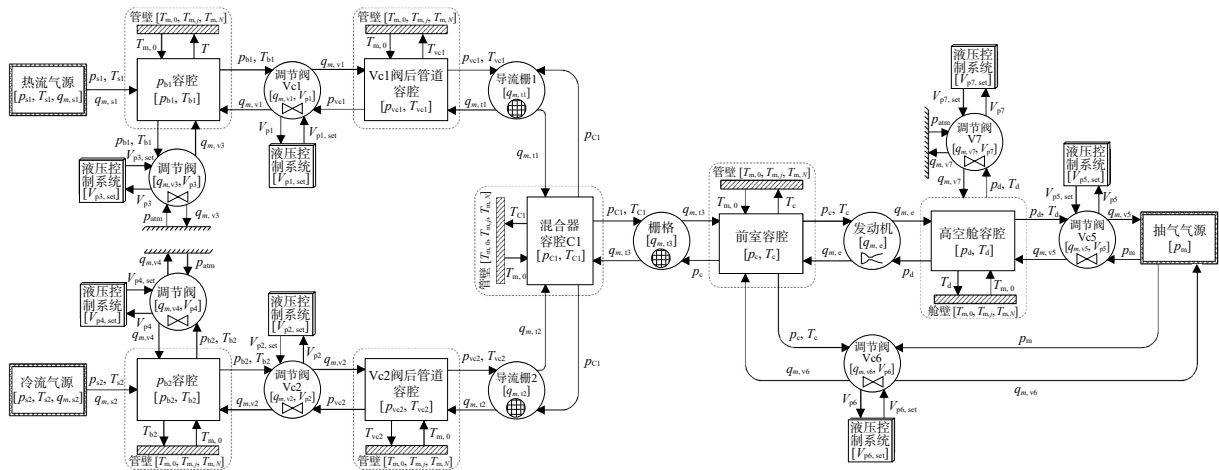


图14 全数字仿真系统进气温度和压力仿真值与试验数据对比

Fig. 14 Comparisons of simulated values and test data on intake temperature and pressure

物理仿真系统。该半物理仿真系统原理架构如图15所示,实物部分包括PLC控制器、输入/输出(I/O)模块、调节阀(用于提供阀门前后压比以及阀门开度数据)、液压伺服系统(电液伺服阀、液压站、液压缸、位移传感器等)、网络通讯以及工控机和显示器等;模型部分包括管路动态特性模型、调节阀动态特性模型(用于计算阀门在当前压比以及开度下的流量)、节流部件流阻特性模型、模拟发动机模型(拉瓦尔喷管)、简化的机组模型、边界条件等。通过开发上下位机软件、系统集成和软硬件调试,完成半物理仿真系统的构建。

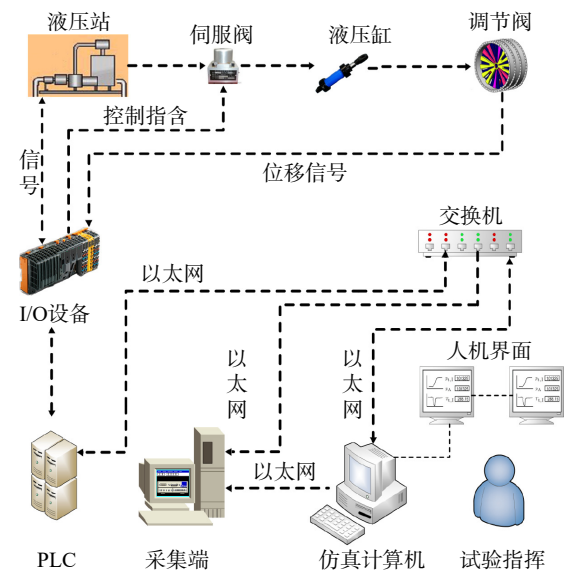


图15 高空台进排气半物理仿真系统

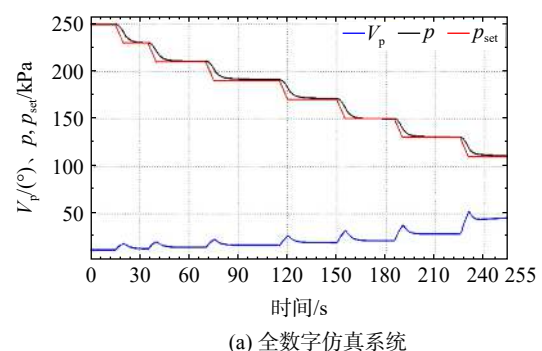
Fig. 15 Intake and exhaust semi-physical simulation system of the altitude ground test facilities

对于已构建完成的半物理仿真系统,需要通过仿真验证说明半物理仿真系统能够继承全数字仿真平台的主要功能,包括相关控制算法验证、模型运算、边界条件的输入以及仿真结果的输出等。其具体的验证过程如下:

利用相同的模型参数和边界条件,在相同的仿真流程下进行仿真,得到的结果如图16所示。仿真过程中,利用Vc2阀控制进气压力(设进气压力为 p ,进气压力的设定值为 p_{set}),进气压力由245 kPa按阶梯状自动控制到105 kPa,控制效果及Vc2阀的阀位(设阀位为 V_p)如图所示,全数字仿真系统计算的结果(图16(a))与半物理系统计算结果(图16(b))一致,证明了全数字仿真系统与半物理系统的一致性,半物理仿真系统能够替代数字仿真程序进行仿真试验。

3.4 半物理仿真系统验证分析

利用发动机试验数据对构建的半物理仿真系统进行验证,选取发动机试验过程中进气升温数据作为验证数据,在仿真系统上设置相同的仿真流程和边界条件。其中,Pb1容腔和Pb2容腔的



(a) 全数字仿真系统

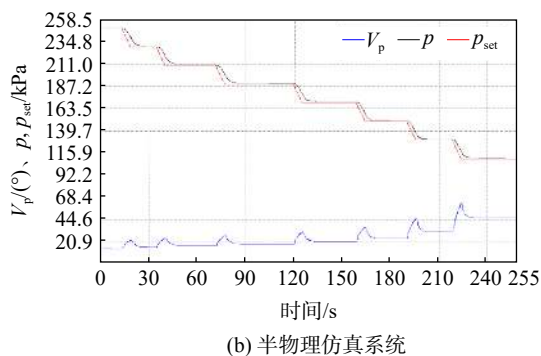
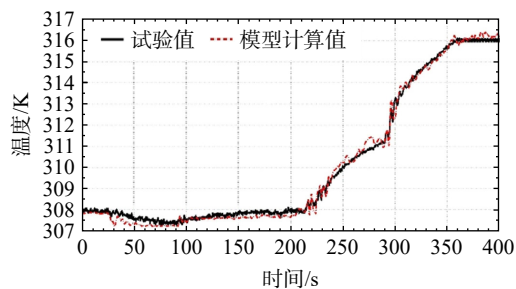


图 16 全数字仿真系统与半物理仿真系统对比

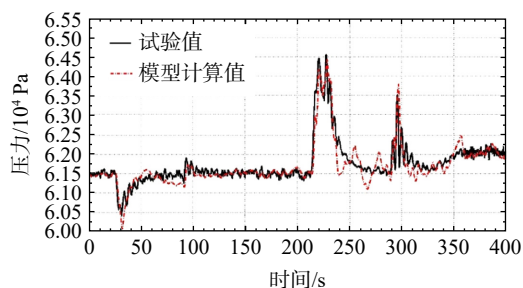
Fig. 16 Comparisons of digital simulation system and semi-physical simulation system

温度和压力为给定值, 分别为 301.5 K、95.5 kPa 和 364 K、118.7 kPa 恒定不变; 将实际录取的调节阀试验数据作为仿真系统 Vc1 和 Vc2 调节阀的输入, 并将录取的发动机进气流量作为仿真系统前室容腔 Pc 的流出流量, 仿真计算前室容腔温度和压力。

仿真系统计算的前室容腔进气温度和压力与试验数据进行对比, 如图 17(a) 和图 17(b) 所示。在该工况条件下, 进气温度和压力计算结果与试验结果变化趋势一致, 仿真系统计算的温度误差为 ± 1 K, 压力误差为 ± 1 kPa, 能够满足高空台进排气系统仿真工程应用^[18]。



(a) 进气温度对比曲线



(b) 进气压力对比曲线

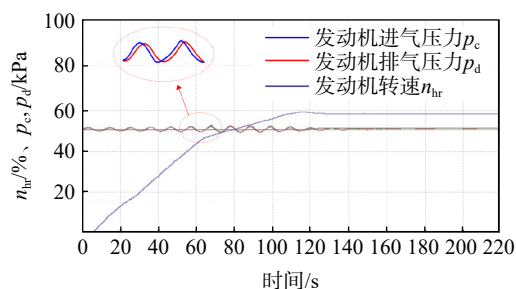
图 17 半物理仿真系统进气温度和压力仿真值与试验数据对比

Fig. 17 Comparisons of simulated values and test data on intake temperature and pressure of semi-physical simulation system

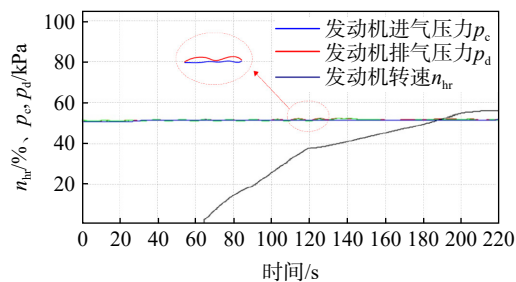
4 仿真系统应用

针对高空台进排气系统建立的高保真设备特性模型、全数字仿真系统和半物理仿真系统具有重要的工程应用价值, 建立的多类型调节阀动态特性模型已经应用于我国新建的多型高空舱大口径调节阀的选型设计, 保证了关键试验设备的设计有效性; 开发的全数字仿真系统和半物理仿真系统, 为高空台变参数控制、自抗扰控制以及滤波算法等开发和调试提供了仿真平台和验证环境, 节约了大量调试试验经费, 降低了试验风险。此外, 开发的相关模型、软件和仿真系统为正在开展的飞行环境模拟测量噪声抑制与主动抗干扰控制、多回路解耦控制、鲁棒自适应控制以及控制系统故障诊断和健康管理等先进方法的研究提了非常重要的模型基础和仿真工具。

图 18 为大涵道比涡扇发动机高原起动试验控制方法应用效果图。基于进排气调节阀流量特性特点, 在全数字仿真平台和半物理仿真系统上反复摸索大涵道比涡扇发动机高原起动试验特点, 在起动过程中不同阶段通过调节控制器参数来施加不同的控制力度, 实现进气与排气系统的解耦, 起动过程中进排气压力由原来的 2 kPa 等幅振荡变为不大于 0.5 kPa 的小幅波动, 满足了大涵道比涡扇发动机高原起动试验要求。



(a) 未应用高原起动控制方法



(b) 应用高原起动控制方法

图 18 采用高原起动控制方法前后进排气压力控制效果对比
Fig. 18 Comparisons of intake and exhaust pressure control effect before and after adopting the control method of engine starting in plateau environment

图19为变比例-积分-微分(PID)参数控制技术应用于进气压力控制效果对比图,压力调节时间缩短为原来的1/3,大幅提升了试验状态调节能力。

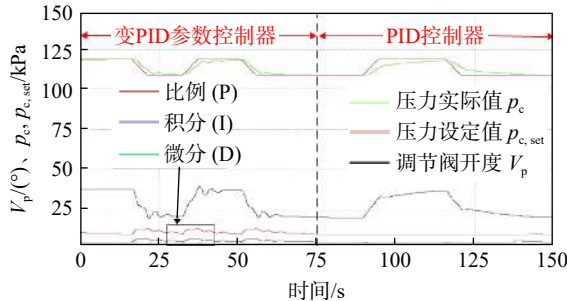


图19 两种控制方法对进气压力控制的效果对比

Fig. 19 Comparison of intake pressure control results by two control methods

图20是基于扩张状态观测器的高空台进气压力控制效果。基于进气系统调节阀、管路及节流部件特性模型,在全数字仿真平台上开展了基于扩张状态观测器的自抗扰控制算法研究,设计了线性自抗扰控制器(LADRC),并在发动机推力瞬变和加减速状态下进行了进气压力过渡态控制仿真和试验验证,控制结果表明基于扩张状态观测器的线性主动抗扰控制方法能够大幅提升压力过渡态控制效果^[22]。

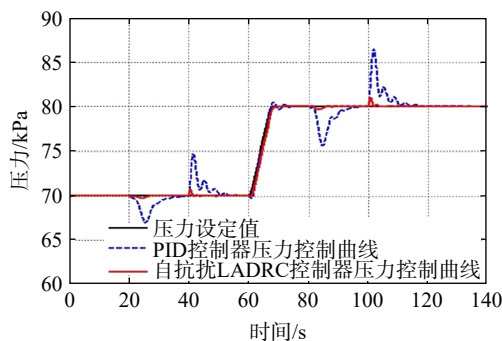


图20 基于扩张状态观测器的高空台进气压力控制效果

Fig. 20 Intake pressure control effect of the altitude ground test facilities based on expansion state observer

5 结论

本文针对高空台进排气系统关键试验设备进行了动态特性分析和建模,建立了管路动态特性模型、调节阀动态特性模型、节流部件流阻特性模型、液压控制系统动态特性模型和拉瓦尔喷管流量模型,设计了进排气控制系统全数字仿真系统和半物理仿真系统。相应的仿真验证试验表明,

与实际全物理试验数据相比较,全数字仿真系统和半物理仿真系统在运行性能上能够满足工程需求,具体体现在仿真结果与实际数据差异较小、数值收敛速度较快、仿真系统运算稳定性较高。同时相比于实际试验具备易于更新和模型修整,灵活且易于操作的优势。

本文所建立的关键试验设备模型、全数字仿真系统和半物理仿真系统已经在高空台航空发动机试验以及控制算法的研究中得到了应用,在接近真实试验环境的条件下对试验和控制方法进行了攻关、调试和验证。多次实践表明,本文所构建的模型及仿真平台极大程度地降低了新技术开发的风险和难度,节约了大量试验经费,有效推动了航空发动机全剖面飞行轨迹连续模拟的技术进步。

参考文献:

- [1] MONTGOMERY P A, BURDETTE R. Evolution of a turbine engine test facility to meet the test needs of future aircraft systems[R]. Amsterdam, Netherlands: ASME Turbo Expo, 2002.
- [2] SCHMIDT K J, MERTEN R, MENRATH M, et al. Adaption of the Stuttgart University altitude test facility for BR700 core demonstrator engine tests[R]. ASME Paper 98-GT-556, 1998.
- [3] BRAIG W. Transient aeroengine testing at Stuttgart altitude test facility[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE 99-7074, 1999.
- [4] DAVIS M, MONTGOMERY P. A flight simulation vision for aero propulsion altitude ground test facilities[J]. Transactions of the ASME, 2002, 127(4): 21-31.
- [5] GARRARD D, VAUGHN D, MILHOAN A. Checkout testing of the new basic process control system at the aerodynamic and propulsion test unit[R]. AIAA-2012-5969, 2012.
- [6] SHEELEY J M, SELLS D A, BATES L B. Experiences with coupling facility control systems with control volume facility models[R]. AIAA 2004-932, 2004.
- [7] MONTGOMERY P A, BURDETTE R, KRUPP B. A real-time turbine engine facility model and simulation for test operations modernization and integration[R]. ASME Paper 2000-GT-0576, 2000.
- [8] MONTGOMERY P A, BURDETTE R, WILHITE L, et al. Modernization of a turbine engine test facility utilizing a real-time facility model and simulation[R]. ASME Paper 2001-GT-0573, 2001.
- [9] KLEPPER J, SISK S, SALITA S, et al. Development of a facility simulator for implementation of an automated control system[R]. AIAA 2002-2785, 2002.
- [10] BOYLSTON B, MILHOAN A. Upgrades to the aerodynamic and propulsion test unit control system and simulator in support of the medium scale components direct-connect test program[R]. AIAA 2014-2766, 2014.
- [11] BIERKAMP J, KÖCKE S, STAUDACHER I S, et al. Influence of ATF dynamics and controls on jet engine performance[R]. ASME Paper 2007-GT-27586, 2007.
- [12] KING B M, FREDERIK J S. Evaluation of AEDC concurrent engine test capability[R]. AIAA-2008-1660, 2008.

- [13] BATES L B, WALTERMIRE S W. Investigating facility anomalies at AEDC[R]. AIAA 2010-1735, 2010.
- [14] WEISSER M, BOLK S, STAUDACHER S. Hard-in-the-loop-simulation of a feedforward multivariable controller for the altitude test facility at the University of Stuttgart[R]. Stuttgart, Germany: Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, 2013.
- [15] BEST J T. Technical workforce needs for a new national trisonic ground test capability[R]. AIAA-2010-140, 2010.
- [16] 裴希同, 朱美印, 张松, 等. 一种特种流量特性计算的公式迭代方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(5): 35-39.
PEI Xitong, ZHU Meiyin, ZHANG Song, et al. An iterative method of empirical formula for the calculation of special valve flow characteristics[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2016, 29(5): 35-39. (in Chinese)
- [17] 裴希同, 张松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟系统数字建模与仿真研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 1144-1152.
PEI Xitong, ZHANG Song, DAN Zhihong, et al. Study on digital modeling and simulation of altitude test facility flight environment simulation system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1144-1152. (in Chinese)
- [18] 朱美印, 王曦, 裴希同, 等. 飞行环境模拟系统多容腔流-固传热建模[J]. *推进技术*, 2020, 41(12): 2848-2859.
ZHU Meiyin, WANG Xi, PEI Xitong, et al. Multi-volume fluid-solid heat transfer modeling for flight environment simulation system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2848-2859. (in Chinese)
- [19] 冯青. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [20] 马卡洛夫 A H, 舍尔曼 M Я. 节流装置计算 [M]. 姚文华, 译. 北京: 冶金工业出版社, 1957: 3-12.
- [21] 宋志安. 基于MATLAB的液压伺服控制系统分析与设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [22] 但志宏, 张松, 白克强, 等. 基于扩张状态观测器的高空台进气环境模拟控制技术研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(9): 2119-2128.
DAN Zhihong, ZHANG Song, BAI Keqiang, et al. Air intake environment simulation of altitude test facility control based on extended state observer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 2119-2128. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)