文章编号: 1000-6893(2000)03-0267-04

H^{∞}中的规范化 LCF 法在综合控制系统设计中的应用

张力军, 肖颖越, 程 鹏
(北京航空航天大学 301 教研室, 北京 100083)

APPLICATION OF NORMALIZED LCF H^{∞} METHOE IN FLIGHT/PROPULSEON CONTROLLER DESIGN

ZHANG Li-jun, XIAO Ying-yue, CHENG Peng
(Faculty 301, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China)

摘 要: 用鲁棒控制理论中的规范化左互质因子分解(规范化 LCF)法为某型飞机设计纵向飞/推综合控制器, 并总结了该方法的一些特点和设计要求。设计出的控制器满足实际工程要求, 得到比较满意的控制效果。

关键词: 规范化左互质因子分解; 鲁棒控制; 回路成形
中图分类号: V249 文献标识码: A

Abstract: This article designed a longitudinal flight/propulsion controller for flight control systems by using normalized left coprime factorization(normalized LCF) of robust theories and summarized some character and experience for the normalized LCF. The controller satisfied practical engineering requirements. The effect of the controller was good.

Key words: normalized left coprime factorization; robust control; loop shaping

飞机建模时不可避免地要存在建模误差, 因此有必要尝试用鲁棒控制理论为飞机设计控制器, 希望在不确定性存在的情况下设计出的飞控系统也能满足使用要求。本文用鲁棒控制理论中的规范化左互质因子分解法(规范化 LCF 法)为某型飞机设计了几个状态点的纵向飞/推综合控制器。通过不断改变加权阵形式, 反复调整加权阵的参数, 总结了该方法的一些特点和设计经验。设计出的纵向飞/推综合控制系统经非线性仿真, 各个状态量满足实际工程要求。将非线性仿真结果用变化 n_{2A}的 X_e/F 单匹配法拟配并进行军标评定, 评定结果令人比较满意。

1 规范化左互质因子分解法简介[1]

互质因子分解的作用是将一个不稳定的传递函数用两个稳定的传递函数表示, 并且没有不稳定的零极对消。若$(\tilde{N}, \tilde{M})$表示 G 的一个左互质因子分解, 则互质因子扰动可表示为

$$G_{\$} = (\tilde{M} + \$_M)^{-1}(\tilde{N} + \$_N)$$

式中: $[\$_N, \$_M]$表示互质因子不确定性; $\tilde{N}_{\$} = \tilde{N} + \$_N$, $\tilde{M}_{\$} = \tilde{M} + \$_M$ 表示 $G_{\$}$ 的一个左互质因子分解。根据互质因子的定义 $\tilde{N}$, $\tilde{M}$, $\tilde{N}_{\$}$, $\tilde{M}_{\$}$ 都是稳定的, 因此 $\$_N$ 和 $\$_M$ 也是稳定的。

下面先定义一系列允许的扰动, 然后再给出评定鲁棒稳定的充要条件。

定义 1[1] 设 $\$$ 为允许扰动, 则 $\$ \in D_E$, D_E 为所有允许扰动的集合, 其定义式为

$$D_E > D_{SE} \cup D_{UE}$$

其中: $D_{SE} > \{\$: \$ \in RH_{\infty};\ \|\$\|_{\infty} < E\}$; $D_{UE} > \{\$: \$ \in RH_{\infty};\ G(F_U(P, 0)) = G(F_U(P, \$));\ \|\$\|_{\infty} < E\}$; P 是广义对象; $G(\cdot)$表示一个传递函数的闭右半平面极点数。

集合 D_{S_E}表示稳定且有界的扰动; D_{U_E}表示有界的扰动, 但这类扰动要保证 G 和 $G_{\$}$ 有相同数目的右半平面极点数。对于互质因子不确定性, 所有的可能扰动都是稳定的。因此所有互质因子扰动都包含在 D_{S_E}中。

定理 1[1]: 考虑如图 1 所示的不确定系统。对所有的 $\$_c > [\$_N, \$_M] \in D_{S_E}$, 控制器 K(s) 能镇定 $G_{\$} = (\tilde{M} + \$_M)^{-1}(\tilde{N} + \$_N)$的充要条件是:

¹ K 能镇定 $G = \tilde{M}^{-1}\tilde{N}$;

º $\left\| \begin{bmatrix} K(I - GK)^{-1}\tilde{M}^{-1} \\ (I - GK)^{-1}\tilde{M}^{-1} \end{bmatrix} \right\|_{\infty} \leqslant E^{-1}$。

互质因子不确定性的好处就是不必限制扰动系统 $G_{\$}$ 和标称对象 G 有相等的右半平面(RHP)极点数。这可以使被考虑的扰动的范围变得更大。

上面的定理将左互质因子分解法转化成一个标准的 H_{∞}问题, 可以用 Doyle 和 Glover 等人推

收稿日期: 1999-01-26; 修订日期: 1999-11-14
基金项目: 航空科学基金资助项目(97E51018)
文章网址: http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2000/03/0267/

出的标准问题解法迭代求解[2]。Glover 等人在此基础上,又进一步得出了直接求解方法[1]。

若 $(\tilde{N}, \tilde{M})$ 为 G 的规范化左互质因子分解,则满足定理 1 的鲁棒控制器的状态空间表达式为

$$K \overset{s}{=} \left[\begin{array}{c|c} A_x & \gamma^2 \bar{W}_1^{*-1} ZC^* \\ \hline B^* X & -D^* \end{array}\right]$$

最大稳定裕度: $\varepsilon_{max} = \{1 - \| [\tilde{N}\ \ \tilde{M}] \|_H^2\}^{1/2}$。其中: $\bar{W}_1 > I + XZ - \gamma^2 I$; $H = -ZC^*$; $F = -S^{-1} \cdot (B^* X + D^* C)$; $S = I + D^* D$; $A_x = A + BF + \gamma^2 \bar{W}_1^{*-1} ZC^* (C + DF)$。X, Z 分别为下面 2 个 Riccati 方程的解

$$(A - BS^{-1} D^* C)^* X + X(A - BS^{-1} D^* C) - XBS^{-1} B^* X + C^* R^{-1} C = 0 \quad (1)$$

$$(A - BD^* R^{-1} C) Z + Z(A - BD^* R^{-1} C)^* - ZC^* R^{-1} CZ + BS^{-1} B^* = 0 \quad (2)$$

其中: $R = I + DD^*$; $S = I + D^* D$。

由于 $\gamma_{min} = 1/\varepsilon_{max}$ 可以准确得到,而不必迭代估计,但是由于 $\bar{W}_1$ 在 $\gamma = \gamma_{min}$ 时变成奇异阵,其逆矩阵不存在,所以实际仍是寻找 $\gamma > \gamma_{min}$ 时的次优鲁棒镇定控制器 K。考虑到降阶的需要,一般取 $0.95\varepsilon_{max} \leqslant \varepsilon \leqslant \varepsilon_{max}$。

2 规范化 LCF 法在控制系统设计中的应用[1,3]

前面介绍的规范化 LCF 法设计的控制器虽然能保证闭环系统有很好的鲁棒稳定性,但是它无法保证闭环系统的品质也能达到期望的要求。因此引入调节器 W_1, W_2 以解决此问题。下面介绍具体步骤[1,3]。

(1) 回路成形 如图 1,根据开环系统频域特性与其闭环系统时域品质之间的对应关系,通过设计 W_1 和 W_2 使得新的标称对象 $G_s = W_2 G W_1$ 的奇异值曲线达到一定的要求,并且 W_1, W_2 和 G 之间没有不稳定的零极点对消。

(2) 鲁棒镇定

① 对新的标称对象 G_s 计算规范化 LCF 的最大稳定裕度 ε_{max},如果 $\varepsilon_{max} \ll 1$,返回(1),重新调整 W_1 和 W_2;。

② 选择 $\varepsilon < \varepsilon_{max}$,用前面介绍的方法设计反馈控制器 K_∞,使其能鲁棒镇定 G_s,并保证稳定裕度为 ε(见图 1)。

③ 构成反馈控制器 $K = W_1 K_\infty W_2$。闭环回路的最后形式如图 2 所示。

在设计中发现规范化 LCF 法的一些特点: ① 虽然无法从 W_1, W_2 和 G 的奇异值曲线得到 G_s 的奇异值曲线的准确位置和形状,但是得到 G_s 的奇异值曲线的变化趋势还是可能的。尤其 W_1 和 W_2 为数量矩阵或对角阵时; ② 设计中发现 GK 的奇异值曲线与 G_s 的奇异值曲线之间的差异并不是很大。因此可以先使 G_s 的奇异值曲线满足设计准则的要求,然后再检验 GK 奇异值曲线是否也能达到要求。若不满足要求再调整 W_1 和 W_2; ③ 用规范化 LCF 法设计的控制系统是“近似”的稳态解耦系统。并且,GK 的每一条奇异值曲线可以近似反映一个输出的动态性能。

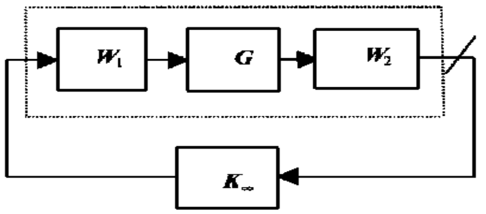

图 1 控制器设计步骤

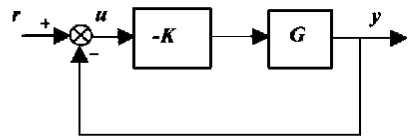

图 2 闭环回路结构图

进一步仿照经典控制理论[4],总结出规范化 LCF 法设计控制器的几条设计要求: ① 低频区要求 $\sigma(GK)$ 比较大; ② 中频区要求 $\sigma(GK)$ 衰减不可过快,并保证一定的频带宽度; ③ 高频区要求 $\sigma(GK)$ 较小。

这里的 $\sigma(GK)$ 表示 GK 的每条奇异值曲线。$\sigma(GK)$ 在低频段要求比较大是为了减小超调量,并使系统响应尽快进入稳态。$\sigma(GK)$ 在中频段衰减不可太快是为了使系统有较好的动态性能。但在调参中发现 $\sigma(GK)$ 在中频段的衰减速率不一定必须是 20dB/十倍频程,也可以取 40dB/十倍频程。

3 数值例子及仿真[5]

用上面介绍的规范化 LCF 法为某型飞机设计 0306 状态点的纵向飞/推综合控制器。

被控对象的状态变量为 $x = [V\ \alpha\ \omega_z\ \vartheta\ H\ N_l\ N_h\ G_f]^T$,它们依次表示飞机的速度增量(m/s)、迎角增量(°)、俯仰角速度(rad/s)、俯仰角增量(°)、飞行高度增量(km)、飞机发动机的低压转子转速增量(r/min)、飞机发动机的高压转子转速增量(r/min)、飞机发动机的主燃油增量(kg/s)。

控制量为 $u = [\delta_z\ \ G_{fc}]^T$,依次表示飞机升降舵转角增量(°)和飞机发动机的主燃油控制量

(kg/s)。输出量为 y= [AXz]。

各变量的增量是以这些变量在该状态点的初始值为基准点来衡量的。

根据上面的设计经验设计 0306 状态点的飞机综合飞/推控制系统, 取

$$W_1 = 0.65I_2,\ W_2 = \frac{s+1}{s+0.01}I_2,\ E= 0.43$$

设计出的 12 阶控制器与飞机模型进行了仿真, 其中考虑了舵机环节和一些非线性限制环节, 如 $-18.3 \leqslant D_z \leqslant 12.6$, $|\dot{D}_z| \leqslant 42.8°/s$, $\dot{G}_{fc} \leqslant 0.1kg/s^2$, $N_h \leqslant 1385.049r/min$, $N_l \leqslant 2390.314r/min$ 仿真结果如图 3 所示。

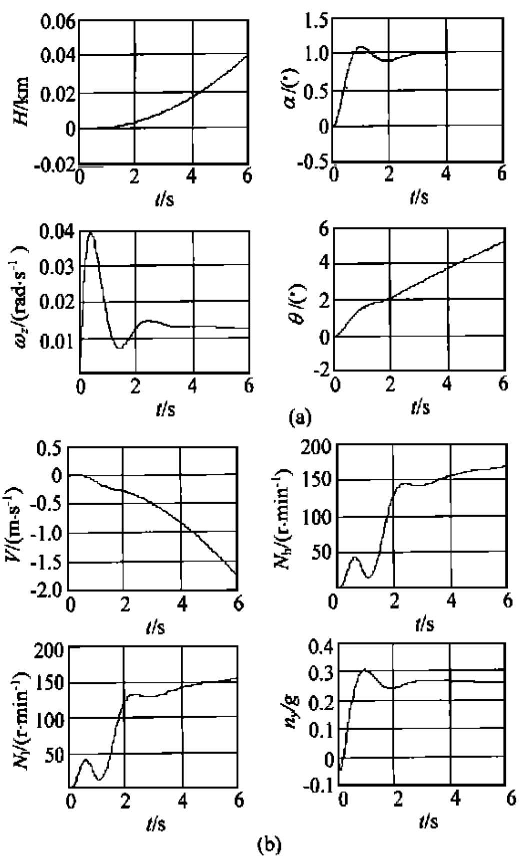

图 3　0306 状态短周期控制系统仿真结果

根据仿真结果用变化 n_{2A} 的 X_z/F 单匹配法进行拟配, 并按照军标 MIL-F-8785C 评定。评价结果是 0306 状态点纵向飞/推综合控制系统在操纵期望参数(CAP)、当量短周期阻尼比(G)和延迟时间 3 个方面, 都达到了 A 种飞行阶段的一级飞行品质。又按照上面的设计要求为状态点 0508 和 0805 设计了纵向飞/推综合控制器, 也达到了类似的效果。

参　考　文　献

[1]　Macfalane D, Glover K. Robust controller design using normalized coprime factor plant descriptions[M]. Berlin: Springer-Verlag, 1990. 51～72.

[2]　Doyle J, Glover K, Khargonekar P, et al. State-space solutions to standard H2 and H∞ control problem[J]. IEEE Trans AC, 1989, 34(8): 831～847.

[3]　Ferrers G, M'Saad M. Parametric robustness evalution of a H∞ missle autopilot[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(3): 621～627.

[4]　程鹏. 多变量线性控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990.

[5]　肖顺达. 飞行自动控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.

作者简介:

张力军　1971 年生, 1992 年获陕西省机械学院自动控制专业学士学位, 1995 年获西北工业大学自控系飞行器控制、制导与仿真专业硕士学位, 1998 年获北京航空航天大学自控系控制理论与应用专业博士学位。主要研究兴趣: 鲁棒控制, 控制器降阶, 飞行器控制, 奇异摄动理论在自动控制中的应用等。

肖颖越　1974 年生, 1996 年获大连理工大学自控系自动控制专业学士学位, 1999 年获北京航空航天大学自动控制系精密仪器与机械专业硕士学位。主要研究兴趣: 鲁棒控制, H∞控制, 结构奇异值理论, 飞行器控制等。

程　鹏　1938 年生, 1962 年毕业于北京大学数学力学系, 现任北京航空航天大学自动控制系教授、博士生导师。研究领域为: 线性系统理论、多变量系统理论、鲁棒控制和飞行控制系统。

(上接 240 页)

序号	项目名称	时间	地点	人数	筹办单位和联系人	备注
0039	信号与信息处理专业第四届学术会议	5 月	浙江宁波	40	北航二系　曾义方(010) 82317244	
0040	图象分析与仿真技术研讨会	8 月	山西五台山	80	北航二系　曾义方(010) 82317244	三学会联合召开

(李铁柏)