

基于非线性模型预测控制方法的 航空发动机约束管理

杜 宪, 郭迎清, 陈小磊

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对目前航空发动机控制系统普遍采用 Min-Max 选择逻辑处理输出量约束的方法具有一定保守性的问题, 设计了非线性模型预测控制器, 提出在非线性序列二次规划 (SQP) 算法中加入罚函数实现航空发动机输出量约束管理。仿真结果表明: 无论是否触及输出量约束限, 非线性模型预测控制器都比 Min-Max 控制逻辑动态响应更快, 在达到限制线时更加明显, 此时调节时间从 1.16 s 下降到 0.82 s, 且几乎没有超调量。

关 键 词: 约束管理; 航空发动机; Min-Max 选择; 非线性模型预测控制; 罚函数; 序列二次规划

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Limit management of aircraft engine based on nonlinear model predictive control method

DU Xian, GUO Ying-qing, CHEN Xiao-lei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to solve conservatism problem resulted from Min-Max selection structure currently implemented in aircraft engine control, a nonlinear model predictive controller was designed, by incorporating penalty functions into the nonlinear sequential quadratic programming (SQP) algorithm. Simulation results show that nonlinear predictive controller, whether outputs hit their limits or not, achieved faster response than Min-Max logic, particularly apparent when outputs reached their limits. In this case, the setting time is reduced from 1.16 s to 0.82 s, and almost no overshoot occurred.

Key words: limit management; aircraft engine; Min-Max selection;
nonlinear model predictive control; penalty function;
sequential quadratic programming

航空发动机是强非线性, 工作点大范围变化的复杂系统, 其工作过程受各种约束的限制, 包括机械约束如转速, 热动约束如压强及温度, 安全稳定工作过程约束如喘振裕度、燃烧室熄火限制等^[1]。约束管理(也称极限保护)保证发动机不超过其各种限制, 是航空发动机控制系统中极其关键的部分。目前, 民用发动机(如 GE90, PW2000)

控制器通过 Min-Max 选择逻辑实现约束管理, 但是最近很多研究表明这种约束管理体制具有保守性, 在约束输出量的数值远没有达到其限制线时, 相应限制器就发生了作用^[2-5]。这种设计在一般情况下能够满足美国联邦航空管理局 (FAA) 对航空发动机响应时间的要求^[1], 而在紧急情况下, 如联合航空 232 号航班 1989 年苏城坠毁, 这种保守

的设计就会阻止发动机实现该飞行状况下所需要的更快的动态响应^[2]. 为提高航空发动机快速响应能力,文献[2-6]提出了各种改善现有约束逻辑体制的方法,其中 May 等^[2]在原有的约束回路中增加了判断逻辑,Thompson 等^[3]另外补充了紧急状态下的约束管理方案,Richter 等^[4-6]提出用滑模控制、线性模型预测控制等来进行约束管理.

近年来,模型预测控制因其显式地处理系统约束并且在实际复杂控制中显示出良好的鲁棒性能,受到航空发动机控制领域的关注^[7]. 鉴于航空发动机的强非线性,相关研究人员^[8-11]针对航空发动机非线性模型预测控制(NMPC)展开了研究,但这些非线性模型预测控制鲜有考虑发动机输出约束. 本文运用罚函数法将输出量约束并入到序列二次规划(SQP)非线性优化算法中,利用分段线性模型作为预测模型,针对航空涡扇发动机设计了非线性预测控制器. 该方法一方面能减少原 Min-Max 选择逻辑保守性,充分利用而又不超出约束;另一方面,仅设计一个控制器就能完成控制并直接处理约束,避免处理多调节器切换、抗积分饱和设计等.

1 传统选择控制逻辑的保守性

航空发动机控制的主要目的是:控制燃油流量来跟踪能反映推力的参数如转速或增压比,同时满足各种约束需求. 目前,民用发动机控制系统都是通过 Min-Max 选择逻辑^[1,5,12]实现控制及约束管理,如图 1 所示,该方法包括设定控制器(主控制器)和(最大值或最小值)约束管理器,且大多都是比例-积分-微分(PID)线性控制器^[1],其中 y_1 是被控量(常选转速或推力),其余 $y_i (i=2, 3, \dots, h)$ 为航空发动机约束输出量. 相应地, $\bar{y}_1$ 为转速或推力跟踪值, $\bar{y}_i (i=2, 3, \dots, l)$ 为最大限制值,而 $\bar{y}_i (i=l+1, \dots, h)$ 为最小限制值. 设定控制器针对多个线性控制器通过增益调度方案实现指令大范围变化的控制. 每种输出量约束都对应一个独立的约束管理器,产生维持约束的期望燃油流量. 所有最大值约束管理器产生的燃油流量与设定控制器所产生的期望燃油流量通过 Min 选择逻辑选出其中最小值,继而将该最小值与其他最小值约束管理器产生的燃油流量通过 Max 选择逻辑选出其中的最大值. 这样,经过 Min-Max 选择器后,得到最终的燃油流量 u ,保证最终的各种约束输出量都维持在允许的限制内.

尽管这种 Min-Max 结构广泛应用于航空发

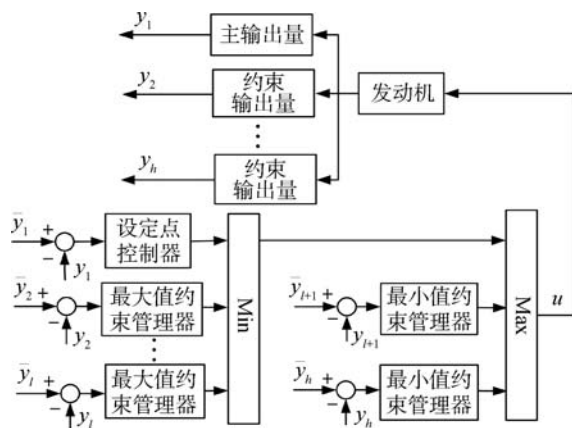


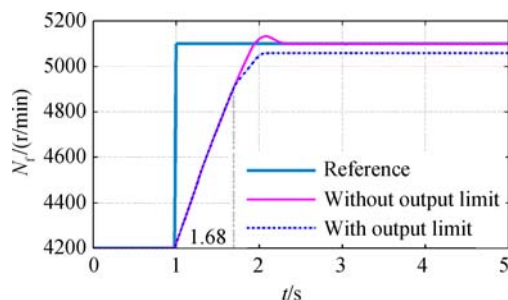
图 1 Min-Max 选择控制结构

Fig. 1 Min-Max selection control structure

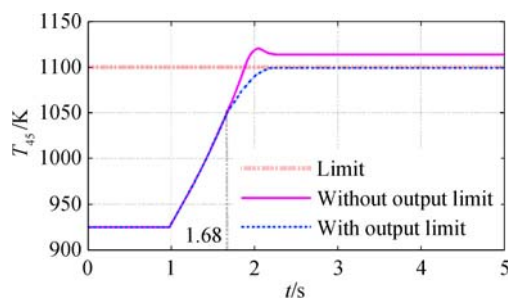
动机控制系统中,但是很少有文献对其动态性、稳定性进行严格的证明与分析^[5]. 近来,更有不少研究表明该结构限制了航空发动机的性能.

为说明 Min-Max 选择结构的局限性,本文以某型航空发动机为研究对象,选择高压涡轮出口温度 T_{45} 作为约束变量,其约束值为 1100 K,以封装好的非线性部件级民机模型作为发动机仿真器^[13],在 Matlab/Simulink 下构建仿真系统^[14],进行如下仿真分析. 设定发动机在设计点运行环境下,期望风扇转速 N_f 在 1 s 时由 70% 阶跃至 100%,其结果如图 2 所示.

图 2(a)和图 2(b)对比了不带约束和带约束管理器两种情况下的 N_f 与 T_{45} 的响应情况. 图 2(a)中粗实线为转速参考值,图 2(b)中粗实线表



(a) N_f 响应图



(b) T_{45} 响应图

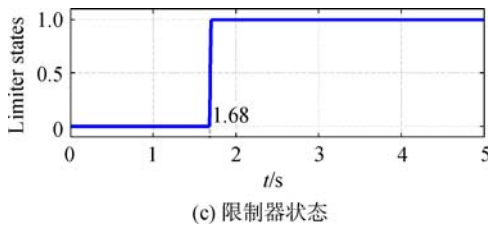


图 2 加入限制器前后控制效果对比图

Fig. 2 Control effects with and without output limit

示温度最大限制值,图 2 中细实线均表示不加入约束限制仅主控制器(增益调度 PID 线性控制器)起作用,而虚线表示考虑 T_{45} 约束后,主控制器与 T_{45} 最大值约束管理器经过 Min-Max 选择逻辑后起作用.为理解 Min-Max 选择逻辑结构不能充分利用约束的原因,图 2(c)展示了过渡过程中, T_{45} 最大值约束管理器所处的状态,数值 1 表明约束管理器起作用(其产生的燃油流量小于主控制器的燃油流量),而数值 0 表明约束管理器不起作用,即仅有主控制器起作用.3 个图都可以明显看出,在 1.68 s 前,主控制器起作用,而 1.68 s 后,约束管理器起作用,一直到 T_{45} 触及限制线并维持在 1100 K.而 1.68 s 时 T_{45} 为 1056 K 明显与其约束限 1100 K 还有一定的距离,这时约束管理器就代替主控制器起作用,抑制了发动机本来可能更快的动态响应.另外,由于 T_{45} 约束限制,图 2(a)中虚线 N_f 最终值与期望值有一定的误差.

其实,不论同时考虑多少个约束,Min-Max 选择逻辑决定最终只有主控制器或某一个约束管理器起作用,故本例可以推广到一般的情况,说明 Min-Max 选择逻辑有一定的保守性,这和文献[2]的结果一致.探究其原因,这与 Min-Max 选择结构本身有关^[5]:由于主控制回路和各极限控制回路独立设计,且控制器多为简单的 PID 控制,则各控制回路输出量与期望值(限制值)的偏差及其速率大小等共同决定控制量大小,导致当输出量与其限制值(最大或最小限制)还有一定距离时,约束管理器产生的控制量就已经小于(或大于)主控制器控制量,经过 Min-Max 选择逻辑后代替主控制器起作用.

为解决上述问题,本文提出用非线性模型预测控制来实现输出量约束管理,它直接在算法中并入输出量约束,避免使用 Min-Max 限制保护结构.同时,非线性控制还可以直接实现控制指令的大范围变化,避免设定点控制器在调度多个线性控制器时引起的抗积分饱和、控制器切换扰动等

问题,更是降低了控制结构的复杂性.

2 非线性模型预测控制算法

根据 NMPC 理论^[15],航空发动机非线性预测控制器设计应包括 3 部分:能反映发动机动态响应的预测模型,实现输出量约束管理以及在线滚动优化控制的非线性优化算法,和反馈校正环节.具体地,本文原理如图 3 所示,其中包括作为预测模型的分段线性模型(或称大偏差状态变量模型、准线性变参数模型),考虑输入输出约束管理的非线性序列二次规划(SQP)优化算法($\hat{u}(k)$, $\hat{u}(k+1), \dots, \hat{u}(k+N-1)$ 为算法每个采样时刻得到的未来 N 步最优控制量),以及反馈校正环节.

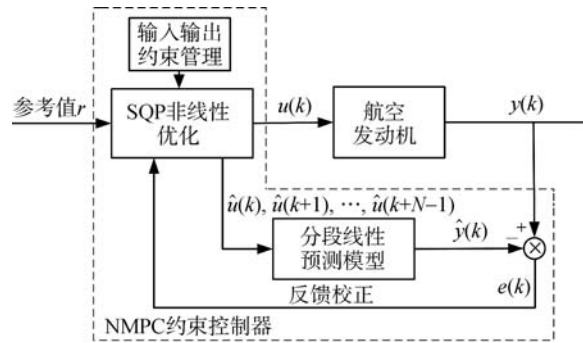


图 3 非线性模型预测控制原理图

Fig. 3 Nonlinear model predictive control principle

2.1 分段线性预测模型

考虑到 NMPC 在线优化迭代的计算负担,直接利用复杂但能精确描述航空发动机动态特性的部件级数学模型作为预测模型是不合理的^[16].本研究提出用不失去航空发动机主要动态特性的分段线性模型作为预测模型,其表现形式为稳态非线性及动态线性.借鉴文献[17]所述方法建立离散化分段线性模型如下:

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}(\eta)[\mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_{st}(\eta)] + \mathbf{B}(\eta)[u(k) - u_{st}(\eta)] \\ N_f(k) = \mathbf{C}_f(\eta)[\mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_{st}(\eta)] + \mathbf{D}_f(\eta)[u(k) - u_{st}(\eta)] + N_{f,st}(\eta) \\ T_{45}(k) = \mathbf{C}_t(\eta)[\mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_{st}(\eta)] + \mathbf{D}_t(\eta)[u(k) - u_{st}(\eta)] + T_{45,st}(\eta) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}$ 表示状态向量(由风扇转速、高压转子转速构成); u 表示控制量燃油流量; $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ 是系统矩阵, $\mathbf{C}_f$, $\mathbf{D}_f$ 为跟踪输出量 N_f 的输出矩阵; $\mathbf{C}_t$, $\mathbf{D}_t$ 为约束输出量 T_{45} 的输出矩阵.下标 t 表示温度, st 表示稳定工作状态,其值由调度量 η (反映系统当前

工作状态的量,如 N_f 在若干个非线性稳态标称点组成的集合中插值确定.若当前系统工作状态介于某两个稳态标称点之间,则其系统矩阵、输出矩阵为该两个稳态标称点处矩阵的插值,同样当前稳定工作状态下的状态向量、输入量和输出量也为稳态标称点处相应向量的插值.另外式(1)中的输出方程也称为预测输出方程.

2.2 实现输出量约束管理的非线性优化算法

考虑到跟踪风扇转速期望值且保证输出量 T_{45} 不超限,本文提出如下的二次型目标函数:

$$\begin{aligned} \min J = & \sum_{i=1}^N q \left[\frac{N_f(k+i) - r_d}{N_{f,st}(k)} \right]^2 + \\ & \sum_{i=1}^N r \left[\frac{u(k+i) - u(k+i-1)}{u_{st}(k)} \right]^2 + \\ & \sum_{i=1}^N s \left[\max \left\{ \frac{T_{45}(k+i) - T_{45,max}}{T_{45,st}(k)}, 0 \right\} \right]^2 \\ \text{s. t. } & |u(k) - u(k-1)| \leq \Delta u_{max} \quad (2) \end{aligned}$$

式中 q, r, s 是权系数; r_d 是 N_f 期望值; N 是时域长度; $N_f(k+i), T_{45}(k+i)$ 表示当前时刻起未来第 i 步 N_f 与 T_{45} 的预测输出值,由式(1)迭代获得, $u(k+i)$ 表示当前时刻起未来第 i 步 u 的预测值; Δu_{max} 为控制量 u 每单位步长变化的最大允许值.

目标函数中第1项作用是使 N_f 跟踪其期望值 r_d ,第2项旨在获得较小的控制量变化幅值,第3项实现 T_{45} 不超过其最大约束限 $T_{45,max}$,即输出量满足 $T_{45}(k+i) \leq T_{45,max}$.将不等式约束并入目标函数中是数学上非线性优化常用的处理约束的一种手段,称为“罚函数”法^[18-19],其权系数 s 是一个很大的正常数,通常比其他权系数至少大2个数量级^[18].目标函数中所有变量都做归一化处理.同时,在控制过程中,限制控制量 u 每单位步长变化值不超过 Δu_{max} .

对于上述带约束的二次型优化问题,采用 SQP 方法对其进行求解^[8-10, 16].在线优化模块每个采样时刻得到未来 N 步的最优控制量,但只将第1个分量作用于被控对象,其他值作为下一时刻优化计算的初始值,依次循环,实现滚动优化控制.

值得说明的是,该方法具有普遍性,不论多少个输出量约束,都可以通过“罚函数”法并入目标函数中,最大值约束可类似式(2)中第3项的表达,若为最小值约束可类似 $\left[\min \left\{ \frac{T_{45}(k+i) - T_{45,min}}{T_{45,st}(k)}, 0 \right\} \right]^2$ 的表达.而对于控

制量 u 约束,该非线性优化算法本身就可以直接处理.这样,就可以根据航空发动机实际需求,用非线性模型预测控制算法进行其输入输出约束管理.

2.3 反馈校正

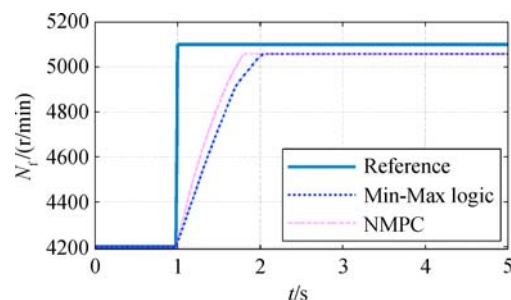
实际航空发动机控制中,由于干扰、部件退化、非线性等原因,预测模型和当前航空发动机状态不完全相同,即存在模型失配,需要引入反馈环节来修正.本文采取校正预测输出值的方法,引入这种反馈机制^[15]已证明可使系统达到无偏差跟踪.具体地,得到航空发动机当前时刻的实际输出与预测模型输出之差,然后在下一时刻的预测方程中减去这个偏差再进行非线性优化,也就是说,如果定义风扇转速的偏差为 $e(k) = N_f(k) - N_{f,real}(k)$,则式(1)中的 $N_f(k)$ 输出方程就根据实际输出校正为 $N_{f,new}(k) = N_f(k) - e(k)$,以 $N_{f,new}(k)$ 代入式(2)进行优化.

3 仿真分析

为比较非线性模型预测控制与 Min-Max 选择逻辑处理输出量约束的效果,选取和前面完全相同的条件进行仿真.根据仿真效果多次调节控制器参数,最终取得合理的参数为 $q=2, r=1, s=200, N=15$,得到仿真结果对比图4.

从图4可以看出,虽两类控制器最终都能保证 T_{45} 输出量不超过其限制线 1100 K.但非线性模型预测控制器的控制效果优于 Min-Max 选择控制,过渡态调节时间从 1.16 s 下降到 0.82 s,提高了约束下的动态响应.

其实非线性模型预测控制器除了在触及约束限时时有更快的动态响应外,其算法本身优于 Min-Max 选择逻辑中的增益调度 PID 线性控制器.在运行过程中即使不触及限制线,其控制效果也更优.其他条件不变,放宽 T_{45} 限制线为 1145 K,进行仿真,得到如下对比图5.



(a) N_f 对比图

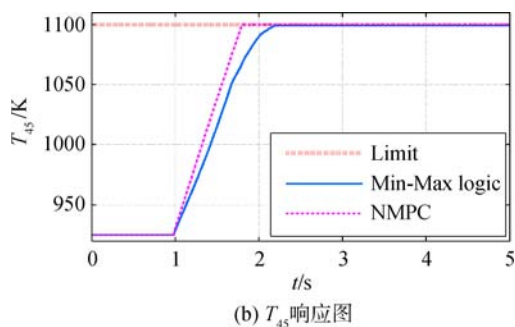


图4 两种控制方式下参数对比图(触及限制线)

Fig. 4 Contrast of parameters trajectory by two methods (with hitting limit)

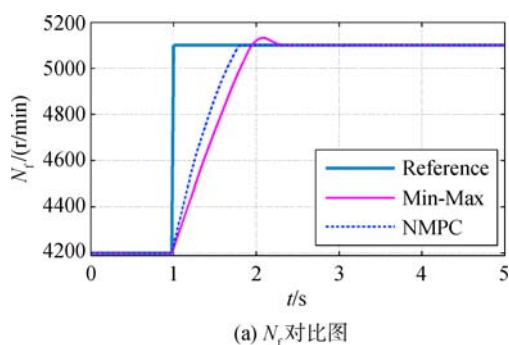
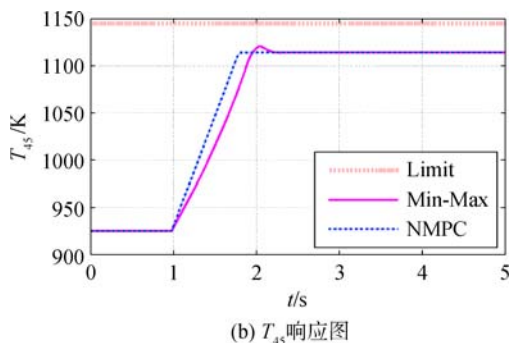
(a) N_p 对比图(b) T_{45} 响应图

图5 两种控制方式下参数对比图(不触及限制线)

Fig. 5 Contrast of parameters trajectory by two methods (without hitting limit)

图5表明两者均跟踪期望值,无稳态误差,但动态响应非线性模型预测控制器优于Min-Max中的增益调度PID控制器,前者调节时间更短且几乎无超调量。

上述两类仿真分析表明所设计的非线性模型预测控制器在航空发动机过渡态运行过程中,不论是否会触及约束限,都较现用的Min-Max选择控制器有更好的动态效果。而Min-Max选择逻辑在触及限制线情况下还有一定的保守性,此时非线性模型预测控制器的效果更明显。

4 结 论

本文在分析了传统航空发动机控制Min-Max选择保护逻辑的基础上,以输出量 T_{45} 限制为例,分析了该控制方式的局限性,仿真结果表明约束输出量还没有达到,甚至远没有达到其限制线时,约束管理器就起了作用,使航空发动机不能完全发挥其最优性能。

针对上述问题,利用不失去航空发动机主要动态特性的分段线性模型作为预测模型,利用罚函数法将输出量约束纳入到目标函数中,并通过补偿预测方程的方法对模型失配进行了反馈校正,建立了航空发动机非线性模型预测控制器。同样以 T_{45} 限制为例,结果表明其控制效果优于传统Min-Max选择结构PID增益调度控制,尤其在触及约束限时具有更快的响应性能,调节时间从1.16 s降为0.82 s。同时,这样也避免了多个线性PID控制器的设计,不用考虑增益调度方案以及平滑切换逻辑,大大降低了航空发动机控制器设计的复杂性。

参考文献:

- [1] Csank J, May R D, Litt J S, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine [R]. AIAA-2010-6629, 2010.
- [2] May R D, Garg S. Reducing conservatism in aircraft engine response using conditionally active min-max limit regulators [R]. NASA/TM-2012-217814, 2012.
- [3] Thompson A, Hacker J, Cao C. Adaptive engine control in the presence of output limits [R]. AIAA-2010-3492, 2010.
- [4] 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.
- [5] Richter H, Litt J S. A novel controller for gas turbine engines with aggressive limit management [R]. AIAA-2011-5857, 2011.
- [6] Richter H. Advanced control of turbofan engines [M]. New York: Springer, 2012.
- [7] Fuller J W, Kumar A, Millar R C. Adaptive model based control of aircraft propulsion systems: status and outlook for naval aviation applications [R]. ASME Paper GT2006-90241, 2006.
- [8] 孙健国, 姚文荣. 涡轴发动机非线性模型预测控制 [J]. 航空学报, 2008, 29(4): 776-780.
SUN Jianguo, YAO Wenrong. Nonlinear model predictive control for turboshaft engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 776-780. (in Chinese)
- [9] 肖玲斐, 黄向华. 涡轴发动机自适应非线性预测控制 [J].

- 航空动力学报,2012,27(5):1194-1200.
- XIAO Lingfei, HUANG Xianghua. Adaptive nonlinear predictive control forturboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(5):1194-1200. (in Chinese)
- [10] Diwanji V,Godbole A,Waghode N. Nonlinear model predictive control for thrust tracking of a gas turbine[R]. Mumbai,India:IEEE International Conference on Industrial Technology,2006.
- [11] Mu J,Rees D,Liu G P. Advanced controller design for aircraft gas turbine engines[J]. Control Engineering Practice, 2005,13(8):1001-1015.
- [12] May R D,Csank J,Lavelle T M,et al. A high-fidelity simulation of a generic commercial aircraft engine and controller[R]. AIAA-2010-6630,2010.
- [13] 张书刚,郭迎清,陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报,2012,27(12): 2850-2856.
- ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(12): 2850-2856. (in Chinese)
- [14] 吴君凤,郭迎清. 发动机稳态与过渡态控制集成设计仿真验证[J]. 航空动力学报,2013,28(6):1436-1440.
- WU Junfeng, GUO Yingqing. Design and simulation of aero-engine steady-state and transient-state control integration[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (6): 1436-1440. (in Chinese)
- [15] Grüne L, Pannek J. Nonlinear model predictive control [M]. London:Springer,2011.
- [16] Akpan V A,Hassapis G D. Nonlinear model identification and adaptive model predictive control using neural networks[J]. International Society of Automation Transactions, 2011,50(2):177-194.
- [17] 陆军,郭迎清,陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1172-1177.
- LU Jun, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (5): 1172-1177. (in Chinese)
- [18] 张光澄. 非线性最优化计算方法[M]. 北京:高等教育出版社,2005.
- [19] Randal T R,Kai F G,Neil H E,et al. Integrated in-flight fault detection and accommodation: a model-based study [R]. ASME Paper GT2005-68300,2005.

(编辑:叶 青)