

文章编号: 1000-8055(2007)01-0132-05

增广 LQL 方法及其在航空发动机控制中的应用

王永庭, 郭迎清, 王海泉
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 将 LQL (Linear quadratic L_2 bounded uncertainties) 控制方法应用于航空发动机控制系统设计, 并提出了增广 LQL 控制方法, 应用其设计了航空发动机控制系统. 在飞行包线内对控制系统进行了仿真, 结果表明增广 LQL 控制方法控制精度高、鲁棒性强.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机控制; 不确定性; LQL; 增广

中图分类号: V233.7 文献标识码: A

Augmented LQL method and its application to aeroengine control

WANG Yong-ting, GUO Ying-qing, WANG Hai-guan
(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: LQL (Linear quadratic L_2 bounded uncertainties) control method was applied to the aeroengine control system. The augmented LQL method was proposed, then the aero-engine control system was designed by using the method. Simulation of the control system in the flight envelope was performed, and excellent tracking performance and robustness were obtained.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine control; uncertainty; LQL; augmentation

由于航空发动机系统是一个复杂的气动热力学系统, 其工作范围宽广、工作状况复杂, 实际系统中不可避免地存在着大量的干扰与未建模动态等不确定性, 这使得许多基于理想化数学模型的控制理论的应用受到限制. 针对这种情况, 目前应用较多的一种 LQG 方法就是借助于随机过程理论将系统不确定性因素描述成一类易于处理的白噪声模型. 虽然 LQG 对于白噪声是不敏感的, 但实际发动机系统中存在的不确定性往往并不能完全吻合这一理想化过程要求. 针对这一情况, 本文采用文献[1]中提出的 LQL 方法. 该方法适用于

干扰为能量有限的、不确定性因素的积分上界是可以估计的系统. 显然这样一种不确定性描述更符合实际航空发动机系统. 为便于航空发动机控制系统的设计, 本文提出了增广 LQL 方法, 并设计出相应航空发动机控制系统. 仿真结果显示, 该控制方法控制精度高、鲁棒性强, 适合于航空发动机控制.

1 LQL 方法原理

考虑如下的不确定性系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{u} + \mathbf{B}_2\mathbf{v} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{v} \end{cases} \quad (1)$$

式中, 系统状态 $\mathbf{x} \in R^n$ 、控制输入 $\mathbf{u} \in R^m$ 、不确定性输入 $\mathbf{v} \in R^r$ 、量测输出 $\mathbf{y} \in R^l$ 、 $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}_1$ 、 $\mathbf{B}_2$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{D}$ 为相应的适维矩阵。不确定性因素包含初态 $\mathbf{x}_0$ 以及不确定性输入 $\mathbf{v}$, 二者分别满足如下约束:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{x}_0\|^2 = \mathbf{x}_0^T \mathbf{x}_0 &\leq \delta_0^2 < \infty, \\ \int_0^\infty \mathbf{x}^T(t) \mathbf{x}(t) dt &\leq \delta^2 < \infty \end{aligned} \quad (2)$$

对应性能指标为:

$$J = \max_{\|\mathbf{v}\|_2^2 \leq \delta^2} \min_u \int_0^\infty (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{u}) dt \quad (3)$$

其中, $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T \geq 0$ 为常数加权阵。则以上问题可以归结为在 $\max \min$ 指标下求取所谓“最坏干扰”下的最优控制问题。

针对以上系统, 在文献[2]中有如下结论:

若有 ① $(\mathbf{A}, \mathbf{B}_1)$ 可控(或可镇定), $(\mathbf{A}, \mathbf{C})$ 可观, $(\mathbf{A}, \mathbf{Q})$ 可观; ② 存在一个实对称矩阵 $\mathbf{P}$ 和常数 $\eta > 0$ 满足如下方程组:

$$\mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} - \mathbf{P}(\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T - \mathbf{B}_2 \eta^{-1} \mathbf{B}_2^T) \mathbf{P} = 0 \quad (4)$$

$$\text{Re} \lambda(\mathbf{A} - (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T - \mathbf{B}_2 \eta^{-1} \mathbf{B}_2^T) \mathbf{P}) < 0 \quad (5)$$

$$\mathbf{U}(\eta) \tilde{\mathbf{A}} + \tilde{\mathbf{A}}^T \mathbf{U}(\eta) + \mathbf{K}_2^T \mathbf{K}_2 = 0 \quad (6)$$

$$\text{其中, } \tilde{\mathbf{A}} = \mathbf{A} - (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T - \mathbf{B}_2 \eta^{-1} \mathbf{B}_2^T) \mathbf{P} \quad (7)$$

$$\text{当 } \mathbf{x}_0 \text{ 已知时: } \mathbf{x}_0^T \mathbf{U}(\eta) \mathbf{x}_0 = \delta^2 \quad (8)$$

$$\text{当 } \|\mathbf{x}_0\|^2 \leq \delta_0^2 \text{ 时: } \max \lambda(\mathbf{U}(\eta)) = \delta^2 / \delta_0^2 \quad (9)$$

则问题(1)~(3)的最优控制策略解为:

$$\text{最优反馈控制: } \mathbf{u}^* = -\mathbf{B}_1^T \mathbf{P} \mathbf{x} = \mathbf{K}_1 \mathbf{x} \quad (10)$$

$$\text{“最坏”干扰: } \mathbf{v}^* = \eta^{-1} \mathbf{B}_2^T \mathbf{P} \mathbf{x} = \mathbf{K}_2 \mathbf{x} \quad (11)$$

当系统状态不能够直接测量时, 上面的结果无法直接应用。随着不确定性系统的不断发展, 与之相应的对偶问题—鲁棒最优估计也随之发展, 对于问题(1)~(3), 文献[2]提出了如下图1所示的 $\min \max$ 状态估计— $\max \min$ 状态反馈闭环控制系统结构, 并称其为 LQL 控制。

估计器的具体计算由如下给出:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{x}}} &= \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_F (\mathbf{y} - \mathbf{C} \hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}_1 \mathbf{u}, \\ \hat{\mathbf{x}}(0) &= 0 \end{aligned} \quad (12)$$

估计器增益阵 $\mathbf{K}_F$ 为:

$$\mathbf{K}_F = -(\mathbf{B}_2 \mathbf{D} - \hat{\mathbf{P}} \mathbf{C}^T) (\mathbf{D} \mathbf{D}^T)^{-1} \quad (13)$$

上式中, $\hat{\mathbf{P}}$ 满足:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{P}}} &= \hat{\mathbf{P}} \mathbf{A}^T + \mathbf{A} \hat{\mathbf{P}} - \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T + (\mathbf{B}_2 \mathbf{D}^T - \hat{\mathbf{P}} \mathbf{C}^T) \cdot \\ &\quad (\mathbf{D} \mathbf{D}^T)^{-1} (\mathbf{D} \mathbf{B}_2^T - \hat{\mathbf{C}} \mathbf{P}), \quad \hat{\mathbf{P}}(0) = \mathbf{I} \end{aligned} \quad (14)$$

2 LQL 算法在航空发动机控制系统中的应用及其存在的问题

本文中的被控对象为某型涡轮风扇发动机, 它是一个强非线性、多变量、时变的复杂系统, 其状态空间模型是在某工作点处得到的小偏离线性归一化模型^[3], 表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \end{cases} \quad (15)$$

其中, $\mathbf{x}$ 、 $\mathbf{u}$ 、 $\mathbf{y}$ 分别为 n 、 m 、 p 维状态、输入及输出向量, $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{D}$ 为相应适维矩阵。

为了达到良好的快速响应特性和跟踪性能, 控制系统采用一般鲁棒渐近跟踪系统的基本框架, 如下图2所示:

由图2可见, 控制系统由伺服补偿器 $\mathbf{K}_c$ 、前置放大器 $\mathbf{K}$ 以及 LQL 控制器组成。其中, 伺服补偿器和前置放大器被用来实现信号渐近跟踪以及调节动态响应特性。此时控制系统性能的好坏不但取决于 LQL 控制器, 还与具体伺服补偿器与前置放大器的设计有关, 这无疑加大了设计者的负担。为了精简 LQL 控制结构, 使其更适合于航空发动机控制系统, 受文献[4]的启发, 本文提出了增广 LQL 算法。

3 增广 LQL 及其在航空发动机控制系统中的应用

设航空发动机线性归一化模型如式(15)所示, 误差信号 $\mathbf{e}$ 与指令信号 $\mathbf{r}$ 、输出信号 $\mathbf{y}$ 之间的关系为: $\mathbf{e} = \mathbf{r} - \mathbf{y}$ 。对发动机线性化模型式及误差信号 $\mathbf{e}$ 进行微分可得:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{e}} = \frac{d(\mathbf{r} - \mathbf{y})}{dt} = -\dot{\mathbf{y}} = -\mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} - \mathbf{D}\dot{\mathbf{u}} \end{cases} \quad (16)$$

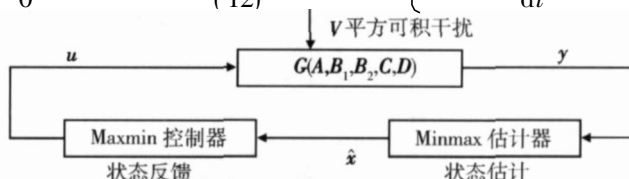


图1 LQL 控制方法框图

Fig. 1 Block diagram of the LQL control method

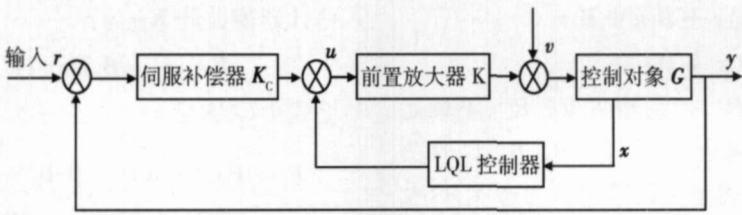


图 2 航空发动机 LQL 控制系统结构

Fig. 2 Structure of aeroengine LQL control system

此时如果取增广系统状态向量 $\bar{x} = [\dot{x}^T \ e^T]^T$, 控制向量 $\bar{u} = \dot{u}$, 则式(16)即可表示为:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}\bar{u}$$

其中, $\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix}$ (17)

由航空发动机线性系统与航空发动机非线性模型的对应关系可知, 非线性模型的状态导数及误差与增广状态向量 $\bar{x}$ 一一对应, 控制输入的导数与 $\bar{u}$ 对应. 显然, 如果以此系统设计 LQL 状态反馈控制器, 则可以使非线性模型的状态导数及其误差保持在零点(状态稳定不变化、误差为零), 即实现了航空发动机非线性模型的无静差准确跟踪.

对系统模型(17), 根据前述 LQL 控制器设计步骤, 可得最优反馈控制:

$$\bar{u} = \dot{u} = \bar{K}\bar{x} = (K_i \ K_e) \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = K_i \dot{x} + K_e e$$

(18)

对上式取拉氏变换, 则得到发动机线性化模型的反馈控制器为:

$$u = K_i x + \frac{K_e}{s} e = K_i x + \frac{K_e}{s} (r - y) \quad (19)$$

由上式可见, 上述过程设计步骤明确简单, 避免了通常 LQL 控制器设计时伺服补偿器与前置放大器的设计, 下面将通过一系列仿真验证其控制效果.

建立地面状态条件下的航空发动机线性化模型, 其中状态变量 $x = (n_1 \ n_2)^T$ 分别为低压转子转速 n_1 (r/min) 与高压转子转速 n_2 (r/min)、控制变量 $u = wfm$ (kg/s) 为燃烧室供油量、输出变量 $y = n_1$. 依据增广 LQL 控制器设计步骤, 设计出相应的增广 LQL 控制器. 利用其对航空发动机非线性模型进行控制, 指令信号为单位阶跃信号, 仿真结果如图 3 所示. 为了说明增广 LQL 对发动机模型具有一定的鲁棒性, 我们用上述控制器控制一高空状态 ($H = 5 \text{ km}, Ma = 0.8$), 仿真曲线如图 4 所示. 从图可见增广 LQL 方法设计的控制器动态过程响应迅速、无超调、无稳态误差、控制精度高, 且具有很强的鲁棒性.

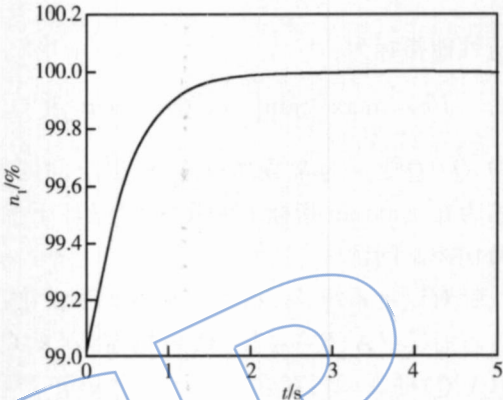


图 3 $H = 0 \text{ km}, Ma = 0$ 时的仿真结果

Fig. 3 Simulation result at $H = 0 \text{ km}, Ma = 0$

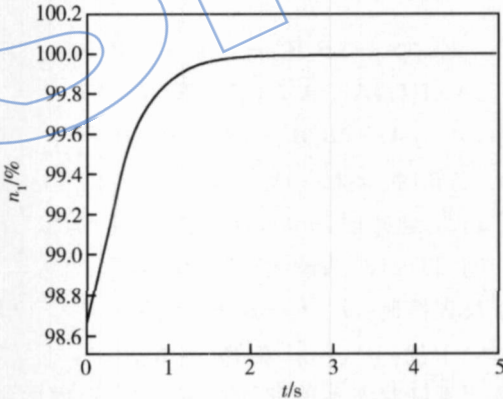


图 4 $H = 5 \text{ km}, Ma = 0.8$ 时的仿真结果

Fig. 4 Simulation result at $H = 5 \text{ km}, Ma = 0.8$

由于增广 LQL 控制具有良好的指令跟踪性能、较强的鲁棒性能, 其不仅可以被用来对该涡轮风扇发动机进行中间稳定状态控制, 同时对于发动机加速、加力接通等过渡态过程控制也具有很好的效果. 下面我们以求力接通过程为例, 利用增广 LQL 控制器进行仿真说明.

地面状态下, 得到如式(15)所示的加力控制所需的线性归一化模型, 其中状态向量 $x = (n_1 \ n_2)^T$ 分别为发动机高、低压转子转速, 控制向量 $u = (wfm \ A \ 8)^T$ 为主供油量与尾喷管面积, 输出向量 $y = (n_1 \ P36)^T$ 为低压转子转速与高低压涡轮落压比. 依照设计步骤, 进行增广 LQL 控制器设计, 并利用其实现在该状态下航空发动机非线性

模型的加力接通过程控制仿真, 该过程中的各重要参数曲线如图 5~ 图 10 如示。

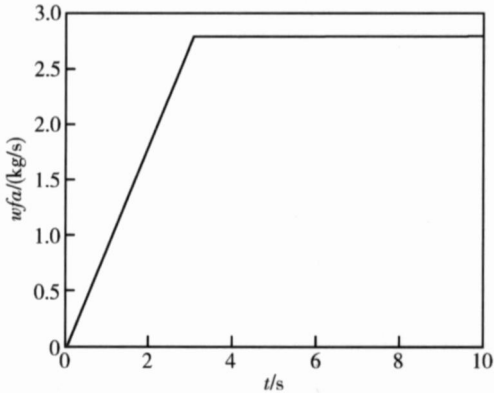


图 5 加力供油量变化曲线

Fig. 5 Variation of afterburner fuel flow

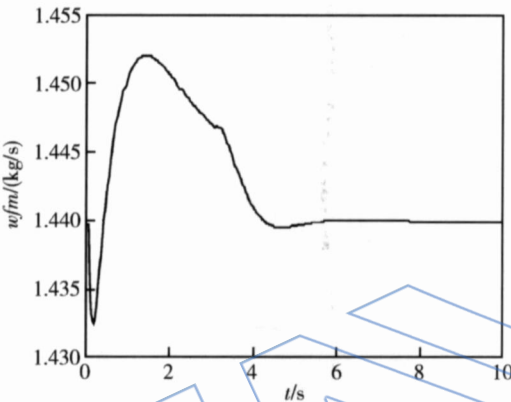


图 6 主供油量变化曲线

Fig. 6 Variation of combustor fuel flow

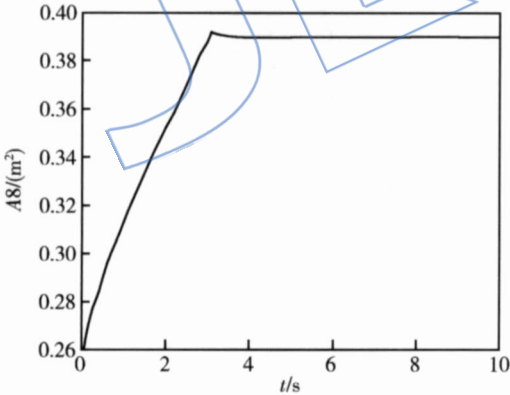


图 7 尾喷管面积变化曲线

Fig. 7 Variation of nozzle area

纵观以上各加力时各参数仿真曲线, 在增广 LQL 控制器的作用下, 使得加力前后低压转子转速与涡轮落压比均维持不变, 因此保证了核心发动机的状态不变, 实现了对加力接通过程控制的要求。

4 结 论

本文采用 LQL 控制方法设计某型航空发动机控制系统, 针对普通 LQL 算法用于航空发动

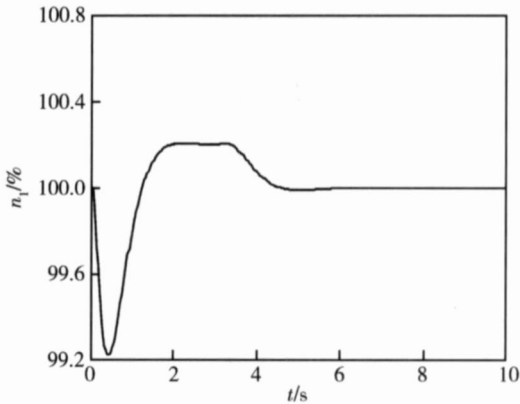


图 8 低压转子百分比转速响应曲线

Fig. 8 Response of low-pressure rotor speed

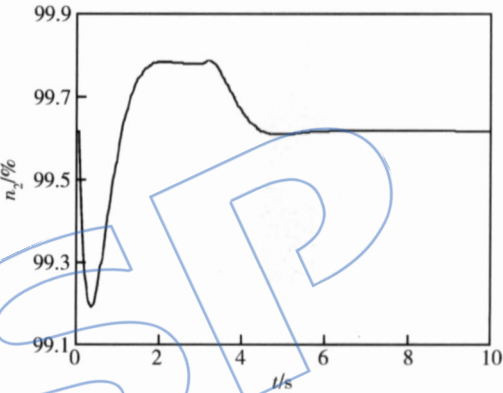


图 9 高压转子百分比转速响应曲线

Fig. 9 Response of high-pressure rotor speed

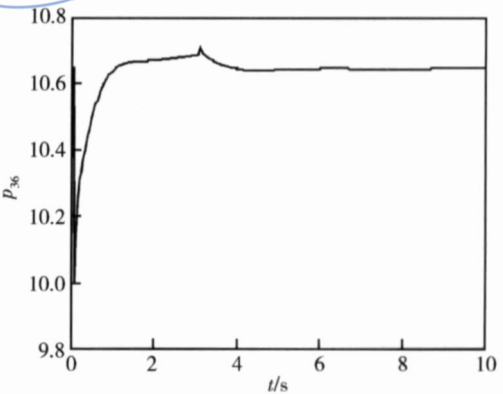


图 10 涡轮落压比响应曲线

Fig. 10 Response of turbine pressure ratio

机时存在的问题, 提出了增广 LQL 控制算法, 并利用其对航空发动机进行了加力接通过程的控制仿真. 各仿真结果显示, 该控制系统具有良好的动态特性和鲁棒性能, 从而表明了增广 LQL 控制算法在航空发动机控制系统的有效性。

参考文献:

[1] Chen S B. The robust optimal control of uncertain system state space method[R]. IEEE Trans. Automat. Contr. 1993, AC- 38(6): 951-957.

[2] 陈善本, 范颖晖. 具 L_2 有界不确定性系统线性二次鲁棒最优控制——LQL 方法[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

[3] 樊思齐, 许芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

[4] 杨刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153- 158.

YANG Gang, SUN Jianguo, LI Qiu hong. Augmented LQR method for aeroengine control systems[J] . Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153- 158.

