

用 H^∞ 方法设计航空发动机鲁棒控制系统

南京航空航天大学
沈阳航空发动机研究所

徐 刚* * 孙健国
张绍基

【摘要】 用 H^∞ 多变量系统设计方法为某型号航空发动机设计控制算法, 并进行了数字仿真。在发动机的某一工作点设计了控制器, 并在该点进行了非实时仿真。又在非设计点进行了非实时仿真, 用以验证在非设计点是否解耦。给出了地面状态从慢车到最大状态的实时加速仿真曲线。

主题词: 鲁棒控制 解耦 仿真

分类号: V233.751

近十年来, 多变量控制理论飞速发展, 把时间域和频率域相结合来设计系统的方法也取得了很大的进展^[1,2]。Zames 首先提出了用系统加权灵敏度函数的 H^∞ 范数作为衡量系统对一类干扰的衰减能力的指标^[3], 由此产生了线性控制系统的 H^∞ 优化设计方法。 H^∞ 方法是一种多变量系统设计方法, 它针对闭环系统进行设计, 目的是使增广系统的闭环传递函数矩阵的无穷范数小于 1。 H^∞ 方法为控制系统的设计提供了一种可靠, 简捷的手段用以确定闭环回路奇异值曲线的形状, 并使系统满足预先指定的稳定鲁棒性要求。因此, 用 H^∞ 方法设计出来的系统稳定鲁棒性强。航空发动机是一个非常复杂的多变量控制对象, 参数变化范围非常大。因此, 用 H^∞ 方法设计发动机控制系统能增强系统的稳定鲁棒性。

1 某型号航空发动机简化线性模型和控制要求、 H^∞ 控制器的设计

本文所用的简化的某型号航空发动机线性模型有 2 个状态变量: 低、高压转速 x_1 和 x_2 (r/min), 2 个控制量: 主供油量 u_1 (kg/s) 尾喷口面积 u_2 (cm²) 和 2 个输出量: 低压转速 y_1 (r/min) 和高压喘振裕度 y_2 。给出了设计点线性模型的特征值(极点)为 $-2.3599 \pm 0.61201i$ 和传输零点分别为 $1.9981e+3$ 和 2.8。简化的某型号航空发动机线性模型可用下列状态方程式表示:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), \quad y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (1)$$

线性模型的传递函数矩阵为: $G(s) = C(SI - A)^{-1}B + D$ (2)

由频率域给出的控制要求如下: (1) 稳定鲁棒性要求。对于每个回路, 高频段奇异值响应曲线的斜率为 40db/十倍频程。在 100rad/s 以前至少 20db/十倍频程; (2) 性能指标要求。每个回路的奇异值响应曲线的穿越频率为 10rad/s。

H_2 和 H^∞ 设计问题可用下面的公式表达^[4]: 给定增广矩阵 $P(s)$ 的状态空间实现为

$$P(s) = \begin{bmatrix} A & B1 & B2 \\ C1 & D11 & D12 \\ C2 & D21 & D22 \end{bmatrix}$$

找到一个镇定的反馈控制规律 $u_2(s) = F(s)y_2(s)$

使得闭环传递函数矩阵的范数

$$T_{ylul} = P11(s) + P12(s)(I - F(s)P22(s))^{-1}F(s)P21(s) \quad (3)$$

极小。对 H_2 情况而言, 目的是使 $\|T_{ylul}\|_2$ 极小。而对 H^∞ 小增益问题而言是找到 $F(s)$ 满足下面的不等式: $\|T_{ylul}\|_\infty \leq 1$ 。 H_2 和 H^∞ 方法通常一同使用。先用 H_2 方法作为第一设计步骤, 看看系统到底能达到什么样的性能。然后根据 H_2 方法所得到的结果, 用 H^∞ 方法进行最后设计。整个设计过程只需要调整 γ 参数。

用 H^∞ 方法得到的状态空间形式的控制器为 AF 、 BF 、 CF 和 DF , 它们分别为

$$\begin{bmatrix} AF & BF \\ CF & DF \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.28e+01 & 1.27e-01 & 9.87e-01 & -2.34e+01 & 2.86e-03 & -4.18e+02 \\ -6.56e+01 & -2.32e+00 & 3.75e+00 & -5.02e+02 & 6.13e-02 & -8.95e+03 \\ 4.21e-15 & 2.22e-16 & -1.00e-02 & -1.02e-14 & 1.00e+00 & -1.22e-02 \\ 1.60e-12 & -1.47e-14 & -9.40e-14 & -1.00e-02 & -1.22e-02 & 1.78e+03 \\ -1.63e+02 & 1.14e+00 & 9.60e+00 & -1.39e+03 & 9.52e-05 & -1.39e+01 \\ 6.06e+01 & -1.16e+00 & -3.76e+00 & 6.50e+02 & -4.43e-05 & 6.50e+00 \end{bmatrix}$$

由于选用的是简化的发动机数学模型, 所以控制器的阶数不高, 实时性没有问题。

2 仿真结果

用 H_2 或 H^∞ 方法设计系统的关键是选择加权阵 $W1$ 和 $W3$ 。 $W1$ 用来设定系统的灵敏度传递函数矩阵。 $W3$ 用来设定系统的余灵敏度传递函数矩阵。也就是设定系统的稳定裕度。

根据对某型号航空发动机的控制要求, 选择 $W1$ 和 $W3$ 阵如下:

$$W1(s) = \gamma \begin{bmatrix} 100/(100s+1) & 0 \\ 0 & 100/(100s+1) \end{bmatrix}, \quad W2(s) = \begin{bmatrix} s/10 & 0 \\ 0 & s/10 \end{bmatrix}$$

$W1$ 的选择满足在 100rad/s 以前回路的奇异值响应曲线至少为 $20\text{dB}/10$ 倍频程, $W3$ 的选择满足穿越频率为 10rad/s 的要求。

$r_1(t)$ 、 $r_2(t)$ 分别代表低压转速 NL 和高压喘振裕度 SMH 的给定值。图 1 和图 2 分别为在阶跃输入 $r_1(t)$ 和 $r_2(t)$ 作用下的输出响应曲线。从图中可以看出阶跃响应上升平稳, 没有超调。图 3 和图 4 分别为 $r_1(t)$ 对 $y_1(t)$ 和 $r_2(t)$ 对 $y_2(t)$ 的频率响应曲线。从图中可以看出两个回路的频带都大约为 10rad/s , 在设计点两个回路之间彼此解耦。图 5 和图 6 分别是在偏离设计点 30% 时的频率响应曲线。从曲线中可以看出, 在低频段两个回路是解耦的, 但在中频段两个回路有耦合作用。

由仿真曲线可以看出, 用 H^∞ 方法设计的某型号发动机控制系统具有良好的动态品质和稳态精度并且满足稳定鲁棒限制。从频率响应曲线可以看出, 二个回路之间在稳态是彼此解耦的。从仿真曲线还可以看出, 在某一工作点设计的控制器并不能保证在所有的工作点都处在最佳状态, 但能保证在大范围内稳定。这说明用 H^∞ 方法设计出来的控制系统稳定鲁棒性强。用 H^∞ 方法设计系统的关键步骤就是选择适当的加权阵 $W1$ 和 $W3$ 。这要求设计者对控制对象比

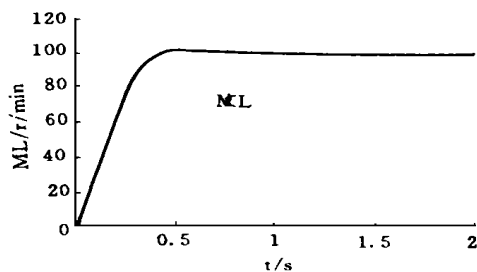


图 1 NL 回路阶跃响应

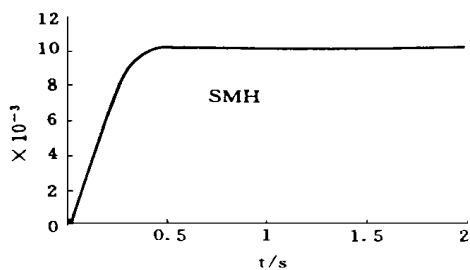


图 2 SMH 回路阶跃响应

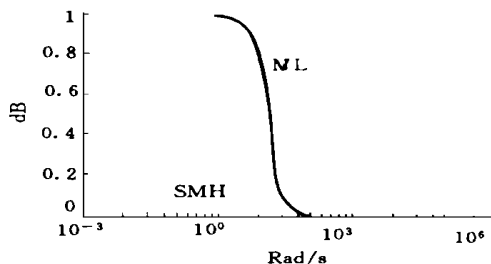


图 3 NL 回路频率响应曲线

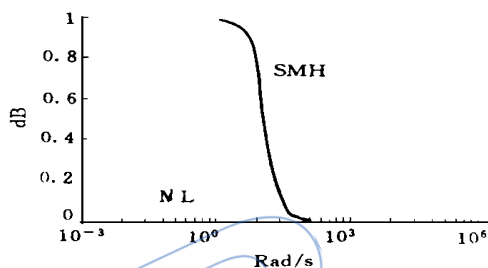


图 4 SMH 回路频率响应曲线

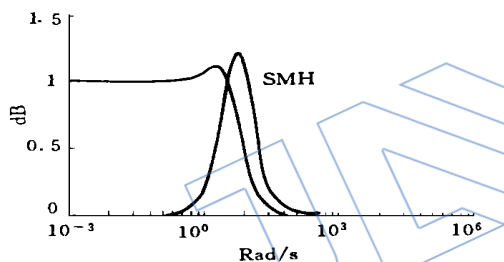


图 5 NL 回路频率响应曲线

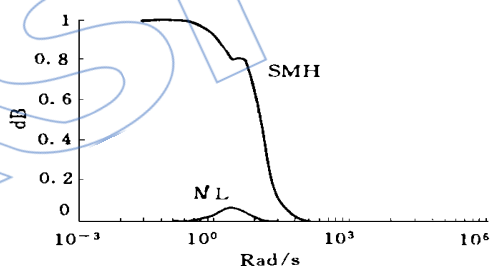


图 6 SMH 回路频率响应曲线

较了解,并且知道干扰信号的频率范围。可以预言, H^∞ 方法在工程上将得到广泛的应用。

参 考 文 献

- 1 Doyle J, Stein G. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis. IEEE Trans. on Automat. Contr., AC-26, 1981
- 2 Doyle J C, Glover K, Khargonekar P, Francis B. State Space Solution to Standard H2 and H^∞ Control Problems. Proc. American Contr. Conf., Atlanta, GA, 1988: 15-17
- 3 Zames G. Feedback and Optimal Sensitivity: Model Reference Transformations Multiplicative Seminorms and Approximate Inverses. IEEE Trans. Automatic Control, 1981, Vol. AC-26: 301-320
- 4 Huibert Kwakernaak. Robust Control and H^∞ Optimization- Tutorial Paper. Automatica, 1993, 29(2): 225-273

(责任编辑 王震华)