

航空发动机结构参数和非结构参数 不确定系统鲁棒 H_∞ 输出反馈控制*

北京航空航天大学 王 曦**
西北工业大学 曾庆福

【摘要】 分析了航空发动机混合不确定性系统的鲁棒稳定性和鲁棒性能; 引入结构奇异值 μ 综合法, 研究了结构参数和非结构参数混合摄动下的鲁棒 H_∞ 输出反馈控制; 对航空发动机不确定性系统设计的控制器在双转子涡喷发动机气动热力学非线性模型上, 进行了抗干扰和伺服跟踪目标性能的仿真验证。

主题词: 航空发动机 控制 不确定系统 综合法
分类号: V233.751

1 控制系统的性能折衷

航空发动机模型中结构参数和非结构参数不确定性因素十分明显, 对于混合不确定性问题, 结构奇异值 μ 分析和综合法^[1]是一种很好的对策。

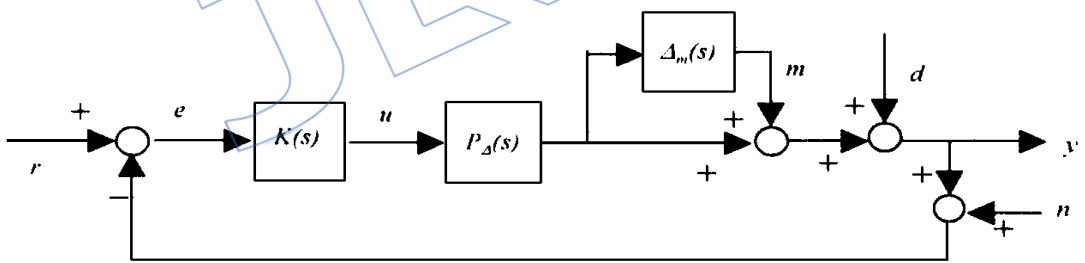


图 1 频域不确定性反馈控制系统

分析图 1 所示的混合不确定性反馈控制系统的鲁棒稳定性问题。图中 r 为参考输入, d 为干扰输入, n 为噪声输入, y 为控制输出, e 为控制误差, u 为控制器输出, m 为未建模动态不确定性及状态空间模型不确定性对系统的输入, 设被控对象的集合为:

$$M(P_\Delta, W_m) = \{P_\Delta(s) = [I + \Delta_m(s)]P(s) \mid \bar{\sigma}\{\Delta_m(j\omega)\} \leq |W_m(j\omega)| : \forall \omega\}$$

其中, $\Delta_m(s)$ 为不确定性相对误差, 表示了被控对象的未建模动态摄动和状态空间模型摄动对系统的影响, $W_m(s)$ 为稳定真有理函数, 表示 $\Delta_m(s)$ 的幅值界限, 为了满足闭环系统鲁棒稳定

的充分必要条件以及抑制 $\Delta_m(s)$ 对于信号 r 传给信号 y 的影响,同时为了减少干扰和传感器噪声对系统性能的影响,设 $T(s) = [I + P_\Delta(s)K(s)]^{-1}P_\Delta(s)K(s)$ 为闭环系统的补灵敏度函数矩阵, $S(s) = (I + P_\Delta K)^{-1}$ 为灵敏度函数矩阵,引入加权函数 $W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 进行频域整形,则设计控制器的问题可归纳为混合灵敏度的设计问题^[2]:

$$\left\| \begin{bmatrix} \rho W_s(s) S(s) \\ W_T(s) T(s) \end{bmatrix} \right\|_\infty < \gamma$$

2 航空发动机混合不确定性系统的鲁棒 H_∞ 输出反馈控制器设计

2.1 μ 综合问题^[1]

设块对角摄动阵 $\Delta = \{\text{diag}(\delta_1 I_{r_1}, \dots, \delta_r I_{r_r}, \Delta_1, \dots, \Delta_f) : \delta_i \in C, \Delta_j \in C^{m_j \times m_j}\}$,如图 2 所示,可允许的 Δ 为下述不确定性的有界集合:

$$\Delta = \begin{bmatrix} \Delta_a \\ \Delta_p \end{bmatrix} \in \Delta_B = \{\Delta \in \Delta : \bar{\sigma}(\Delta) \leq 1\}$$

其中: Δ_p 为虚构的性能不确定性块对角阵, Δ_a 为模型中所有的不确定性, Δ 对于 M 的结构奇异值定义为:

$$\begin{aligned} \mu_\Delta(M) &= \frac{1}{\min_{\Delta} \{\bar{\sigma}(\Delta) : \Delta \in \Delta, \det(I - M\Delta) = 0\}} \\ &= 0, \text{ 如果 } \det(I - M\Delta) \neq 0, \forall \Delta \in \Delta \end{aligned}$$

其中: $M = F_l\{P, K\} = P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}$,则鲁棒性能设计问题可描述为,设计一个控制器 K ,使得闭环系统 (P, K) 内稳定,且使 $\mu_\Delta[M(j\omega)] < 1, \forall \omega$ 成立,考虑到不等式 $\mu_\Delta(M) \leq \inf_D \bar{\sigma}(DM D^{-1})$ 的成立,可用逼近法获得近似解,其解可描述为求满足不等式 $\|DM D^{-1}\|_\infty < 1, D \in \tilde{D}$ 的 D 和 K 的问题,其中:

$$D \in \tilde{D} = \{\text{diag}[D_1, \dots, D_s, d_1 I_{m_1}, \dots, d_f I_{m_f}] : D_i \in C^{i \times r_i}, D_i = D_i^*, d_i > 0, d_i > 0\}$$

按最保守的特殊情况处理,即 D 取单位对角阵时,可简化为标准 H_∞ 控制问题。

2.2 航空发动机混合不确定性系统化为 μ 综合问题

考虑混合灵敏度设计问题,按加权函数频域整形的要求^[2],构造图 3 所示的含加权函数的

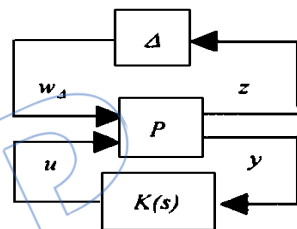


图 2 μ 综合结构图

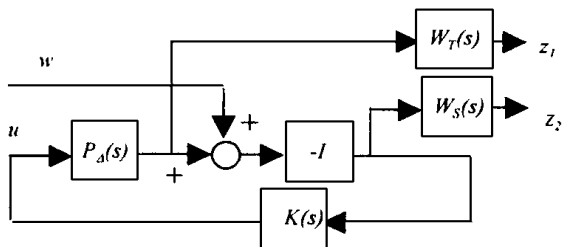


图 3 加权函数频域整形结构图

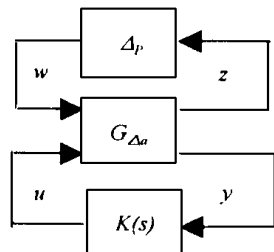


图 4 参数不确定性系统

反馈系统, w 为信号 d, n 和 m 的集合,设 $W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 为稳定的真有理函数阵,其状态空间实现为: $W_s(s) = \{A_s, B_s, C_s, D_s\}$ 和 $W_T(s) = \{A_T, B_T, C_T, D_T\}$,标称点被控对象的状态空间实

现为 $P_0(s) = \{A_0, B_0, C_0, D_0\}$, 则可构成如下参数不确定性系统 $G_{\Delta a}(s)$, 如图 4 所示。

$$G_{\Delta a}(s) = \left[\begin{array}{c|cc} A + \Delta A & B_1 + \Delta B_1 & B_2 + \Delta B_2 \\ \hline C_1 + \Delta C_1 & D_{11} + \Delta D_{11} & D_{12} + \Delta D_{12} \\ C_2 + \Delta C_2 & D_{21} + \Delta D_{21} & D_{22} + \Delta D_{22} \end{array} \right]$$

其中:
$$\begin{bmatrix} \Delta A & \Delta B_1 & \Delta B_2 \\ \Delta C_1 & \Delta D_{11} & \Delta D_{12} \\ \Delta C_2 & \Delta D_{21} & \Delta D_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ H_3 \end{bmatrix} F(t) \begin{bmatrix} E_1 & E_2 & E_3 \end{bmatrix}; F^T(t) F(t) \leq I$$

$$A = \begin{bmatrix} A_0 & 0 & 0 \\ -B_s C_0 & A_s & 0 \\ B_T C_0 & 0 & A_T \end{bmatrix} \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -B_s \\ 0 \end{bmatrix} \quad B_2 = \begin{bmatrix} B_0 \\ -B_s D_0 \\ B_T D_0 \end{bmatrix}$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} -\rho D_s C_0 & \rho C_s & 0 \\ D_T C_0 & 0 & C_T \end{bmatrix} \quad D_{11} = \begin{bmatrix} -\rho D_s \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$D_{12} = \begin{bmatrix} -\rho D_s D_0 \\ D_T D_0 \end{bmatrix} \quad C_2 = \begin{bmatrix} -C_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D_{21} = -I \quad D_{22} = -D_0$$

在图 4 中将不确定性取出后可得等价转换结构图 5。

$$G(s) = \begin{bmatrix} A & B_1 & H_1 & B_2 \\ \hline C_1 & D_{11} & H_2 & D_{12} \\ E_1 & E_2 & 0 & E_3 \\ \hline C_2 & D_{21} & H_3 & D_{22} \end{bmatrix}$$

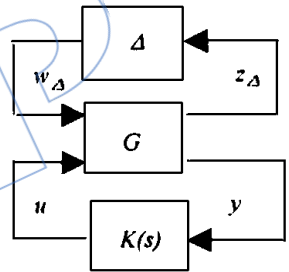


图 5 等价转换结构图

3 仿真验证及其结论

选择双转子涡喷发动机的最大状态调节规律, 既当飞行条件(飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma) 变化时, 通过调节主供油量 m_f 和尾喷口面积 A_s , 保持低压转子转速 n_l 和低压涡轮出口总温 T_6 不变。对发动机气动热力学非线性模型在稳态点附近线性化为状态空间模型:

$$\dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u, \quad y = Cx + D_1 w + D_2 u$$

其中: $x = [\Delta n_l \quad \Delta n_h]^T$, $w = [\Delta H \quad \Delta Ma]^T$, $u = [\Delta m_f \quad \Delta A_s]^T$, $y = [\Delta n_l \quad \Delta T_6]^T$, 为实现无静差跟踪目标, 在两个控制回路中分别都加入一个积分环节, 并按文献[2]推论 5.1 构造加权函数, 按上节方法可求出控制器的解^[2]。在国际标准大气条件下, 对非设计点进行控制器鲁棒性能验证, 仿真结果如下:

抗干扰性能验证(对高度 H 和飞行马赫数 Ma 的突变分别验证): 图 6 为 $N_l = 11156$ r/min 和 $Ma = 0.9$ 不变, 在第 5 秒时 H 由 1.5 km 突然降到 0.5 km, 要求 N_l 和 $T_6 = 950$ K 不变, N_l 和 T_6 的输出响应。图 7 为 $N_l = 11156$ r/min 和 $H = 1.5$ km 不变, 在第 5 秒时 Ma 由 0.9 阶跃升到 1.0, 要求 N_l 和 $T_6 = 950$ K 不变, N_l 和 T_6 的输出响应。

渐近跟踪目标验证(对低压转子转速 N_l 突变验证): 图 8 为 $Ma = 0.9$, $H = 1.5$ km 和 $T_6 = 950$ K 不变, N_l 由 11156 r/min 突然升到 11211 r/min, 跟踪目标命令 N_l 时, N_l 和 T_6 的输

出结果。

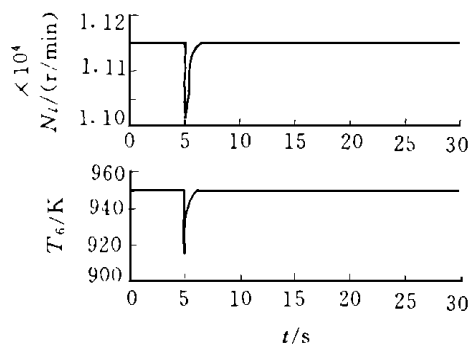


图 6 H 突变时 N_l 和 T_6 仿真输出

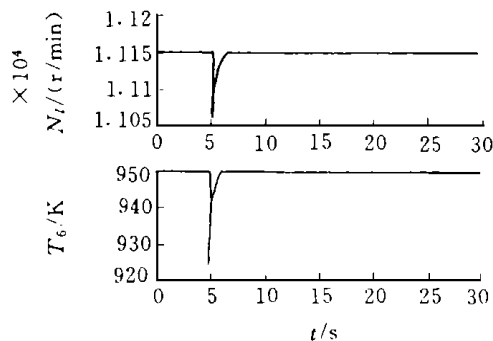


图 7 Ma 突变时 N_l 和 T_6 仿真输出

文献[2]中对其他飞行状况进行了验证。从这些仿真图可以看出, N_l 和 T_6 的调节时间很快, 均在 1 s 之内, 这是由于在发动机模型中未加入执行机构和温度传感器模型, 这部分内容将在以后展开研究。

将航空发动机混合不确定性系统的鲁棒控制器设计问题, 用 μ 综合法的结构框架转化为标准 H_∞ 控制问题求解, 可以解决混合不确定性系统鲁棒 H_∞ 输出反馈控制器的设计问题。从仿真结果可知, 控制系统具有稳定鲁棒性和性能鲁棒性。

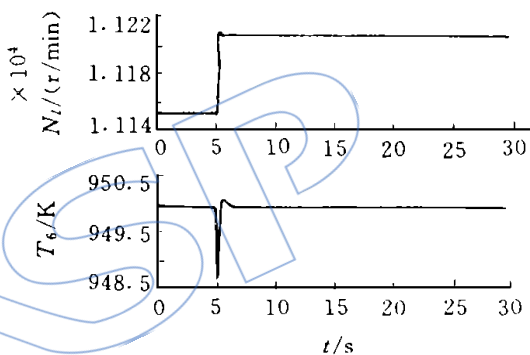


图 8 N_l 突变时 N_l 和 T_6 仿真输出

参 考 文 献

- 1 Packard A, Doyle J C. The Complex Structured Singular Value. Automatic, 1993, 29(1): 71- 109
- 2 王曦. 航空发动机结构不确定性系统多变量鲁棒 H_∞ 控制: [博士学位论文]. 西北工业大学, 1998

(责任编辑 王震华)

RELIABILITY OF ENGINE BLADE NONDESTRUCTIVE TESTING

Liu Dengdi and Fu Huimin

(5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

The attention has focused on quantifying the capability of nondestructive testing (NDT) system for guaranteeing structural safety through damage tolerance analysis. A method of reliability assessment for engine blades NDT is presented, which can determine exactly the probability of flaw detection (POD) and assess the probability of flaws missed (POM) in the engine blades, as well as control the largest size of the flaws missed at inspections with high probability of flaw detection and confidence level. This method also raises the flaw detection probability and prevents the flight accidents caused by the missed flaws in engine blades.

Key Words Aircraft engine Blades Nondestructive tests Flaw Reliability

ROBUST H_∞ OUTPUT FEEDBACK CONTROL OF STRUCTURED AND UNSTRUCTURED PARAMETER UNCERTAIN SYSTEM FOR AEROENGINE

Wang Xi

(14th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Zeng Qingfu

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

The robust stability and robust performance of aeroengine mixed uncertain system are analyzed. By introducing structured singular value μ synthesis method, the robust H_∞ output feedback control is investigated under mixed structured and unstructured parameter perturbations. Disturbance rejection and servo tracking performance with the designed controllers for aeroengine uncertainty systems are simulated on a nonlinear model of twin-spool turbojet engine.

Key Words Uncertainty system Synthesis method Aeroengine Control

TECHNICAL NOTES

TRANSIENT THERMAL ANALYSIS OF A HELICOPTER GEAR TRANSMISSION SYSTEM

Liu Zhiquan

(Mechanism Division, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100086)

Shen Yunwen, Chen Guoding, Su Hua

(Mechanical Engineering Department, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

Survivability of a gear transmission system in attack helicopter after Loss-Of-Lubrication (LOL) is greatly dependent on the transient temperature fields of the systems. A helicopter gear transmission system was researched. A method is put forward