

文章编号:1000-8055(2009)08-2607-05

航空发动机三变量鲁棒控制器设计

王前宇, 孙健国, 李秋红

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对发动机三变量控制进行了研究. 由于发动机可作为被控量的输出参数很多, 用不同的被控量设计的控制器系统性能差别很大, 所以选择合适的被控量就显得尤为重要. 采用 RSCN(鲁棒稳定性和条件数)方法从发动机的 14 个输出变量中选择三个变量作为发动机的被控量, 然后用所选择的发动机输入/输出变量来设计增广 LQR(linear quadratic regulator)控制器, 数字仿真表明通过上述方法设计的发动机控制系统响应速度较快, 无稳态误差, 鲁棒性好.

关 键 词: 航空发动机; 输入输出选择; 控制结构设计; 增广 LQR 控制器

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Three-variables robust controller design for aero-engine

WANG Qian-yu, SUN Jian-guo, LI Qiu-hong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Three variables controller for aero-engine was studied in this paper. Given the fact that too many outputs of aero-engine could be used as controlled variables, and different controlled variables have varying performances, it is particularly important to get the suitable controlled variables. Here, the method of choosing best outputs as the controlled variables is RSCN (robust stability and condition number) method. Three output-variables were chosen from 14 outputs of aero-engine. After the selection of controlled variables was completed, an augmented LQR (linear quadratic regulator) controller was designed. The simulation indicates that the controller with the chosen outputs gets very well dynamic and steady state performance.

Key words: aero-engine; input-output select; control structure design; augmented LQR (linear quadratic regulator) controller

随着发动机越来越复杂, 对控制性能、功能要求越来越高, 控制信号越来越多, 多变量控制成为研究的热点. 目前国内的航空发动机多变量闭环控制主要还是双变量控制, 对于三变量控制系统还未见相关报道, 而国外早在 20 世纪 90 年代就进行了这方面的相关研究^[1-2]. 对于三变量控制系统, 由于被控量的增加, 且航空发动机的输出量众多, 其可控量组合必然非常多. 如何从众多的输出

量组合中选择最合适的被控量组合, 关系到系统性能的优劣. 为此研究输出参数的选择就显得尤为必要. 文献[1]中研究了某发动机的输出参数选择问题, 该发动机列出 15 个输出量, 从中选 4 个作为被控量, 则有 $C_{15}^4 = 1365$ 种组合. 哪一种组合具有最佳的性能, 需要采用一定的算法来确定.

目前国内的双变量航空发动机控制, 尚未有进行输出参数选择的相关研究报道, 被控量一般

收稿日期: 2008-11-05; **修订日期:** 2009-01-11

基金项目: 国家自然科学基金(50576033)

作者简介: 王前宇(1982-), 男, 江苏泗阳人, 硕士生, 主要从事航空发动机多变量鲁棒控制方向研究.

凭经验选择.但是当被控量增加时,经验很难给出好的被控量组合.国外在输出量选择方面已经进行了大量的研究工作^[3],其中用得比较多的方法有 Reeves^[4]的基于鲁棒稳定性和条件数(RSCN)方法和 Lee 与 Morari^[5]的基于结构奇异值 u 的选择方法. RSCN 方法是基于鲁棒稳定性和条件数的输出参数选择方法,效果较好,应用较为广泛,本文即采用 RSCN 方法来对发动机的被控量进行选择,并进行控制器设计.控制器设计方法采用增广 LQR (linear quadratic regulator)^[6]方法,因为 LQR 回路具有无穷大的幅值裕度和大于 60 的相位裕度,但是在做发动机跟踪控制时无法消除稳态误差,而增广 LQR 具有 LQR 方法的所有优点且能消除稳态误差,有很好的鲁棒性.

1 输出选择方法(RSCN 方法)

RSCN 方法首先由 Reeves 提出, Melker 首先用该方法进行航空发动机输入输出的选择, Shutler^[7]也在燃气轮机控制结构设计研究中应用了该方法.其具体选择步骤如下:

1) 计算所选输入输出对应的系统的条件数 $\gamma(G)$, $\forall \omega \leq \omega_s$, 其基本原理是小增益定理.小增益定理表明,对于如图 1 所示的闭环系统, Δ 表明系统的加性不确定性,若无 Δ 时闭环系统稳定,则存在加性不确定性 Δ 时,若闭环系统增益小于 1,则系统依然稳定.

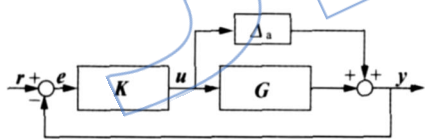


图 1 RSCN 方法的分析框图

Fig. 1 Analysis diagram of RSCN method

由条件数确定系统鲁棒稳定性的公式如下:

$$\gamma(G) < \frac{1}{\delta_a(1 - \sigma_s)} \quad \forall \omega \leq \omega_s \quad (1)$$

其中 $\gamma(G)$ 为系统条件数, σ_s 为扰动的衰减度, δ_a 为不确定性) 扰动的衰减度 (σ_s) 和不确定性 ($\sigma(\Delta_a) \leq \delta_a = \delta_a \sigma(G)$) 由设计者指定. 条件数 $\gamma(G)$ 下界可通过 RGA (relative gain analysis) 计算, 公式如下:

$$\gamma(G) = 2 \max \left(\|A(G)\|_1, \|A(G)\|_\infty \right) - 1 \quad (2)$$

其中 $\|A(G)\|_1$, $\|A(G)\|_\infty$ 是 RGA 的列和最

大值与行和最大值.

2) 计算所选组合的零点,排除在右半平面有零点的输入输出组合.因为系统的零点会限制反馈系统的性能.

3) 比较不同输入输出组合系统的可控性和可观测性.可通过计算可控性和可观测性格拉姆矩阵来比较.这里用汉克尔奇异值来比较系统的可控性和可观测性以确定其是否是合适的组合.

以上就是 RSCN 方法选择系统输入输出对的方法.

2 增广 LQR 控制器设计方法

对于系统

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (3)$$

若要使系统输出 y 能够跟踪给定的阶跃信号 $r = a \cdot 1(t)$, 其中 a 为常量, 则误差 $e = r - y$. 对系统(3)微分可得

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= A\dot{x} + B\dot{u} \\ \dot{e} &= \frac{d(r-y)}{dt} = -\dot{y} = -C\dot{x} - D\dot{u} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

取增广状态向量为 $\tilde{x} = [\dot{x}^T \quad e^T]^T$, 则式(4)可表示为

$$\dot{\tilde{x}} = \tilde{A}\tilde{x} + \tilde{B}\tilde{u} \quad (5)$$

$$\text{式中 } \tilde{u} = \dot{u}; \tilde{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}; \tilde{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix}.$$

对式(5)可以设计 LQR 状态调节器,使所有状态量都保持为零: $\dot{\tilde{x}} = [\dot{x}^T \quad e^T]^T = 0$, 即系统式(3)状态保持不变,而且系统输出与给定指令之差 $e = 0$, 这就满足了消除阶跃信号作用下的稳态误差要求. 设对系统(5)的性能泛函为

$$J_p = \int_0^\infty (\tilde{x}^T Q \tilde{x} + \tilde{u}^T R \tilde{u}) dt \quad (6)$$

式中 $Q = Q^T \geq 0$; $R = R^T > 0$; Q, R 分别为适维矩阵. 则用 LQR 方法求出的控制律为 $\tilde{u} = \bar{K}\tilde{x}$, 其中 $\bar{K} = -R^{-1}\tilde{B}^T P$, 而 P 满足如下 Riccati 方程

$$\tilde{A}^T P + P\tilde{A} - P\tilde{B}R^{-1}\tilde{B}^T P + Q = 0 \quad (7)$$

将 $\bar{K}$ 按 $\tilde{x}$ 和 e 表示为分块矩阵 $\bar{K} = [\bar{K}_1 \quad \bar{K}_2]$, 则

$$\tilde{u} = \bar{K}\tilde{x} = [\bar{K}_1 \quad \bar{K}_2] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = \bar{K}_1 \dot{x} + \bar{K}_2 e \quad (8)$$

对式(8)取拉氏变换,得系统(3)的控制律为 $u =$

$K_c x + \frac{K_c e}{s}$, 则闭环系统的结构如图 2.

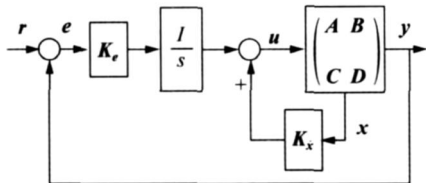


图 2 增广 LQR 控制系统框图

Fig. 2 Diagram of augmented LQR control system

3 航空发动机输入输出选择及控制器设计

根据文献[1]和某型航空涡扇发动机非线性部件级模型,我们给出发动机的输入/输出量如下:

输入量

- W_{fm} 主供油量
- A_8 尾喷口面积
- V_{fg} 风扇导叶角
- V_{cg} 压气机导叶角

输出量

- N_1 低压转子转速
- N_h 高压转子转速
- R_{cp} 压气机压比
- R_{fp} 风扇压比
- R_{ep} 发动机压比
- p_{22} 风扇出口压力
- p_3 压气机出口压力
- p_{42} 低压涡轮出口压力
- T_{42} 高压涡轮进口温度
- p_{46} 高压涡轮出口压力
- T_{46} 高压涡轮出口温度
- S_{ml} 风扇喘振余度
- S_{mh} 压气机喘振余度
- F_n 推力

由于本文所研究的发动机风扇导叶角 V_{fg} 的变化对发动机影响的非单调性,所以 V_{fg} 不适合做跟踪控制的控制量,故这里采用 W_{fm}, A_8, V_{cg} 作为发动机的控制量. 同时由于该发动机压气机导叶角 V_{cg} 变化对于 N_h 的影响也是非单调的,所以 N_h 也不是合适的被控量,再去掉不可测的输出量 S_{ml}, S_{mh}, F_n , 则剩下的可供选择的输出量有 $N_1, R_{cp}, R_{fp}, R_{ep}, p_{22}, p_{25}, p_{42}, T_{42}, p_{46}, T_{46}$ 共 10 个. 从

这 10 个输出量中任选 3 个作为输出,共有 120 种组合. 采用拟合法^[8],在设计点对每一个输入/输出组合建立小偏差状态变量模型. 针对小偏差状态变量模型,采用 RSCN 方法分析所有组合情况,然后从中选择性能最优的组合来设计控制器.

3.1 RSCN 方法选择输出量

对系统的带宽要求为 $\omega = 5 \text{ rad/s}$, 设扰动的衰减速度 $\alpha_s = 3 \text{ dB}, \delta_a = 0.5$. 输出选择过程如下:

- 1) 首先计算 120 种输出组合的条件数下界,满足要求的共有 23 种组合,再分别计算这 23 种组合经过归一化以后的条件数,共得 15 种满足条件数指标.
- 2) 再计算第一步所选 15 种组合的右半平面零点. 经计算,所有 15 种组合的零点都处于 s 的左半平面,所以没有可排除组合.
- 3) 计算上面所选组合的汉克尔奇异值,选择汉克尔奇异值大的组合,则得到较优的被控量组合共 4 组,可以从这 4 个组合中任取一组设计控制器.

表 1 给出了 RSCN 方法选择出的比较好的 4 个输出组合.

表 1 RSCN 方法输出选择表

Table 1 Table of RSCN outputs selection

输出组合	条件数下界	条件数	δ_a
N_1, R_{fp}, T_{42}	1. 22	5. 29	0. 64
N_1, R_{fp}, T_{46}	1. 24	6. 73	0. 51
N_1, R_{ep}, T_{42}	1. 2	4. 20	0. 81
N_1, R_{ep}, T_{46}	1. 22	5. 63	0. 61

3.2 增广 LQR 控制器的设计

这里选择表 1 中第 3 组输出组合来进行增广 LQR 控制器设计,即被控量为 N_1, T_{42}, R_{ep} . 由系统小偏差状态变量模型,再增广执行机构的状态得新的被控对象状态变量模型

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}} &= \tilde{A} \tilde{x} + \tilde{B} u \\ y &= \tilde{C} \tilde{x} + \tilde{D} u \end{aligned} \tag{9}$$

其中 $\tilde{x} = [N_1 \quad N_h \quad W_{fm} \quad A_8 \quad V_{cg}]$, $y = [N_1 \quad T_{42} \quad R_{ep}]$, $u = [W_{fm} \quad A_8 \quad V_{cg}]$.

由式(7)设计增广 LQR 控制器,其中 Q, R 矩阵的选取采用遗传算法优化^[9]. 得

$$\begin{aligned} Q &= \text{diag} [1. 430 \quad 0. 138 \quad 0. 730 \quad 0. 217 \\ &\quad 0. 807 \quad 7. 707 \quad 12. 104 \quad 3. 392], \\ R &= [0. 1 \quad 0. 461 \quad 0. 917] \end{aligned}$$

根据此 Q 和 R 矩阵设计 LQR 控制器得

$$K_c = \begin{bmatrix} 4.469 & 6.144 & 3.815 \\ 2.288 & 1.862 & -2.020 \\ 1.895 & -2.709 & 0.245 \end{bmatrix},$$

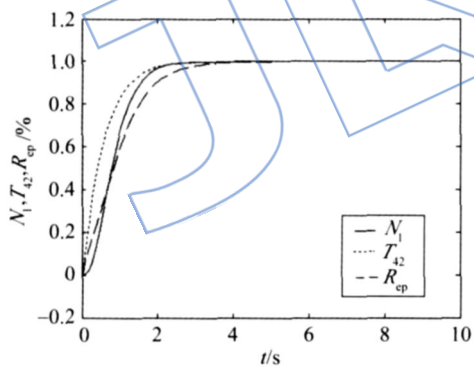
$$K_v =$$

$$\begin{bmatrix} -3.208 & -0.055 & 0.087 & -1.853 & -0.427 \\ -0.024 & -0.383 & -0.010 & -0.686 & -0.990 \\ 0.019 & -0.005 & -0.719 & -0.383 & -0.663 \end{bmatrix}$$

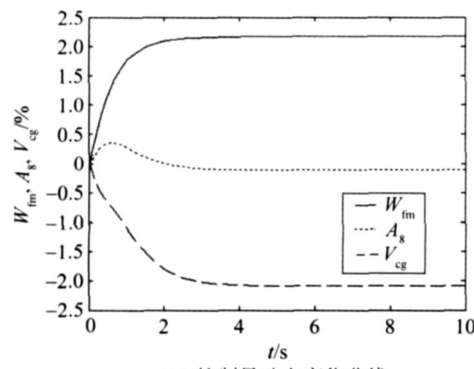
3.3 控制系统仿真

将此控制器与线性化模型组成图 2 所示的闭环系统,对每个被控量都做 1 %的阶跃,系统阶跃响应曲线如图 3 所示.

为进一步验证所得输出组合及控制系统鲁棒性,将此控制器用于控制非线性部件级模型,在非线形仿真中把图 2 中用 A,B,C,D 矩阵表示的线性模型改为非线性部件级模型,限于篇幅,不再画出系统图.在仿真中,对每个被控量都做 1 %的阶跃,并在地面和高空进行了大量仿真,限于篇幅,仅给出图 4 和图 5 两组仿真曲线.图 4 和图 5 表明,所设计的三变量控制系统取得了较好的动态性能和稳态性能,论文所采取的输出参数选择方法和控制器设计方法均切实可用.



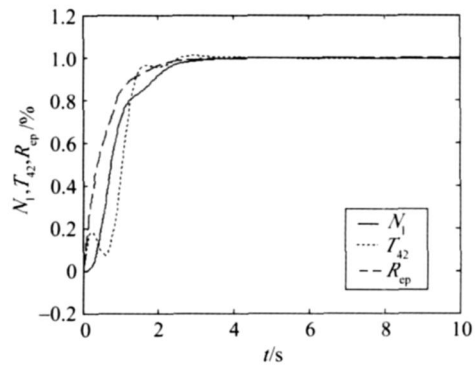
(a) 输出量响应曲线



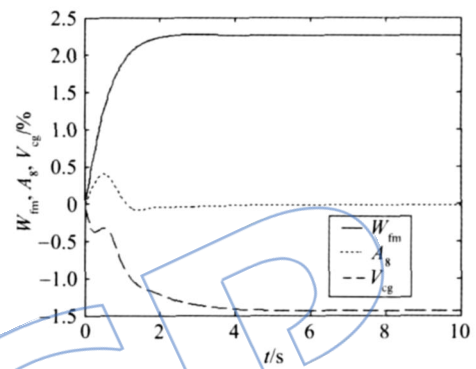
(b) 控制量动态变化曲线

图 3 线性系统响应曲线

Fig. 3 Response curve of linear system



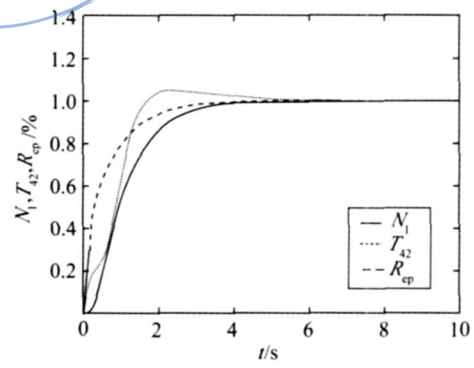
(a) 输出量响应曲线



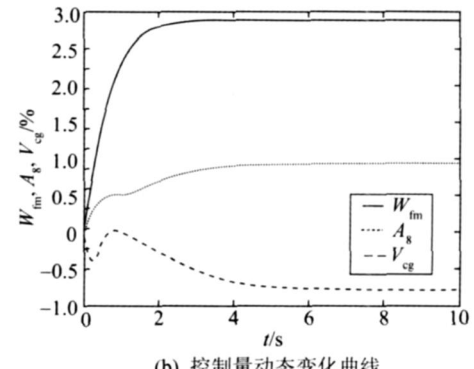
(b) 控制量动态变化曲线

图 4 非线性系统响应曲线(H=0 km, Ma=0)

Fig. 4 Response curve of nonlinear system at 0 km and Mach 0



(a) 输出量响应曲线



(b) 控制量动态变化曲线

图 5 非线性系统仿真曲线(H=10 km, Ma=1.5)

Fig. 5 Response curve of nonlinear system at 10 km and Mach 1.5

4 结 论

本文研究了航空发动机输出参数选择方法,研究了航空发动机的三变量闭环控制系统设计方法并开展了仿真研究.研究表明,在航空发动机多变量控制系统设计中,通过 RSCN 方法可以有效的从被控系统的众多输出量中选择合适的被控量,简化了设计过程.所设计的三变量增广 LQR 控制器,取得令人满意的动态性能和稳态性能.本文的研究为国内开展三变量及以上的航空发动机控制提供有益的参考.

参考文献:

- [1] Melker H. Control structure design methods applied to a jet engine[C]// Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway, NJ, U. S. A. :IEEE, 1999.
- [2] Dellinger W F, Alouani A T. Application of linear multi-variable control design for the GE-21 turbofan jet engine [C]// The Twenty-First Southeastern Symposium on System Theory. Washington, DC, U. S. A. : IEEE Comput. Soc. Press, 1989.
- [3] Van de Wal M, De Jager B. Control structure design: a survey[C]// Proceedings of the 1995 American Control Conference. Evanston, IL, U. S. A. : American Autom Control Council, 1995.
- [4] Reeves D E. A comprehensive approach to control configuration design for complex systems[D]. Georgia, U. S. A. : Georgia Institute of Technology, 1991.
- [5] Lee J H, Morari M. Robust control structure selection and control system design methods applied to distillation column control[C]// Proceedings of the 29th IEEE Conference on Decision and Control. New York, NY, U. S. A. : IEEE, 1990.
- [6] 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 Qiuhong. Augmented LQR method for aeroengine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1) : 153-158. (in Chinese)
- [7] Shutler A G. Control configuration design for the aircraft gas turbine engine[J]. Computing and Control engineering Journal, 1995, 6(1) :22-28.
- [8] 冯正平,孙健国,黄金泉,等. 一种建立航空发动机状态变量模型的新方法[J]. 航空动力学报, 1998, 13(4) : 435-438.
FENG Zhengping, SUN Jianguo, HUANG Jinquan. A new method for establishing a state variable model of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(4) : 435-438. (in Chinese)
- [9] 李秋红,孙健国. 航空发动机解耦控制器设计[J]. 航空学报, 2006, 27(6) :1046-1050.
LI Qiuhong, SUN Jianguo. Aeroengine decoupling controller design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6) : 1046-1050. (in Chinese)