

增广预测模型的航空发动机多变量约束预测控制^{*}

杨思幸, 鲁 峰, 黄金泉

(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: 针对模型不匹配导致的模型预测控制性能下降的问题, 提出了一种基于增广预测模型的航空发动机多变量约束预测控制器设计方法。在现有发动机状态空间模型基础上, 将指令跟踪误差与系统状态的变化量增广为状态向量, 设计增广预测模型以消除稳态跟踪误差, 以控制量所需能量与模型预测输出误差最小为目标, 利用带约束的序列二次规划 (SQP) 算法在线滚动优化控制变量。通过某型涡扇发动机非线性部件级模型的包线内不同状态下仿真分析, 结果表明, 控制系统无稳态误差, 调节时间 < 2s, 有效提高了发动机控制品质, 实现了对输出量的限制管理。

关键词: 航空发动机; 多变量控制; 预测控制; 稳态误差

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2579-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180578

Multivariable Constrained Model Predictive Control of Aero-Engine Based on Augmented Predictive Model

YANG Si-xing, LU Feng, HUANG Jin-quan

(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 performance degradation of model predictive control caused by model mismatch, a design method of multivariable constrained predictive controller was proposed based on the augmented predictive model for aero-engines. Based on the existed state space model, the command tracking errors and variations of system states were augmented as state vector to eliminate the tracking errors. Then, aiming at taking the energy required by control variables and the predictive tracking errors to minimum, the receding horizon optimization of the control variables can be realized online using sequential quadratic programming method. Finally, the controller was applied to the nonlinear component-level-model of a certain turbofan engine where various engine states in full envelope were examined and analyzed. Simulation results show that the settling time of the control system is less than 2 seconds and the steady state error is zero. The quality of engine control is improved effectively and the constraint management of output is achieved.

Key words: Aero engine; Multivariable control; Predictive control; Steady state error

* 收稿日期: 2018-09-13; 修订日期: 2019-01-19。

作者简介: 杨思幸, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: ysxilmf717@163.com

通讯作者: 黄金泉, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模、控制和故障诊断。E-mail: jhuang@nuaa.edu.cn

引用格式: 杨思幸, 鲁 峰, 黄金泉. 增广预测模型的航空发动机多变量约束预测控制[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2579-2586. (YANG Si-xing, LU Feng, HUANG Jin-quan. Multivariable Constrained Model Predictive Control of Aero-Engine Based on Augmented Predictive Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2579-2586.)

1 引言

随着航空发动机性能的不断提高,传统的单变量控制系统难以满足现代航空发动机的控制要求。而且航空发动机是一个复杂的非线性系统,其工作范围广,特性变化范围大,在实际工作过程中需要考虑诸多物理约束的限制和不确定因素的影响^[1]。因此,航空发动机的控制系统不仅要提供良好的稳态和动态品质,还要保障发动机的安全运行。目前,航空发动机普遍是基于某一基本控制器实现对指令的跟踪,并通过 Min-Max 选择逻辑实现约束管理^[2-3]。但该约束管理方法并不能保证受限输出在所有情况下不超限,在过渡态仍可能出现部分物理量超限而对发动机的安全运行带来隐患^[4-5]。因此,针对带约束的多变量控制方法开展研究有着重要意义。

模型预测控制(Model predictive control, MPC)是一种基于模型的控制方法,通过在线滚动优化,求解满足各种约束下的最优控制作用。因其在处理复杂约束控制问题上的优势,自20世纪70年代问世以来,在石油化工等领域已得到广泛应用^[6]。近年来,模型预测控制在航空航天领域受到越来越多的关注^[7-10]。Richter将模型预测控制应用在涡扇发动机上,实现了对风扇转速的跟踪控制及输入输出参数的限制^[11]。Saluru等提出将模型预测控制器代替PID控制器,对退化发动机进行容错控制^[12]。国内关于模型预测控制在航空发动机上应用也开展一系列的研究。肖玲斐等以数值-ARX 并联模型为预测模型,设计了涡轴发动机的自适应非线性预测控制器^[13]。杜宪等针对航空发动机的约束管理问题,设计了非线性模型预测控制器实现对发动机输出量的约束管理,并与 Min-Max 控制逻辑进行了比较^[14]。但以上的研究主要针对单变量控制问题而开展的。彭靖波等基于模糊自适应网络,提出了一种预测控制解耦算法,获得了具有良好解耦特效的多变量预测控制器^[15]。苗卓广等借鉴多模型方法,提出了多模型预测滑模控制,给出了其稳定性的条件^[16]。然而上述两种多变量预测控制器设计中,都没有对带约束的预测控制算法开展研究。

由此可见,近年来国内外学者从不同角度对模型预测控制在航空发动机上的应用进行了研究,并取得了一定的成果。但对于涡扇发动机,研究对象主要是单变量模型预测控制器,对于考虑约束的多变量预测控制的研究较少。而且传统的预测控制方法中,模型不匹配会导致被控输出出现偏移,对于复

杂的被控对象,需要采取额外措施以获得满意的控制效果^[11]。

本文通过将涡扇发动机模型表示为扩展状态空间模型,基于该模型提出了一种航空发动机多变量约束预测控制器的设计方法,以实现发动机的无误差跟踪控制与输出量约束,在部件级模型上进行了仿真,并和传统预测控制方法对比,验证了算法的有效性和优越性。

2 基于状态空间模型的预测控制算法

模型预测控制主要包含三个部分:预测模型、滚动优化和反馈校正^[17]。本文的算法原理如图1所示。发动机的线性模型与部件级模型之间的偏差,使得基于线性模型的预测并不准确。针对被控对象选择合理的预测模型是解决模型不匹配问题的主要措施之一,因此,本文对状态空间模型进行了增广处理。

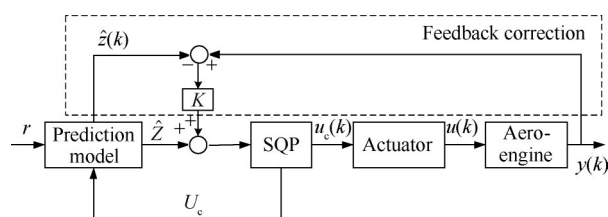


Fig. 1 Algorithm block diagram of MPC

2.1 航空发动机线性变参数模型

设航空发动机非线性离散模型为

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} &= \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u})\end{aligned}\quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}$, $\mathbf{y}$ 和 $\mathbf{u}$ 分别为状态量、输出量和控制量, $\mathbf{x} = [n_L \quad n_H]^T$, $\mathbf{u} = [W_f \quad A_8]^T$, $\mathbf{y} = [n_H \quad \pi]^T$, n_L 和 n_H 分别为发动机低、高压转子转速, W_f 为主燃油流量, A_8 为尾喷口喉道面积, π 为发动机压比。

在航空发动机的若干个稳态平衡点处建立线性模型,获得多个稳态平衡点的系数矩阵并组成集合,可得到发动机的线性变参数(Linear parameter varying, LPV)模型为

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}(\boldsymbol{\theta}) \Delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\boldsymbol{\theta}) \Delta \mathbf{u} \\ \Delta \mathbf{y} &= \mathbf{C}(\boldsymbol{\theta}) \Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\boldsymbol{\theta}) \Delta \mathbf{u}\end{aligned}\quad (2)$$

式中 $\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_j$, $\Delta \mathbf{y} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_j$, $\Delta \mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_j$, 下标 j 表示稳态平衡点, $\mathbf{A}(\boldsymbol{\theta})$, $\mathbf{B}(\boldsymbol{\theta})$, $\mathbf{C}(\boldsymbol{\theta})$, $\mathbf{D}(\boldsymbol{\theta})$ 是调度参数 $\boldsymbol{\theta}$ 的函数,具体数值可根据调度参数 $\boldsymbol{\theta}$ 在系数矩阵集合中通过插值或拟合的方式得到。

为了建立航空发动机 LPV 模型,本文首先采用

小扰动法与最小二乘拟合法相结合的方法,建立各个稳态平衡点的线性模型,再通过插值的方法获得LPV模型^[18]。在 $H=0\text{km}$, $Ma=0$ 的工作点,以高压转子转速 n_H 和尾喷口喉道面积 A_8 为调度参数,在高压转子转速变化 $[0.8, 1]$ 内,选取16个平衡点,在尾喷口喉道面积变化在 $[1, 1.25]$ 内,选取2个平衡点,共计32个稳态平衡点进行线化得到线性模型,根据调度参数 n_H 和 A_8 先后插值建立LPV模型。

为了检验所建立的LPV模型的精度,给出了高压转子转速 $n_H=0.9665$,尾喷口喉道面积 $A_8=1$ 点处,对主燃油流量 W_f 和尾喷口喉道面积 A_8 分别给2%的阶跃时,非线性模型和LPV模型的响应曲线,如图2~图3所示,图中实线和虚线分别为非线性模型和LPV模型,可以看出,小范围阶跃下,LPV模型与非线性模型的响应基本一致,能很好地反映发动机系统的动态特性。

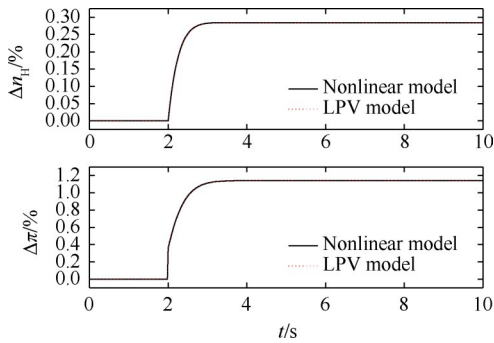


Fig. 2 Response curve of nonlinear model and LPV model for W_f step

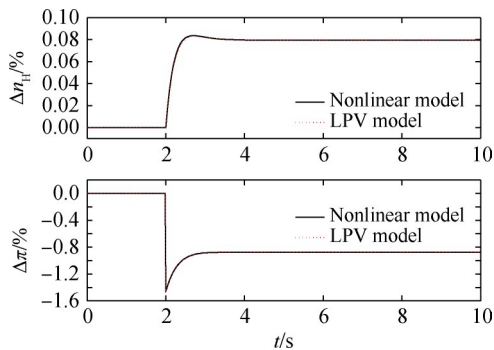


Fig. 3 Response curve of nonlinear model and LPV model for A_8 step

2.2 扩展状态空间预测模型

将2.1节建立的LPV模型离散化

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{u}(k) \end{aligned} \quad (3)$$

为了获得需要的预测模型,需要满足 $\mathbf{D}_d(\boldsymbol{\theta})=0$

的要求,将发动机模型式(3)串接执行机构^[19],执行机构的状态空间模型如下

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_g(k+1) &= \mathbf{A}_g\mathbf{x}_g(k) + \mathbf{B}_g\mathbf{u}_g(k) \\ \mathbf{y}_g(k) &= \mathbf{C}_g\mathbf{x}_g(k) \end{aligned} \quad (4)$$

式中,执行机构的输出即为发动机模型式(3)的输入,即 $\mathbf{y}_g(k)=\mathbf{u}(k)$ 。

加入执行机构后,由式(3)和式(4)可得发动机控制系统的模型为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_c(k+1) &= \mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{x}_c(k) + \mathbf{B}_c\mathbf{u}_c(k) \\ \mathbf{y}_c(k) &= \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{x}_c(k) \end{aligned} \quad (5)$$

式中

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_c(k) &= \begin{bmatrix} \mathbf{x}_g(k) \\ \mathbf{x}(k) \end{bmatrix}, \mathbf{u}_c(k) = \mathbf{u}_g(k) \\ \mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_g & 0 \\ \mathbf{B}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{C}_g & \mathbf{A}_d(\boldsymbol{\theta}) \end{bmatrix}, \mathbf{B}_c = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_g \\ 0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta}) &= [\mathbf{D}_d(\boldsymbol{\theta})\mathbf{C}_g \quad \mathbf{C}_d(\boldsymbol{\theta})] \end{aligned}$$

对式(5)两边取一阶向后差分^[20],可得

$$\Delta\mathbf{x}_c(k+1) = \mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta})\Delta\mathbf{x}_c(k) + \mathbf{B}_c\Delta\mathbf{u}_c(k) \quad (6)$$

设期望的发动机输出为 $\mathbf{r}(k)$,定义输出误差为

$$\mathbf{e}(k) = \mathbf{y}(k) - \mathbf{r}(k) \quad (7)$$

根据式(5)~(7)可得

$$\begin{aligned} \mathbf{e}(k+1) &= \mathbf{e}(k) + \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta})\Delta\mathbf{x}_c(k) + \\ &\quad \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{B}_c\Delta\mathbf{u}_c(k) - \Delta\mathbf{r}(k+1) \end{aligned} \quad (8)$$

为满足跟踪控制中无稳态误差的要求,将系统输出与指令之差增广为状态量,定义新的状态变量

$$\mathbf{z}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{e}(k) \\ \Delta\mathbf{x}_c(k) \end{bmatrix} \quad (9)$$

根据式(6),(8),(9)可得到新的系统

$$\mathbf{z}(k+1) = \bar{\mathbf{A}}(\boldsymbol{\theta})\mathbf{z}(k) + \bar{\mathbf{B}}(\boldsymbol{\theta})\Delta\mathbf{u}_c(k) - \bar{\mathbf{C}}\Delta\mathbf{r}(k+1) \quad (10)$$

式中

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{A}}(\boldsymbol{\theta}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta}) \\ 0 & \mathbf{A}_c(\boldsymbol{\theta}) \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{B}}(\boldsymbol{\theta}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{C}_c(\boldsymbol{\theta})\mathbf{B}_c \\ \mathbf{B}_c \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{C}} &= \begin{bmatrix} -\mathbf{I} \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

式(10)即为所需的预测模型。

对式(10)所描述的系统设计状态调节器,当时间趋于无穷时,状态量 $\mathbf{z} = [\mathbf{e}^T \quad \Delta\mathbf{x}_c^T]^T$ 趋于零,可实现消除稳态误差的目标。

2.3 模型预测输出修正

在实际中,由于模型失配和外界干扰等因素,预测模型的输出与系统的输出之间存在误差,引入反馈环节,对预测模型的输出进行校正,能提高预测的准确性,改善系统的动态品质,减少调节时间。在 k 时刻,检测系统的实际输出,可得到预测误差

$$\bar{e}(k) = z(k) - \hat{z}(k|k-1) \quad (11)$$

式中 $\hat{z}(k|k-1)$ 为 $k-1$ 时刻对 k 时刻的输出预测,根据该误差,对系统的多步预测输出进行反馈校正,校正后的输出为

$$\hat{Z}_{\text{cor}}(k) = \hat{Z}(k) + K\bar{e}(k) \quad (12)$$

式中

$$\hat{Z} = [\hat{z}(k+1), \hat{z}(k+2), \dots, \hat{z}(k+n_y)]^T$$

$$\hat{Z}_{\text{cor}}(k) = [\hat{z}_{\text{cor}}(k+1), \hat{z}_{\text{cor}}(k+2), \dots, \hat{z}_{\text{cor}}(k+n_u)]^T$$

校正矩阵为

$$K = [K_1, K_2, \dots, K_{n_y}]^T$$

式中 n_y 为预测时域长度; n_u 为控制时域长度,并且满足 $0 < n_u \leq n_y$ 。

2.4 约束条件下在线滚动优化

设控制加权的二次型性能指标为

$$J = \sum_{i=1}^{n_y} z^T(k+i) Q_i z(k+i) + \Delta u_c^T(k+i-1) R_i \Delta u_c(k+i-1) \quad (13)$$

式中 Q_i 和 R_i 均为加权系数对角矩阵,分别衡量误差和控制量在性能指标中的重要性。 Q_i 一般可写为

$$Q_i = \text{diag}\{q_{i1}, q_{i2}, \dots, q_{i6}\} \quad (14)$$

一般地, q_{i1} 和 q_{i2} 不为0,即性能指标函数中含有跟踪误差, $q_{i3}, \dots, q_{i6}$ 为状态变化率的加权系数,表明在性能指标中加入了对系统状态变化速度的衡量,当 $Q_i = \text{diag}\{q_{i1}, q_{i2}, 0, \dots, 0\}$ 时,表示性能指标函数只考虑跟踪误差和控制量的影响。

根据式(10),多步预测的向量形式可写为

$$\hat{Z} = F(\theta)z(k) + G(\theta)\Delta U_c + S(\theta)\Delta R \quad (15)$$

式中

$$\hat{Z} = [\hat{z}(k+1), \hat{z}(k+2), \dots, \hat{z}(k+n_y)]^T$$

$$\Delta U_c = [\Delta u_c(k), \Delta u_c(k+1), \dots, \Delta u_c(k+n_u-1)]^T$$

$$\Delta R = [\Delta r(k+1), \Delta r(k+2), \dots, \Delta r(k+n_y)]^T$$

$$F(\theta) = \begin{bmatrix} \bar{A}^T(\theta) \\ \bar{A}^2(\theta) \\ \vdots \\ \bar{A}^{n_y}(\theta) \end{bmatrix}^T$$

$$G(\theta) =$$

$$\begin{bmatrix} \bar{B}(\theta) & 0 & \dots & 0 \\ \bar{A}(\theta)\bar{B}(\theta) & \bar{B}(\theta) & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{A}^{n_y-1}(\theta)\bar{B}(\theta) & \bar{A}^{n_y-2}(\theta)\bar{B}(\theta) & \dots & \bar{A}^{n_y-n_u}(\theta)\bar{B}(\theta) \end{bmatrix}$$

$$S(\theta) = \begin{bmatrix} \bar{C} & 0 & \dots & 0 \\ \bar{A}(\theta)\bar{C} & \bar{C} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{A}^{n_y-1}(\theta)\bar{C} & \bar{A}^{n_y-2}(\theta)\bar{C} & \dots & \bar{C} \end{bmatrix}$$

考虑发动机物理量的约束管理,根据发动机控制系统模型式(5),其多步预测的向量形式为

$$Y_1 = P_1 x_c(k) + H_1 u_c(k) + S_1 \Delta U_c \quad (16)$$

$$\text{式中 } Y_1 = [y_1(k+1), y_1(k+2), \dots, y_1(k+n_y)]^T,$$

为预测约束输出量序列。

$$P_1(\theta) = \begin{bmatrix} C_1(\theta) A_c(\theta) \\ C_1(\theta) A_c^2(\theta) \\ \vdots \\ C_1(\theta) A_c^{n_y}(\theta) \end{bmatrix}$$

$$H_1(\theta) = \begin{bmatrix} C_1(\theta) B_c \\ C_1(\theta) A_c(\theta) B_c + C_1(\theta) B_c \\ \vdots \\ C_1(\theta) A_c^{n_y-1}(\theta) B_c + \dots + C_1(\theta) B_c \end{bmatrix}$$

$$S_1(\theta) =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ C_1(\theta) B_c & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_1(\theta) A_c^{n_y-2}(\theta) B_c & C_1(\theta) A_c^{n_y-3}(\theta) B_c & \dots & 0 \end{bmatrix}$$

式中 $C_1(\theta)$ 为发动机控制系统的受约束量的输出矩阵。

则目标函数式(13)可写为

$$J = \hat{Z}^T Q \hat{Z} + \Delta U_c^T R \Delta U_c \quad (17)$$

$$\text{s.t. } y_{\min} \leq y_1(k+i) \leq y_{\max}, \quad i = 1, 2, \dots, n_y$$

式中 $y_1(k+i)$ 表示受约束的输出量,本文中的约束输出为低压涡轮后温度 T_6 ,权重矩阵为

$$Q = \text{diag}\{Q_1, Q_2, \dots, Q_{n_y}\},$$

$$R = \text{diag}\{R_1, R_2, \dots, R_{n_u}\}。$$

式(17)是一类带约束的二次规划问题,采用SQP算法可求解得到最优控制增量序列 ΔU_c ,只选取该序列的第一个控制增量 $\Delta u_c(k)$,再由式(4)可计算得到发动机模型式(3)的控制增量 $\Delta u(k)$,最终可得发动机的最优控制输入

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k) \quad (18)$$

3 仿真分析

为验证上文所设计的控制系统的品质,在涡扇发动机非线性部件级模型上进行仿真研究。考虑离散化的执行机构模型^[21]为

$$\begin{aligned} A_g &= \begin{bmatrix} 0.3679 & 0 \\ 0 & 0.8187 \end{bmatrix} \\ B_g &= \begin{bmatrix} 0.0126 & 0 \\ 0 & 0.0181 \end{bmatrix} \\ C_g &= \begin{bmatrix} 50 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

3.1 系统跟踪性能验证

控制器的参数设置为 $n_y = 10$, $n_u = 5$, $Q_i = \text{diag}\{10, 1, 0, 0, 0, 0\}$, $R_i = \text{diag}\{10, 7\}$ 。校正向量 $K_i = [0.8 \ 0.8 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$ 。在 $H = 0\text{km}$, $Ma = 0$, $n_L = 80\%$ 状态点,分别对高压转速 n_H 和发动机压比 π 阶跃 2%, 高压转速回路和发动机压比回路的仿真结果如图 4~图 5 所示。

从图 4~图 5 可以看出, n_H 阶跃 2% 时, 调节时间 $< 1.8\text{s}$, 无超调; π 阶跃 2% 时, π 调节时间 $< 1\text{s}$, 无超调。由仿真结果可知本文所设计的控制器性能较好, 能满足航空发动机的控制系统要求。用同样的方法设计包线内不同工作点处的控制器参数, 进行非线性仿真, 限于篇幅, 仅给出两个工作点的仿真结果, 如图 6~图 9, 从图中可知, 控制器在上述工作点下, 均能很好地实现零稳态误差的跟踪目标。

将本文设计的控制器与文献[11]中的预测控制器作比较, 仿真对象均为考虑了执行机构的发动机非线性模型, 为排除计算量的干扰, 两种方法选取的时域相同。在地面工况下, 得到的仿真结果如图 10 所示。从图 10 可知, 文献[11]设计的控制器则难以保证无稳态误差, 需要通过实时调整反馈系数, 减小建模误差才能实现无静差跟踪。相比文献[11]中的预测控制器设计方法, 本文所提的增广状态空间预测控制 (AMPC), 能始终保证稳态误差为零, 验证了本文的设计方法对实现无静差跟踪的有效性。

3.2 系统约束管理性能验证

为了验证本文预测控制器处理输出约束的效果, 选取和前面相同的条件和控制器参数进行无输出约束时的仿真, 考察的约束输出为低压涡轮后温度 T_6 。图 11 显示了发动机高压转子转速和压比同时阶跃 2% 时, 温度 T_6 的变化趋势。

由图 11 可看出, 无约束的预测控制中, 温度 T_6 在响应过程中容易超出限制, 加入约束后, 虽然 T_6 触

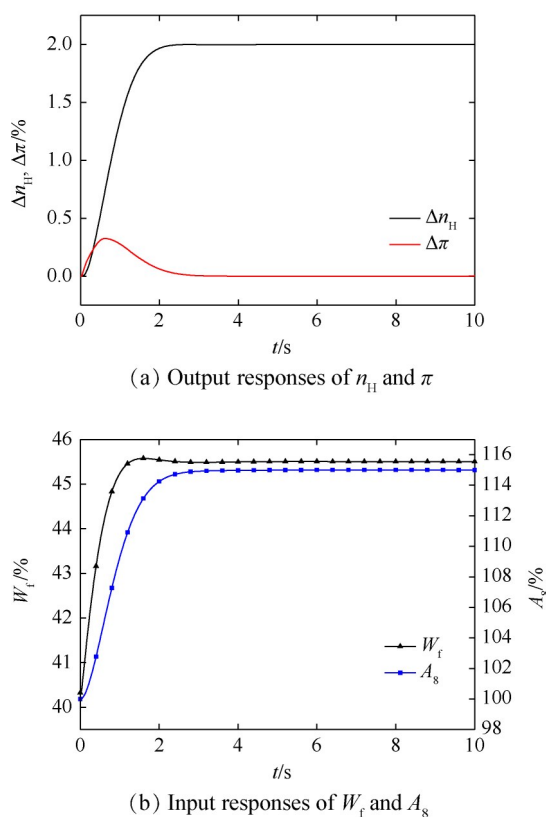


Fig. 4 Simulation results for n_H step when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $n_L=80\%$

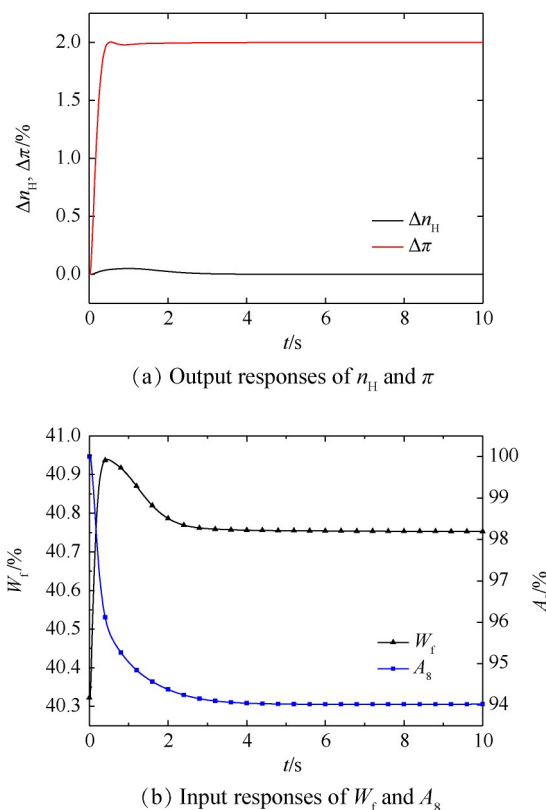


Fig. 5 Simulation results for π step when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $n_L=80\%$

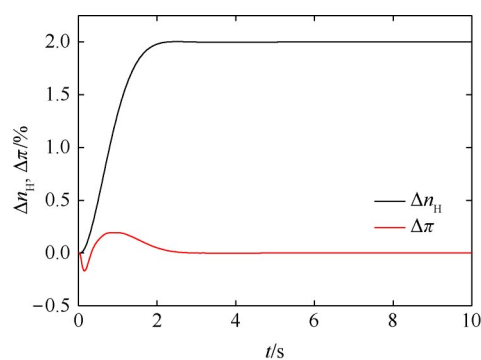
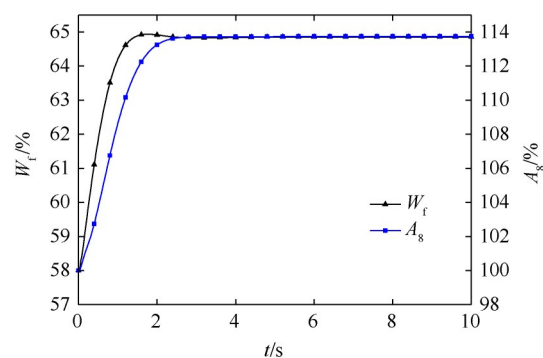
(a) Output responses of n_H and π (b) Input responses of W_f and A_8

Fig. 6 Simulation results for n_H step when $H=5\text{km}$, $Ma=1.2$, $n_L=86\%$

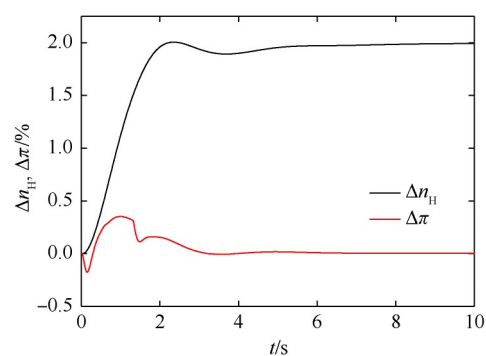
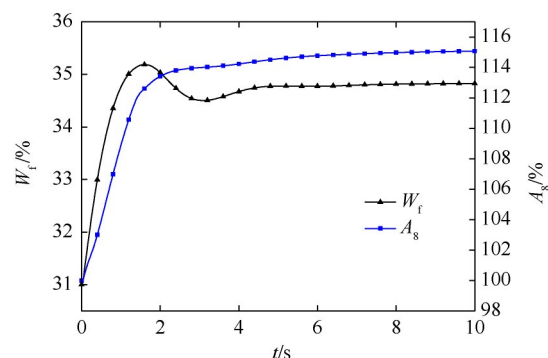
(a) Output responses of n_H and π (b) Input responses of W_f and A_8

Fig. 8 Simulation results for n_H step when $H=10\text{km}$, $Ma=1.0$, $n_L=93\%$

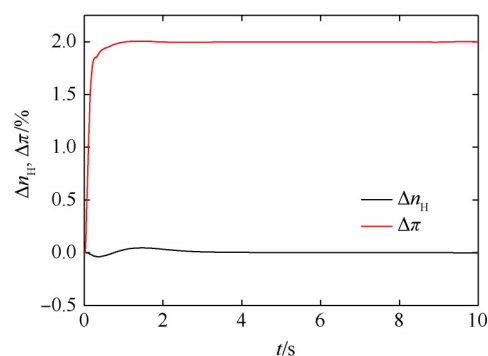
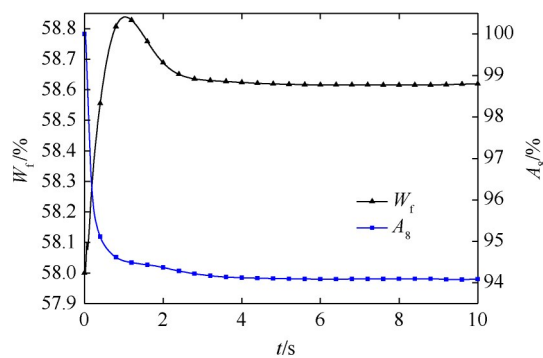
(a) Output responses of n_H and π (b) Input responses of W_f and A_8

Fig. 7 Simulation results for π step when $H=5\text{km}$, $Ma=1.2$, $n_L=86\%$

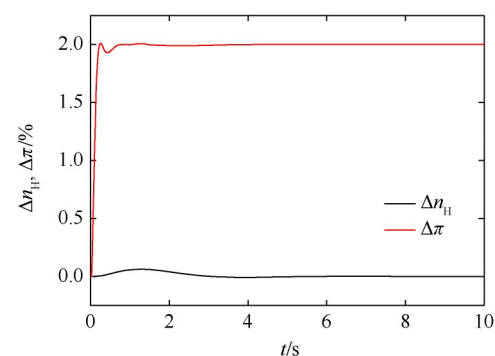
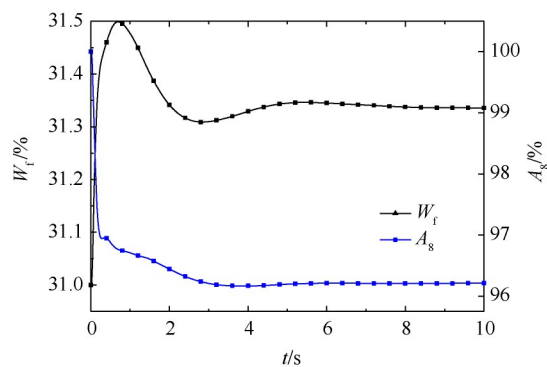
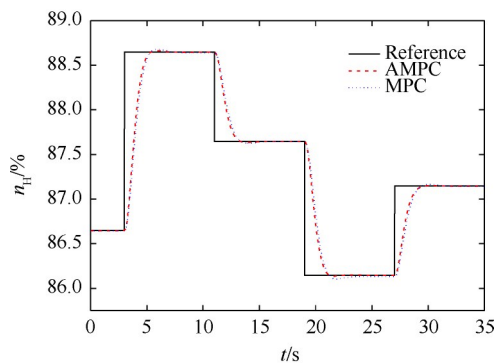
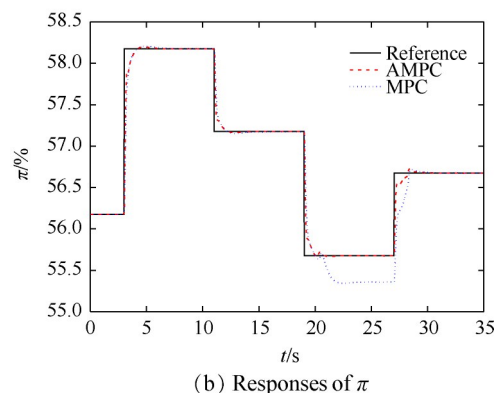
(a) Output responses of n_H and π (b) Input responses of W_f and A_8

Fig. 9 Simulation results for π step when $H=10\text{km}$, $Ma=1.0$, $n_L=93\%$

限制线,但并没有超出限制线。证明带约束的预测控制器能实现对输出量 T_6 的限制管理,保证了发动机在动态响应过程中,温度 T_6 始终不超限。



(a) Responses of n_H



(b) Responses of π

Fig. 10 Comparison of control effects under two predictive control methods

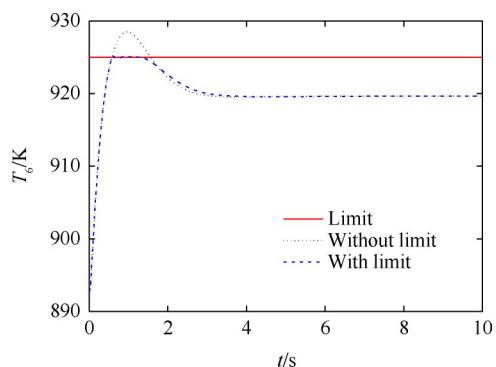


Fig. 11 Control effects with and without output limit

3.3 控制器参数影响分析

为了研究本文的控制器设计中,时域对控制效果的影响,在 $H = 0\text{km}$, $Ma = 0$, $n_L = 80\%$ 状态点,令高压转速 n_H 和发动机压比 π 阶跃2%,分别对预测时域和控制时域开展仿真分析。

3.3.1 预测时域的影响

控制器其它参数固定不变,只改变预测时域产

生的结果如图12,可以看出,随着预测时域的增大,系统的响应加快,调节时间缩短,但当超过一定的值后,继续增大控制时域会增大超调。

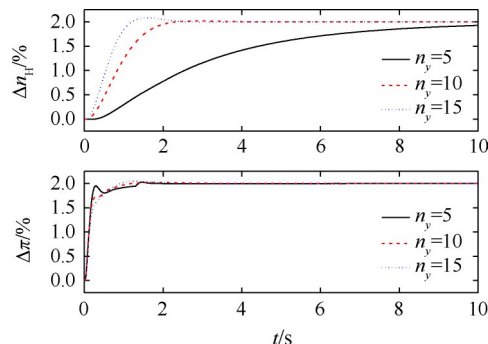


Fig. 12 Outputs under different prediction horizons

3.3.2 控制时域的影响

控制器其它参数固定不变,只改变控制时域产生的结果如图13,由图可知,随着控制时域的增大,系统的动态响应过程有所改善,但当控制时域超过一定值时,继续增大控制时域对动态过程的改善效果不明显。

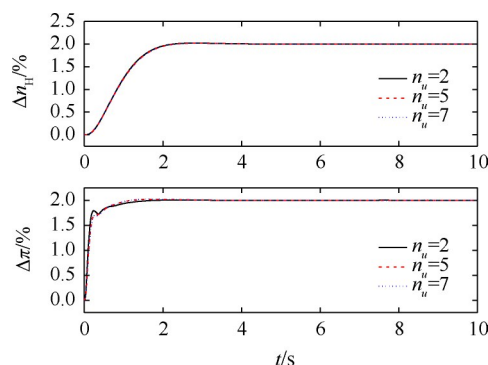


Fig. 13 Outputs under different control horizons

4 结论

本文通过对考虑约束的航空发动机多变量预测控制器的设计及仿真工作,得到以下结论:

(1) 阐明了预测控制的基本算法和控制器的设计步骤,采用一种增广方法获得预测模型,利用该方法设计获得了航空发动机包线内不同工作点处的控制器,仿真结果表明,所设计的多变量预测控制器的稳态跟踪误差为零,调节时间小于2s,具有良好的动态品质,满足发动机的控制性能要求。

(2) 以温度 T_6 限制为例,研究了所设计的控制器对输出的约束能力,结果表明该控制器能实现对 T_6 的约束,保证 T_6 不超限,具有良好的输出约束能力。

参考文献:

- [1] Csank J, Ryan D M, Jonathan S L, et al. Control Design for a Generic Commercial Aircraft Engine [R]. *AIAA* 2010-6629.
- [2] Jafari S, Montazerigh M. Evolutionary Optimization for Gain Tuning of Jet Engine Min-Max Fuel Controller[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(5): 1015-1023.
- [3] Du X, Richter H, Guo Y. Multivariable Sliding-Mode Strategy with Output Constraints for Aeroengine Propulsion Control[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2016, 39(7): 1631-1642.
- [4] Qi Y W, Bao W, Chang J T. State-Based Switching Control Strategy with Application to Aero-Engines Safety Protection[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 28(3): 1-11.
- [5] Imani A, Montazeri-Gh M. Improvement of Min-Max Limit Protection in Aircraft Engine Control: An LMI Approach [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68, 212-222.
- [6] 席裕庚, 李德伟, 林 姝. 模型预测控制-现状与挑战[J]. *自动化学报*, 2013, 39(3): 222-236.
- [7] Decastro J A. Rate-Based Model Predictive Control of Turbofan Engine Clearance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(4): 804-813.
- [8] Eren U, Prach A, Koçer B B, et al. Model Predictive Control in Aerospace Systems: Current State and Opportunities [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2017, 40(7): 1541-1566.
- [9] Jinwoo Seok , Ilya Kolmanovsky , Anouck Girard. Coordinated Model Predictive Control of Aircraft Gas Turbine Engine and Power System[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2017, 40(10): 2538-2555.
- [10] Montazeri-Gh M, Rasti A, Imani A. Comparison of Model Predictive Controller and Min-Max Approach for Aircraft Engine Fuel Control[C]. *Shiraz: International Conference on Control, Instrumentation, and Automation*. 2017.
- [11] Richter H. Advanced Control of Turbofan Engines [M]. *New York: Springer*, 2012.
- [12] Saluru D C, Yedavalli R K. Fault Tolerant Model Predictive Control of a Turbofan Engine Using C-MAPSS40k [R]. *AIAA* 2013-0128.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 彭靖波, 谢寿生, 白 云, 等. 航空发动机模糊自适应广义预测解耦控制[J]. *空军工程大学学报*, 2009, 10(1): 5-8.
- [16] 苗卓广, 谢寿生, 王 磊, 等. 航空发动机多模型预测滑模控制[J]. *推进技术*, 2012, 33(3): 391-395. (MIAO Zhuo-guang, XIE Shou-sheng, WANG Lei, et al. Multi-Model Predictive Sliding Mode Control for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3): 391-395.)
- [17] 席裕庚. 预测控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [18] 姜 锐. 航空发动机线性变参数控制方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [19] 乔洪信, 樊思齐, 杨 立, 等. 航空发动机状态空间模型约束预测控制[J]. *推进技术*, 2005, 26(6): 548-551. (QIAO Hong-xin, FAN Si-qi, YANG Li, et al. Constrained Predictive Control Based on State Space Model of Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6): 548-551.)
- [20] 张日东, 王树青, 李 平. 一类非线性系统的扩展状态空间预测扩展[J]. *控制与决策*, 2005, 20(7): 807-810.
- [21] 赵连春, 马丁利 J D. 飞机发动机控制: 设计、系统分析和健康监视 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.

(编辑: 史亚红)