

飞行环境模拟系统多容腔流-固传热建模^{*}

朱美印^{1,2}, 王 曦^{1,2}, 裴希同³, 张 松³, 但志宏³, 缪柯强^{1,2},
刘佳帅^{1,2}, 姜 震^{1,2}

- (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 621703)

摘 要: 为了提升高空台飞行环境模拟系统(FESS)数值仿真平台的置信度, 提出了一种多容腔流-固传热的建模方法, 该方法考虑了混合器气流掺混、流-固传热、管道压力损失等因素的影响; 建立了包括调节阀流量特性、液压伺服系统、混合器、混合器出口导流栅流量特性、整流子系统、管道容腔模型在内的部件模型库, 并基于该模型库构建了仿真平台。为了验证本文建模方法的有效性, 采用两次掺混试验数据对仿真模型进行对比验证表明, 仿真结果与试验测量结果动态变化趋势基本一致, 且温度、压力的最大误差分别不大于2.5K, 2kPa。为了分析FESS控制系统的能力, 假定了一次典型的发动机试验条件来进行仿真分析, 仿真结果表明, FESS控制系统具备进行发动机平飞加速和等马赫数爬升试验的能力。

关键词: 高空模拟试验台; 飞行环境模拟系统; 多容腔建模; 流-固传热; 数值仿真

中图分类号: V217+.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2848-12

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190628

Multi-Volume Fluid-Solid Heat Transfer Modeling for Flight Environment Simulation System

ZHU Mei-yin^{1,2}, WANG Xi^{1,2}, PEI Xi-tong³, ZHANG Song³, DAN Zhi-hong³, MIAO Ke-qiang^{1,2},
LIU Jia-shuai^{1,2}, JIANG Zhen^{1,2}

- (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, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China)

Abstract: To improve modeling precision of digital simulation platform of flight environment simulation system (FESS) of Altitude Ground Test Facilities (AGTF), a multi-volume modeling method considering fluid-solid heat transfer is proposed. Considering the influence of mixer airflow mixing, fluid-solid heat transfer, and pipe pressure loss, a component model library was set up including control valve flow characteristic model, hydraulic servo system model, mixer model, mixer outlet air fence flow characteristic model, flow straightener subsystem model, and pipe volume model. A digital simulation platform of FESS is established based on the library. In order to verify the effectiveness of the modeling method proposed in this paper, two sets of mixing test data were used to do simulation verification, and the comparison results show that the dynamic variation trends of simulation and

^{*} 收稿日期: 2019-09-14; 修订日期: 2019-10-14。

通讯作者: 朱美印, 博士生, 研究领域为航空发动机控制、高空台数字仿真平台研究以及鲁棒控制等。

E-mail: mecalzmy@163.com

引用格式: 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 Mei-yin, WANG Xi, PEI Xi-tong, et al. Multi-Volume Fluid-Solid Heat Transfer Modeling for Flight Environment Simulation System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12):2848-2859.)

measurement result are basically the same and the maximum errors of temperature and pressure are less than 2.5K and 2kPa, respectively. To analysis the ability of FESS control system, a typical engine test condition is supposed to do the simulation analysis. The simulation results show that the FESS control system has the ability to do the Mach Dash and Zoom-Climb test.

Key words: Altitude ground test facilities; Flight environment simulation system; Multi-volume modeling; Fluid-solid heat transfer; Digital simulation

1 引言

航空发动机高空模拟试车台(简称高空台),是能够在地上模拟航空发动机各种飞行状态的试验设备,能够检验发动机在飞行包线内不同状态点的性能,是发动机研制过程中最有效的性能调试和技术攻关试验平台,在航空发动机的研究设计中起着重要作用^[1-2]。飞行环境模拟系统是高空台最重要的组成部分,它为高空舱内的试验发动机提供特定压力和温度的稳定气流以实现试验发动机进气条件的模拟,其控制品质直接决定了高空台模拟试验的精度^[3-4]。近年来,随着我国“两机”重大专项的实施,国家对于高性能燃气涡轮发动机、组合动力等先进的动力装置的研究极为重视,而高空台作为这些研究的试验支撑设备在它们的设计、定型、改进改型、技术攻关、故障再现与排除中均起着至关重要的作用^[1,5-6]。同时,随着高性能燃气涡轮发动机、组合发动机型号研制进程的深入,对高空台的飞行环境模拟能力提出了更高的要求,需要高空台不仅能够实现更宽飞行包线内的稳态试验,而且还要能实现飞行条件快速变化下的动态试验(马赫数连续变化的TBCC发动机模态转换试验、飞行轨迹模拟等^[1-2]),遗憾的是目前高空台无法完全满足这些要求,急需提升高空台控制系统对飞行环境的模拟能力,而高精度的系统模型作为控制器设计的基础成为了解决这个问题的关键。

美国阿诺德工程发展中心(AEDC)作为世界上高空模拟试验设备规模最大、技术能力最强的试验基地,非常重视高空台数值仿真建模的研究^[7-12]。AEDC在执行试车操作现代化和一体化项目(TOMIP)过程中开展了大量的数字仿真研究,AEDC的研究人员在充分考虑管道容腔、热流等因素影响下,利用Matlab/Simulink软件开发出了C-Plant,J-1,J-2高空台的Simulink仿真平台,并基于仿真模型开展了大量的控制技术研究提升了高空台控制系统对飞行环境的模拟能力^[12]。德国斯图加特大学的Sabine和Sebastian等在博士论文中完整描述了斯图加特大学高空台的建模过程,为斯图加特高空台提供了

高精度的数值仿真模型,Sabine针对供气机组压气机的防喘振控制进行了深入研究,Sebastian针对高空台设定值跟踪性能进行了深入的研究,提升了斯图加特高空台控制系统的环境模拟能力^[13-14]。Borairi等^[15]基于定比热条件下的管道容腔模型建立了加拿大渥太华高空台的数值仿真模型,并基于模型进行了PID双回路解耦控制研究,提升了高空台控制系统对温度、压力的控制能力。但是这些研究主要是在单容腔建模思想下开展的,对于多容腔流-固传热的建模方法却鲜有研究。

目前,国内高空台对于FESS的建模是将其简化为一个具有两路进气一路排气的容腔模型进行建模^[16],未考虑FESS中混合器气流掺混、管道压力损失以及传热等因素的影响,因此不能完全反映FESS的特性。本文将进一步深入研究FESS的建模方法,在充分考虑混合器气流掺混、管道压力损失、传热因素的影响下,提出一种多容腔传热建模方法来建立FESS的模型,并用试验数据对建立的模型进行验证。

2 高空台飞行环境模拟系统多容腔传热建模

2.1 飞行环境模拟系统结构原理分析

飞行环境模拟系统管网结构简图如图1所示,由图可知,FESS结构上主要由1号、2号调节阀及其液压伺服系统、混合器、混合器出口导流栅、整流子系统、流量管、相关连接管道组成。1号、2号调节阀作为FESS的调节变量,主要用于调节由供气系统进入混合器的流量,以实现FESS温度和压力的控制,进而完成对发动机进气条件的模拟;混合器主要用于实现高温路和低温路气流的均匀掺混,掺混后的气流通过混合器出口导流栅的导流作用之后,进入整流子系统整流后由流量管进入试验发动机;整流子系统的容积很大,主要用于存储混合器混合后的气流,以确保气流充分掺混且还能能为发动机试验提供缓冲气流;流量管主要用于测量进入发动机的流量、气流的总温、总压等参数。

为了更加准确地描述FESS中气流流动以及气流与管壁间传热的物理过程,采用多容腔与热对流、热

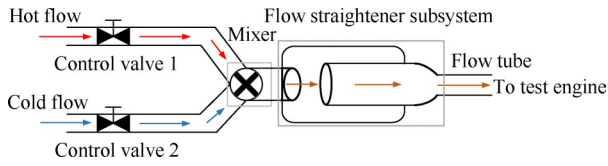


Fig. 1 Simplified structure diagram of FESS

传导相结合的方法进行建模,多容腔建模示意图如图2所示。图2中,将1号调节阀之后到混合器之前这一部分管道内的气流看作是管道容腔1,将2号调节阀之后到混合器之前这一部分管道内的气流看作是管道容腔2,并将这部分管道内的压力损失考虑到混合器进口流量特性模型中;将混合器出口接管看作是混合器容腔来描述高低温两路气流的掺混动态过程;考虑到在实际试验中,FESS的控制系统以整流子系统收敛段之前截面的温度、压力作为反馈信号进行控制来实现对试验发动机进气条件的模拟,因此,将混合器出口导流栅后到收敛段之前的气体看作是整流容腔进行建模,并将混合器容腔到前室收敛段之前截面的压力损失考虑到混合器出口导流栅流量特性模型中。综上所述,需要建立的部件模型包括:1号、2号调节阀流量特性模型及其液压伺服系统模型、混合器模型、混合器出口导流栅流量特性模型、整流子系统模型、管道容腔模型。

2.2 飞行环境模拟系统部件建模

2.2.1 1号、2号调节阀流量特性建模

FESS中1号、2号调节阀均为轮盘式特种流量调

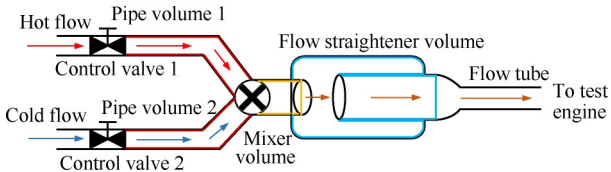


Fig. 2 Modeling schematic diagram of multi-volume method

$$x_p = \frac{\frac{K_q}{A_p} x_v - \frac{K_{ce}}{A_p^2} \left(1 + \frac{V_t}{4\beta_e K_{ce}} s \right) F_L}{\frac{m_t V_t}{4\beta_e A_p^2} s^3 + \left(\frac{m_t K_{ce}}{A_p^2} + \frac{B_p V_t}{4\beta_e A_p^2} \right) s^2 + \left(1 + \frac{B_p K_{ce}}{A_p^2} + \frac{K V_t}{4\beta_e K_{ce}} \right) s + \frac{K K_{ce}}{A_p^2}} \quad (2)$$

式中 K_q 为滑阀的流量增益, K_c 为滑阀的流量-压力系数, A_p 为液压缸活塞有效面积, V_t 为总压缩容积, β_e 为液体体积弹性模量, m_t 为活塞及负载折算到活塞上的总质量, B_p 为活塞及负载的黏性阻尼系数, K 为负载弹簧刚度, K_{ce} 为总流量-压力系数, $K_{ce}=K_c+C_{tp}$, C_{tp} 为液压缸泄漏系数。

此外电液伺服阀的控制电流 ΔI 到电液伺服阀流量 Φ_0 的传递函数表达式为

节阀,其结构原理图如图3所示^[18-20]。该调节阀的结构分析和流量特性建模已在文献[17-19]中进行了介绍,这里直接引用其结果可得特种阀的质量流量计算公式为^[18]

$$Q_m = \varphi A_0 \sqrt{2p_1/RT_1} \quad (1)$$

式中 φ 为实验数据拟合法表示的流量系数^[21]; A_0 为调节阀的流通截面积; T_1, p_1 分别为阀前气流温度和压力。

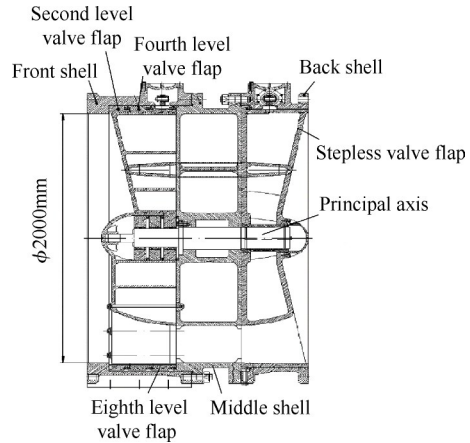


Fig. 3 Structure diagram of disc type special control valve^[17]

2.2.2 调节阀液压伺服系统建模

液压伺服系统主要为调节阀提供液压驱动力以控制调节阀的开度进而间接控制气体流量。液压伺服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^[22]。

关于液压伺服系统的建模已在大量的文献中进行了推导,这里直接引用其结果可得阀芯输入位移 x_v 和外负载力 F_L 同时作用时液压缸活塞的总输出位移 x_p 的表达式^[22-26]

$$\frac{\Phi_0}{\Delta I} = \frac{K_q}{\frac{s^2}{\omega_{sv}^2} + \frac{2\xi_{sv}}{\omega_{sv}} s + 1} \quad (3)$$

式中 ω_{sv} 为电液伺服阀的固有频率, ξ_{sv} 为电液伺服阀的阻尼比。

对于轮盘式调节阀,液压缸的位移与调节阀的开度基本满足线性关系。位移传感器主要是将位移信号转换为电信号,其频宽比系统的频率高得多可

将其视为比例环节 K_f 。电液伺服位置控制系统的负载通常情况下为惯性负载,其他负载(如弹性负载)很小或者没有,所以可以近似忽略。此外,黏性阻尼系数 B_p 一般很小,由黏性摩擦力引起的泄漏量所产生的活塞速度与活塞的运动速度相比要小得多,所以 $\frac{B_p K_{ce}}{A_p^2}$ 与 1 相比可以忽略不计^[22]。因此,可以得到液压伺服系统闭环控制原理框图如图 4 所示。

2.2.3 混合器掺混建模

混合器是高空台中专门设计用于实现高低温两路气流均匀掺混的,其结构十分复杂,它的结构示意图如图 5 所示。

混合器实现高低温气流均匀掺混的结构原理示意图如图 6 所示。由图 6 可知,混合器高温和低温气流的管道是对称的,高低温气流的掺混通过混合器导流栅实现,导流栅的高低温气流流道是交替分布的,这一结构保证了高低温气流在导流栅出口处实现均匀掺混。

为了描述混合器中的物理过程,将混合器的建模分为三个部分:混合器容腔建模、混合器进口流量特性建模、混合器传热建模。

2.2.3.1 混合器容腔建模

根据上述对混合器的结构原理的分析可知,高低温两路气流在混合器出口接管内混合比较均匀,因此可以假定混合器接管内的气体状态是一致的,即用一个平均的气体状态来代替这一段管内气体的状态,基于这一假设将混合器简化为一个具有两路进气一路排气的容腔结构如图 7 所示。图 7 中, T_{in1} , p_{in1} , $\dot{m}_{in1}$, v_{in1} 分别为混合器容腔高温路进气的温度、压力、质量流量和平均气流速度; T_{in2} , p_{in2} , $\dot{m}_{in2}$, v_{in2} 分别为混合器容腔低温路进气的温度、压力、质量流量和平均气流速度; T , p , $\dot{m}_{out}$, v_{out} 分别为混合器容腔排气的温度、压力、质量流量和平均气流速度; Q 为通过混合器容腔管壁传递的热量; T_w 为管壁的温度; V 为混

合器容腔的体积。假定混合器容腔内气流速度随时间变化很慢,混合器排气的状态与容腔内气体状态一致^[27-29]。文献[16]中已给出了关于混合器容腔的温度和压力微分方程的详细推导过程,引用文献中的结果可得

$$\frac{dT}{dt} = \frac{RT}{pV(c_p - R)} \left[(RT - h)(\dot{m}_{in1} + \dot{m}_{in2} - \dot{m}_{out}) + \left(h_{in1} + \frac{v_{in1}^2}{2} \right) \dot{m}_{in1} + \left(h_{in2} + \frac{v_{in2}^2}{2} \right) \dot{m}_{in2} - \left(h + \frac{v_{out}^2}{2} \right) \dot{m}_{out} + \dot{Q} \right] \quad (4)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V(c_p - R)} \left[(c_p T - h)(\dot{m}_{in1} + \dot{m}_{in2} - \dot{m}_{out}) + \left(h_{in1} + \frac{v_{in1}^2}{2} \right) \dot{m}_{in1} + \left(h_{in2} + \frac{v_{in2}^2}{2} \right) \dot{m}_{in2} - \left(h + \frac{v_{out}^2}{2} \right) \dot{m}_{out} + \dot{Q} \right] \quad (5)$$

式中 c_p 为混合器内气体的定压比热容, h 为混合器内气体的焓值, h_{in1} 为高温路气体的焓值, h_{in2} 为低温路气体的焓值, R 为气体常数, $\dot{Q}$ 为单位时间内混合器与外界交换的热量。

2.2.3.2 混合器进口流量特性建模

由混合器的结构原理分析可知,可以将混合器进口流量特性等效为一个固定开度的阀门的流量特性。流量特性建模与前述轮盘式调节阀流量特性建模一致,只是对于混合器进口而言,其流通面积不变,因此混合器进口流量特性系数 φ 只与压比 P_r 有关。

通过建立混合器流场仿真模型,按照特定条件进行流场仿真,并用试验数据对流场仿真的结果进行修正后获得混合器进口流量特性表如表 1 所示。

2.2.3.3 混合器流-固传热建模

对于混合器中传热过程,将其分为两部分进行

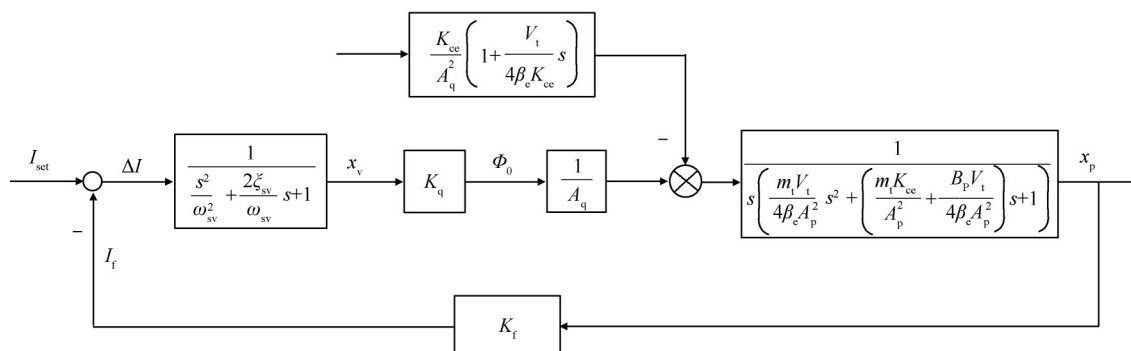


Fig. 4 Closed-loop schematic diagram of valve controlling hydraulic cylinder

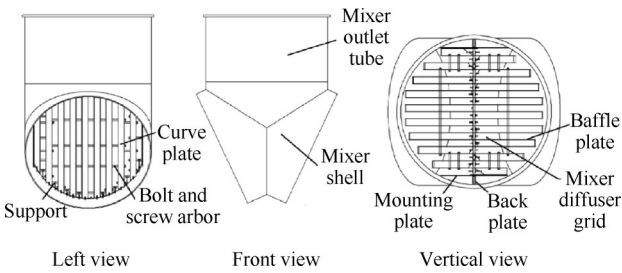


Fig. 5 Structure diagram of mixer

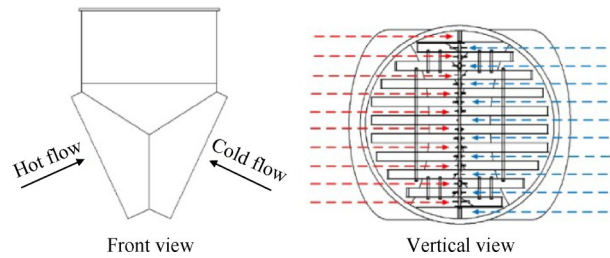


Fig. 6 Schematic diagram of mixing of mixer

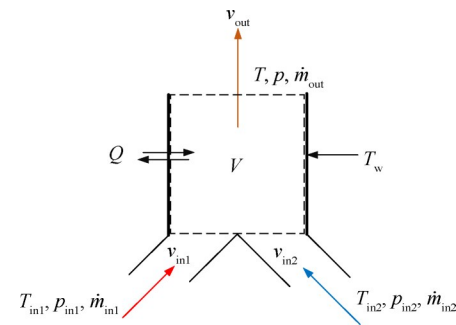


Fig. 7 Schematic diagram of mixing volume

考虑,其一是混合器出口接管管道传热,其二是置于气流中的混合器导流栅传热,接下来分别推导这两部分的传热模型。

(1)混合器出口接管管道传热建模

对于 FESS 中的传热过程,考虑到飞行环境模拟

系统内气流温度比较均匀且整体上是环管结构同时外壁包裹着隔热层,因此,可以将其传热过程等效为带有绝热边界条件的长圆管中的传热过程来进行建模。

考虑一根长为 L 、厚度为 D 、内径为 r_0 、热传导系数为 k 的圆管,圆管内气流温度一致,且圆管中的热传导方向沿径向^[16-27]。用 $0, 1, 2, \dots, j-1, j, j+1, \dots, N-1, N$ 这 $N+1$ 个节点将圆管沿径向划分为 N 个同心薄壁圆管,且相邻节点的间隔为 $\Delta r=D/N$,其示意图如图 8 所示。文献[16,27]中已给出了圆管传热的推导过程,引用文献中的结果可得

$$\begin{aligned} \frac{dT_0}{dt} &= \left[\frac{r_0 h_f (T_g - T_0)}{k} + \frac{T_1 - T_0}{\ln(r_1/r_0)} \right] \frac{2N\alpha}{r_0 D} \\ \frac{dT_j}{dt} &= \left[\frac{T_{j-1} - T_j}{\ln(r_j/r_{j-1})} + \frac{T_{j+1} - T_j}{\ln(r_{j+1}/r_j)} \right] \frac{N\alpha}{r_j D}, j=1, 2, \dots, N-1 \\ \frac{dT_N}{dt} &= \frac{T_{N-1} - T_N}{\ln(r_N/r_{N-1})} \frac{2N\alpha}{r_N D} \end{aligned} \tag{6}$$

式中 T_j 为节点 j 对应的薄壁圆管的温度, r_j 为节点 j 处的半径, $j=0, 1, \dots, N$, T_g 表示圆管内气流的温度, h_f 为热对流系数, $\alpha=k/(\rho C_i)$ 为薄壁圆管的热扩散系数, ρ 为圆管的密度, C_i 为圆管的比热容。

因此, FESS 与外界之间的传热率为^[30-31]

$$\dot{Q} = 2\pi r_0 L h_f (T - T_0) \tag{7}$$

(2)混合器导流栅传热建模

此外,还需要考虑混合器导流栅对气流温度造成的影响,由上述对混合器结构分析可知,混合器导流栅置于气流中,可以将其等效为气流中的一个储能装置。当气流温度发生改变时,它将从气流吸收

Table 1 Inlet flow characteristics table of mixer

P_r	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
φ	0.3592	0.3592	0.3592	0.3592	0.3583	0.3537	0.3405	0.3163	0.2759	0.2081	0

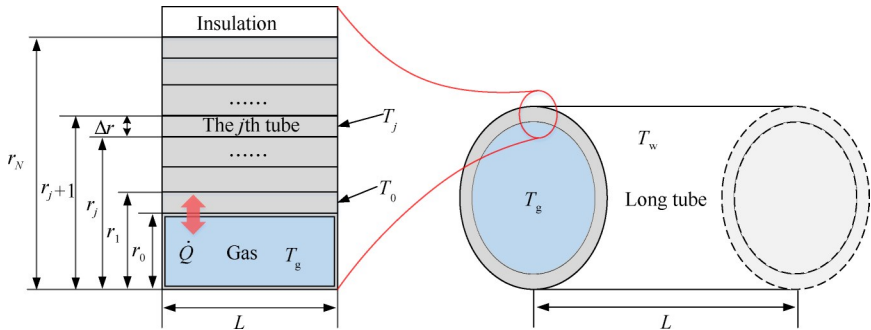


Fig. 8 Heat transfer model schematic diagram of long tube^[27]

能量或者释放能量到气流中以使得温度与气流温度趋于一致。同时,考虑到导流栅的材料为不锈钢,其热导系数很大,可以认为整个导流栅的温度是一致的。综上所述,将混合器导流栅等效为一个通过热对流换热与气流传递热量来改变自身能量的储能器,混合器导流栅与气流热对流传热率为

$$\dot{Q}_{cd} = h_{fd} A_d (T_g - T_d) \quad (8)$$

式中 h_{fd} 为混合器导流栅与气流之间的等效热对流换热系数, A_d 为混合器导流栅与气流之间的等效接触面积, T_g 为气流的平均温度, T_d 为混合器导流栅的温度。

因此,混合器导流栅内能量变化为

$$\frac{dE_d}{dt} = \dot{Q}_{cd} \quad (9)$$

混合器导流栅具有的能量为

$$E_d = c_d m_d T_d \quad (10)$$

式中 c_d 为混合器导流栅的比热容, m_d 为混合器导流栅的质量。

上式两边对时间 t 求导可得

$$\frac{dE_d}{dt} = c_d m_d \frac{dT_d}{dt} \quad (11)$$

联立式(9)和式(11),可得混合器导流栅的温度微分方程为

$$\frac{dT_d}{dt} = \frac{h_{fd} A_d (T_g - T_d)}{c_d m_d} \quad (12)$$

2.2.4 混合器出口导流栅流量特性模型

与混合器进口流量特性模型类似,将混合器出口导流栅流量特性等效为一个固定开度的阀门的流量特性。通过建立混合器出口导流栅流场仿真模型,并按照特定条件进行流场仿真,根据流场仿真的结果获得混合器出口流量特性表,如表2所示。

2.2.5 整流子系统建模

FESS的整流子系统建模包括两个部分:整流子系统容腔建模及传热建模。

2.2.5.1 整流子系统容腔建模

根据高空台前室的结构,可将其简化为一个具有一路进气和一路排气的容腔结构,其容腔微分方程推导过程与混合器容腔微分方程的推导过程相似,通过推导可获得前室容腔温度和压力微分方

程为

$$\frac{dT_{PC}}{dt} = \frac{RT_{PC}}{p_{PC} V_{PC} (C_{PPC} - R)} \left[(RT_{PC} - h_{PC}) (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) + \left(h_{in} + \frac{v_{in}^2}{2} \right) \dot{m}_{in} - \left(h_{PC} + \frac{v_{out}^2}{2} \right) \dot{m}_{out} + \dot{Q}_{PC} \right] \quad (13)$$

$$\frac{dp_{PC}}{dt} = \frac{R}{V_{PC} (C_{PPC} - R)} \left[(C_{PPC} T_{PC} - h) (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) + \left(h_{in} + \frac{v_{in}^2}{2} \right) \dot{m}_{in} - \left(h_{PC} + \frac{v_{out}^2}{2} \right) \dot{m}_{out} + \dot{Q}_{PC} \right] \quad (14)$$

式中 T_{in} , $\dot{m}_{in}$, v_{in} , h_{in} 分别表示整流子系统容腔进气的温度、质量流量、平均气流速度和焓值; T_{PC} , p_{PC} , $\dot{m}_{out}$, v_{out} , h_{PC} 分别表示整流子系统容腔排气的温度、压力、质量流量、平均气流速度和焓值; C_{PPC} 为整流子系统容腔内气体定压比热容; V_{PC} 为前室容腔的体积, $\dot{Q}_{PC}$ 为单位时间内整流子系统容腔与外界交换的热量。

2.2.5.2 整流子系统传热建模

对于整流子系统中传热,可将其等效为一根具有特定半径、长度及厚度的管道中的传热,因此,其传热模型推导过程与混合器出口接管传热模型推导过程完全一致,这里不再进行推导,直接引用上述推导结果进行建模。

2.2.6 管道建模

管道建模包括两个部分:管道容腔建模、管道传热建模。

2.2.6.1 管道容腔建模

根据管道容腔的结构,可将其简化为一个具有一路进气和一路排气的容腔结构,通过推导,可获得前室容腔温度和压力微分方程与前室容腔温度和压力微分方程(13)和(14)一致。

2.2.6.2 管道传热建模

管道容腔传热模型推导过程与混合器出口接管传热模型推导过程完全一致,直接引用上述推导结果进行建模。

2.2.7 控制系统建模

在高空模拟试验时,FESS的控制系统采用的是双路PID来控制FESS的温度和压力,由1号调节阀实现压力回路的自动控制,2号调节阀实现温度回路的自动控制,其控制系统控制原理图如图9所示。该控

Table 2 Flow characteristics table of mixer outlet air fence

P_r	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
φ	0.2818	0.2818	0.2818	0.2818	0.2805	0.2772	0.2728	0.2486	0.2123	0.1522	0

制系统中温度和压力控制回路均采用双闭环负反馈串级结构:内环为液压伺服控制回路,能够对阀位控制指令做出迅速响应,并精确定位;外环为温度和压力控制回路,主要用于实现温度和压力的自动控制。其中位置内环为比例控制器(P控制),温度和压力外环为比例-积分-微分控制器(PID控制)。

2.3 飞行环境模拟系统 MATLAB 数值仿真平台

基于上述建立的部件模型,根据这些模块在实际系统中的物理连接关系构建 FESS 的数值仿真平台,仿真平台模块间的逻辑框图如图 10 所示。图 10 中,灰色模块为 FESS 的控制系统模型,青色模块为 1 号和 2 号调节阀模型,蓝色模块为管道容腔 1 和管道容腔 2 模型,橙色模块为混合器进口流量模型,金黄色模块为混合器容腔模型,墨绿色模块为混合器出口导流栅流量模型,紫色模块为整流子系统容腔模型。

3 仿真验证

为了验证本文提出的建模方法的有效性,选取两组高空台高低温两路掺混试验数据在 FESS 数值仿

真平台中进行仿真复现,并将仿真结果与试验结果进行对比验证;此外,为了分析 FESS 的控制系统的能力,根据典型发动机试验设计仿真试验过程来分析控制系统的控制性能。

3.1 掺混试验对比验证

从高空台开展的双路掺混试验中选取两次试验数据来验证建立的 FESS 数值仿真平台的置信度,验证的机理为:首先,以实际掺混试验中采集的高低温两路进气的温度、压力数据作为 FESS 数值仿真平台的供气条件,将采集的 1 号、2 号调节阀阀位数据换算为调节阀执行机构的电流信号代替数字控制器的输出作为控制指令、以采集流量管的流量数据作为仿真平台的排气条件,并用掺混试验开始时刻的状态对仿真平台的初始状态进行配置;然后,运行仿真平台;最后,将仿真获得的 FESS 前室内气体的温度和压力仿真结果与实际测量的温度和压力数据进行对比验证以确定模型的置信度。

在选取的第 1 次掺混试验中, FESS 高低温两路进气的温度和压力的变化曲线如图 11 所示,由图可

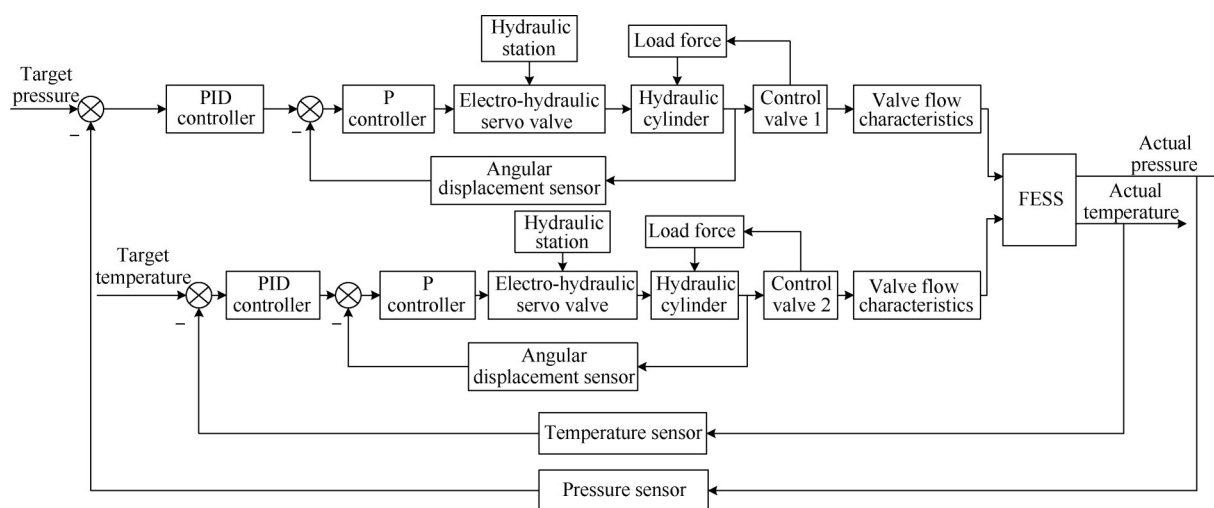


Fig. 9 Control schematic diagram of FESS control system

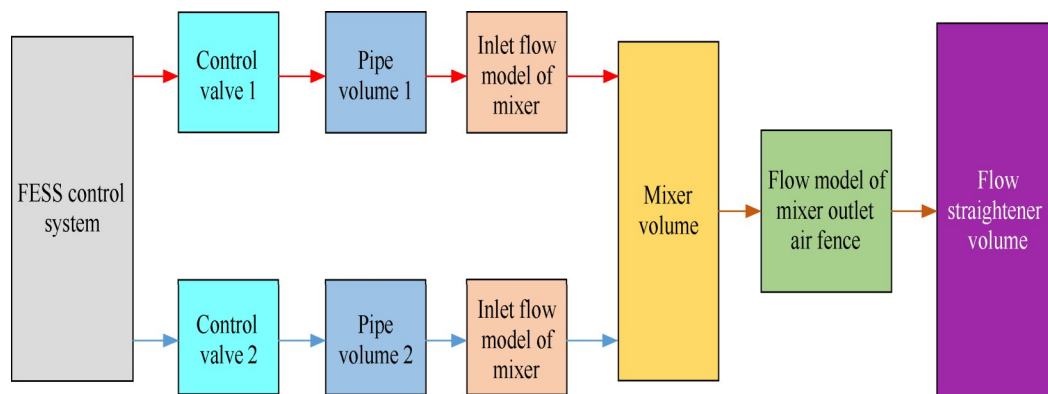


Fig. 10 Digital simulation platform of FESS

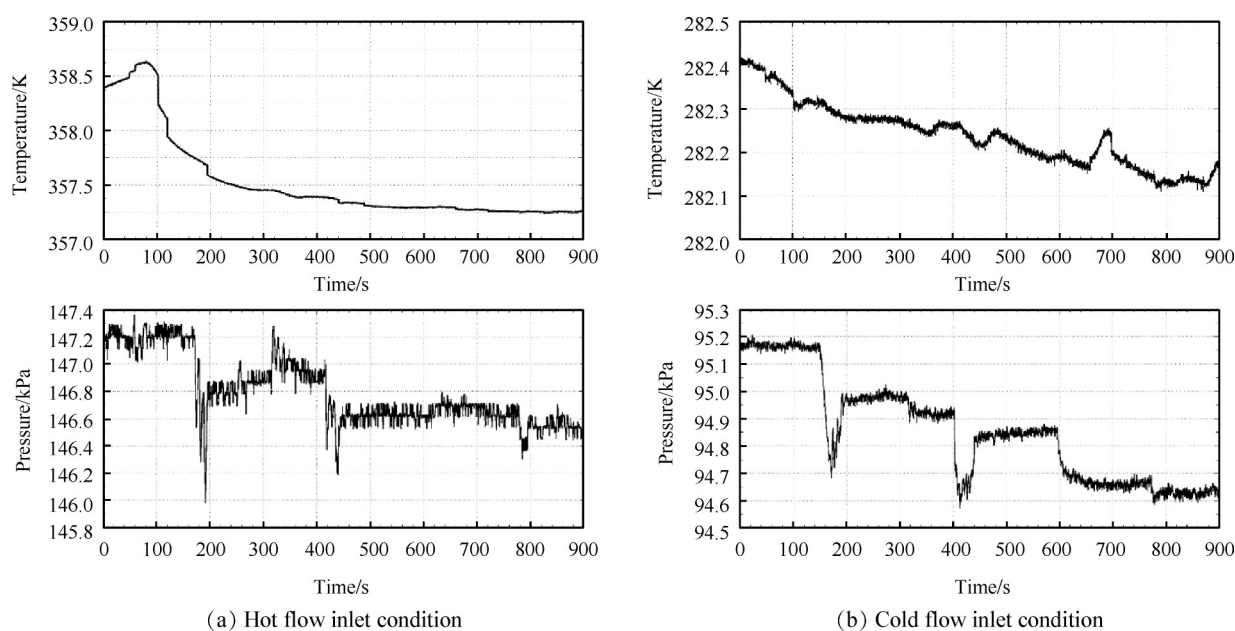


Fig. 11 Inlet conditions of FESS in mixing test one

知,在这次试验过程中,高低温两路气流的温度、压力基本保持不变,温度的变化不超过 1.5K、压力的变化不超过 1.4kPa;1号调节阀和2号调节阀的阀位控制曲线如图12所示;通过流量管进入试验发动机的流量变化曲线如图13所示。

根据上述验证机理用试验数据在 FESS 数值仿真平台中进行仿真获得 FESS 的温度、压力同实际测量温度、压力的对比结果如图14所示,由图可知,FESS 的温度、压力的仿真结果与实际测量温度、压力的最大误差分别不大于 2.5K,2kPa,且动态变化过程基本一致。仿真过程中,调节阀1、调节阀2的流量和进入试验发动机的流量如图15所示。

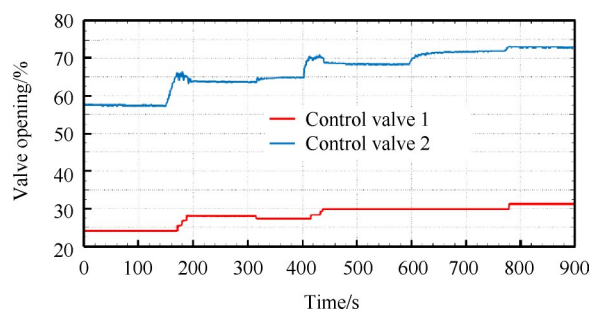


Fig. 12 Valve opening of control valves of FESS in mixing test one

在选取的第2次掺混试验中,FESS高低温两路进气的温度和压力的变化曲线如图16所示,由图可知,试验过程中高低温两路气流的温度、压力基本保持不变,温度的变化不超过 1K、压力的变化不超过 1kPa;试验过程中调节阀1、调节阀2的阀位变化过程

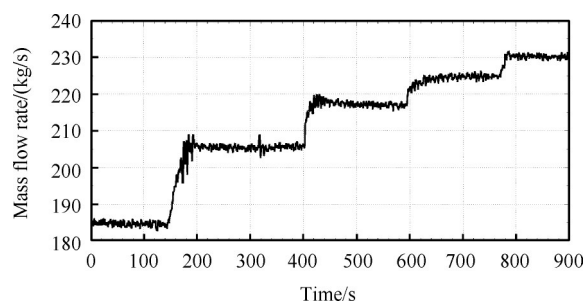
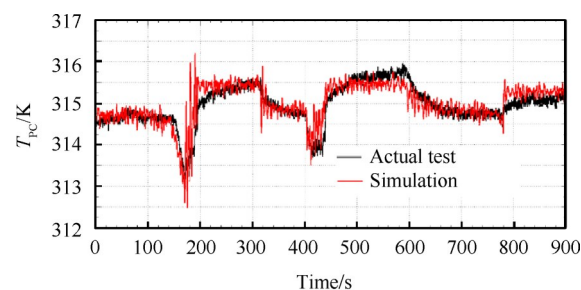
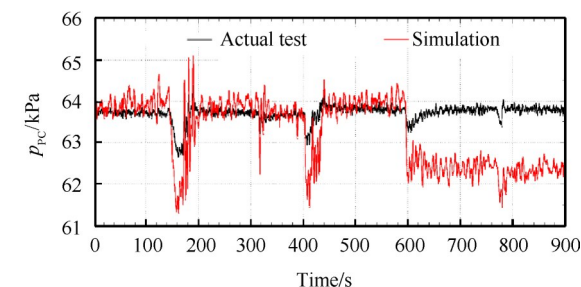


Fig. 13 Measurement mass flow rate of flow tube in mixing test one



(a) Temperature



(b) Pressure

Fig. 14 Comparison results of simulation and measurement of mixing test one

如图 17 所示;试验过程中通过流量管进入试验发动机的流量变化曲线如图 18 所示。

仿真获得 FESS 的温度、压力仿真结果同实际测

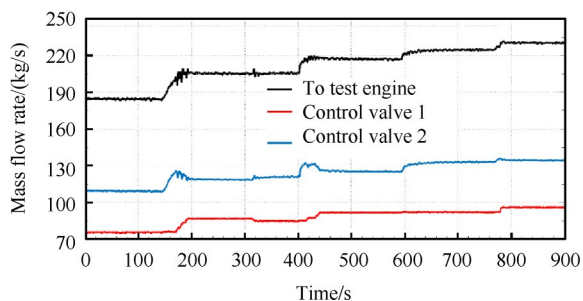
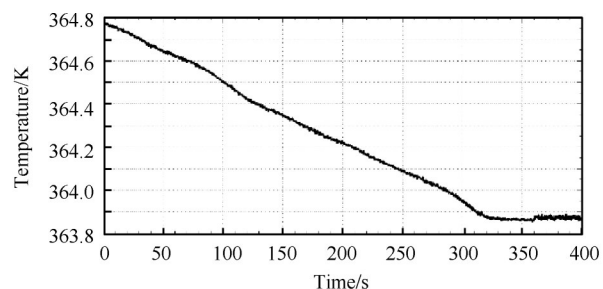
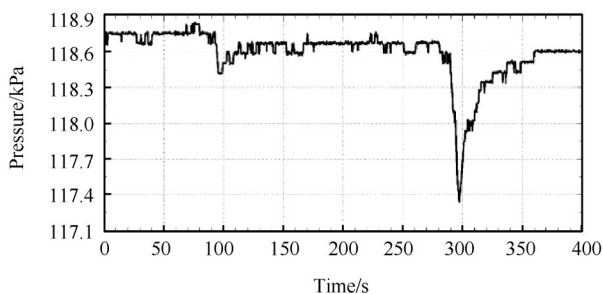


Fig. 15 Hot and cold mass flow rate of FESS and engine mass flow rate in mixing test one



(a) Hot flow inlet condition



(b) Cold flow inlet condition

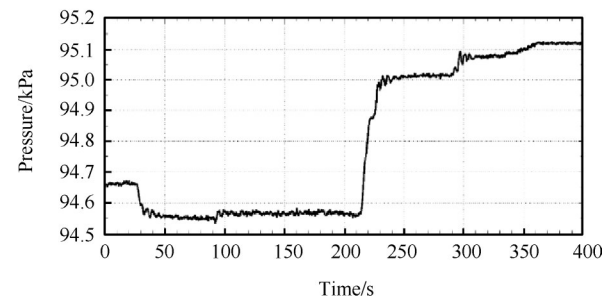
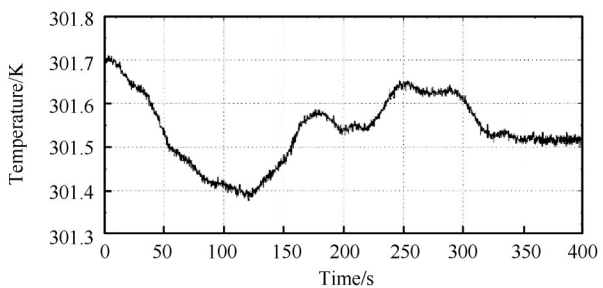


Fig. 16 Inlet conditions of FESS in mixing test two

量温度、压力的对比结果如图 19 所示,由图可知, FESS 的温度、压力的仿真结果与实际测量温度、压力的最大误差分别不大于 1K, 1kPa, 且动态变化趋势也几乎一致。仿真过程中,调节阀 1、调节阀 2 的流量和进入试验发动机的流量如图 20 所示。

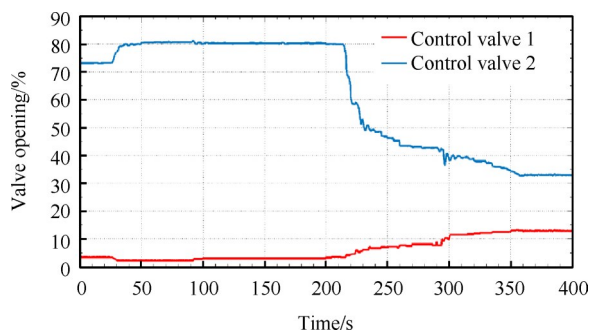


Fig. 17 Valve opening of control valves of FESS in mixing test two

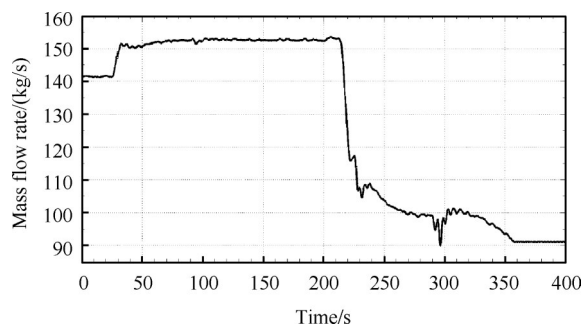
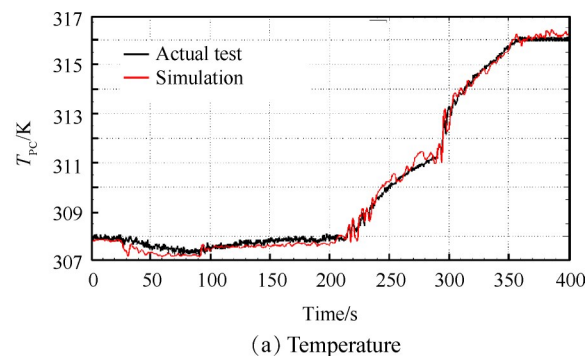
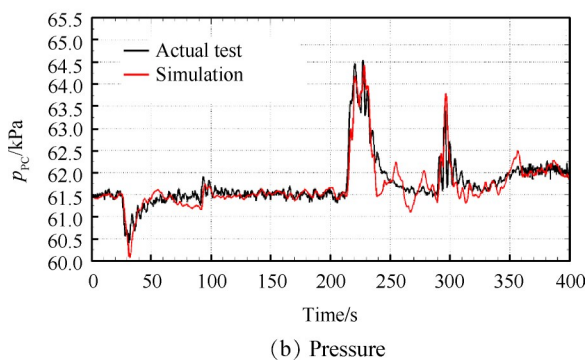


Fig. 18 Measurement mass flow rate of flow tube in mixing test two



(a) Temperature



(b) Pressure

Fig. 19 Comparison results of simulation and measurement of mixing test two

综上所述,通过使用FESS的两次掺混试验对FESS的仿真模型的对比验证结果表明,本文提出的建模方法建立的FESS的仿真模型置信度较高,仿真模型的温度和压力与实际试验的变化趋势基本一致。

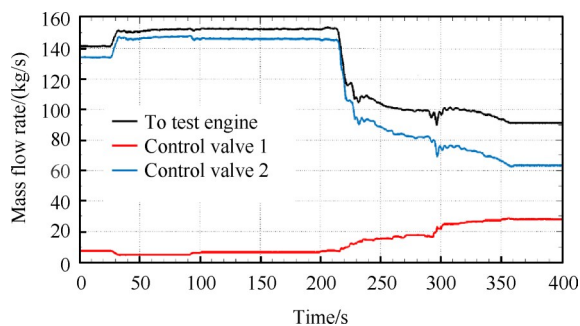


Fig. 20 Hot and cold mass flow rate of FESS and engine mass flow rate in mixing test two

3.2 典型发动机试验仿真分析

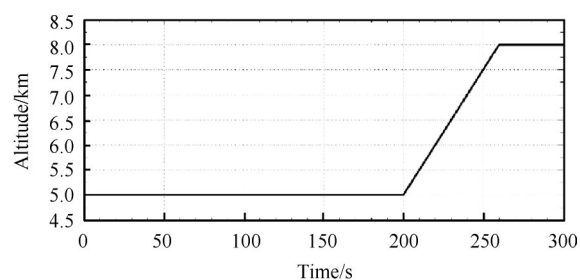
为了分析当前FESS的控制系统的控制能力,以实际FESS的PID控制器参数配置仿真平台数字控制器的PID参数,并根据典型的发动机试验项目(平飞加速试验、等马赫数爬升试验)来设计仿真试验进行仿真验证^[32]。

供气条件:假定FESS的高低温两路进气的状态保持恒定,高温路的进气温度、压力分别为323.15K, 140kPa;低温路的进气温度、压力分别为253.15K, 120kPa。

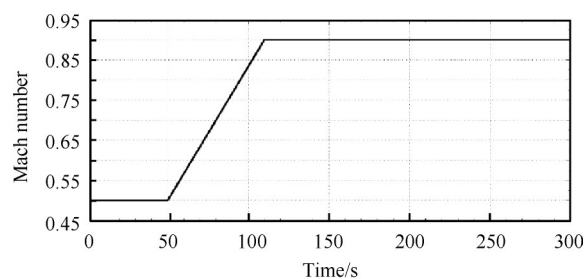
典型发动机试验条件:假定飞机保持飞行高度5km不变,飞行马赫数在1min之内由0.5加速到0.9(平飞加速),随后飞机保持飞行马赫数0.9不变,飞行高度在1min之内由5km爬升到8km(等马赫数爬升),这次试验飞行高度和飞行马赫数的设定条件如图21所示^[32]。

根据上述仿真条件在FESS数值仿真平台中进行仿真试验,FESS温度和压力的仿真结果如图22所示。图22(a)中,黑实线为发动机所需的进气温度,红虚线为FESS模拟的进气温度,由图可知,FESS模拟的进气温度基本能跟踪发动机进气温度的变化;图22(b)中,黑实线为发动机所需的进气压力,红虚线为FESS模拟的进气压力,由图可知,FESS模拟的进气也能跟随发动机进气压力的变化,但是试验中存在2.8kPa的最大超调量。仿真试验过程中发动机进气流量及流过FESS调节阀的流量如图23所示,由图可知,调节阀的流量始终随着发动机流量变化以确保对进气条件的模拟。

通过上述仿真试验分析可知,目前高空台FESS

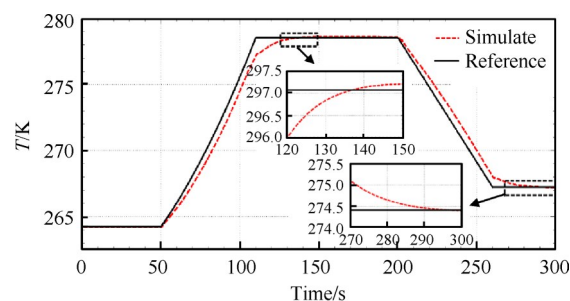


(a) Altitude condition

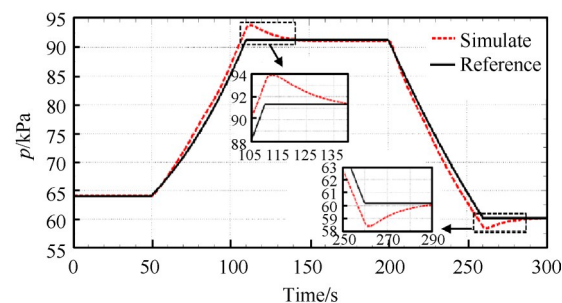


(b) Mach number condition

Fig. 21 Mach Dash and Zoom-Climb test conditions



(a) Temperature



(b) Pressure

Fig. 22 Simulation results of FESS with PID controller

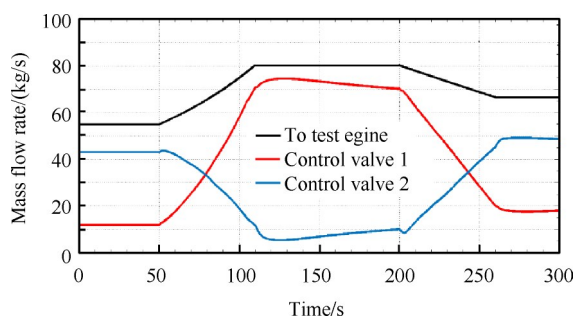


Fig. 23 Hot and cold mass flow rate of FESS and engine mass flow rate

控制系统具备进行发动机平飞加速和等马赫数爬升试验的能力,但是控制效果不够理想,后续可以通过基于本文建立的 FESS 仿真模型开展控制技术研究以提升 FESS 的控制能力。

4 结 论

本文针对现有高空台进气条件模拟系统建模不精确的问题,提出一种多容腔流-固传热的建模方法建立了 FESS 的仿真模型,并用掺混试验数据对模型进行了对比验证,同时设计了典型的发动机试验分析了 FESS 控制能力,主要结论如下:

(1)在考虑混合器气流掺混、流-固传热、管道压力损失等因素的影响下,提出的多容腔流-固传热的建模方法相比常规的单容腔建模方法,能更加准确地描述 FESS 中的物理过程。

(2)选取了两次 FESS 的掺混试验的数据,对 FESS 的仿真模型进行对比验证,结果表明,模型仿真结果与试验测量结果动态趋势一致,且温度、压力的最大误差分别不大于 2.5K,2kPa。

(3)根据典型的发动机试验项目设计了仿真试验,来分析现有 FESS 控制系统的能力,仿真试验分析表明,FESS 控制系统具备进行发动机平飞加速和等马赫数爬升试验的能力,但是控制效果不够理想,后续可以基于本文建立的 FESS 仿真模型开展控制技术研究以提升 FESS 的控制能力。

参考文献

- [1] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2014.
- [2] 王 曦, 朱美印, 张 松, 等. 国外高空模拟试车台控制系统技术发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(6): 49-55.
- [3] 朱美印, 张 松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟腔 μ 综合控制设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 3039-3048.
- [4] 张 松, 朱美印, 但志宏, 等. 飞行环境模拟腔积分型 μ 综合控制[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 660-666. (ZHANG Song, ZHU Mei-yin, DAN Zhi-hong, et al. The Integral Type μ Synthesis Control of Flight Environment Simulation Volume [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(3): 660-666.)
- [5] 刘增文. 涡轮基组合循环发动机概述[D]. 西安:西北工业大学, 2015.
- [6] 刘晓波, 罗月培, 曾 慧, 等. 国外 TBCC 关键技术及试验设备研究综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(4): 51-56.
- [7] Davis M, Montgomery P. A Flight Simulation Vision for Aero-Propulsion Altitude Ground Test Facilities [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 2005, 127(1): 21-31.
- [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 GT* 2001-0573.
- [9] Davis M W. Analysis of Aeropropulsion Test Facility Aerodynamic and Structural Issues Using Compression System Numerical Simulations[R]. *ASME GT* 2014-25068.
- [10] Davis M, Hale A, Beale D. An Argument of Enhancement of the Current Inlet Distortion Ground Test Practice for Aircraft Gas Turbine Engines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 235-241.
- [11] Pachthofer P M, Panek J W, Dicki D J. Advance in Engine Test Capabilities at the NASA Glenn Research Center's Propulsion System Laboratory[R]. *ASME GT* 2006-90181.
- [12] Montgomery P, Burdette R, Klepper J, et al. Evolution of a Turbine Engine Test Facility to Meet the Test Needs of Future Aircraft Systems [R]. *ASME GT* 2002-30605.
- [13] Sabine Köcke. Simulation eines Höhenprüfstands zur Untersuchung der Verdichter-Pumpverhütungs-Regelung [D]. Stuttgart: University of Stuttgart, 2009.
- [14] Der. Fakultät, Sebastian Bolk. Entwurf einer Mehrgößenregelung zur Sollwertfolge am Höhenprüfstand der Universität Stuttgart [D]. Stuttgart: University of Stuttgart, 2010.
- [15] Borairi M, Every D V. Design and Commissioning of a Multivariable Control System for a Gas Turbine Engine Test Facility [R]. *AIAA* 2006-3151.
- [16] Zhu M, Wang X. An Integral Type μ Synthesis Method for Temperature and Pressure Control of Flight Environment Simulation Volume [R]. *ASME GT* 2017-63529.
- [17] 朱美印, 王 曦, 但志宏, 等. 高空台进气控制系统压力 PI 增益调度控制研究[J]. 推进技术, 2019, 40(4): 902-910. (ZHU Mei-yin, WANG Xi, DAN Zhi-hong, et al. Pressure PI Gain Scheduling Control Research for Altitude Ground Test Facilities Air Intake Control System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(4): 902-910.)
- [18] 朱美印, 裴希同, 张 松, 等. 一种轮盘式特种调节阀流量特性的修正算法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5): 40-45.
- [19] 裴希同, 朱美印, 张 松, 等. 一种特种阀流量特性计算的经验公式迭代方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5): 35-39.
- [20] 朱美印, 张 松, 但志宏, 等. 一种大口径蝶阀流量

- 特性的坐标定位回归算法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(4): 39-44.
- [21] 马卡洛夫 A H. 节流装置计算[M]. 北京:冶金工业出版社, 1957.
- [22] 裴希同, 张 松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟系统数值建模与仿真研究[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1144-1152. (PEI Xi-tong, ZHANG Song, DAN Zhi-hong, 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.)
- [23] 李洪人. 液压控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 1981.
- [24] 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.
- [25] 田源道. 电液伺服阀技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2008.
- [26] 王春行. 液压控制系统[M]. 北京:机械工业出版社, 1999.
- [27] 朱美印, 王 曦, 裴希同, 等. 高空台飞行环境模拟系统温度延时不确定性 μ 综合设计[J]. 推进技术, 2020, 41(8). (ZHU Mei-yin, WANG Xi, PEI Xi-tong, et al. Temperature Delay Uncertainty μ Synthesis for Flight Environment Simulation System of Altitude Ground Test Facilities[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8).)
- [28] Zhu M, Wang X. Two Degree-of-Freedom μ Synthesis Control with Kalman Filter for Flight Environment Simulation Volume with Sensors Uncertainty [R]. *ASME GT* 2019-90116.
- [29] Zhu M, Wang X, Dan Z, et al. Two Freedom Linear Parameter Varying μ Synthesis Control for Flight Environment Testbed[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(5): 1204-1214.
- [30] Cengel Y A. Heat Transfer: A Practical Approach, 2nd Ed [M]. *New York: McGraw-Hill College*, 2002.
- [31] Cengel Y A, Boles M A. Thermodynamics: An Engineering Approach [M]. *New York: McGraw-Hill College*, 2006.
- [32] 朱美印, 王 曦, 张 松, 等. 基于LMI极点配置的高空台飞行环境模拟系统PI增益调度控制研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11). (ZHU Mei-yin, WANG Xi, ZHANG Song, et al. PI Gain Scheduling Control for Flight Environment Simulation System of Altitude Ground Test Facilities Based on LMI Pole Assignment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11).)

(编辑:张 贺)