

一种喷口控制的多目标约束设计方法

韩永健¹, 王曦²

(1. 中国航发贵州红林航空动力控制科技有限公司, 贵阳 550009; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 为克服试凑法在控制回路参数优化中的局限性, 针对涡扇发动机在加力状态易出现喷口摆动的不协调现象, 考虑喷口双环控制结构工作特点, 采用按需正向设计策略, 按照控制系统时域、频域性能指标设计要求, 制定兼顾频域、时域性能要求的内、外环协调控制的设计目标, 提出一种喷口控制的多目标约束的差分进化内外环控制参数自整定优化设计方法, 在双转子涡扇发动机非线性模型上进行闭环控制系统仿真验证。结果表明: 在飞行高度从 0 增加到 10 km、飞行马赫数从 0 加速到 0.9 的起飞和爬升状态进入加力过程以及平飞中保持飞行马赫数不变的关断加力过程中, 发动机未出现喷口摆动等现象, 涡轮落压比最大相对误差不大于 1.5%, 喷口闭环控制系统具有期望的伺服跟踪和抗飞行条件变化干扰能力。

关键词: 喷口双环控制结构; 多目标约束; 差分进化; 自整定算法; 发动机非线性模型; 航空发动机

中图分类号: V233.7+57

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.017

A Constrained Multi-objective Design Method for Nozzle Control

HAN Yong-jian¹, WANG Xi²

(1. AECC Guizhou Honglin Aero-Engine Control Technology CO. Ltd., Guiyang 550009, China; 2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: To overcome the limitations of the trial-and-error method in optimization of control loop parameters, and to address the issue of nozzle oscillation in turbofan engines during the afterburning state, taking into account the working characteristics of the nozzle dual loop control structure, an on-demand forward design strategy was adopted to meet the design requirements of the system's time-domain and frequency-domain performance indicators. A design objective criteria for coordinated control of the inner and outer loops, which takes into account both time-domain and frequency-domain performance requirements, was developed. A constrained multi-objective differential evolution inner and outer loop control parameter self-tuning optimization design method for nozzle control was proposed, and the closed-loop control system simulation verification on a nonlinear model of a dual rotor turbofan engine was conducted. The results show that in the process of afterburning initiation during the takeoff and climb conditions with flight altitude increasing from 0 km to 10 km, flight Mach number accelerating from 0 to 0.9, and in the process of afterburning shutting down during level flight with constant flight Mach number, the engine did not exhibit nozzle oscillation or other phenomena. The maximum relative error of the turbine pressure ratio was not greater than 1.5%. The nozzle closed-loop control system has the expected servo tracking and flight condition disturbance-resistant ability.

Key words: Nozzle double loop control structure; constrained multi-objective; differential evolution; self-tuning algorithm; engine nonlinear model; aeroengine

0 引言

加力涡扇发动机是现代高性能飞机不可缺少的动力装置, 进入加力状态需要尾喷管喉道面积与加力燃烧室燃气温度快速协调配合。因此, 喷口控制系统设计成为先进发动机研制中的 1 个重要环节。

国内外学者对喷口控制开展了广泛的研究。Link 等^[1-2]回顾了从 20 世纪 40 年代液压机械燃油控制系统发展到全权限数字电子控制系统的发展历程; Barrett 等^[3]分析了先进加力式涡扇发动机采用调节主燃油流量控制风扇转速+调节尾喷管喉道面积控制发动机压比(Engine Pressure Ratio, EPR)方案中, 双回路

收稿日期: 2022-04-27 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 韩永健(1984), 男, 高级工程师。

引用格式: 韩永健, 王曦. 一种喷口控制的多目标约束设计方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 127-133. HAN Yongjian, WANG Xi. A Constrained multi-objective design method for nozzle control[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 127-133.

耦合干扰对控制系统的品质影响问题;张绍基等^[4-5]分析了涡扇发动机采用涡轮总落压比为常数或为进口总温函数的闭环控制方案;唐狄毅等^[6]提出了采用主燃油流量控制涡轮前温度、喷口喉道面积控制低压转子转速的组合控制方案;吴虎等^[7-9]对加力涡扇发动机过失速/旋转失速特性进行了分析,并模拟了收小尾喷管喉道面积将诱导风扇、压气机进入过失速-喘振过程的案例;时瑞军等^[10]论证了当打开加力时,必须同步调整喷管出口面积,以保证加力燃烧室的状态变化不影响核心机的性能;李伟等^[11]对涡扇发动机加力性能影响的数值仿真表明喷管面积调节精度对于风扇喘振裕度和风扇转速影响较大;刘杰等^[12]针对加力供油和喷口控制系统间相互耦合问题,提出了将加力燃油的变化作为喷口闭环控制的扰动量对喷口开环控制的前馈补偿方法,以实现喷口与加力燃油量的同步变化;蒋毅^[13]通过在大范围飞行包线内仿真,探讨了系统噪声、非线性不确定性对喷口控制动态性能的品质影响;戚学锋等^[14]研究了涡扇发动机加力过程非线性多约束改进可行序列二次规划(Feasible Sequential Quadratic Programing, FSQP)算法,仿真分析了加力过程中保持发动机核心机状态不变条件下实现最大推力控制的方案。由于喷口控制系统常采用双闭环结构,内外环控制器必须协同工作,如果设计不当,极易引发发动机整机系统不稳定及喘振、超温、超转故障。然而,长期以来喷管双闭环结构采用传统的试凑法设计,难于保证多目标、多约束的控制参数达到最优。1995年Store等^[15]提出了基于群体差异的具有全局收敛性和鲁棒性能力的启发式随机搜索自适应全局优化差分进化算法(Differential Evolution Algorithm, DEA),吸取了自然界优胜劣汰的进化法则,这一规律通过对进化群体按照某种规则对比优化,能够获得多目标、多约束控制参数的优化效果。

针对喷口控制设计中试凑法在参数优化中的局限性,本文以典型双闭环喷口控制回路为设计目标,提出一种喷口控制的差分进化多目标约束优化设计方法,并进行伺服性能、抗干扰性能、未建模不确定性鲁棒性能的仿真分析和验证。

1 喷口控制系统结构

根据航空发动机工作原理,当发动机进入加力状态时,通过调节喷口喉道面积可以使涡轮落压比按给

定的控制计划变化,以保证核心机的工作状态不变,从而使尾喷管流量与核心机流量协同工作。为了实现这一控制目标,喷口控制结构可采用双环控制结构(如图1所示)。图中, π_{Tr} 为涡轮落压比指令; π_T 为涡轮落压比输出; L_{ar} 为喷口作动筒位置指令; L_a 为喷口作动筒位置输出; I 为电液伺服阀电流; A_s 为喷口喉道面积; e_{out} 为外环偏差; e_{in} 为内环偏差; $G_{out}(s)$ 为发动机喷口面积到涡轮落压比的传递函数; $G_{in}(s)$ 为电液伺服作动机构输入电流到喷口作动筒位置的传递函数; G_a 为喷口作动筒位置到喷口面积的增益; $C_{in}(s)$ 为内环控制器; $C_{out}(s)$ 为外环控制器。

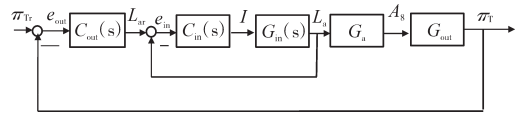


图1 喷口双环控制系统结构

从图中可见,外环根据发动机进口总温的变化获得涡轮落压比目标指令,并与发动机涡轮落压比反馈信号形成偏差,通过外环控制器补偿调节,产生内环回路的喷口作动指令信号。该喷口作动指令与喷口作动位置传感器的信号形成偏差,通过内环控制器进行补偿,产生调节电液伺服阀的电流输入信号,对喷口作动筒位置进行调节。

双环控制属于典型的串级双回路结构,由于需要分别设计内环和外环2个控制器,在设计上相对单环控制较为复杂。采用传统的试凑法对内环和外环2个控制器进行整定,效果十分不理想,加之环境的干扰因素和未建模动态不确定性问题,在实际发动机整机试验时性能很难保证,进一步影响高空飞行时的鲁棒性能。由于双环控制的特点,内环和外环必须协调配合工作,仅从时域性能方面进行某一单目标控制器的设计,难以达到设计的动静态性能要求,应从时域和频域2方面给定多目标约束条件,开展控制器参数的多目标优化设计是解决这一问题的根本所在。

2 双环控制优化算法

优化控制方法包括传统优化和启发式优化2类。传统优化方法需要根据目标函数的梯度信息实现单可行解寻优搜索路径,并不适用于双环控制的求解;启发式优化以仿生算法为主线,通过启发式搜索可以实现多可行解的并行随机优化,而且优化过程不依赖目标函数的连续可微条件,即可获得全局的寻有

能力。

差分进化是一种基于群体差异的启发式随机搜索算法,通过群体内个体之间的相互合作与竞争所产生的新群体,是智能决策优化搜索的方向。差分进化的思想在于从 1 个随机产生的初始种群开始,通过对种群中任意 2 个个体的向量差与第 2 个个体求和的差分算法来产生新个体,并与当代种群中对应的个体比较,按照新旧 2 个个体的适应度优劣,决策是否用这个新个体取代旧个体来进化下一代,这种优胜劣汰的法则引导搜索路径向最优解逼近。

喷口控制系统这种典型双环回路的优异控制性能取决于内环控制器与外环控制器的协调配合,内外环回路应具有抑制系统干扰和伺服跟踪品质的鲁棒动静性能,属于带约束条件的多目标时域、频域优化的设计问题。

针对涡扇发动机多变量控制系统的设计问题,定义稳态误差、带宽、上升时间和超调量、以及控制和状态响应的均方值这几个关键性能参数作为评估动静性能优劣的标准依据。此外,为了获得内外环回路的协同控制,内环的响应速度要快于外环。考虑到内外环都必须具备同样的伺服跟踪性能、抗干扰性能、抗未建模动态不确定性能,应在优化目标中考虑稳态误差、带宽、上升时间和超调量,以及控制能量这几个关键性能参数。显然,单目标优化难以达到这一要求。因此,针对双环控制的参数优化问题,同时兼顾时域和频域性能指标的要求,设计多目标优化函数为

$$J = \lambda_1 \int |t \cdot e(t)| \cdot dt + \lambda_2 \int u^2(t) \cdot dt + \lambda_3 \frac{1}{P_M} + \lambda_4 \omega_c \quad (1)$$

式中: t 为调节时间; u 为控制量; w_c 为开环截止频率; P_M 为相位裕度。

多目标优化函数的第 1 项对应动态上升时间、超调量和稳态误差,主要针对伺服跟踪性能、抗干扰性能的要求;第 2 项对应控制能量的要求;第 3 项主要针对抗未建模动态不确定性的鲁棒稳定性要求;第 4 项为开环截止频率,对应闭环带宽,主要针对快速的响应要求, λ_1 、 λ_2 、 λ_3 、 λ_4 为对应的各项指标加权系数。

同时,考虑到串级控制的设计特点,内环控制的响应速度要高于外环控制的响应速度,并兼顾内环、外环的动态频响品质,即

$$\begin{cases} \omega_{b, in} > \omega_{b, in, lim} \text{ and } \omega_{b, in, lim} > 2\omega_{b, out} \\ \omega_{b, out, lim down} < \omega_{b, out} < \omega_{b, out, lim up} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\omega_{b, in}$ 为内回路闭环带宽; $\omega_{b, in, lim}$ 为内回路闭环带宽下限; $\omega_{b, out}$ 为外回路闭环带宽; $\omega_{b, out, lim down}$ 、 $\omega_{b, out, lim up}$ 分别为外回路带宽下限和上限。

综合上述双环设计的多种因素,提出外环控制的设计目标则为

$$\begin{cases} \min_{C_{in}(s)} J_{out} = \lambda_{1out} \int_{t_1}^{t_2} |t \cdot e_{out}(t)| \cdot dt + \lambda_{2out} \int_{t_1}^{t_2} u_{out}^2(t) \cdot dt + \lambda_{3out} \frac{1}{P_{Mout}} + \lambda_{4out} \omega_{c, out} \\ \text{subject to } \begin{cases} \sigma_{out} \% < \sigma_{out, max} \% \\ P_{Mout} > P_{Mout, margin} \\ \omega_{b, out} > \omega_{b, out, lim down} \end{cases} \end{cases} \quad (3)$$

式中: t_1 为仿真始点时刻; t_2 为仿真终点时刻; $e_{out}(t)$ 为外环 t 时刻的偏差; $u_{out}(t)$ 为外环 t 时刻的控制器输出; σ_{out} 为外环回路的超调量; $\sigma_{out, max}$ 为外环回路的超调量限制值; P_{Mout} 为外环回路的相位裕度; $P_{Mout, margin}$ 为外环回路的相位裕度指标需求; $\omega_{c, out}$ 为外环开环截止频率; λ_{1out} 、 λ_{2out} 、 λ_{3out} 、 λ_{4out} 为对应的各项指标加权系数; $\omega_{b, out}$ 、 $\omega_{b, out, lim down}$ 分别为外环回路的带宽和带宽指标需求。

内环控制的设计目标则为

$$\begin{cases} \min_{C_{in}(s)} J_{in} = \lambda_{1in} \int_{t_1}^{t_2} |t \cdot e_{in}(t)| \cdot dt + \lambda_{2in} \int_{t_1}^{t_2} u_{in}^2(t) \cdot dt + \lambda_{3in} \frac{1}{P_{Min}} + \lambda_{4in} \omega_{c, in} \\ \text{subject to } \begin{cases} \sigma_{in} \% < \sigma_{in, max} \% \\ P_{Min} > P_{Min, margin} \\ \omega_{b, in} > \omega_{b, in, lim} \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $e_{in}(t)$ 为内环 t 时刻的偏差; $u_{in}(t)$ 为内环 t 时刻的控制器输出; σ_{in} 为内环回路的超调量; $\sigma_{in, max}$ 为内环回路的超调量限制值; P_{Min} 为内环回路的相位裕度; $\omega_{c, in}$ 为内环开环截止频率; λ_{1in} 、 λ_{2in} 、 λ_{3in} 、 λ_{4in} 为对应的各项指标加权系数; $\omega_{b, in}$ 、 $\omega_{b, in, lim}$ 分别为内环回路的带宽和带宽指标需求。

基于上述内环(外环)控制的设计目标,提出内环(外环)多目标约束下的差分进化自整定控制器算法。

Step1(初始化)

给定优化参数的维数 D 、优化参数的边界条件,种群数量 N_p 、变异算子 Ψ 、交叉算子 Φ ,最大进化次数 G ,设 $P_{Best}(t)$ 为每次进化后的最优参数,并随机赋初值,随机选取种群

$$\Omega(t) = (P_1(t), P_2(t), \dots, P_{NP}(t)) \quad (5)$$

式中: $P_i(t)$ 为第 t 代进化的第 i 个成员, $P_i(t) \in R^D, i =$

$1, \dots, N_p; t = 1, \dots, G$ 。

令 $t = 1$, 在 $\Omega(t)$ 中按内、外环控制的设计目标准则(式(3)或式(4)), 求出1次搜索的最优参数 $P_{\text{Best}}(t)$, 进入 Step 2。

Step2(差分进化搜索)

设 j 为循环变量, $j = 1, \dots, N_p$, 对 $\Omega(t)$ 中的每个成员进行变异、交叉、选择操作:

(1) 变异: 从 $\Omega(t)$ 中随机选取 $2n$ 个成员, $2n < N_p$, 对其进行俩俩差分平均累加, 实现遗传和变异

$$Q_j(t+1) = P_{\text{Best}}(t) + \Psi(t) \frac{1}{n} \sum_{\substack{k=1, \dots, 2n \\ m=1, \dots, 2n \\ k \neq m \neq j}} (P_k(t) - P_m(t)) \quad (6)$$

式中: k 和 m 为 $[1, N_p]$ 内任意 2 个随机整数; $\Psi(t) \in [0.2, 0.6]$ 为第 t 代变异因子, 并随进化次数衰减。

(2) 交叉: 通过交叉操作, 确定下一代候选成员

$$R_j(t+1) = \begin{cases} Q_j(t+1) & r_{\text{and}} \leq \Phi \\ P_j(t) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\Phi \in (0, 1]$, r_{and} 为 $[0, 1]$ 之间的随机数。

(3) 选择: 按内、外环控制的设计目标准则(3)或(4), 求下一代候选成员 $R_j(t+1)$ 和其父代成员 $P_j(t)$ 的目标函数值, 进行比较后决定是否将 $R_j(t+1)$ 作为种群 $\Omega(t)$ 中该成员的进化子代

$$P_j(t+1) = \begin{cases} R_j(t+1) & J(R_j(t+1)) < J(P_j(t)) \\ P_j(t) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $J(\cdot)$ 为目标函数值。

Step3(种群优化)

构造第 $t+1$ 种群

$$\Omega(t+1) = (P_1(t+1), P_2(t+1), \dots, P_{N_p}(t+1)) \quad (9)$$

在种群 $\Omega(t+1)$ 中求出第 t 次进化后的最优参数 $P_{\text{Best}}(t+1)$, 若满足设计要求或者达到最大进化次数, 则终止迭代过程, 并输出 $P_{\text{Best}}(t+1)$ 为最优解; 否则, 置 $t = t+1$, 重复 Step2。

3 设计算例

双转子加力涡扇发动机, 在设计点尾喷管喉道面积 A_8/m^2 对涡轮落压比 π_T 的传递函数为

$$G_{\text{out}}(s) = \frac{\pi_T(s)}{A_8(s)} = \frac{21.2s^2 + 167.1s + 322.1}{s^2 + 10.27s + 23.67} \quad (10)$$

式中: s 为拉普拉斯算子。

电液伺服作动装置输入电流 I/A 到喷口作动筒活

塞杆位移 x/m 的传递函数为

$$G_{\text{in}}(s) = \frac{x(s)}{I(s)} = \frac{2078833.3}{s^3 + 861s^2 + 299831s} \quad (11)$$

喷口作动筒活塞杆位移到尾喷管喉道面积的增益为 $G_a = 4$ 。在喷口双环控制系统结构(图1)中, 内环采用纯比例控制

$$C_{\text{in}}(s) = K_{p_{\text{in}}} \quad (12)$$

式中: $K_{p_{\text{in}}}$ 为内环纯比例增益系数。

外环采用比例+积分控制

$$C_{\text{out}}(s) = K_{p_{\text{out}}} + K_{i_{\text{out}}} \frac{1}{s} \quad (13)$$

式中: $K_{p_{\text{out}}}$ 为外环比例增益系数, $K_{i_{\text{out}}}$ 为外环积分增益系数。

对内环纯比例控制采用上述内环多目标约束下的差分进化自整定控制器算法进行设计, 内环控制目标准则按式(4)设计, 给定性能参数 $P_{M_{\text{in,margin}}} = 75^\circ$ 、 $\sigma_{\text{in,max}} = 1\%$ 、 $\omega_{b,\text{in,lim}} = 16 \text{ rad/s}$ 。选择加权因子设计参数 $\lambda_{1\text{in}} = 0.6$ 、 $\lambda_{2\text{in}} = 0.4$ 、 $\lambda_{3\text{in}} = 0$ 、 $\lambda_{4\text{in}} = 1$ 。其中, $\lambda_{1\text{in}} = 0.6$ 是针对动态调节过程中动态误差尽快消除, $\lambda_{2\text{in}} = 0.4$ 是针对动态调节过程中控制器输出受饱和限制的约束设计要求不能太大。采用 $\lambda_{1\text{in}} + \lambda_{2\text{in}} = 1$ 设计方法是为了折中考虑选择 $\lambda_{4\text{in}} = 1$ 能够起到对开环截止频率的设计要求。

内环控制器设计结果为 $K_{p_{\text{in}}} = 2.209$, 内环控制仿真结果为相位裕度为 $P_M = 87.5^\circ$, 开环截止频率为 $\omega_{cp,\text{in}} = 15.3 \text{ rad/s}$, 幅值裕度为 $G_{m,\text{in}} = 56$, 对应的频率为 $\omega_{eg,\text{in}} = 547 \text{ rad/s}$, 带宽 $\omega_{b,\text{in}} = 16.009 \text{ rad/s}$, 阶跃响应无超调, 调节时间为 0.5 s 。内回路开环(伯德图)和闭环阶跃响应如图2、3所示。

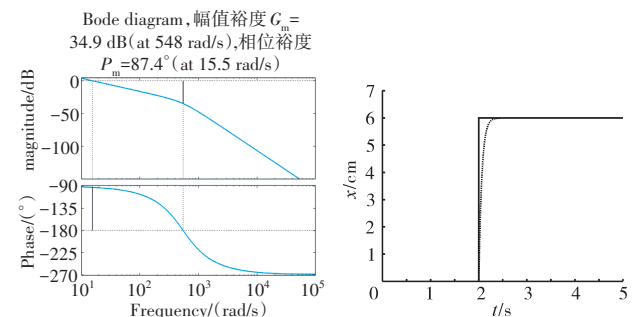


图2 内回路开环(伯德图) 图3 内回路闭环阶跃响应

对比例+积分控制采用上述外环多目标约束下的差分进化自整定控制器算法进行设计, 外环控制目标准则按式(3)设计, 给定性能参数 $P_{M_{\text{out,margin}}} = 75^\circ$ 、 $\sigma_{\text{out,max}} = 5\%$ 、 $\omega_{b,\text{out,lim}} = 6 \text{ rad/s}$, 选择设计参数 $\lambda_{1\text{out}} =$

0.6、 $\lambda_{2out} = 0.4$ 、 $\lambda_{3out} = 0$ 、 $\lambda_{4out} = 1$ 。选择加权因子设计参数 $\lambda_{1out} = 0.6$ 、 $\lambda_{2out} = 0.4$ 、 $\lambda_{3out} = 0$ 、 $\lambda_{4out} = 1$ 。其中, $\lambda_{1out} = 0.6$ 是针对动态调节过程中动态误差尽快消除, $\lambda_{2out} = 0.4$ 是针对动态调节过程中控制器输出受饱和和限制的约束设计要求不能太大。采用 $\lambda_{1out} + \lambda_{2out} = 1$ 设计方法是为了折中考虑选择 $\lambda_{4out} = 1$ 能够起到对开环截止频率的设计要求。

外环控制器设计结果为 $K_{pout} = 0.0242$, $K_{iout} = 0.127$, 外环控制仿真结果为相位裕度为 $P_{Mout} = 106.4^\circ$, 开环截止频率为 $\omega_{cp,out} = 17.4 \text{ rad/s}$, 幅值裕度为 $G_{m,out} = 43.6$, 对应的频率为 $\omega_{cg,out} = 545 \text{ rad/s}$, 带宽 $\omega_{b,out} = 9.11 \text{ rad/s}$, 阶跃响应无超调, 调节时间为 1.5 s。外回路开环(伯德图)和闭环阶跃响应如图 4、5 所示。

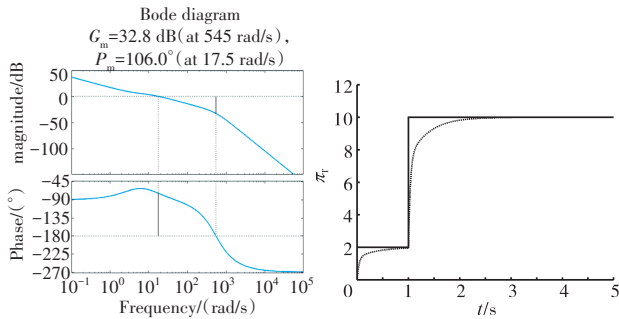


图 4 外回路开环(伯德图) 图 5 外回路闭环阶跃响应

从内回路、外回路的时域、频域仿真结果可知, 采用差分进化自整定设计控制器参数能够满足多约束目标的设计要求。

对喷口控制系统进行伺服跟踪性能、抗干扰性能仿真, 系统存在随机白噪声、定常干扰的情况下涡轮落压比响应曲线如图 6 所示。从图中可见, 仿真时间为 20 s, 仿真开始阶段在第 2 s, 涡轮落压比指令由初值 2 阶跃上升到 6, 并保持指令不变。在第 4 s 涡轮落压比指令由 6 阶跃上升到 8, 并保持指令不变。

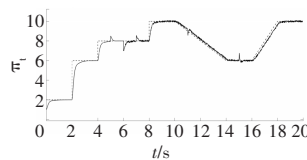


图 6 系统存在随机白噪声、定常干扰下涡轮落压比响应曲线

在第 8 s 涡轮落压比指令由 8 阶跃上升到 10, 并保持指令不变。在第 10 s 开始涡轮落压比指令按斜率为 -1 的斜波信号变化, 在第 14 s 衰减到 6, 并保持指令不变。在第 16 s 按斜率为 2 的斜波信号变化, 在第 18 s 增加到 10, 并保持指令不变到第 20 s, 涡轮落压比指令信号如图 6 中的虚线所示。

在第 6~20 s, 外回路中加入随机干扰零均值、幅

值为 ± 0.1 的白噪声信号。在外回路中的第 5~7 s 加入 +5% 的常值干扰信号, 在第 7~20 s 加入 +10% 的常值干扰信号; 在内回路中的第 11~15 s 加入 -5% 的常值干扰信号, 第 15~20 s 加入 +5% 的常值干扰信号。

对喷口控制系统给定上述涡轮落压比指令信号、随机干扰白噪声信号、定常干扰信号, 涡轮落压比响应曲线如图 6 中的实线所示。从图中可见, 在喷口控制系统有、无干扰的情况下(前 6 s 未加入白噪声, 从第 6 s 开始加入), 涡轮落压比的响应都能够伺服跟踪指令, 同时具有抗干扰性能。

为考察控制系统对模型未建模不确定性的鲁棒性能, 在外回路中的第 1 s 对涡轮落压比模型增益拉偏 +80%, 在内回路中的第 3 s 对电液伺服作动装置模型增益拉偏 -20%, 同时加入与图 6 相同的随机干扰白噪声信号、定常干扰信号, 内回路控制器输出电流信号如图 7 所示, 外回路喷口作动筒活塞输出位置信号如图 8 所示, 系统存在干扰和模型拉偏的情况下涡轮落压比响应曲线如图 9 中的实线所示。仿真表明, 在喷口控制系统存在干扰和模型未建模不确定性的情况下, 涡轮落压比的响应具有伺服跟踪、抗干扰鲁棒性能。

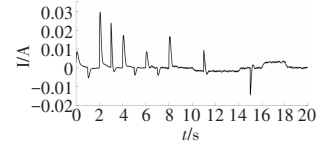


图 7 内回路控制器输出电流信号

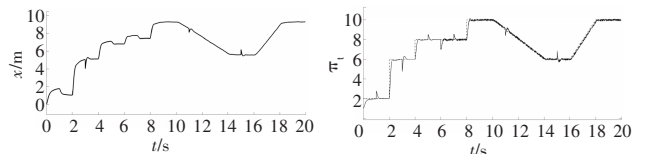


图 8 外回路喷口作动筒活塞输出位置信号 图 9 系统存在干扰和模型拉偏下涡轮落压比响应曲线

对上述内外环组成的喷口双环控制系统, 模拟飞机起飞爬升平飞过程中双转子喷口可调的涡扇发动机非线性模型开加力、关加力的情况, 验证开、关加力对发动机性能的影响。发动机控制计划要求通过调节喷口面积和主燃油流量对涡轮落压比和高压转子转速进行调节, 仿真具体过程如下:

起飞爬升平飞仿真时间为 130 s, 在整个仿真时间内双转子喷口可调的涡扇发动机高压转子转速指令保持 12832 r/min、涡轮落压比指令为 8.58 不变, 要求起飞爬升过程中保持高压转子转速、涡轮落压比不变。起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中飞行高度的变化如图 10 所示。从图中可见, 第 0~60 s

为地面0高度阶段,第60~110 s为飞行高度从0 m按等斜率变化到10000 m的爬升阶段,第110~130 s为飞行高度保持10000 m的平飞阶段。

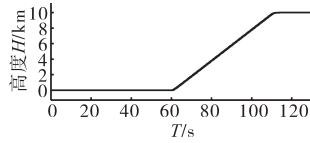


图10 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中飞行高度的变化

起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中飞行马赫数的变化如图11所示。从图中可见,第0~20 s为0马赫数保持阶段,第20~60 s为马赫数从0按等斜率变化到0.9变马赫数阶段,第60~130 s为0.9马赫数保持阶段。

在地面高度为0、马赫数为0的前20 s为中间不加力状态,从第20 s开始进入变马赫数开加力阶段,从第110 s开始进入平飞等马赫数关加力阶段。起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中加力燃油流量 W_{fa} 的变化如图12所示。从图中可见,第20~30 s加力燃油流量为0.3 kg/s,第30~40 s加力燃油流量为1 kg/s,第40~110 s加力燃油流量为3 kg/s,第110~120 s加力燃油流量为1 kg/s,第120~130 s全部关掉加力。

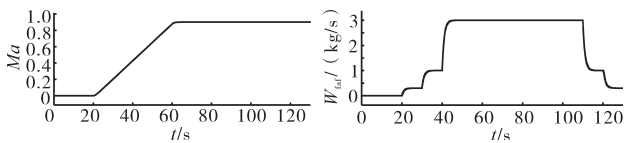
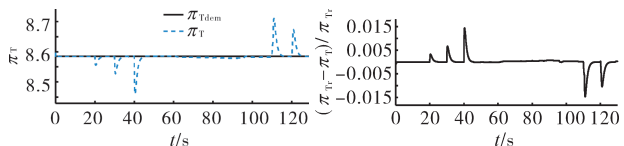


图11 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中飞行马赫数的变化
图12 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中加力燃油流量 W_{fa} 的变化

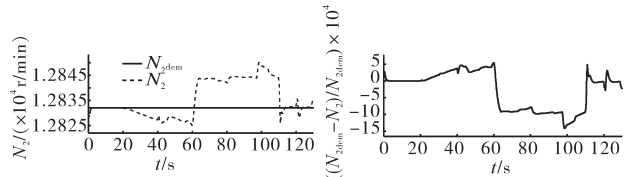
起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中涡轮落压比指令和涡轮落压比输出响应对比和相对误差曲线如图13所示。从图中可见,在第20 s的小加力中涡轮落压比相对误差小于0.4%,在第30 s的部分加力中涡轮落压比相对误差小于0.8%,在第40 s的较大加力中涡轮落压比相对误差小于1.5%,在第60~110 s的0.9等马赫数爬升阶段涡轮落压比相对误差小于0.05%,在第110 s的关部分加力中涡轮落压比相



(a) 落压比输出响应对比 (b) 落压比输出响应相对误差
图13 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中涡轮落压比指令和涡轮落压比输出响应对比和相对误差曲线

对误差小于1.5%,在第120 s的关断加力中涡轮落压比相对误差小于1.1%。

起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中高压转子转速指令和高压转子转速输出响应对比和相对误差曲线如图14所示。图中, N_{2dem} 为高压转子转速指令; N_2 为高压转子转速输出响应。从图中可见,在整个130 s的起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程仿真中,高压转子转速相对误差小于0.15%。



(a) 转速输出响应对比 (b) 转速输出响应相对误差

图14 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中高压转子转速指令和高压转子转速输出响应相对误差曲线

起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中推力 F 输出响应曲线如图15所示。

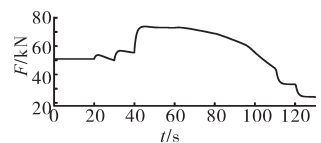
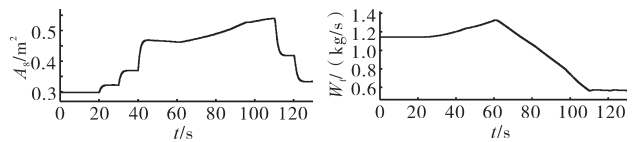


图15 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中推力 F 输出响应曲线

起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中喷口喉道面积 A_8 和主燃油流量 W_f 调节响应曲线如图16所示。



(a) 喷口喉道面积调节响应 (b) 主燃油流量 W_f 调节响应

图16 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中喷口喉道面积 A_8 和主燃油流量 W_f 调节响应曲线

采用上述适应多种飞行条件、发动机状态的非线性模型,对于发动机喷口控制系统的适应性仿真结果表明,该算法设计的喷口控制系统在开加力、关加力的动态调节中涡轮落压比能够适应于起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力的控制性能。

4 结论

(1)在系统存在随机干扰零均值幅值 ± 0.1 的白噪声、外回路+10%、内回路-5%的常值干扰下,分别在涡轮落压比阶跃、斜波指令下,涡轮落压比输出响应能够伺服跟踪参考指令,无稳态误差。

(2)在外回路中模型增益拉偏+80%、内回路模型增益拉偏-20%,且喷口控制控制系统存在干扰的情况下,涡轮落压比输出响应仍具有伺服跟踪、抗干扰的鲁棒性能能力。

(3)在飞行条件变化范围较大的起飞、爬升状态进入加力以及等飞行高度平飞中保持飞行马赫数不变的关断加力仿真过程中,喷口控制稳定性好,具有鲁棒适应性能力。

参考文献:

- [1] Link C J, Sanjay G. Propulsion control technology development in the United States— a historical perspective[R]. NASA-TM-2005-213978.
- [2] Jaw L C, Mattingly J D. 飞机发动机控制:设计、系统分析和健康监测[M]. 张新国译. 北京:航空工业出版社,2011:1-39.
- Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. Translated by ZHANG Xinguo. Beijing Industrial Publishing House, 2011:1-39.(in Chinese)
- [3] Barrett W J, Rembold J P. Flight test of a full authority digital electronic engine control system in an F-15 aircraft[R]. AIAA-81-1501.
- [4] 张绍基. 军用航空发动机燃油与控制系统的研究和发展[J]. 航空发动机, 2000(3):14-21.
- ZHANG Shaoji. Research and development of military aeroengine fuel and control system[J]. Aeroengine, 2000(3):14-21.(in Chinese)
- [5] 朴英,张绍基. 军用航空发动机加力控制系统的研究和发展[J]. 推进技术, 2001, 22(2):89-96.
- PIAO Ying, ZHANG Shaoji. Research and development of afterburner control system fo military aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2):89-96.(in Chinese)
- [6] 唐狄毅,廉筱纯. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社, 1990:9.
- TANG Diyi, LIAN Xiaochun. Principle of aviation gas turbine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1990:9.(in Chinese)
- [7] 吴虎,廉筱纯,沈韶瀛. 某型加力涡扇发动机变几何扩稳优化模拟[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4):390-393.
- WU Hu, LIAN Xiaochun, SHEN Shaoying. A study of enlarging surge margin and optimization of variable geometry for afterburning turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4):390-393.(in Chinese)
- [8] 吴虎,杨精波,廉筱纯,等. 加力涡扇发动机过失速/旋转失速特性分析[J]. 推进技术, 2000, 21(3):46-48.
- WU Hu, YANG Jingbo, LIAN Xiaochun, et al. Simulation of surge behavior of an augmented turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3):46-48.(in Chinese)
- [9] 吴虎,蒋建军. 加力涡扇发动机喘振与消喘模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2):275-279.
- WU Hu, JIANG Jianjun. Simulation of surge behavior of an augmented turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 21(2):275-279.(in Chinese)
- [10] 时瑞军,周剑波,张秋贵,等. 樊思齐加力式双转子混合排气涡扇发动机全状态数学建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10):2384-2390.
- SHI Ruijun, ZHOU Jianbo, ZHANG Qiugui, et al. Modeling of whole processes of mixing exhaust afterburner twin spool turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10):2384-2390.(in Chinese)
- [11] 李伟,李军,董顺义. 喷管面积调节精度对某型涡扇发动机加力性能影响的数值仿真[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4):556-560.
- LI Wei, LI Jun, DONG Shunyi. Numerical simulation of the influence of nozzle area control accuracy on turbofan afterburning performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4):556-560.(in Chinese)
- [12] 刘杰,张绍基. 某涡扇发动机加力供油和喷口控制系统间相互影响分析[J]. 航空发动机, 1999(1):25-29.
- LIU Jie, ZHANG Shaoji. Analysis of interaction between afterburner fuel supply and nozzle control system of a turbofan engine[J]. Aeroengine, 1999(1):25-29.(in Chinese)
- [13] 蒋毅. 带执行机构的航空发动机喷口控制器设计方法[J]. 推进技术, 2012, 33(6):968-973.
- JIANG Yi. Controller design methodology for aeroengine nozzle with actuator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6):968-973.(in Chinese)
- [14] 戚学锋,樊丁. 涡扇发动机加力过程非线性最优控制研究[J]. 推进技术, 2006, 27(4):339-344.
- QI Xuefeng, FAN Ding. Nonlinear optimal control of turbofan engine afterburning process[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4):339-344.(in Chinese)
- [15] Storn R, Price K. Differential evolution - a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(4):341-359.

(编辑: 兰海青)