

退化发动机加速性能恢复控制方法^{*}

单睿斌, 李秋红, 庞淑伟, 倪波

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对退化发动机加速性能下降的现象, 提出一种变喘振裕度约束的模型预测控制方法。通过分析退化发动机在加速过程中的工作特点, 将加速过程分为三个阶段, 在不同阶段采取不同的喘振裕度约束。鉴于模型预测控制能够显式处理约束、采用在线滚动优化来获取最优控制输入, 采取模型预测控制方法, 并采用具有较高实时性的交替方向乘子法求解优化问题, 实现了退化发动机加速性能的恢复。数字仿真结果表明, 采用本文所提出的加速性能恢复控制方法后, 相比退化发动机, 加速过程中所耗费的时间缩短了35%以上。

关键词: 航空发动机; 加速性能; 性能退化; 模型预测控制; 变喘振裕度约束

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 05-1152-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190081

Acceleration Performance Recovery Control for Degradation Aero-Engine

SHAN Rui-bin, LI Qiu-hong, PANG Shu-wei, NI Bo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problem of acceleration performance degradation of aging engine, a model predictive control method with varying surge margin constraint is proposed. The acceleration process was divided into three stages according to the acceleration characteristics of the deteriorate engine, and different surge margin constraints were adopted at different acceleration stages. Considering that the model predictive control could handle constraints explicitly and adopt on-line receding horizon optimization to obtain the optimal control input, the model predictive control method was adopted in controller design. The alternating direction method of multipliers was used to solve the optimization problem for its high real-time performance. The acceleration performance recovery of the degraded engine was achieved. Digital simulation results show that the time consuming in acceleration is reduced by more than 35% compared with that of the degraded engine after using the acceleration performance recovery control method.

Key words: Aero-engine; Acceleration performance; Performance deterioration; Model predictive control; Variable surge margin constraint

^{*} 收稿日期: 2019-01-26; 修订日期: 2019-04-11。

基金项目: 国家自然科学基金 (51576096)。

作者简介: 单睿斌, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: shanruibin@outlook.com

通讯作者: 李秋红, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机建模、控制与故障诊断。E-mail: lqh203@nuaa.edu.cn

引用格式: 单睿斌, 李秋红, 庞淑伟, 等. 退化发动机加速性能恢复控制方法[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1152-1158.
(SHAN Rui-bin, LI Qiu-hong, PANG Shu-wei, et al. Acceleration Performance Recovery Control for Degradation Aero-Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1152-1158.)

1 引言

在航空发动机工作中,推力载荷、热载荷和气动载荷会引起发动机的机械部件磨损、叶片腐蚀以及间隙变大,使部件的流量和效率退化^[1]。较大的部件退化会降低发动机推力水平,影响飞行任务的完成,因此以额定发动机推力为目标的性能退化缓解控制得到了广泛关注,其采取双回路控制结构,以推力作为外回路控制目标,调节内回路转速指令实现对推力输出的恢复^[2]。

性能退化同时会影响发动机的加速性^[3],而加速性是衡量发动机动态性能的一项重要指标。因此对发动机加速控制的研究工作很多,包括:为提升加速性能,利用可变导叶,基于序列二次规划方法的加速过程优化^[4];基于相似原理,利用试车数据进行的加速供油规律设计方法^[5];为了保证加速性能一致而采用的N-dot加速控制方法^[6];为降低超调,增加热端部件寿命的基于自抗扰控制器的加速控制方法^[7]。这些研究方法均能够在一定程度上提升发动机的加速性能,实现各自的研究目标,但针对退化发动机加速性能恢复的研究却很少。

传统的基于Min/Max切换逻辑的发动机加减速控制方法具有简单易行的特点,但是这种控制结构下,单纯改变控制器带宽或放松发动机约束条件无法有效提升退化发动机的动态响应速度,且Min/Max切换逻辑有保守性^[8];此外,传统离线设计的基于油气比的加减速燃油调节方案不具有对发动机性能退化的自适应能力。

为了提升发动机的动态响应速度,Litt等^[9-10]通过放松发动机限制,重新设计发动机控制器参数实现了发动机响应速度的提升。Csank等^[11]应用模型基控制,使用卡尔曼滤波器和喘振裕度控制器实现喘振裕度控制,提升发动机的动态响应速度。Csank等指出,在较大油门变化的动态过程中,改变加速调节计划可以加快发动机响应速度,同时会降低发动机的喘振裕度;在较小油门变化的动态过程中,增大控制器带宽比改变加速调节计划对提升发动机响应速度更有效^[12],但是增大控制器带宽也会降低发动机喘振裕度,存在增加发动机故障的风险。可见在较小油门变化动态中,主要通过提升控制器带宽和放松限制实现加速性能提升;对较大油门变化的动态过程,只能通过改变加减速燃油调节计划实现,需要重新设计调节计划,且单一的调节计划无法适应发动机不同的退化情况。

本文从发动机退化之后动态响应性能变化的特点出发,提出了一种基于加速过程喘振裕度管理的模型预测控制(Model Predictive Control, MPC)方法^[13-19],通过在不同加速阶段设置不同的优化约束条件,可以方便地实现对发动机加速过程喘振裕度的管理,同时以模型预测控制的方式,通过在线滚动优化来获得最优输出,使得系统对发动机的不确定性具有自适应能力,以恢复退化发动机的加速性能。

2 发动机加速过程

2.1 性能退化对发动机加速性能的影响

为了保证发动机在加减速过程中不发生压缩部件喘振、燃烧室熄火和涡轮进口超温等危害发动机健康工作的现象,传统的发动机控制中包含了基于Min/Max选择逻辑的加减速控制。如图1所示,PLA是油门杆指令, W_f 是燃油流量, $W_{f,acc}$ 表示由加速计划获得的燃油流量, $W_{f,dec}$ 表示由减速计划获得的燃油流量, $W_{f,stab}$ 表示由稳态和限制保护控制器获得的燃油流量, n_h 表示高压转子转速, p_3 表示压气机出口总压。

使用图1所示的控制结构,在发动机加速过程中,将 $W_{f,stab}$ 与 $W_{f,acc}$ 比较,若 $W_{f,stab}$ 大于 $W_{f,acc}$,则将 $W_{f,acc}$ 作为加速燃油流量;在发动机减速过程中,将 $W_{f,stab}$ 与 $W_{f,dec}$ 比较,若 $W_{f,stab}$ 小于 $W_{f,dec}$,则将 $W_{f,dec}$ 作为减速燃油流量。

加减速控制计划一般通过限制油气比的方式开环给定,压气机出口总压 p_3 可以在一定程度上表示空气流量^[20],加减速控制计划可以表示为

$$\begin{aligned} \frac{W_{f,acc}}{p_3} &= f_{acc}(T_2, n_h) \\ \frac{W_{f,dec}}{p_3} &= f_{dec}(T_2, n_h) \end{aligned} \quad (1)$$

式中 T_2 是发动机进口总温, $f_{acc}(T_2, n_h)$ 和 $f_{dec}(T_2, n_h)$ 是加减速燃油流量关于 T_2 和 n_h 的函数,一般在发动机设计时给定。

这种加减速控制计划通过离线设计获得,在实

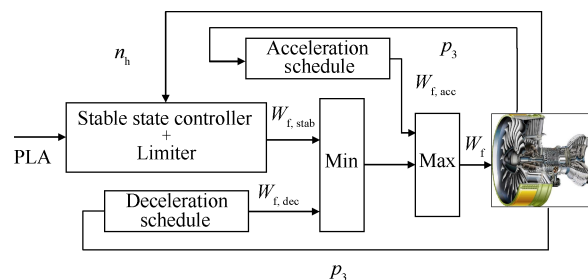


Fig. 1 Traditional engine control architecture

际控制过程中有一定的保守性,自适应能力不强,在发动机发生性能退化时会导致加速性能的下降。

图2是模拟了高压压气机流量退化2%,效率退化4%情况下的发动机加速过程仿真,并与额定发动机的动态响应相比较的结果,图中 n_h 、 p_3 和 W_f 等均相对设计点进行了归一化,其余图中也采用了相同的处理方式。图2(a)是高压转速加速响应过程对比曲线。可以看出,退化发动机的响应速度要慢于额定发动机响应速度,额定发动机的转速上升时间为3.25s,退化发动机的转速上升时间为3.7s。

图2(b)是 p_3 的变化曲线,从图中可以看出退化发动机在加速起始阶段的 p_3 略大于额定发动机,意味着允许较大的加速燃油流量,而随着 n_h 增加,退化发动机的 p_3 低于额定发动机的 p_3 ,反映在图2(c)中退化发动机加速供油计划 $W_{f,acc}$ 也是仅在起始段较大,随后低于额定发动机的加速供油计划,使得图2(d)中退化发动机的实际供油量在大部分的加速过程中都

是低于额定发动机的,因而,退化发动机的 n_h 增加较慢,加速性能较差。

2.2 发动机加速过程分析

由图2可知,加速性能变差是由于退化发动机受到加速控制计划约束。根据发动机加速过程的工作特性,可将发动机的加速过程分为三个阶段。图3是加速过程压气机工作状态在压气机去上的轨迹,其中 $W_{a,cor}$ 是折合空气质量流量, π_{com} 是压气机压比。在如图3所示的压气机特性图上,在第一阶段, W_f 迅速增加,由于转子具有惯性,转速上升较慢,而 p_3 增加较快,压缩部件的喘振裕度迅速减小,接近或者达到给定的限制条件;在第二阶段,由于压缩部件喘振裕度约束条件限制, W_f 主要由加速控制计划给出;在第三阶段,接近加速的目标稳态点,由加速过程向稳态过程过渡,压缩部件的喘振裕度增加, W_f 将由稳态控制器给出。

发动机性能退化后,压缩部件的特性会发生变

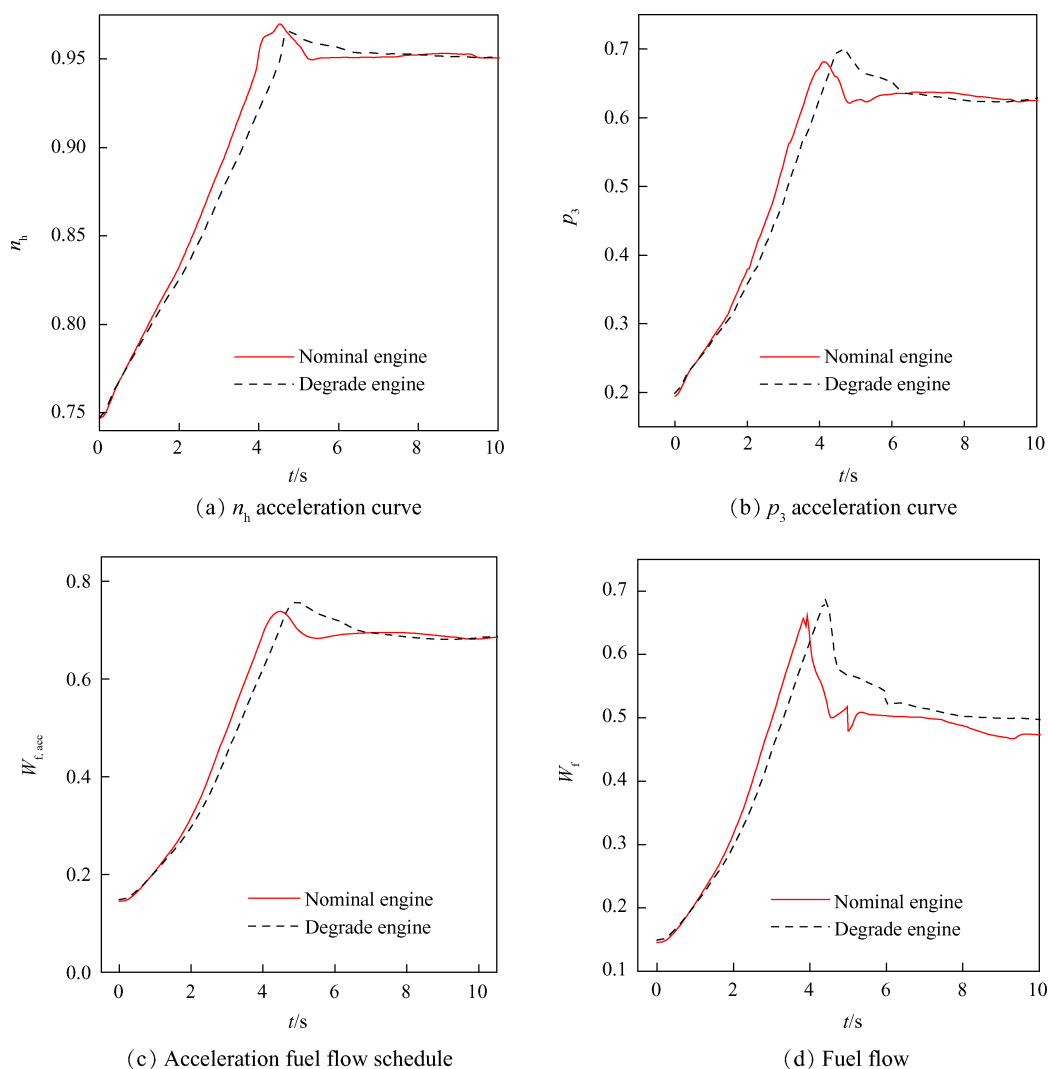


Fig. 2 Acceleration process comparison of nominal engine and degrade engine

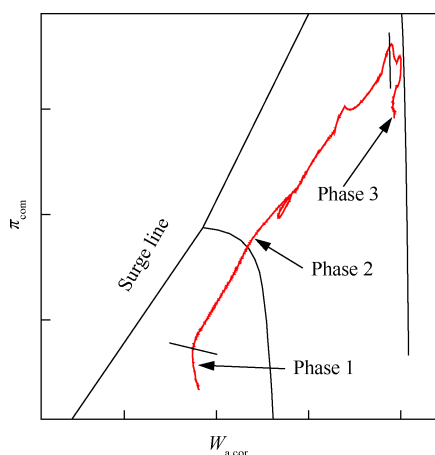


Fig. 3 Compressor state trajectory on compressor characteristic map during acceleration

化:流量下降、效率降低,因而喘振边界相对会下移。退化同时使得压缩部件工作点向左侧移动,更靠近喘振边界。在加速的第一阶段转速增加量较少,在整个加速过程中占据时间较短,加速过程主要由第二阶段和第三阶段组成。但第一阶段却是从稳态转向加速过程的开始,其向喘振边界的移动量最大,如果在加速的第一阶段, W_f 增加过快,使发动机过早地进入加速供油计划,使其接近 S_h 限制条件,会导致第二阶段的加速供油计划偏低,限制了发动机的快速响应。

第二阶段是 n_h 加速的主要阶段,从图3可以看出这一阶段发动机靠近喘振边界,并且由加速燃油调节计划给定燃油。第三阶段是由加速过程向稳态过程的转变阶段,发动机的 S_h 增加,由稳态控制器给定燃油。

为了能够使得退化发动机不要过早地接近喘振边界,需要增加其在第一阶段的 S_h 限制,减缓 W_f 增加速度;在第二阶段考虑到退化发动机相对额定发动机更靠近喘振边界,需要适当放松原有的 S_h 约束,以期获得更好的动态响应;在第三阶段,发动机工作状态向远离喘振边界方向过渡,可将 S_h 约束恢复到额定条件。综合考虑发动机加速过程的三个阶段,给出加速性能恢复控制的方法:

第一阶段: $n_h \leq n_{h1}$, 给定约束 $S_h \geq S_{h1}$, 其中 $S_{h1} \geq S_{hmin}$ 并接近加速起始 S_{h0} 。

第二阶段: $n_{h1} \leq n_h \leq n_{h2}$, 给定约束 $S_h \geq S_{h2}$, 其中 $S_{h2} \leq S_{hmin}$ 。

第三阶段: $n_h \geq n_{h2}$, 给定约束 $S_h > S_{hmin}$ 。

退化发动机的加速控制问题,转化为了不同约束条件下的发动机控制问题。模型预测控制具有显

式的约束处理能力,可以兼顾发动机各个约束条件,避免了Min/Max切换逻辑的保守性,可用于实现退化发动机加速性能恢复控制。

3 加速性能恢复控制

3.1 模型预测控制器设计

模型预测控制通过滚动优化,使得如式(2)所示的二次型性能指标最小。

$$\min J = \sum_{i=1}^{N_p} (r_{ef}(k+i) - n_h(k+i))^2 + \lambda \sum_{i=1}^{N_p} W_f(k+i)^2$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} n_{lmin} \leq n_l \leq n_{lmax} \\ p_{3min} \leq p_3 \leq p_{3max} \\ T_{6min} \leq T_6 \leq T_{6max} \\ W_{fmin} \leq W_f \leq W_{fmax} \\ S_{hmin} \leq S_h \end{cases} \quad (2)$$

式中 λ 是权重系数, N_p 是预测时域的长度, W_f 是燃油流量,为控制量, n_h 为被控高压转子转速,其控制目标为 r_{ef} ,工作条件限制包括低压转子转速 n_l ,压气机出口总压 p_3 ,涡轮出口总温 T_6 和喘振裕度 S_h 的最大和最小值限制,下标max表示最大值,下标min表示最小值。

用状态方程作为预测模型^[21]

$$\begin{aligned} n_h &= F n(k) + H \hat{u} \\ \hat{y}_c &= F_c n(k) + H_c \hat{u} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 $n_h = [n_h(k+1), n_h(k+2) \cdots n_h(k+N_p)]^T$ 为预测被控输出, $\hat{y}_c = [y_c(k+1), y_c(k+2) \cdots y_c(k+N_p)]^T$ 为预测限制输出, $\hat{u} = [W_f(k+1)W_f(k+2) \cdots W_f(k+N_p)]^T$ 为预测时域内的燃油输入序列; $n(k)$ 为系统状态, F, F_c, H, H_c 为对应的系统矩阵。

则式(2)中的约束和优化可以改写为

$$\min J = \hat{u}^T (H^T H + \lambda I) \hat{u} + 2(F n(k) + r_{ef} H)^T \hat{u}$$

$$\text{s.t.} \begin{bmatrix} H_c \\ -H_c \\ I \\ -I \end{bmatrix} \hat{u} \leq \begin{bmatrix} \bar{y}_{cmax} - F_c n(k) \\ F_c n(k) - \bar{y}_{cmin} \\ u_{max} \\ u_{min} \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中 I 是适当维数的单位矩阵, $\bar{y}_{cmax}$ 和 $\bar{y}_{cmin}$ 是分别由 $y_{cmax} = [n_{lmax} \ n_{hmax} \ p_{3max} \ T_{6max} \ S_{hmax}]^T$ 和 $y_{cmin} = [n_{lmin} \ n_{hmin} \ p_{3min} \ T_{6min} \ S_{hmin}]^T$ 组成的输出约束向量; u_{max} 和 u_{min} 是 W_{fmax} 和 W_{fmin} 组成的输入约束向量。

采用具有较高实时性的交替方向乘子法(Alternating Direction Method of Multipliers, ADMM)求解优化问题。首先添加辅助变量 z ,将式(4)改写为等式约束形式

$$\begin{aligned} \min J &= \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x} + \mathbf{h}^T \mathbf{x} \\ \text{s.t.} &\begin{cases} \mathbf{Q} \mathbf{x} = \mathbf{z} \\ \mathbf{z} \in C = \{\mathbf{z} | \mathbf{z} \leq \mathbf{b}\} \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{P} &= \mathbf{H}^T \mathbf{H} + \lambda \mathbf{I} \\ \mathbf{h} &= \mathbf{F} \mathbf{n}(k) \mathbf{H} - \mathbf{r}_{\text{ef}} \mathbf{H} \\ \mathbf{x} = \hat{\mathbf{u}} &= [W_f(k+1), W_f(k+2) \cdots W_f(k+N_p)]^T \\ \mathbf{Q} &= \begin{bmatrix} \mathbf{H}_c \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}, \mathbf{b} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{y}}_{\max} - \mathbf{F}_c \cdot \mathbf{n}(k) \\ \mathbf{u}_{\max} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

将 $\mathbf{x}$ 和 $\mathbf{z}$ 视为一个整体变量 $(\mathbf{x}, \mathbf{z})$, 引入辅助变量约束 $(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}}) = (\mathbf{x}, \mathbf{z})$, 构造具有可分形式的性能指标

$$\begin{aligned} \min f_2(\mathbf{x}, \mathbf{z}) + g_2(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}}) \\ \text{s.t.} (\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}}) = (\mathbf{x}, \mathbf{z}) \end{aligned} \quad (6)$$

其中, $f_2(\mathbf{x}, \mathbf{z})$ 是集合 $C = \{\mathbf{z} | \mathbf{z} \leq \mathbf{b}\}$ 的指示函数, $g_2(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}}) = (1/2) \tilde{\mathbf{x}}^T \mathbf{P} \tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{h}^T \tilde{\mathbf{x}} + G(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}})$, $G(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}})$ 是集合 $G = \{(\tilde{\mathbf{x}}, \tilde{\mathbf{z}}) | \mathbf{Q} \tilde{\mathbf{x}} = \tilde{\mathbf{z}}\}$ 的指示函数。

求解式(6)的 ADMM 迭代过程为^[22]

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}}_{k+1} \\ \mathbf{v}_{k+1} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{P} + \sigma \mathbf{I} & \mathbf{Q}^T \\ \mathbf{Q} & -\rho^{-1} \mathbf{I} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \sigma \mathbf{x}_k \\ \mathbf{z}_k - \rho^{-1} \mathbf{y}_k \end{bmatrix} \\ \tilde{\mathbf{z}}_{k+1} &= \tilde{\mathbf{z}}_k + \rho^{-1} (\mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{y}_k) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\mathbf{x}_{k+1} = \alpha \tilde{\mathbf{x}}_{k+1} + (1 - \alpha) \mathbf{x}_k + \frac{1}{\sigma} \mathbf{w}_k \quad (8)$$

$$\mathbf{z}_{k+1} = \min \left\{ \alpha \tilde{\mathbf{z}}_{k+1} + (1 - \alpha) \mathbf{z}_k + \frac{1}{\rho} \mathbf{y}_k, \mathbf{b} \right\}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_{k+1} &= \mathbf{w}_k + \sigma (\alpha \tilde{\mathbf{x}}_{k+1} + (1 - \alpha) \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_{k+1}) \\ \mathbf{y}_{k+1} &= \mathbf{y}_k + \rho (\alpha \tilde{\mathbf{z}}_{k+1} + (1 - \alpha) \mathbf{z}_k - \mathbf{z}_{k+1}) \end{aligned} \quad (9)$$

式中 $\mathbf{v}$, $\mathbf{w}$ 和 $\mathbf{y}$ 是迭代中使用的辅助变量, σ 和 ρ 是罚参数, α 是松弛系数。

如前所述, 此迭代过程获得的 $\mathbf{x}$ 即为预测的输入时间序列, 模型预测控制中, 将此序列中的第一个元素, 即 $W_f(k+1)$ 作为控制指令, 输入给发动机控制系统。

3.2 加速性能恢复仿真

为了验证加速性能恢复控制的效果, 使用部件级模型进行仿真验证。仿真在 $H=0\text{km}$, $Ma=0$ 的条件下进行, 模拟发动机 4500 个飞行周期的退化^[23], 各个部件的退化量如表 1 所示, 仿真结果如图 4 所示。图 4(a) 是额定发动机、退化发动机和使用加速性能恢复控制的退化发动机的 n_h 响应曲线, 其中额定发动机和退化发动机采用相同的加速控制计划和稳态控制器。由于此时响应无超调, 采用到达稳态值 5% 误差带的调节时间来分析系统的加速性能, 其中额定发

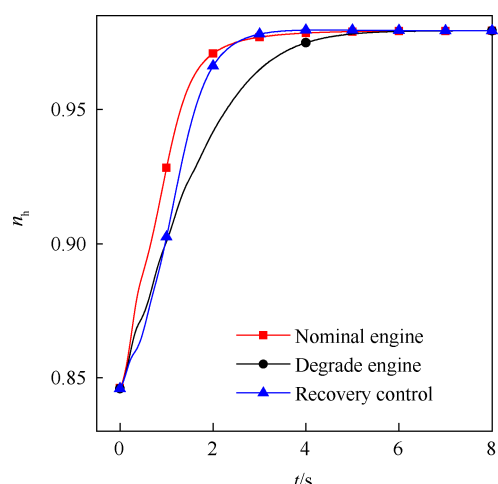
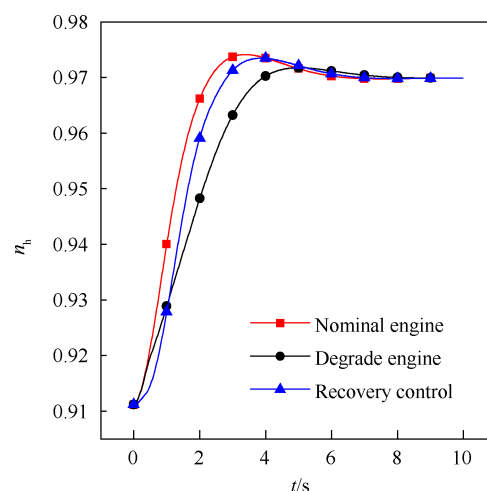
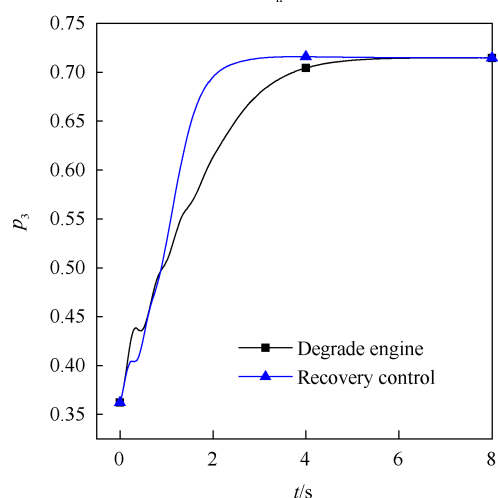
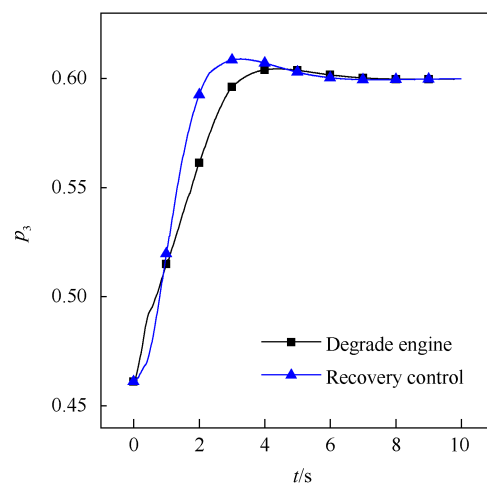
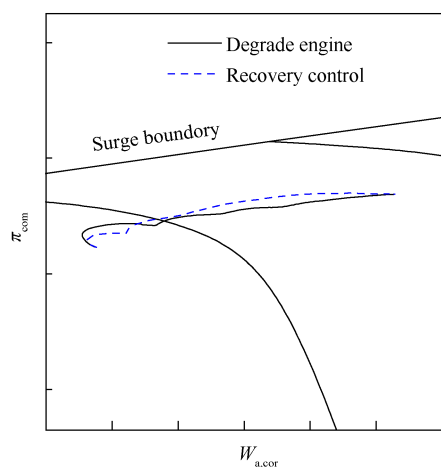
动机 n_h 的调节时间为 2.18s, 而退化发动机的 n_h 调节时间为 3.66s。使用加速性能恢复控制后, 虽然起始阶段, 响应速度较慢, 但在加速的第二阶段, 响应速度加快, 总的加速响应过程要比未使用恢复控制的退化发动机更快, 调节时间恢复到 2.32s, 相比退化发动机, 调节时间降低了 36.6%。图 4(b) 是 p_3 的响应曲线对比, 图 4(c) 是压气机工作状态的变化对比。可以看出, 在起始阶段, 由于恢复控制中限制 S_h 减小的幅度, 限制了加速第一阶段退化发动机工作状态靠近喘振边界的速度。在加速的第二阶段, 通过放松 S_h , 使恢复控制的发动机响应快于退化发动机。表现在特性图上就是起始段, 退化发动机工作点更接近喘振边界, 而中期采用恢复控制的发动机工作点更接近喘振边界。

Table 1 Components degradation values used in simulation

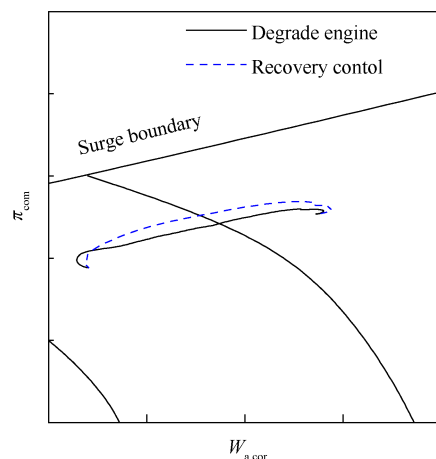
Components		Degradation value/%
Fan	Flow	-2.85
	Efficiency	-2.18
Compressor	Flow	-8.99
	Efficiency	-6.17
High pressure turbine	Flow	2.17
	Efficiency	-3.22
Low pressure turbine	Flow	0.3407
	Efficiency	-0.808

进一步在 $H=9\text{km}$, $Ma=0.8$ 的飞行条件下进行加速性能恢复控制仿真, 各部件的退化同样如表 1 所示, 仿真结果如图 5 所示。图 5(a) 是 n_h 的响应曲线, 由于其有超调, 按第一次到达稳态值的上升时间来评价系统的加速性。额定发动机 n_h 的上升时间为 1.52s, 退化发动机 n_h 的上升时间为 2.72s, 使用加速性能恢复控制方法后 n_h 上升时间恢复到 1.66s, 相比退化发动机, 上升时间降低了 38.97%。图 5(b) 是 p_3 的响应曲线, 由于限制了 S_h 减小幅度, 起始阶段 p_3 响应较慢, 在中后期放松了 S_h 约束, p_3 的响应加快, 图 5(c) 是压气机工作状态在特性图上的轨迹, 与 p_3 的响应过程一致。

不同工作点的仿真结果均表明, 所采用的加速性能恢复控制可以较大程度上缓解性能退化对发动机加速性的影响, 使退化发动机的加速性能得到大幅度恢复, 加速时间缩短都在 35% 以上。

(a) η_h response(a) η_h response(b) p_3 response(b) p_3 response

(c) Compressor state trajectory on compressor characteristic map



(c) Compressor state trajectory on compressor characteristic map

Fig. 4 Response comparison of recovery control and degrade engine ($H=0$, $Ma=0$)

Fig. 5 Response comparison of recovery control and degrade engine ($H=9\text{km}$, $Ma=0.8$)

4 结 论

本文进行了对退化发动机的加速性能恢复控制研究,提出了一种基于模型预测控制和变喘振裕度

约束的加速性能恢复控制方法,可获得如下结论:

(1)由于退化的影响,使用传统控制方法的发动机大动态的加速性能会下降,其主要原因是基于油气比设计的发动机加减速供油计划对退化的自适应

能力差。

(2) 由于发动机 n_h 和 p_3 的响应速度不同, 发动机加速过程可以分为三个阶段, 综合三个阶段的特点, 使用变喘振裕度和模型预测控制结合的方法可以恢复发动机加速性能。

(3) 通过在地面和高空飞行条件下的仿真, 所提出的加速性能恢复控制方法可以将退化发动机的加速性能提升 35% 以上。

致 谢: 感谢国家自然科学基金资助。

参考文献

- [1] Tahana M, Tsoutsanisb E, Muhammad M, et al. Performance-Based Health Monitoring, Diagnostics and Prognostics for Condition-Based Maintenance of Gas Turbines: A Review[J]. *Applied Energy*, 2017, 198: 122–144.
- [2] 李睿超, 郭迎清. 涡扇发动机性能退化缓解控制与推力设定[J]. *航空发动机*, 2015, 41(2): 12–16.
- [3] May R D, Lemon K A, Csank J T, et al. The Effect of Faster Engine Response on the Lateral Directional Control of a Damaged Aircraft[R]. *AIAA* 2011–6307.
- [4] 郑前钢, 张海波, 叶志锋, 等. 基于变导叶调节的涡扇发动机加速过程优化控制[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(11): 2801–2808.
- [5] 苗浩洁, 王 曦, 杨舒柏. 基于相似参数的加速供油规律反设计方法研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(1): 20–27. (MIAO Hao-jie, WANG Xi, YANG Shu-bo. Reverse Design Method of Fuel Supply Law for Acceleration Based on Similarity Parameters[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 20–27.)
- [6] 黄 浏, 殷 锴, 杨文博, 等. 基于 $N\text{-dot}$ 的涡扇发动机加速控制器设计[J]. *航空发动机*, 2017, 43(5): 26–30.
- [7] 姬晓东. 基于 ADRC 的航空发动机过渡态控制研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2017.
- [8] Richter H. Multiple Sliding Modes with Override Logic: Limit Management in Aircraft Engine Controls[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2012, 35(4): 1132–1142.
- [9] Litt J S, Frederick D K, Guo T H. The Case for Intelligent Propulsion Control for Fast Engine Response[R]. *AIAA* 2009–1876.
- [10] Litt J S, Guo T H. Fast Thrust Response for Improved Flight/Engine Control under Emergency Conditions[R]. *AIAA* 2008–6503.
- [11] Csank J T, Connolly J W. Enhanced Engine Performance During Emergency Operation Using a Model-Based Engine Control Architecture[R]. *NASA-TM—2016–219073*.
- [12] Csank J T, May R, Guo T H, et al. The Effect of Modified Control Limits on the Performance of a Generic Commercial Aircraft Engine[R]. *AIAA* 2011–5972.
- [13] Vroemen B G, Essen H A, Steenhoven A A, et al. Nonlinear Model Predictive Control of a Laboratory Gas Turbine Installation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 1999, 121(4): 629–634.
- [14] Brunell B J, Bitmead R R, Connolly A J. Nonlinear Model Predictive Control of an Aircraft Gas Turbine Engine[C]. *Las Vegas: Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control*, 2002.
- [15] Saluru D C, Yedavalli R K. Fault Tolerant Model Predictive Control of a Turbofan Engine Using C-MAPSS40k[C]. *Grapevine: The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2012.
- [16] 姚文荣, 孙健国. 涡轴发动机非线性模型预测控制[J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 776–780.
- [17] 王健康, 张海波, 黄向华, 等. 基于直升机/涡轴发动机综合仿真平台的发动机非线性模型预测控制[J]. *航空学报*, 2012, 33(3): 402–411.
- [18] 杜 宪. 滑模与预测控制在航空发动机限制管理中应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- [19] 杜 宪, 郭迎清, 陈小磊. 基于非线性模型预测控制方法的航空发动机约束管理[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1766–1771.
- [20] 孙健国, 李秋红, 杨 刚, 等. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [21] Richter H. *Advanced Control of Turbine Engines*[M]. *New York: Springer*, 2012: 210–215.
- [22] Boyd S, Parikh N, Chu E, et al. Distributed Optimization and Statistical Learning via the Alternating Direction Method of Multipliers[J]. *Foundations and Trends in Machine Learning*, 2010, 3(1): 1–122.
- [23] Litt J S, Parker K I, Chatterjee S. Adaptive Gas Turbine Engine Control for Deterioration Compensation Due to Aging[R]. *NASA-TM—2003–212607*.

(编辑: 史亚红)