

高空台飞行环境模拟腔 μ 综合控制设计

朱美印^{1,3}, 张松², 但志宏², 裴希同², 王信², 王曦^{1,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对航空发动机在高空台(AGTF)试验中高空飞行环境模拟腔(FESV)控制问题以及建模过程中产生的未建模动态不确定性问题,提出了一种 μ 综合控制结构方案,同时对于截止频率相差近几百倍的温度回路和压力回路的大差异特性,提出了采用同一加权灵敏度函数的处理方法,获得了模拟腔控制的期望效果;采用D-K迭代算法设计了 μ 综合控制器,为解决因系统矩阵不满秩带来的温度、压力同时控制的问题提供了一种设计方法和思路,不同的飞行轨迹仿真验证结果表明: μ 综合控制器对于飞行环境模拟腔温度和压力的控制效果一致性良好,动态误差不大于0.9%,稳态误差不大于0.5%,因此设计的 μ 综合控制系统具有伺服跟踪性能和鲁棒性能。

关键词: 高空台; 飞行进气条件; 模拟腔控制; μ 综合设计; D-K迭代算法

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A

μ synthesis control design of altitude ground test facilities' flight environment simulation volume

ZHU Meiyin^{1,3}, ZHANG Song², DAN Zhihong², PEI Xitong²,
WANG Xin², WANG Xi^{1,3}

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

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A μ synthesis control scheme was proposed for the control problem of flight environment simulation volume (FESV) when aeroengine was tested in altitude ground test facilities (AGTF) as well as the unmodeled dynamics uncertainty problem in the modeling process. At the same time, as for the large difference characteristic of cut-off frequency between temperature and pressure loop, the same weighted sensitive functions method was presented to solve the problem and the desired effect of simulation volume was obtained. The D-K iterative algorithm was used in the scheme to design μ synthesis controller of temperature and pressure, which can effectively solve the temperature and pressure simultaneous control design problem caused by system matrix without full rank. The different flight traj-

收稿日期:2016-05-18

作者简介:朱美印(1991—),男,博士生,主要从事航空发动机控制、高空台数字仿真平台研究以及鲁棒控制等。

引用格式: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. ZHU Meiyin, ZHANG Song, DAN Zhihong, et al. μ synthesis control design of altitude ground test facilities' flight environment simulation volume[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 3039-3048.

ectory simulation results show that, the μ synthesis controller has good control effects for temperature and pressure of FESV. Meanwhile, the dynamic control error is less than 0.9% and the steady state error is less than 0.5%, which means the μ synthesis controller has servo tracking performance and robust performance.

Key words: altitude ground test facilities; air intake conditions; simulation volume control; μ synthesis design; **D-K** iterative algorithm

现代先进战机具有超声速巡航、超机动能力、过失速机动等性能特征,这意味着为之提供动力的航空发动机应具有优越的性能,表现在起动迅速可靠、快速爬升侧滑、超常规机动加速等。高空模拟试验台为评估发动机这些优越的高空真实性能提供了物理设备试验条件,由于飞机的高速机动飞行,发动机进气条件和排气条件将实时随飞行条件的状态变化而急剧变化,这就要求高空模拟设备必须具备与之相匹配的环境模拟能力^[1-2]。

通常,大推力及中等推力的高空试验设备需要的功率十分巨大,必须采用特种流量阀进行调节,而特种流量调节阀由于试验条件的限制无法获得精准的输入输出特性,由此带来了系统建模的不确定性,导致实现发动机进气条件的温度、压力的同时调节带来了一定的难度。近年来,美国阿诺德工程发展中心(AEDC)对J2高空试验台采用掺混调温的方法实现了高空飞行环境模拟腔的温度、压力同时控制^[3-6];德国斯图加特针对BR-700系列核心机快速加减速过渡态在高空台上进行了高空飞行环境模拟腔的温度、压力同时控制^[7],但相比美国AEDC控制效果较差。

目前国内高空台对高空飞行环境模拟的设备能力只能实现保持温度不变条件下对发动机进气压力进行控制,与国外高空台技术状态尚存在一定的差距,如何提升国内高空台的设备建设能力,显然已成为现阶段迫切需要解决的技术难题。

针对高空模拟条件即大空气流量下的飞行环境模拟腔控制以及建模过程中产生的未建模动态不确定性问题,本文采用先进的现代控制理论 μ 综合控制方法预先开展相关研究^[8-10],提出了一种高空飞行环境模拟腔 μ 综合控制的方法,在同条件下与美国阿诺德高空台和德国斯图加特高空台试验数据对比验证。

1 μ 综合问题描述

考虑如图 1 所示的用线性分式变换描述的 μ 综合控制设计问题, $\mathbf{K}(s)$ 表示系统的控制器, $\mathbf{P}(s)$ 表示系统的开环增广传递函数矩阵,它包括

系统的标称模型、性能加权函数以及不确定加权函数,可以分块表示为

$$\mathbf{P}(s) = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中 Δ 为系统的不确定性,属于不确定性集合 Δ° ,其定义如下:

$$\Delta^\circ = \{ \text{diag}[\delta_1 \mathbf{I}_{r_1}, \dots, \delta_s \mathbf{I}_{r_s}, \Delta_1, \dots, \Delta_f] : \delta_i \in \mathbf{C}, \Delta_j \in \mathbf{C}^{m_j \times m_j} \} \tag{2}$$

式中两个非负整数 s 和 f 分别为重复的对角子块和满子块的个数; $r_1, \dots, r_s$ 和 $m_1, \dots, m_f$ 为各子块的维数, $\sum_{i=1}^s r_i + \sum_{j=1}^f m_j = n$, n 为不确定模块 Δ 的维度。

将被控对象用上线性分式变换描述为

$$\{F_u(\mathbf{P}, \Delta) : \Delta \in \Delta^\circ, \max_w \bar{\sigma}[\Delta(j\omega)] \leq 1\} \tag{3}$$

式中 $F_u(\mathbf{P}, \Delta)$ 为上线性分式变换, $\bar{\sigma}(\cdot)$ 为矩阵最大奇异值^[10-11]。

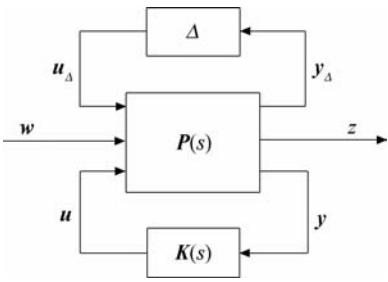


图 1 μ 综合控制设计问题结构图
Fig. 1 Block-diagram of the μ synthesis control design problem

定义上述 μ 综合控制结构图中的下分式变换阵为

$$\mathbf{M}(s) = F_l(\mathbf{P}, \mathbf{K}) \tag{4}$$

式中 $F_l(\mathbf{P}, \mathbf{K})$ 为下线性分式变换。

μ 综合设计问题是确定一个控制器 $\mathbf{K}(s)$ 使得标称系统稳定,同时对于任意的 $\Delta \in \Delta^\circ, \max_w \bar{\sigma}[\Delta(j\omega)] \leq 1$, 闭环系统稳定,并且满足 $\|F_u[\mathbf{M}, \Delta]\|_\infty < 1$ 。

定义不确定性结构如下:

$$\Delta_p \stackrel{\text{def}}{=} \left\{ \begin{bmatrix} \Delta & 0 \\ 0 & \Delta_f \end{bmatrix} : \Delta \in \Delta^\circ, \Delta_f \in \mathbf{C}^{n_w \times n_z} \right\} \quad (5)$$

式中 Δ_f 为假想的复数(非结构)不确定性。在所有稳定的控制器集合 $\mathbf{K}(s)$ 中,最小化闭环系统传递函数矩阵 $\mathbf{M}(s)$ 的最大结构奇异值 $\mu_{\Delta_p}(\cdot)$,可获得 μ 综合控制器,即

$$\min_{\mathbf{K} \text{ Stabilizing}} \max_w \mu_{\Delta_p}[\mathbf{M}(j\omega)] \quad (6)$$

2 D-K 迭代算法

对于 μ 综合问题最优控制器的求解,目前还没有一个直接的方法,只能通过 **D-K** 迭代算法不断的缩小结构奇异值 μ 的上下界来求解。为了推导 **D-K** 迭代算法,引入引理 1 和定理 1。

引理 1^[12-13]

$$\rho(\mathbf{M}) \leq \mu(\mathbf{M}) \leq \bar{\sigma}(\mathbf{M}) \quad (7)$$

式中 $\mathbf{M}$ 为 $n \times n$ 的矩阵, $\rho(\mathbf{M})$ 为矩阵 $\mathbf{M}$ 的谱半径, $\bar{\sigma}(\mathbf{M})$ 为矩阵 $\mathbf{M}$ 奇异值的上界。

引理 1 给出了结构奇异值 $\mu(\mathbf{M})$ 的上界和下界。由于 $\rho(\mathbf{M})$ 和 $\bar{\sigma}(\mathbf{M})$ 之间的差值可能很大,用此不等式估计 $\mu(\mathbf{M})$ 会带来误差大的问题。为准确求取 $\mu(\mathbf{M})$ 的值,采用对 $\mathbf{M}$ 变换的方法,以改变 $\rho(\mathbf{M})$ 和 $\bar{\sigma}(\mathbf{M})$ 的值,但并不改变 $\mu(\mathbf{M})$ 的值,以此进入迭代过程,不断缩小 $\mu(\mathbf{M})$ 的范围。为此,定义以下两个常数矩阵用以实现上述想法。定义如下:

$$\mathbf{U}^\circ = \{ \mathbf{U} \in \Delta; \mathbf{U}\mathbf{U}^* = \mathbf{I}_n \}$$

$$\mathbf{D}^\circ = \{ \mathbf{D}^\circ = \text{diag}[\mathbf{D}_1, \dots, \mathbf{D}_s, d_1 \mathbf{I}_{m1}, \dots, d_j \mathbf{I}_{mf}] : \mathbf{D}_i \in \mathbf{C}^{r_i \times r_i}, \mathbf{D}_i = \mathbf{D}_i^*, d_j > 0 \} \quad (8)$$

式中 $\mathbf{U}$ 为块对角酉阵,对于任意 $\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ, \Delta \in \Delta^\circ, \mathbf{U}^* \in \mathbf{U}^\circ$, 矩阵 $\mathbf{U}$ 和 $\mathbf{D}$ 与 Δ 的结构一致。同时,对于任意的 $\Delta \in \Delta^\circ, \mathbf{U}^* \in \mathbf{U}^\circ$ 和 $\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ$, 考虑到 $\mathbf{D}$ 与 Δ 或 $\mathbf{D}^{-1}$ 与 Δ 的互换性,可得

$$\begin{cases} \bar{\sigma}(\mathbf{U}^* \Delta) = \bar{\sigma}(\Delta \mathbf{U}^*) = \bar{\sigma}(\Delta), \\ \mathbf{U}^* \Delta \in \Delta^\circ, \quad \Delta \mathbf{U}^* \in \Delta^\circ \\ \mathbf{D} \Delta \mathbf{D}^{-1} = \Delta, \quad \bar{\sigma}(\mathbf{D} \Delta \mathbf{D}^{-1}) = \bar{\sigma}(\Delta), \\ \mathbf{D} \Delta \mathbf{D}^{-1} \in \Delta^\circ \end{cases} \quad (9)$$

考虑到 $\det[\mathbf{I} - \mathbf{M}\Delta] = \det[\mathbf{I} - \mathbf{M}\mathbf{U}(\mathbf{U}^* \Delta)]$, 根据结构奇异值定义^[12],可得

$$\mu(\mathbf{M}\mathbf{U}) = \mu(\mathbf{M}) \quad (10)$$

同理,考虑到

$$\det(\mathbf{I} - \mathbf{M}\Delta) = \det[\mathbf{I} - \mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}\Delta\mathbf{D}] = \det[\mathbf{I} - (\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1})\Delta] \quad (11)$$

可得

$$\mu(\mathbf{M}) = \mu(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}) \quad (12)$$

因此,根据上述关系可得

$$\begin{aligned} \rho(\mathbf{M}\mathbf{U}) &\leq \mu(\mathbf{M}\mathbf{U}) = \mu(\mathbf{M}) = \\ \mu(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}) &\leq \bar{\sigma}(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}) \end{aligned} \quad (13)$$

由此有如下定理。

定理 1^[12,14]

$$\max_{\mathbf{U} \in \mathbf{U}^\circ} [\rho(\mathbf{M}\mathbf{U})] \leq \mu(\mathbf{M}) \leq \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} [\bar{\sigma}(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1})] \quad (14)$$

μ 综合设计的目标是设计一个稳定的控制器 $\mathbf{K}$,使式(6)成立,因此,根据定理 1,只需求解如下不等式:

$$\mu(\mathbf{M}) \leq \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} [\bar{\sigma}(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1})] \quad (15)$$

由于 $\bar{\sigma}(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1})$ 在 $\ln \mathbf{D}$ 上是凸优的^[10,14],在 $2s + f \leq 3$ 的情况下,可以证明^[8]

$$\mu(\mathbf{M}) = \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} [\bar{\sigma}(\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1})] \quad (16)$$

引入对角缩放矩阵 $\mathbf{D}$ 可将 μ 综合的优化问题式(6)转化为

$$\inf_{\mathbf{K}(s)} \sup_{\omega \in \mathbf{R}} \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} \{ \bar{\sigma}[\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}(j\omega)] \} \quad (17)$$

由式(17)可知,当给定矩阵 $\mathbf{D}$ 时,这是一个标准的 H_∞ 优化问题,即

$$\inf_{\mathbf{K}(s)} \|\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}(j\omega)\|_\infty \quad (18)$$

当固定 $\mathbf{K}(s)$ 时,式(17)就是一个关于 $\mathbf{D}$ 阵的在每个 ω 下的凸优化问题,即

$$\sup_{\omega \in \mathbf{R}} \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} \{ \bar{\sigma}[\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}(j\omega)] \} \quad (19)$$

综上所述,可得 μ 综合 **D-K** 迭代算法如下:

步骤 1 给定初猜阵 $\mathbf{D}$,可设为单位阵 $\mathbf{I}$ 。

步骤 2 求解 H_∞ 优化问题式(18),可得

$$\mathbf{K} = \arg \inf_{\mathbf{K}(s)} \|\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}(j\omega)\|_\infty \quad (20)$$

步骤 3 将求解出的 $\mathbf{K}$ 固定,在选定的频率范围内对凸优化问题式(19)求解,可得

$$\mathbf{D}(j\omega) = \arg \sup_{\omega \in \mathbf{R}} \inf_{\mathbf{D} \in \mathbf{D}^\circ} \{ \bar{\sigma}[\mathbf{D}\mathbf{M}\mathbf{D}^{-1}(j\omega)] \} \quad (21)$$

步骤 4 检测迭代收敛条件

$$\mu_{\Delta_p}[\mathbf{M}(j\omega)] < \epsilon \quad (22)$$

若上述条件满足,则所求 $\mathbf{K}$ 为 μ 综合控制器,迭代结束;否则执行步骤 5。

步骤 5 对 $\mathbf{D}(j\omega)$ 进行频域辨识,获得一个稳定的最小相位传递函数矩阵 $\mathbf{D}(s)$,重复步骤 2 到步骤 4 的过程。

3 控制器设计

3.1 不确定模型的建立

国内飞行环境模拟腔结构简图如图 2 所示。该腔有两路进气和一路排气,其中 T_{in1} 路为高温气流, T_{in2} 路为低温气流。在发动机试验中通过

高低温两路气流的掺混以及进出口流量的匹配来获得发动机的进口条件。飞行环境模拟腔的温度和压力非线性微分方程如下：

$$\frac{dT}{dt} = \frac{RT}{Vp(c_p - R)}[-(h_{out} - RT)(W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) + (h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out})]$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V}\left[T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R}\right] \cdot (W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) + \frac{R}{V(c_p - R)}(h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out})$$
(23)

式中 T 为模拟腔温度, p 为模拟腔压力, V 为模拟腔容积, W_{in1} 为第一路进气流量, W_{in2} 为第二路进气流量, W_{out} 为排气流量, h_{in1} 为第一路进气的焓, h_{in2} 为第二路进气的焓, h_{out} 为排气的焓, c_p 为气体的比定压热容, R 为气体常数。

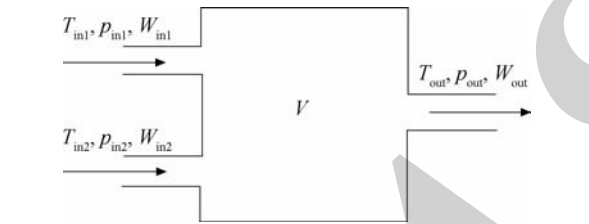


图 2 飞行环境模拟腔结构简图
 Fig. 2 Structure diagram of FESV

定义状态空间模型的状态向量为 $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta T \\ \Delta p \end{bmatrix}$,

控制向量为 $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \Delta W_{in1} \\ \Delta W_{in2} \end{bmatrix}$, 干扰向量为 $\mathbf{d} =$

$\begin{bmatrix} \Delta W_{out} \\ \Delta T_{in1} \\ \Delta T_{in2} \end{bmatrix}$, 根据模拟腔稳态工作点小偏差原理对

上述非线性微分方程进行线性化可得线性模型

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{u} + \mathbf{B}_2\mathbf{d}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x}$$
(24)

式中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{T}}{\partial T} & \frac{\partial \dot{T}}{\partial p} \\ \frac{\partial \dot{p}}{\partial T} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial p} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{T}}{\partial W_{in1}} & \frac{\partial \dot{T}}{\partial W_{in2}} \\ \frac{\partial \dot{p}}{\partial W_{in1}} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial W_{in2}} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{T}}{\partial W_{out}} & \frac{\partial \dot{T}}{\partial T_{in1}} & \frac{\partial \dot{T}}{\partial T_{in2}} \\ \frac{\partial \dot{p}}{\partial W_{out}} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial T_{in1}} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial T_{in2}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

上述模型的稳态工作点参数如表 1 所示。按

表 1 参数计算出的飞行环境模拟腔稳态点线性模型, 将其定义为标称模型 $\mathbf{G}_{nom}$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.4348 & 0 \\ -137.8271 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} 0.5758 & 0.032 \\ 428.6271 & 256.2411 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} -0.3109 & 0.2243 & 0.2114 \\ -344.6607 & 71.1054 & 67.0062 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

表 1 线性模型稳态点参数

参数	数值
T/K	300.081
p/Pa	95123
V/m^3	350
$W_{in1}/(\text{kg/s})$	61.55
$W_{in2}/(\text{kg/s})$	58.45
$W_{out}/(\text{kg/s})$	120
$h_{in1}/(\text{J/kg})$	373910.64
$h_{in2}/(\text{J/kg})$	223237.72
$h_{out}/(\text{J/kg})$	300520.35
$c_p/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	1003.89
$R/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	287.05

考虑如图 3 所示的乘性不确定性(图中 $\mathbf{u}$ 为控制量, $\mathbf{y}$ 为输出量), 则含乘性不确定性的模型可以描述为

$$\mathbf{G} = \mathbf{G}_{nom} [1 + \mathbf{W}_m(s)\Delta_m(s)], \quad |\Delta_m(s)| \leq 1$$
(25)

将 $[1 + \mathbf{W}_m(s)\Delta_m(s)]$ 定义为乘性不确定性摄动模块 $\mathbf{W}_a$, 其中 $\mathbf{W}_m(s)\Delta_m(s)$ 为模型不确定性的乘性摄动, $\mathbf{W}_m(s)$ 为乘性摄动的最大值。

为了确定乘性权重传递函数 $\mathbf{W}_m(s)$, 计算飞

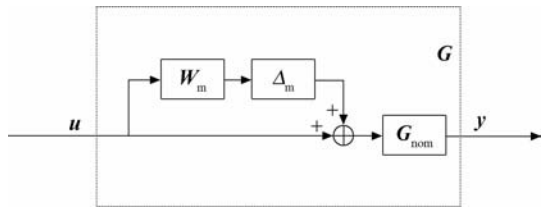


图 3 乘性不确定性模型

Fig. 3 Plant with multiplicative uncertainty model

行环境模拟腔在整个工作范围内 8 个工作点的线性模型 $G(s)$ 与标称模型 $G_{\text{nom}}(s)$ 的频率响应的相对误差,根据式(5)可得

$$\frac{|G(j\omega) - G_{\text{nom}}(j\omega)|}{|G_{\text{nom}}(j\omega)|} \leq |W_m(s)| \quad (26)$$

所以 $|W_m(s)|$ 为误差频率响应的上界。8 个工作点由 $W_{\text{in}1}$ 到 T 和 $W_{\text{in}2}$ 到 p 的传递函数与标称模型间的相对误差的频率响应分别如图 4 和图 5 所示。

由 $W_{\text{in}1}$ 到 T 和 $W_{\text{in}2}$ 到 p 的传递函数的伯德图分别如图 6 和图 7 所示,由图可知,由控制输入

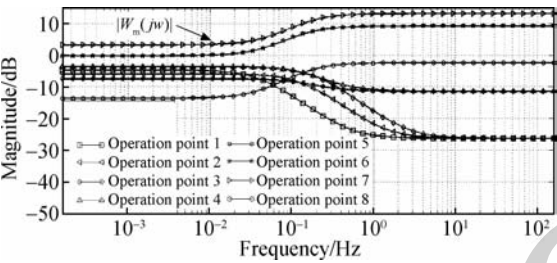


图 4 $W_{\text{in}1}$ 到 T 的传递函数与标称模型间的相对误差的频率响应

Fig. 4 Relative error frequency response between transfer function from $W_{\text{in}1}$ to T and nominal model

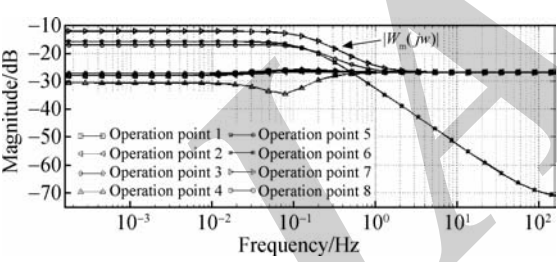


图 5 $W_{\text{in}2}$ 到 p 的传递函数与标称模型间的相对误差的频率响应

Fig. 5 Relative error frequency response between transfer function from $W_{\text{in}2}$ to p and nominal model

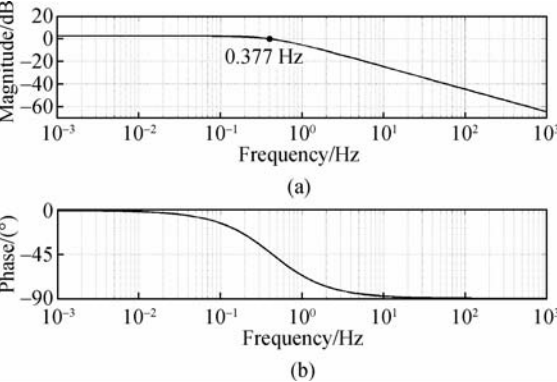


图 6 $W_{\text{in}1}$ 到 T 的伯德图

Fig. 6 Bode diagram from $W_{\text{in}1}$ to T

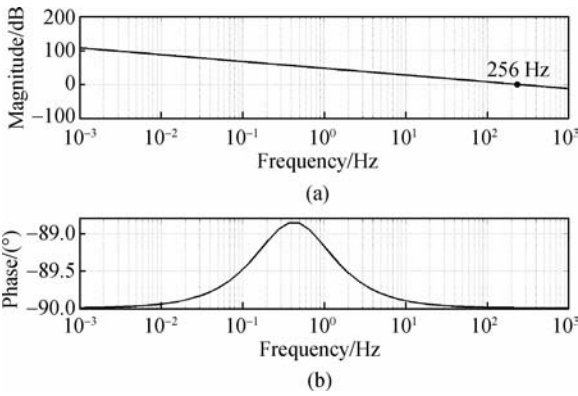


图 7 $W_{\text{in}2}$ 到 p 的伯德图

Fig. 7 Bode diagram from $W_{\text{in}2}$ to p

$W_{\text{in}1}$ 到 T 的截止频率为 0.377 Hz,由另一路控制输入 $W_{\text{in}2}$ 到 p 的截止频率为 256 Hz,飞行环境模拟腔被控温度和压力的响应速度相差数百倍,导致了温压同时控制的难度增大。 A 为非满秩阵,并考虑到 μ 综合设计对于被控对象约束条件低的要求,本文采用了以下的 μ 综合方法进行设计。

3.2 μ 综合控制器设计

构造 μ 综合控制闭环系统结构如图 8 所示。

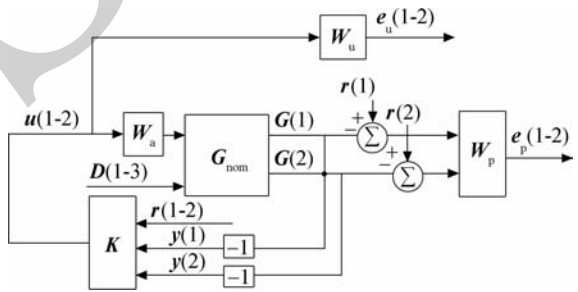


图 8 闭环系统结构图

Fig. 8 Diagram of closed-loop system

图 8 中 G_{nom} 为飞行环境模拟腔标称模型, W_a 为乘性不确定性扰动模块, K 为 μ 综合控制器, W_u 为控制量加权函数, W_p 为性能加权函数,符号后 $\{1-x\}$ 表示该变量是一个 x 维的列向量, $\{x\}$ 表示向量的第 x 个值。

3.2.1 性能加权函数的确定

设计灵敏度函数 S 的加权为

$$W_p = \frac{1}{E} \cdot \frac{s/\omega_b M + 1}{s/\omega_b E + 1} \quad (27)$$

式中 ω_b 为带宽频率, E 为系统最大稳态跟踪误差, M 为 S 的最大峰值^[15-17]。

考虑到飞行环境模拟腔被控温度和压力的响应特性,采用相同的 S 以获得同时控制效果,为

此,将 S 的性能参数设计为: ω_b 为 5 rad/s , E 为 10^{-4} , M 为 2。由此,双回路性能加权函数为

$$W_p = \begin{bmatrix} W_{p11} & 0 \\ 0 & W_{p22} \end{bmatrix} \tag{28}$$

式中 W_{p11} 、 W_{p22} 分别对温度和压力控制回路的加权,即

$$W_{p11} = W_{p22} = 10^4 \frac{s/10 + 1}{s/0.0005 + 1} \tag{29}$$

W_{p11} 幅频响应如图 9 所示。

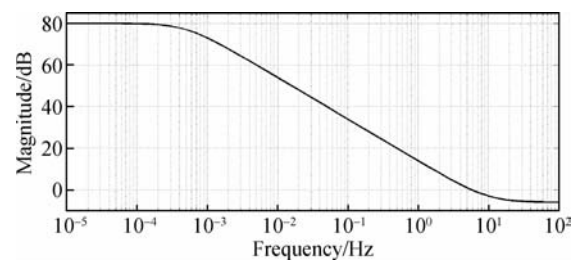


图 9 性能加权函数的幅值响应

Fig. 9 Magnitude response of performance weighting function

3. 2. 2 控制量加权函数的确定

采用低频放开限制,中频逐步限制,高频最大限制的原则来构造控制量加权函数,则

$$W_u = \begin{bmatrix} W_{u11} & 0 \\ 0 & W_{u22} \end{bmatrix} \tag{30}$$

同理,对飞行环境模拟腔的温度和压力控制,为获得同时控制效果,采用相同的加权函数

$$W_{u11} = W_{u22} = 0.05 \frac{s/0.5 + 1}{s/100 + 1} \tag{31}$$

W_{u11} 幅频响应如图 10 所示。

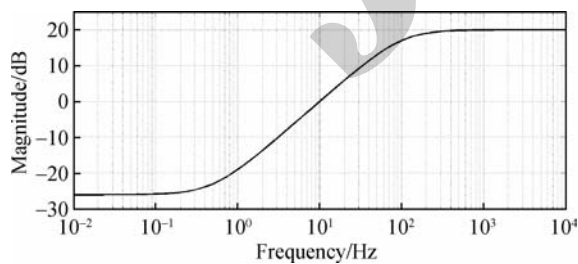


图 10 控制量加权函数的幅值响应

Fig. 10 Magnitude response of control weighting function

3. 2. 3 μ 综合控制器设计

按上述 μ 综合 $D-K$ 迭代算法进行求解,可获得一个 6 阶的 μ 综合控制器。将其与飞行环境模拟腔模型构成闭环系统。

温度回路和压力回路的奈奎斯特图如图 11

和图 12 所示,两者的幅值裕度都为无穷,相角裕度分别为 66° 和 104° 。

温度回路的灵敏度函数和补灵敏度函数的幅频特性图如图 13 所示,由图可知,在低频段灵敏度函数的幅值远小于 0 dB,系统具有抗干扰性能和伺服跟踪性能,在高频段补灵敏度函数每 10 倍频程幅值衰减 -40 dB ,具有高频噪声抑制能力。压力回路灵敏度函数和补灵敏度函数的幅频特性图如图 14 所示,其频域响应特性与温度回路和压

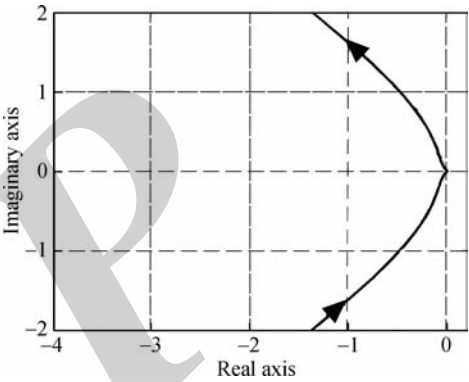


图 11 温度回路奈奎斯特图

Fig. 11 Nyquist diagram of temperature loop

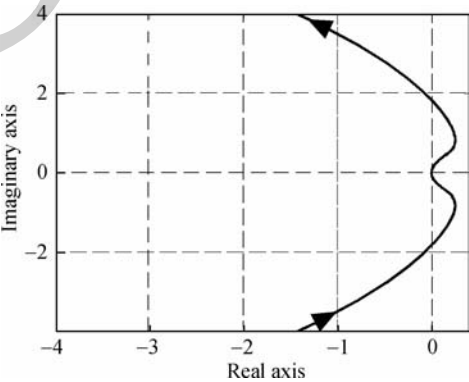


图 12 压力回路奈奎斯特图

Fig. 12 Nyquist diagram of pressure loop

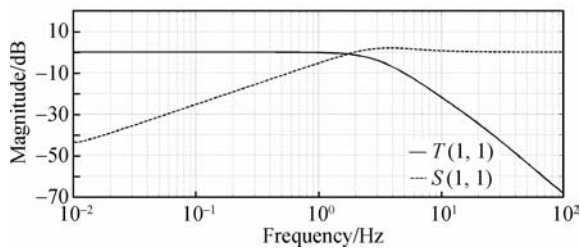


图 13 温度回路灵敏度和补灵敏度函数幅频特性图

Fig. 13 Amplitude-frequency characteristics diagram of sensitivity and complementary functions of temperature

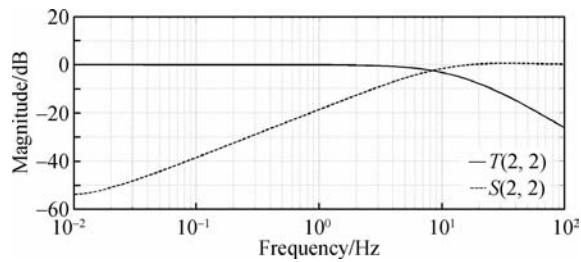


图 14 压力回路灵敏度和补灵敏度函数幅频特性图

Fig. 14 Amplitude-frequency characteristics diagram of sensitivity and complementary functions of pressure

力回路的类似,因此,压力回路同样具有抗干扰性能和伺服跟踪性能以及高频噪声抑制能力。

4 仿真验证

本文仿真验证分为 3 个部分,首先,采用单位阶跃信号来分析控制器的控制效果;其次,由于国内高空台温压同时控制条件尚不成熟,无试验数据,为了验证算法的有效性,采用美国阿诺德高空台和德国斯图加特高空台的试验数据来进行对比分析验证。最后,为了深入探讨本文算法的鲁棒伺服能力,根据自己的仿真情况拟定了新的飞行轨迹:飞机以等马赫数(马赫数为 0.8)在 5 s 内从 7620 m 爬升到 12192 m 的高度,相比国外 50 s 内的动态变化更为苛刻。另外,从数字仿真角度本节不考虑温度传感器的滞后以及飞行环境模拟腔外管壁热传导换热的影响。

4.1 控制器控制效果分析

将设计出的 μ 综合控制器和飞行环境模拟腔模型构成闭环系统,然后用单位阶跃信号作为温度和压力回路的输入信号,控制器对温度和压力的控制效果分别如图 15 和图 16 所示。图中 y_t 为温度阶跃量, T_{act} 为仿真温度, T_{ref} 为设定温度, y_p 为压力阶跃量, p_{act} 为仿真压力, p_{ref} 为设定压力。

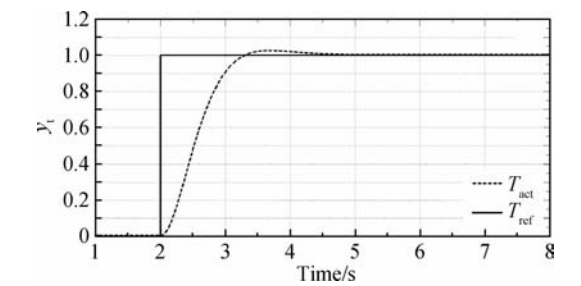


图 15 温度回路单位阶跃响应

Fig. 15 Unit step response of temperature loop

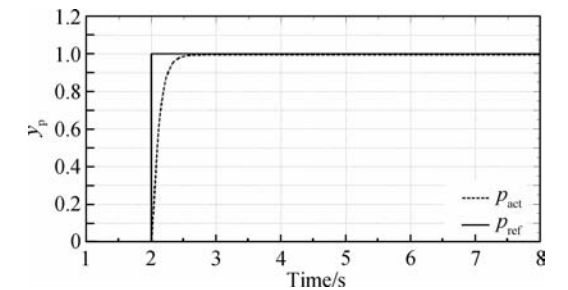


图 16 压力回路单位阶跃响应

Fig. 16 Unit step response of pressure loop

从图 15 和图 16 中可以看出,控制器对温度单位阶跃信号的调节时间为 1.5 s 和最大超调量为 3%,控制器对压力单位阶跃信号的调节时间为 0.6 s 和最大超调量为零。

4.2 对比验证

4.2.1 “急速爬升”非畸变进气飞行环境仿真

采用文献[6]AEDC 高空台中的“急速爬升”非畸变进气飞行环境试验数据作为本文模拟输入条件。仿真过程为:飞机以等马赫数(马赫数为 0.8)在 50 s 内从 7620 m 爬升到 12192 m 的高度,其后高度近似保持不变。

AEDC 高空台的试验结果显示,压力响应曲线很好,但是温度响应曲线出现较大摆动。

采用与上述 AEDC 高空台相同的飞行环境模拟输入数据,用本文算法构建了数字仿真平台, μ 综合控制器仿真结果如图 17~图 20 所示,图 17 和图 18 分别为飞行环境模拟腔压力和温度的仿真曲线,从仿真曲线可知,压力、温度响应达到了伺服跟踪的效果,在响应过程中误差很小,从图中局部放大图可知,压力的绝对误差在 68.95 Pa 以内,温度的绝对误差在 0.028 K 以内,动态误差不大于 0.9%,稳态误差不大于 0.5%。图 19 和图 20 为二路空气进气量的控制作用曲线,由图可知,在动态控制的始末段,二路空气进气量做出了

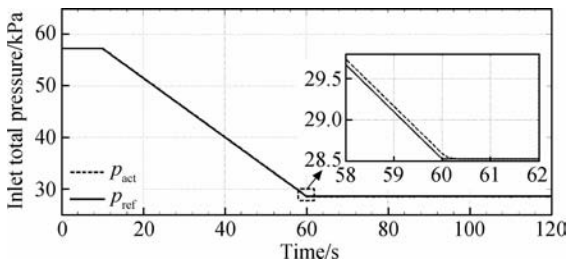


图 17 飞行环境模拟腔压力仿真曲线(急速爬升)

Fig. 17 Simulation curve of pressure of FESV (zoom-climb)

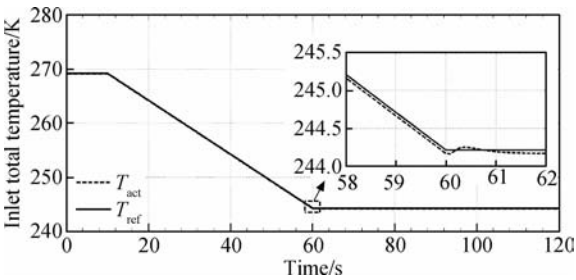


图 18 飞行环境模拟腔温度仿真曲线(急速爬升)

Fig. 18 Simulation curve of temperature of FESV (zoom-climb)

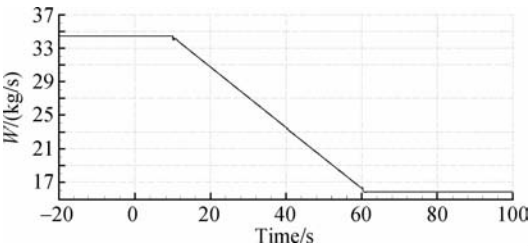


图 19 飞行环境模拟腔 W_{in1} 仿真曲线(急速爬升)

Fig. 19 Simulation curve of W_{in1} of FESV (zoom-climb)

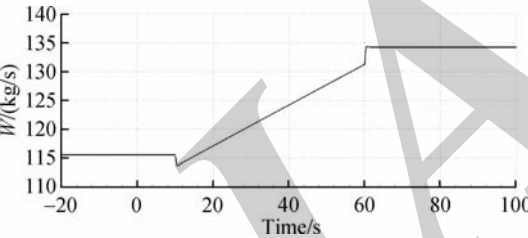


图 20 飞行环境模拟腔 W_{in2} 仿真曲线(急速爬升)

Fig. 20 Simulation curve of W_{in2} of FESV (zoom-climb)

快速的变化,以快速调节闭环偏差,从而保证了模拟腔压力、温度的伺服跟踪。

4. 2. 2 BR-700 核心机快速加减速过渡态试验

采用文献[7]中斯图加特高空台上进行的 BR-700 系列核心机快速加减速过渡态试验数据进行仿真实验验证。仿真过程为:BR-700 核心机的进口总温在 4 s 内从 318 K 增加到 378 K,同时进口总压从 101 325 Pa 增加到 161 325 Pa,达到稳定状态之后,进口总温又在 4 s 内迅速从 378 K 减小到 318 K,同时进口总压从 161 325 Pa 减小到 101 325 Pa。

斯图加特高空台试验结果显示,飞行环境模拟腔的压力除了出现轻微摆动外基本上能跟踪进口压力的变化,但温度动态响应很慢,需要约 20 s

才能进入稳态。

采用与上述斯图加特高空台相同的飞行环境模拟输入数据, μ 综合控制器对飞行环境模拟腔压力和温度的仿真结果如图 21 和图 22 所示,图中 $p_{tl,req}$ 为总压的设定压力, $p_{tl,act}$ 为总压的仿真压力, $T_{tl,req}$ 为总温的设定温度, $T_{tl,act}$ 为总温的仿真温度。由图可知,飞行环境模拟腔的压力和温度均能快速响应 BR-700 核心机进口压力和温度的快速变化,从图中局部放大图可知,压力的绝对误差在 100 Pa 以内,温度的绝对误差在 2 K 以内,动态误差不大于 0.9%,稳态误差不大于 0.5%。图 23 和图 24 分别为飞行环境模拟腔两路空气控制作用曲线,第 1 路进气为高温路,第 2 路进气为低

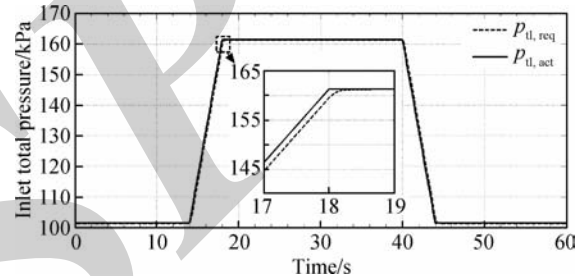


图 21 飞行环境模拟腔压力仿真曲线(BR-700 核心机)

Fig. 21 Simulation curve of pressure of FESV (BR-700 core engine)

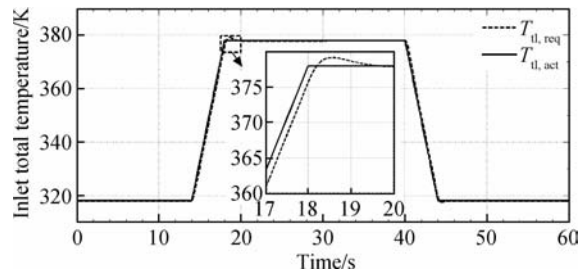


图 22 飞行环境模拟腔温度仿真曲线(BR-700 核心机)

Fig. 22 Simulation curve of temperature of FESV (BR-700 core engine)

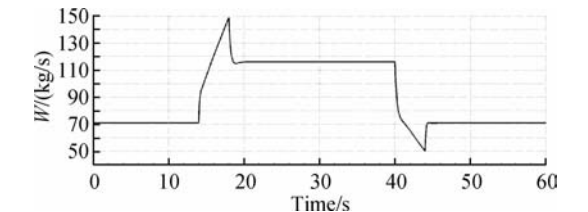


图 23 飞行环境模拟腔 W_{in1} 仿真曲线(BR-700 核心机)

Fig. 23 Simulation curve of W_{in1} of FESV (BR-700 core engine)

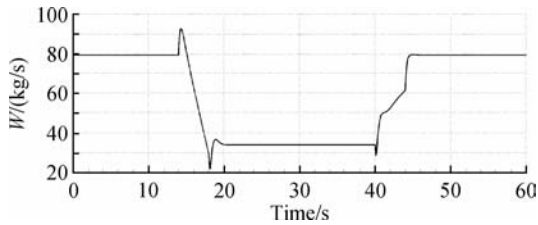


图 24 飞行环境模拟腔 W_{in2} 仿真曲线 (BR-700 核心机)
Fig. 24 Simulation curve of W_{in2} of FESV
(BR-700 core engine)

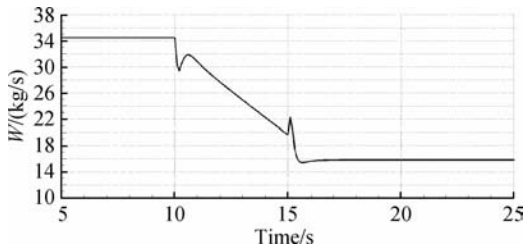


图 27 飞行环境模拟腔 W_{in1} 仿真曲线
Fig. 27 Simulation curve of W_{in1} of FESV

温路,由图可知,当 BR-700 核心机进口压力和温度突然增大或减小时,两路空气进气量进行了快速的调节,保证了对模拟腔压力、温度的伺服跟踪。

4.3 鲁棒伺服性能验证

为了分析 μ 综合控制器鲁棒伺服能力,拟定飞行轨迹为:飞机以等马赫 0.8 在 5s 内从 7620m 爬升到 12192m 的高度,其后高度近似保持不变。仍采用上述 μ 综合控制器进行仿真,压力、温度响应结果如图 25 和图 26 所示,压力、温度的绝对误差分别在 344.74 Pa、0.56 K 内;二路空气进气量的控制作用曲线如图 27 和图 28 所示。该飞行轨迹与文献[6]AEDC 高空台中的“急速爬升”的飞行条件相比要恶劣很多,进口温度和压力的变化

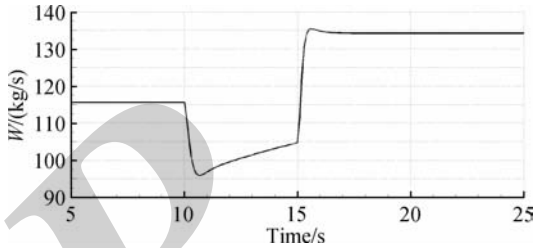


图 28 飞行环境模拟腔 W_{in2} 仿真曲线
Fig. 28 Simulation curve of W_{in2} of FESV

也更加剧烈,而 μ 综合控制器对进口温度和压力的跟踪效果都很好,由此可见, μ 综合控制器具有较强的鲁棒性能。

5 结 论

本文提出的一种采用了 $D-K$ 迭代算法求解 μ 综合控制器的方法,用于高空台飞行环境模拟腔的控制,仿真结果表明:

- 1) 对状态空间系统矩阵不满秩的问题,采用 μ 综合 $D-K$ 迭代优化算法,可获得可行解。
- 2) 对双回路中被控对象特性各自截止频率表现出较大的差异性,采用同一加权灵敏度函数的处理方法,可以获得双回路较为一致的期望控制效果。
- 3) 文献[7]中,关于温度控制回路的响应曲线出现较大的摆动,而本文算法设计的 μ 综合控制器对于温度、压力控制回路的响应曲线均表现出一致性好的效果,动态误差不大于 0.9%,稳态误差不大于 0.5%。

文中未考虑执行机构、供气能力、温度滞后等细节,这些内容将在后续研究中展开。

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] 侯敏杰, 刘冬根. 航空发动机高空台的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2012(3): 1-4.
HOU Minjie, LIU Donggen. Development and prospect of

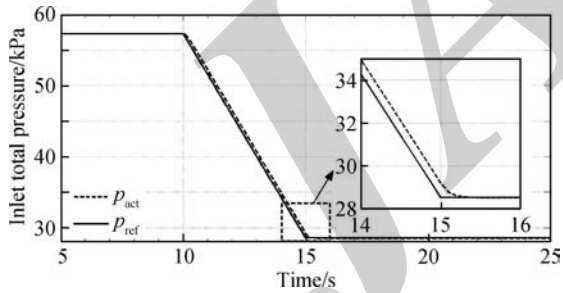


图 25 飞行环境模拟腔压力仿真曲线
Fig. 25 Simulation curve of pressure of FESV

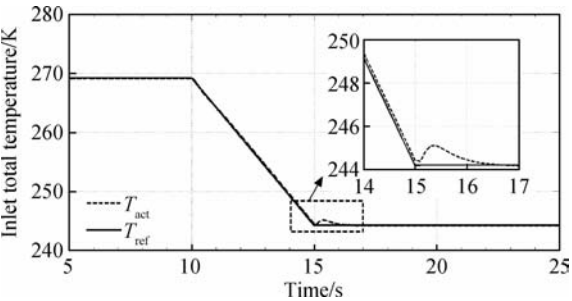


图 26 飞行环境模拟腔温度仿真曲线
Fig. 26 Simulation curve of temperature of FESV

- the aero-engine altitude test facility[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(3):1-4. (in Chinese)
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] MONTGOMERY P A, BURDETTE R, KLEPPER J, et al. Evolution of a turbine engine test facility to meet the test needs of future aircraft systems[R]. ASME Paper 2002-GT-30605, 2002.
- [6] DAVIS M, PETER M. A flight simulation vision for aeropropulsion altitude ground test facilities[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(1):21-31.
- [7] BRAIG W. Transient aeroengine testing at stuttgart altitude test facility[R]. AIAA 99-7074, 1999.
- [8] DOYLE J. Analysis of feedback systems with structured uncertainties[J]. Control Theory and Applications, 1982, 129(6):242-250.
- [9] DOYLE J C. A review of μ , for case studies in robust control[J]. International Federation of Automatic Control (IFAC) Proceedings Volumes, 1987, 20(5):365-372.
- [10] KARKOUB M, BALAS G, TAMMA K, et al. Robust control of flexible manipulators via μ -synthesis[J]. Control Engineering Practice, 2000, 8(7):725-734.
- [11] LIN J L. Control system design for robust stability and robust performance[D]. Leicester, UK: University of Leicester, 1992.
- [12] GU D W, PETHOV P H, KONSTANTIOV M M. Robust control design with MATLAB® [M]. London: Springer, 2005.
- [13] 章卫国, 李爱军, 刘小雄, 等. 鲁棒飞行控制系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [14] 申铁龙. H_∞ 控制理论及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1996.
- [15] TITS A, FAN M K H. On the small- μ theorem[J]. Automatica, 1995, 31(8):1199-1201.
- [16] GREEN M, LIMEBEER D J N. Linear robust control [M]. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1995.
- [17] FAN M K H. On the small- μ theorem [M]. Tarrytown, NY, USA: Pergamon Press Incorporated, 1995.

(编辑: 叶 青)