

基于 NMPC 的涡轴发动机控制器研究

陈名杨 张海波 高远 汪勇

(南京航空航天大学 南京 210008)

(联系电话 18851009698 E-mail my_chen@nuaa.edu.cn)

摘要: 模型预测控制(Model Predictive Control, 简称 MPC)是一种能够直接对输入输出限制进行管理的先进控制技术,该技术将限制直接并入到线性或者非线性优化目标中,通过对系统未来动态行为的预测以及对控制律的在线求解,实现对限制的最优管理。本文对 NMPC 在涡轴发动机控制中的应用做了相关研究。通过其对转速变化指令的响应对 NMPC 控制器鲁棒性进行了分析,并与 PID 控制器进行比较,响应时间缩短了接近 80%,并且消除了静差,仿真结果表明了 NMPC 控制器的有效性。

关键词: 涡轴发动机, 状态变量模型, 预测控制, PID 控制;

1 引言

随着旋翼飞行器、发动机设计技术的迅速发展,以往制约变旋翼转速技术实施的技术瓶颈正在逐步消除。NASA 最近一项研究表明,与传统的定旋翼转速不同,调整主旋翼转速以适应不同的飞行条件,可显著提高旋翼飞行器的机动性、灵活性、减小发动机油耗,延长各部件使用寿命。

在变旋翼转速过程中,直升机需求扭矩和发动机输出扭矩通过变传动比的离合器配对,直升机子系统与发动机子系统之间的耦合程度增强,传统的带总矩前馈的串级 PID 控制方法,很难取得高品质的控制效果。尤其是在直升机机动飞行时,存在由旋翼扭矩测量滞后、发动机控制动态响应等引起的不可忽略的时滞效应,在机动飞行小的时间尺度内这种滞后是必须考虑在控制规律设计中的,而串级 PID 等控制方法因不具备预测功能,对于上述时滞效应显得能力不足,因此需设计带预测能力的优化控制规律^[1]。20 世纪 90 年代以来,模型预测控制的理论研究广泛采纳以状态表达的模型形式,这些研究可充分借鉴了现代控制理论成果。

因此本文设计了基于状态方程的非线性模型预测控制器(NMPC),并与传统 PID 控制效果进行对比分析。

2 控制器设计

2.1 发动机状态变量模型

对于涡轴发动机状态变量模型,设状态表达式为:

$$\begin{cases} \dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \\ y = C \cdot x + D \cdot u \end{cases} \quad (1)$$

选择功率涡轮转速偏差和燃气涡轮转速偏差对工作点转速的百分比为状态变量,输入量为供油量偏差百分比和旋翼总距变化百分比,输出量为模型状态量,即:

$$\begin{cases} x = [\Delta n_p \ \Delta n_g]^T \\ u = [\Delta W_f \ \Delta \theta]^T \\ y = [\Delta p_a \ \Delta T_4]^T \end{cases} \quad (2)$$

拟合时,由于稳态的采样时间有限,稳态误差会受到瞬态误差的影响;当数据采集时间趋于无穷大的时候稳态误差占得比重趋于无穷大,即相当于只对稳态进行最小二乘拟合^[2]。系统稳定时,状态变量

$\dot{x}=0$ ，于是稳态状态变量 x_s 与稳态输入量 u_s 满足：

$$x_s = -A^{-1} \cdot B \cdot u_s \quad (3)$$

而输出系统满足：

$$y_s = C \cdot x_s + D \cdot u_s = (CK_x + D) \cdot u_s \quad (4)$$

令

$$\begin{cases} K_x = -A^{-1}B \\ K_y = (D - CA^{-1}B) = (D + CK_x) \end{cases} \quad (5)$$

则系统的稳态模型为：

$$\begin{cases} x_s = K_x \cdot u_s \\ y_s = K_y \cdot u_s \end{cases} \quad (6)$$

2.2 控制器设计

MPC 应用于航空发动机控制，具有两方面的优势。一方面，MPC 可同时实现功率管理与限制管理，从而省略了限制器及选择逻辑的复杂结构。另一方面，MPC 又可以方便地对系统进行多变量控制，实现更好的控制效果^[3-4]。

模型预测控制（MPC），包括 LMPC 和 NLMP，其基本原理均可从算法的三个要素：预测模型、滚动优化和反馈校正中体现出来，如图 1 所示：

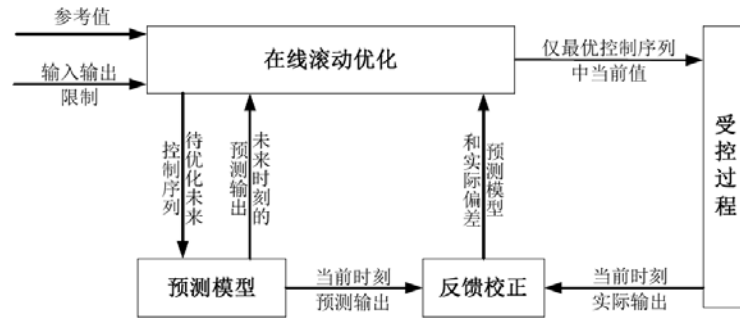


图 1 MPC 三个基本要素示意图

对于航空发动机离散状态空间模型：

$$\begin{cases} x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \\ y(k) = Cx(k) + Du(k) \end{cases} \quad (7)$$

当状态量可测时，式（7）可直接作为预测模型使用。设从 k 时刻起系统输入发生 M 步变化，而后保持不变，则由式（7）可预测出在 $u(k), u(k+1), \dots, u(k+M-1)$ 作用下未来 $P(P \geq M)$ 个时刻的系统状态。

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + bu(k) \\ x(k+2) &= A^2x(k) + Ab u(k) + bu(k+1) \\ &\vdots \\ x(k+M) &= A^M x(k) + A^{M-1}bu(k) + \dots + bu(k+M-1) \\ x(k+M+1) &= A^{M+1}x(k) + A^M bu(k) + \dots + (Ab + b)u(k+M-1) \\ &\vdots \\ x(k+P) &= A^P x(k) + A^{P-1}bu(k) + \dots + (A^{P-M}b + \dots + b)u(k+M-1) \end{aligned} \quad (8)$$

如果需要预测未来 P 个时刻的系统输出，加上式 (7) 中的输出方程，可推导出：

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{F}_y \mathbf{x}(k) + \mathbf{G}_y \mathbf{U}(k) \quad (9)$$

其中：

$$\mathbf{U}(k) = \begin{bmatrix} u(k) \\ \vdots \\ u(k+M-1) \end{bmatrix}_{(M \times 1)} \quad \mathbf{Y}(k) = \begin{bmatrix} y(k+1) \\ \vdots \\ y(k+P) \end{bmatrix}_{(P \times 1)} \quad \mathbf{F}_y = \begin{bmatrix} \mathbf{C}^T \mathbf{A} \\ \vdots \\ \mathbf{C}^T \mathbf{A}^P \end{bmatrix}_{(P \times n)} \quad \mathbf{G}_y = \begin{bmatrix} \mathbf{c}^T \mathbf{b} & 0 & 0 \\ \vdots & \ddots & 0 \\ \mathbf{c}^T \mathbf{A}^{M-1} \mathbf{b} & \cdots & \mathbf{c}^T \mathbf{b} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{c}^T \mathbf{A}^{P-1} \mathbf{b} & \cdots & \mathbf{c}^T \sum_{i=0}^{P-M} \mathbf{A}^i \mathbf{b} \end{bmatrix} \quad (10)$$

则输出问题可以转化为二次规划问题，性能指标的目标函数为：

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{U}(k)} J_y(k) &= \|\mathbf{100} - \mathbf{Y}(k)\|_{Q_y}^2 + \|\mathbf{U}(k)\|_{R_y}^2 \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{A}_{ineq} \mathbf{U} \geq \mathbf{b}_{ineq} \end{aligned} \quad (11)$$

求解这类带约束优化的方法有很多，其中二次规划有效集法计算量小，计算速度快，因此本文采用有效集法进行求解，令 $P=10$ ， $M=5$ ， Q_y 、 R_y 可根据经验调试。

在前文所述的基于状态方程的预测控制原理的基础上，设计相应的 NMPC 控制器，并进行闭环仿真，与传统的 PID 控制器在飞行高度 $H = 600m$ ，前飞速度 $v_c = 121m/s$ 的飞行条件下，进行控制效果对比。其中：

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.933180960000000 & 0.652551270000000 & 0.0754811900000000 \\ -9.842223900000000 & -39.5063240000000 & -5.418269700000000 \\ 1.166028700000000 & 1.121436300000000 & -0.767493840000000 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.271615950000000 \\ 99.3419750000000 \\ -0.069352085000000 \end{bmatrix} \quad \mathbf{C} = [0 \ 0 \ 1] \quad \mathbf{D} = [0]$$

$\text{Rank}(\mathbf{A}, \mathbf{B}) = 3$ ，系统可控。

将系统增广后，取 $\mathbf{Q} = 1 * \text{diag}([1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1])$ 以及 $\mathbf{R} = 0.001 * \text{diag}([1, 1, 1, 1, 1])$ ，可得到控制器。

3 仿真结果与分析

转速在 3s 时有个从 100rpm 到 102rpm 的变化，并在 6s 时恢复 100rpm，直升机的响应曲线如图 2 所示：

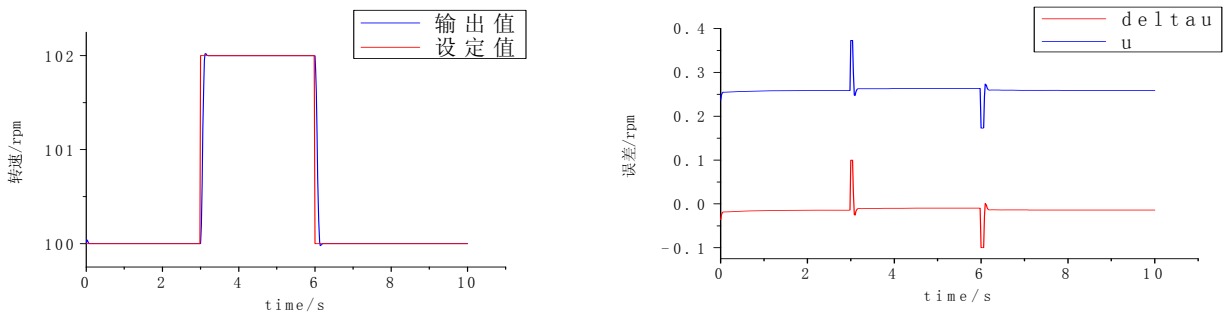


图 2 非线性预测控制器对转速的控制效果

为了分析 NMPC 控制器的控制效果，我们与 PID 控制器做一个比较，取

$$k_p=0.18;k_i=0.07;k_d=0;$$

控制效果如图 3:

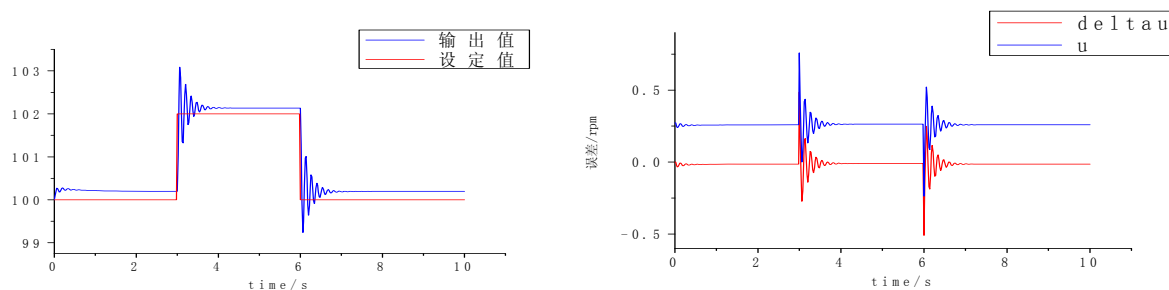


图 3 PID 控制器对转速的控制效果

可见与 PID 相比, NMPC 控制器的控制效果更有效, 其静差几乎可以忽略不计, 并且达到新的转速状态的调节时间很短, 约 $0.2s$ (PID 控制器接近 $1s$)。

4 结论

本文以 UH-60A 直升机模型为控制对象, 利用 NMPC 控制算法设计了飞行控制器, 对转速进行了控制, 并与 PID 控制器的控制效果进行比较, 结果表明:

- (1)、基于 NMPC 的飞行控制器具有很好的响应跟踪性能并且可以消除静差;
- (2)、与传统的 PID 控制器相比, NMPC 控制器能够在更短的时间内以更高的精度对控制指令做出响应, 凸显了其应用价值。

参考文献

- [1] 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].西北工业大学,2016.
- [2] 张海波,杨小龙,林一晖.一种求取发动机状态变量模型的改进拟合法[J].航空动力学报,2011,26(08): 1907-1913.
- [3] 李雪莲, 刘小勇. PID模糊控制器结构研究[J]. 机械工程与自动化, 2005(02):96-97.
- [4] 蒋晓亮. 直升机变旋翼转速飞行控制策略研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.