

满足二次稳定及干扰抑制性能指标的 航空发动机 H_∞ 控制器设计

西北工业大学 陶涛* 阎文博

【摘要】 对于一类状态及输出矩阵存在结构参数摄动的对象, 本文提出了闭环系统满足二次稳定性及干扰抑制性能的动态输出反馈控制器的理论设计方法, 随后进行的仿真结果表明, 所设计的控制器满足要求。

主题词: 航空发动机 控制器 鲁棒性

分类号: V233.752

1 航空发动机控制系统满足二次稳定及干扰抑制性能指标的提法

在进行控制系统设计时, 我们期望闭环系统满足静、动态性能指标的要求, 同时还期望系统具有一定的稳定鲁棒性。本文将针对航空发动机这一类特殊的对象就这一问题进行研究, 并期望给出有益的结论。

考虑如下结构参数存在摄动的发动机模型^[1]:

$$\dot{x} = (A + \Delta A)x + Bu + B_1w, \quad y = (C + \Delta C)x + D_{21}w \quad (1)$$

摄动满足

$$\begin{bmatrix} \Delta A \\ \Delta C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \end{bmatrix} \Sigma F, \quad \|\Sigma\| \leq \rho, \quad \rho < 0 \quad (2)$$

其中: $x = [\bar{n}_L \quad \bar{n}_H \quad \bar{m}_f \quad \bar{A}_e]^T$, $y = [\bar{n}_L \quad T_3]^T$, $u = [u_1 \quad u_2]^T$, u_1 和 u_2 为控制量。 $\bar{n}_L$, $\bar{n}_H$, $\bar{m}_f$, $\bar{A}_e$ 和 T_3 分别为某双转子发动机低、高压转子转速, 主供油量, 尾喷口面积和燃烧室出口总温。向量 w 为干扰量。

对于对象 (1), 当 ΔA 及 $\Delta C = 0$ 时, 设干扰量 w 对于给定的时间 T 满足如下条件:

$$\int_0^T w^T(t)w(t)dt < \infty \quad (3)$$

为定量评价标称系统的抑制干扰能力, 定义如下二次性能指标:

$$\int_0^T [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)]dt < \epsilon \int_0^T w^T(t)w(t)dt \quad (4)$$

其中: $\epsilon > 0$ 为给定的常数, $Q \geq 0$, $R \geq 0$ 为权矩阵。

若所设计的动态输出反馈控制器能使闭环系统满足性能指标 (4), 则说, 航空发动机控制系统满足干扰抑制性能。

对于对象 (1), 考虑设计动态输出反馈控制器:

$$u = K(s)y \quad (5)$$

若系统满足设计指标: (1) 当 $w = 0$ 时, 闭环系统二次稳定; (2) 当 ΔA 及 $\Delta C = 0$ 时, 满足干扰抑制性能则说航空发动机动态输出反馈控制系统满足二次稳定及干扰抑制性能指标。关于二次稳定的概念参阅有关文献 [1~3]。

2 满足二次稳定及干扰抑制性能指标的 H_∞ 输出反馈控制器设计

首先给出两个预备定理。

定理 1^[4] 对于增广对象

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + \epsilon^{-1/2}B_1w + Bu \\ z = C_1x + D_{12}u, \quad y = Cx + \epsilon^{-1/2}D_{21}w \end{cases}, \quad C_1 = \begin{bmatrix} Q^{1/2} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ R^{1/2} \end{bmatrix} \quad (6)$$

若动态输出反馈控制器为标准问题的解, 即:

$$\|T_{zw}\|_\infty = \|\epsilon^{1/2}[C_1 + D_{12}K(s)C][sI - A - BK(s)C]^{-1} [B_1 + BK(s)D_{21}] + D_{12}K(s)D_{21}\|_\infty < 1 \quad (7)$$

则 (5) 式与 (1) 式 (此时 ΔA 及 $\Delta C = 0$) 所构成的闭环系统满足性能指标 (2)。

定理 2^[1] 对于增广对象 (v 和 z 为引入的虚拟干扰量以及评价信号)

$$\dot{x} = Ax + Bu + E_1v, \quad z = \rho Fx, \quad y = Cx + E_2v \quad (8)$$

若动态输出反馈控制器为标准问题的解, 即:

$$\|T_{zv}\|_\infty = \|\rho F[sI - A - BK(s)C]^{-1}[E_1 + BK(s)E_2]\|_\infty < 1 \quad (9)$$

则 $K(s)$ 将使标称系统 (1) ($\Delta A = 0, \Delta C = 0$) 内部稳定, 且使摄动系统满足 (1)。

为使系统满足设计指标 (1) 和 (2), 引入虚拟干扰量 v 及评价信号 z^1 和 z^2 , 根据 (6) 式及 (8) 式并令 $\hat{z} = [z^1 \ z^2]^T$, $\hat{w} = [w \ v]^T$ 构造如下增广对象:

$$\dot{x} = Ax + \hat{B}\hat{w} + Bu, \quad \hat{z} = \hat{C}_1x + \hat{D}_{12}\hat{w}, \quad y = Cx + \hat{D}_{21}\hat{w} \quad (10)$$

其中: $\hat{B}_1 = [\epsilon^{-1/2}B \ E_1]^T$, $\hat{C}_1 = [C^T \ \rho F^T]^T$, $\hat{D}_{12} = [D_{12}^T \ 0]^T$, $\hat{D}_{21} = [\epsilon^{-1/2}D_{21} \ E_2]$

由 (10) 式及 (5) 式可求得如下传递函数阵:

$$T_{\hat{z}\hat{w}} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} \\ T_{21} & T_{22} \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中 $T_{11} = \epsilon^{-1/2}[C_1 + D_{12}K(s)C][sI - A - BK(s)C]^{-1}[B_1 + BK(s)D_{21}] + D_{12}K(s)D_{21}$

$$T_{22} = \rho F[sI - A - BK(s)C]^{-1}[E_1 + BK(s)E_2]$$

对于增广对象 (10), 若动态输出反馈控制器为标准问题的解, 则下式成立。

$$\|T_{\hat{z}\hat{w}}\|_\infty < 1$$

由式 (11) 得到:

$$\|T_{11}\|_\infty = \|\epsilon^{-1/2}[C_1 + D_{12}K(s)C][sI - A - BK(s)C]^{-1} [B_1 + BK(s)D_{21}] + D_{12}K(s)D_{21}\|_\infty < 1$$

$$\|T_{22}\|_\infty = \|\rho F[sI - A - BK(s)C]^{-1}[E_1 + BK(s)E_2]\|_\infty < 1$$

由定理 1 及定理 2 可知闭环系统满足设计指标 (1) 和 (2)。由此得出定理 3。

定理 3 对于结构参数摄动的对象 (1), 满足设计指标 (1) 和 (2) 的动态输出反馈控制器可通过求解 H_∞ 动态输出反馈控制标准问题获得, 所对应的增广对象由式 (10) 确定。

3 仿真计算

本文进行了某型航空发动机在整个飞行包线内的动态输出反馈控制器的设计。飞行包线被划分为 12 个区域^[1], 在每个子区域内给定一个标称对象, 摄动矩阵按下式:

$$\Delta A = \{\Delta \alpha_{ij}\} = \{\max(\alpha_{ij} - \bar{\alpha}_{ij})\}, \quad \Delta C = \{\Delta c_{ij}\} = \{\max(c_{ij} - \bar{c}_{ij})\}$$

给定, 其中: $A = \{\bar{\alpha}_{ij}\}$, $C = \{\bar{c}_{ij}\}$ 为标称对象的状态、输出阵。式 (2) 按奇异值分解获得。

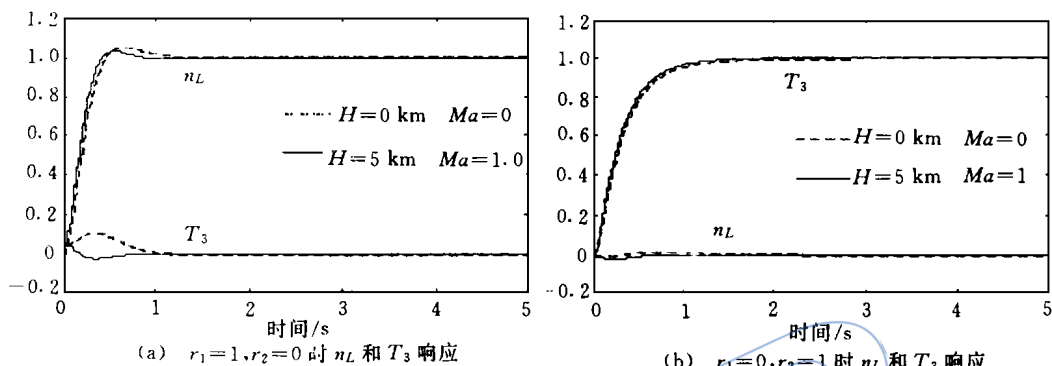


图 1 控制系统对阶跃信号的响应

本文中, 选定 $H = 5 \text{ km}$, $Ma = 1.0$ 飞行条件下的发动机模型为标称模型, 根据定理 3 设计了动态输出反馈控制器。图 1 为该飞行条件下的仿真结果, 图 1 同时也给出了同一包线子区域下飞行条件为 $H = 0 \text{ km}$, $Ma = 0$ 时的仿真结果。

4 结 论

本文讨论了系统满足二次稳定及干扰抑制性能控制问题, 并给出了相应的增广对象。与混合灵敏度问题设计不同的是, 本文明确地提出了稳定性及干扰抑制性能的量化指标, 在进行设计时, 并不需要为了得到增广对象而进行从频域到时域的转换。更为重要的是, 本文的结论可用于状态和输出矩阵同时存在摄动的系统的控制。本文的工作为结构参数摄动下的航空发动机的鲁棒控制器设计提供了部分理论设计基础。

参 考 文 献

- 1 陶涛. 航空发动机鲁棒控制研究: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1997
- 2 Petersen I R. A Stabilization Algorithm for A Class of Uncertain Linear System. System & Control Letters, 1987, 8: 351- 357
- 3 Khargonekar P P, Petersen I R, Zhou K. Robust Stabilization of Uncertain Linear Systems: Quadratic Stabilizability and H_∞ Control Theory. IEEE Transaction on Automatic Control, 1990, 35: 356- 361
- 4 申铁龙. H_∞ 控制理论及应用. 北京: 清华大学出版社, 1996

(责任编辑 王震华)

scheme consists of conventional model reference adaptive control and sliding mode control. The adaptive control based on plant's normalized model can match reference model exactly at the design point. The sliding mode control copes with bounded parameter variations and unmodeled dynamics. Signal synthesis is used as adaptive law instead of the conventional integral law. Through introducing linear zone to sliding mode, the chattering phenomenon is eliminated to a great extent. In comparison with conventional adaptive control, the scheme needs only the plant's input-output measurements, and has superiority in fine convergence, strong robustness to parameter variation and unmodeled dynamics. The simulation results indicate that this scheme is applicable to aero-engine control.

Key Words Aeroengine Adaptive control Robustness

TECHNICAL NOTES

DESIGN OF AERO-ENGINE CONTROLLER WITH QUADRATIC STABILITY AND DISTURBANCE-RESTRAINING PERFORMANCE

Tao Tao and Yan Wenbo

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

A methodology is presented to design aeroengine output dynamic feedback controller. When the state and output matrices of a control system are perturbed, the controller designed in this way can lead the system to be quadratic stable. When disturbances are equal to zero, the system will be of quadratic disturbance-restraining performance when the perturbation of the matrices does not exist. The problem is simplified into a standard output dynamic feedback control problem on the basis of two theorems about quadratic stability and disturbance-restraining performance. From the two theorems, an augmented plant is derived. With the augmented plant, the controller is designed by using control theory. For an example, the flight envelope of the engine is divided into 12 subregions, and in each subregion the simulation under different flying conditions is given. It is shown that the dynamic performance of the control system meets the design target and the robustness of stability is good.

Key Words Aeroengine Controller Robustness

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF FILM COOLING EFFECTIVENESS ON LEADING EDGE OF TURBINE BLADE

Zhu Hui ren, Xu Duchun, Guo Tao, Liu Songlin

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

Film cooling effectiveness of hole-rows on leading edge of turbine blade has been studied experimentally. The model is a blunt body with a half-cylinder leading edge and two flat side-walls. Six rows of round holes were ungradationally located at