

航空发动机鲁棒 H_∞ /PI 状态反馈控制*

王 曦¹, 韩乃湘², 李喜发², 李运华¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 空军第一研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对航空发动机模型的不确定性问题, 在二次稳定且由干扰到被控输出的闭环传递函数的 H_∞ 范数约束下, 可获得等效的确定性系统, 将参数化的 H_∞ 状态反馈控制器中的 2 个自由参数用 PI 结构进行约束, 提出了一种鲁棒 H_∞ /PI 型控制器的设计方法, 在建立的 SIMULINK 仿真结构平台上进行了鲁棒性能验证。

关键词: 控制器; 状态反馈⁺; 航空发动机; 飞行控制

中图分类号: V233.75 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0364-04

Robust H_∞ /PI state feedback control for aeroengine

WANG Xi¹, HAN Naixiang², LI Xifa², LI Yunhua¹

(1. School of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

(2. The First Inst. Air Force, Beijing 100076, China)

Abstract: Considering the uncertainty model of aeroengine, the equivalent certainty system that quadratically stabilizes the plant can be obtained by restricting the H_∞ infinity norm of closed loop transform function from the disturbance input to the controlled output. A design method of robust H_∞ /PI style controller is given by means of two free parameter in H_∞ state feedback controller subject to the constraints of PI structure. The robust performance is simulated on the SIMULINK environment.

Key words: Controller; State feedback⁺; Aircraft engine; Flight control

1 前 言

航空发动机在飞行包线内不同高度、不同马赫数、不同大气条件下飞行时, 发动机模型反映出很大的不确定性。近年来 H_∞ 控制理论的发展为解决工程实际中存在的模型不确定性问题提供了一种有效的工具, 而传统 PID 控制的价值取决于它们对大多数控制系统的广泛适用性。然而, 航空发动机是一个典型的非线性时变气动热力系统, 比工业过程控制系统要复杂的多, 在空中全飞行包线范围内发动机的动态参数变化范围十分大。因此, 针对航空发动机模型不确定性, 在控制器设计的一开始就考虑这种不确定性问题, 研究具有对模型参数变化不灵敏的鲁棒 H_∞ /PID 控制器的设计问题^[1,2], 以此综合二者的优势获得控制系统的鲁棒性能具有十分重要的意义。

本文将发动机不确定性问题用二次稳定理论先转化为 H_∞ 问题, 在参数化的 H_∞ 控制中采用了 PI 型控制方案, 给出了一种鲁棒 H_∞ /PI 状态反馈控制器的设计方法, 并进行了数字仿真验证。

2 系统不确定性模型

为简化问题的复杂性, 略去执行机构模型, 双转子涡轮发动机控制系统结构如图 1 所示。图中 Σ_c 为发动机设计点模型, Δ_{Σ_c} 为不确定性, 是由于飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 变化时非设计点对设计点模型的摄动影响, $K(s)$ 为反馈控制器, k_1, k_2 分别为 2 个环路上的开环增益, n_{LR}, n_{HR} 为参考输入, n_L, n_H 为发动机的低、高压压气机转子转速, $\Delta m_f, \Delta A_s$ 为控制器输出, e_{nL}, e_{nH} 为控制误差。

* 收稿日期: 2002-08-19; 修订日期: 2003-01-20。基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (59975003), 航空科学基金资助项目 (00C51036)。

作者简介: 王 曦 (1961—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为航空发动机系统辨识、建模与仿真、航空发动机数字电子控制、飞行/推进综合控制、鲁棒 H_∞ 控制、单片机智能化测试与控制。

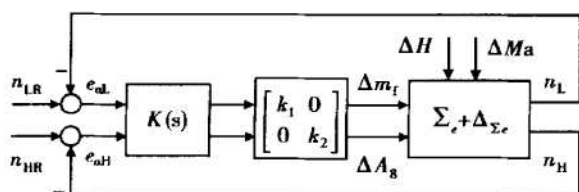


Fig. 1 Control systems of turbojet engine

在飞行包线内稳定状态不同的高度、不同的马赫数下, 发动机状态空间模型为 Σ_e , 其中: $x = [\Delta n_L \Delta n_H]^T$, $w = [\Delta H \Delta M_a]^T$, $u = [\Delta m_f \Delta A_8]^T$, $y = [\Delta n_L \Delta n_H]^T$, C 为 2×2 单位对角阵

$$\Sigma_e: \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u \\ y = Cx \end{cases}$$

发动机不确定性模型 Σ_Δ 是由飞行包线内不同的模型对设计点摄动后获得的

$$\Sigma_\Delta: \begin{cases} \dot{x} = (A + \Delta A)x + B_1 w + (B_2 + \Delta B_2)u \\ y = Cx \end{cases}$$

3 不确定性模型 H_∞ 参数化的 PI 控制器

定义 1 对于发动机不确定性模型 Σ_Δ , 设评价信号为 $z = Cx + Du$, 其中

$$C = \begin{bmatrix} \rho_1 & 0 \\ 0 & \rho_2 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \rho_3 & 0 \\ 0 & \rho_4 \end{bmatrix},$$

分别为对状态向量和输入向量的加权阵, 设计一个具有 PI 结构型的状态反馈控制律 $u = -K(s)x$, 其中 $K(s) = K_p + \frac{K_i}{s}$, 使得闭环系统内稳定且 $\|T_w(s)\|_\infty < \gamma$, 其中 $T_w(s)$ 表示从 w 到 z 的闭环传递函数, 则称 $K(s)$ 为对于不确定性模型 Σ_Δ 的鲁棒 H_∞ /PI 型控制器。

定理 1^[3] 对于不确定性系统 Σ_Δ , 对结构摄动阵分解 $[\Delta A \Delta B_2] = HF(t)[E_1 E_2]$, 其中 $F(t)$ 是一个满足 $F^T(t)F(t) \leq I$ 的不确定矩阵, H , E_1 和 E_2 是已知的常数矩阵, 反映了不确定参数出现在系统模型中的结构信息。在状态反馈 $u = -K(s)x$ 控制律作用下, 对于给定的一个标量 $\gamma > 0$, 使得闭环系统二次稳定且 $\|T_w(s)\|_\infty < \gamma$ 有解的充分必要条件为对于如下等价的确定性系统 Σ 。

$$\Sigma: \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u \\ y = Cx \end{cases}$$

$$(\gamma^{-1} B_1^T H) w + B_2 u$$

$$z = Cx + Du = \begin{bmatrix} C \\ \lambda^{-1} E_1 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} D \\ \lambda^{-1} E_2 \end{bmatrix} u$$

存在一个标量 $\lambda > 0$, 在控制律 $u = -K(s)x$ 作用下与 Σ 构成闭环系统, 能够使得这一闭环系统内稳定且满足 $\|T_w(s)\|_\infty < 1$ 。

根据定理 1, 考虑 Σ 的 $u = -K(s)x$ 状态反馈 H_∞ 控制器参数化问题, 有如下定理。

定理 2^[4] 对于系统 Σ , 满足如下 3 个条件: (1)

(A , B_2) 可稳定, (2) D 列满秩, (3) $\text{rank} \begin{bmatrix} A - j\omega I & B_2 \\ C & D \end{bmatrix} = n + p$, 其中 n 为方阵 A 的维数, p

为输入变量 u 的个数。若 B_1 非列满秩, 则可进行满秩分解 $B = B_1 R$, B_1 列满秩, R 行满秩, $RR^T = I$ 。则系统 Σ 在状态反馈 $u = -K(s)x$ 控制律下 H_∞ 控制器的参数化解为

$$K(s) = -F_\infty - E^{-1/2} [I + (NB_1^+ + WB_1^\perp) B_2 E^{-1/2}]^{-1} \cdot [N(B_1^+ \Phi_\infty - B_1^T X) + WB_1^\perp \Phi_\infty]$$

其中 $B_1^+ = (B_1^T B_1)^{-1} B_1^T$, $B_1^\perp$ 为 B_1 的正交补, 满足 $B_1 B_1^+ + (B_1^\perp)^T B_1^\perp = I$, $E = D^T D$, $F_\infty = -D^+ C - E^{-1} B_2^T X$, $A_\infty = A + B_2 F_\infty$, $\Phi_\infty = sI - A_\infty$, 自由参数 $W \in RH_2$ 为稳定的严格真有理函数集合, 自由参数 $N \in BH_2$ 为 H_∞ 范数小于 1 的 RH_2 集合, X 为满足 Riccati 方程

$$X(A - B_2 D^+ C) + (A - B_2 D^+ C)^T X +$$

$$X(B_1 B_1^T - B_2 E^{-1} B_2^T) X + C^T (D^\perp)^T D^\perp C = 0$$

的稳定化半正定解 $X \geq 0$, 满足 $A_\infty + B_1 B_1^T X$ 稳定。

若定理 2 中设 B_2 列满秩, 考虑到 PI 控制器的结构形式, 利用 2 个自由参数在 2 个有理函数集合内 $W \in RH_2$, $N \in BH_2$ 的可选性, 取 $N = 0$, $WB_1^\perp = (sI - A_q)^{-1} A_q E^{-1/2} B_2^+$, 则可导出定理 3。

定理 3 满足定理 2 带参数 A_q 的鲁棒 H_∞ /PI 型控制器为 $K(s) = K_p + K_i/s$, 其中 $K_p = -F_\infty - E^{-1/2} A_q E^{1/2} B_2^+$, $K_i = E^{-1/2} A_q E^{1/2} B_2^+ A_\infty$, A_q 为负定对称阵。

4 数字仿真验证

某型双转子涡喷发动机在飞行包线区域^[5]某一

标称点 $H = 6.5\text{km}$, $Ma = 0.9$ 和 n_L 最大状态工作时, 其归一化状态空间模型 Σ_e 为

$$A = \begin{bmatrix} -1.695 & 1.094 \\ -0.140 & -2.106 \end{bmatrix} \quad B_1 = \begin{bmatrix} -0.00057 & 0.00026 \\ 0.00063 & 0.00126 \end{bmatrix}$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0.448 & 1.399 \\ 0.35 & 0.287 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

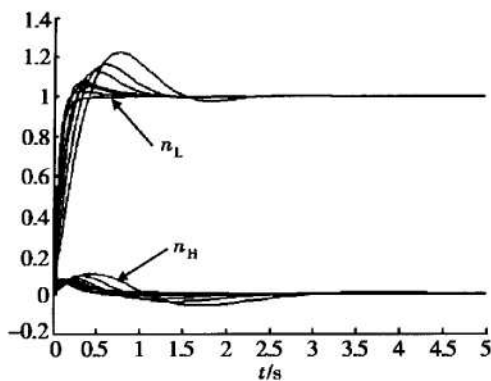
将其他稳态点模型视为对标称点模型的摄动, 可得 Σ_Δ , 对 $[\Delta A \ \Delta B_2] = HF(t)[E_1 \ E_2]$ 进行分解得^[5]

$$H = \begin{bmatrix} 1.079 & -0.058 \\ 0.220 & 0.285 \end{bmatrix} \quad E_1 = \begin{bmatrix} -0.338 & 0.053 \\ -1.105 & -0.215 \\ 0.122 & -0.668 \\ 0.019 & -0.012 \end{bmatrix}$$

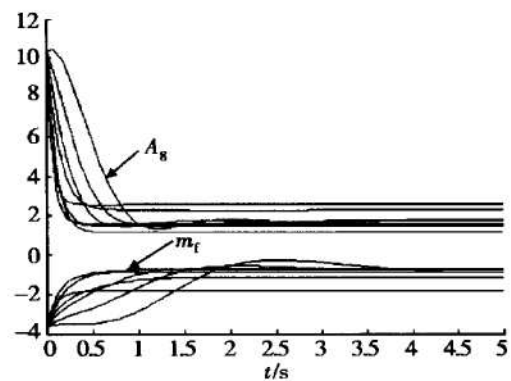
$$E_2 = \begin{bmatrix} -0.001 & 2.340 \\ -0.077 & -0.155 \\ 0.041 & 0.033 \\ -0.254 & 0.003 \end{bmatrix}$$

按上述定理 1、定理 2、定理 3 进行设计, 设计过程如下

$$k_1 = 2, k_2 = 20, \gamma = 0.9, \lambda = 1,$$

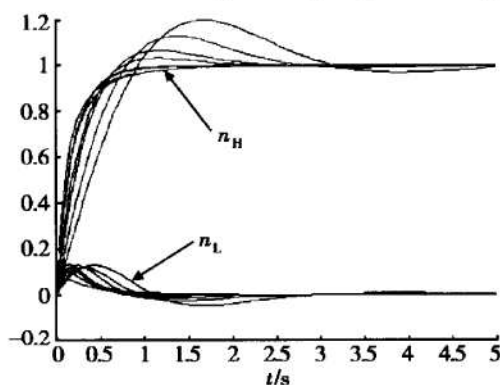


(a) Response of n_L, n_H when $n_L = 1, n_H = 0$

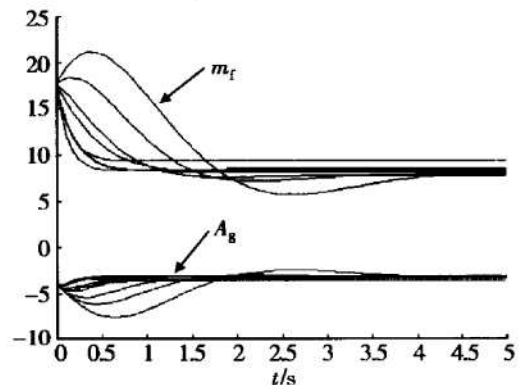


(b) Response of m_f, A_8 when $n_L = 1, n_H = 0$

Fig. 2 Step response at eight working points under the different flight condition



(a) Response of n_L, n_H when $n_L = 0, n_H = 1$



(b) Response of m_f, A_8 when $n_L = 0, n_H = 1$

Fig. 3 Step response at eight working points under the different flight condition

$$\rho_1 = \rho_2 = 5, \rho_3 = \rho_4 = 20, A_q = \begin{bmatrix} -5 & 0 \\ 0 & -5 \end{bmatrix}$$

可得鲁棒 H_∞/PI 型控制器

$$K_p = \begin{bmatrix} -3.6 & 17.66 \\ 10.34 & -4 \end{bmatrix} \quad K_i = \begin{bmatrix} -3.57 & 41.22 \\ 35.29 & -8.85 \end{bmatrix}$$

在研究开发的航空发动机控制系统 SIMULINK 仿真平台上, 在不同飞行条件下(在飞行包线内的 8 个有典型代表的不同工作点, 即 (1) 飞行高度 $H = 6.5\text{km}$, 飞行马赫数 $Ma = 0.9$, (2) $H = 1\text{km}$, $Ma = 0.45$, (3) $H = 4\text{km}$, $Ma = 0.5$, (4) $H = 13\text{km}$, $Ma = 2.2$, (5) $H = 14\text{km}$, $Ma = 1.3$, (6) $H = 16\text{km}$, $Ma = 2.0$, (7) $H = 18\text{km}$, $Ma = 1.55$, (8) $H = 21\text{km}$, $Ma = 1.6$) 仅用一个设计的控制器在全飞行包线内进行数字仿真, 图 2 的结果是当参考输入 n_L 为阶跃信号时, n_L, n_H, m_f, A_8 的输出响应曲线, 图 3 的结果是当参考输入 n_H 为阶跃信号时, n_L, n_H, m_f, A_8 的输出响应曲线。图 2, 3 均为上述 8 个不同工作点的响应曲线, 在飞行包线内其他工作点的仿真结果类同。

5 结 论

航空发动机模型动态参数变化很大,采用传统 PID 控制方案时,为能在全飞行包线内都能保证发动机动、静态性能指标,常常要花费大量的时间用于 PID 参数的整定,而且常采用分区设计多组控制器的方法来减小设计控制器的难度。本文提出的鲁棒 H_{∞} /PI 控制器的设计方法,正是利用了参数化的 H_{∞} 控制器中的 2 个自由参数,使之受限于 PI 控制器的结构形式,从而使 PI 控制器获得了对不确定性的鲁棒性能,仿真结果验证了这一结论。

关于鲁棒 H_{∞} /PI 输出反馈控制器的设计方法将在以后的研究中进行。

参考文献:

[1] 吕跃飞,黎中伟,熊学泉,等. 航空发动机多变量 PI 型鲁

棒控制器[J]. 航空学报,1997,18(4):412~416.

[2] 姚 华. WSX 发动机数控系统控制规律研究[A]. 第七届发动机自动控制学术讨论会论文集[C]. 北京平谷,1994,10.

[3] 王 曦. 航空发动机结构不确定性系统多变量鲁棒 H_{∞} 控制 [D]. 西安:西北工业大学,1998.

[4] Mita T, Liu K Z, Ohuchi S. Correction of the FI result in H_{∞} control and parameterization of H_{∞} state feedback controllers [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1993, 38(2): 343~347.

[5] 王 曦,孟庆明. 航空发动机多变量鲁棒数字控制器的设计[J]. 航空动力学报,2001,16(3):295~299.

(编辑:王居信)

(上接第 336 页)

表 1 为红外辐射特性计算结果与缩比模型实验测量结果(探测角分别为 25° 和 90° ,实验条件与计算相同)的比较。从表中的数据可以看出,计算结果与实验结果基本吻合。说明经过几次与实验结果比较

和修正之后,本文所述的计算方法和程序已经能够较好地模拟排气系统的红外辐射特性。排气系统的红外辐射特性计算是非常复杂的,影响因素很多,所以很难得到更精确的计算结果。

Table 1 Comparison between computation and experiments

Installation angle of the detector/($^{\circ}$)	Individual exhaust nozzle			Mixing exhaust nozzle		
	Results of experiment $I/(W/sr)$	Results of Computation $I/(W/sr)$	Error/(%)	Results of experiment $I/(W/sr)$	Results of Computation $I/(W/sr)$	Error/(%)
25.12	1.49	1.484	0.40	0.73	0.6591	9.7%
90	0.27	0.2858	-5.85	0.06	0.07296	-21.6%

4 结 论

本文针对弹用涡扇发动机,计算和比较了轴对称分开排气喷管和轴对称混合排气喷管的红外辐射特性,并与喷管缩比模型实验的结果进行了比较。结果表明:燃气的吸收和发射作用,对排气系统的红外辐射特性的影响很大,使排气系统红外辐射的空间分布和光谱分布特性都发生了一定的变化;内、外涵气流混合之后,降低了喷管空腔壁面温度和尾喷流温度,减小了高温区的面积,降低了尾喷流中 CO_2 的浓度,使喷管空腔和尾喷流的红外辐射都显著降低,因此轴对称混合排气喷管在各个探测方向的红外辐射强度和各个波长的光谱辐射强度均明显小于轴对称分开排气喷管。

参考文献:

[1] 徐南荣,朱谷君. 热空腔-喷气流的组合辐射[J]. 航空动力学报,1995,10(5).

[2] 徐南荣,瞿荣贞. 飞行器的红外特性[J]. 红外与激光工程,1999,28(1).

[3] Thyagarajan V, Kumar R, Rao K V L. Computation of infrared radiation from jet aircraft[R]. *ISABE 95-7070*.

[4] Baumeister J F. Jet engine hot parts IR analysis procedure(J-EIRP)[R]. *NASA TM-105914*.

[5] 翟 普,隋俊友,崔 杰,等. 弹用航空发动机尾喷流红外抑制技术研究[J]. 目标特征信号控制技术,1995,1(1).

[6] 西格尔. 热辐射传热[M]. 北京:科学出版社,1990.

(编辑:王居信)