

一类非脆弱 μ 综合鲁棒飞行控制设计与仿真研究

李 建, 章卫国, 李广文
(西北工业大学自动化学院, 陕西西安 710072)



摘 要: 为了解决在被控对象和控制器同时摄动时飞行控制系统的设计问题, 提出了非脆弱 μ 综合鲁棒控制系统设计方法。通过数学模型的转换, 将控制器的摄动转化为被控对象的摄动, 解决了一类常规的鲁棒飞行控制性能设计不能保证控制器摄动时系统具有较好性能的问题。以某推力矢量飞机侧向运动为例, 对其进行了非脆弱 μ 综合设计并做了数字仿真。仿真结果表明, 本文提出的方法具有良好的鲁棒性和可行性。

关键词: 非脆弱 μ 综合; 鲁棒飞行控制; 控制器摄动; 推力矢量飞机

中图分类号: TP273; V294.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-731X (2006) 11-3176-04

Design and Simulation of a Class of Non-fragile μ Synthesis Robust Flight Control

LI Jian, ZHANG Wei-guo, LI Guang-wen

(Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The method of the non-fragile μ synthesis robust control was proposed for the design of common flight control system with the perturbations of the controlled members and the controllers. *The perturbations of the controllers can be converted into those of the controlled members by the transformation of the mathematical model, so it can be used to solve the robustness problems of the perturbations of the controllers, which can't be done by conventional robust flight control performance designs.* The design of non-fragile μ synthesis and digital simulation for a lateral motion of a thrust vector aircraft were given. The simulation results show that the method is excellent robust and effective.

Key words: non-fragile μ synthesis; robust flight control; controller perturbations; thrust vector aircraft

引 言

常规鲁棒飞行控制性能设计大都只考虑被控对象的摄动, 所设计出来的结果只能保证被控对象摄动时飞行控制系统的鲁棒性, 而未考虑控制器(包括执行器)作为实际物理对象也不可避免地存在摄动, 即当控制器的系数发生极微小的偏移时, 将导致闭环系统的稳定性被破坏和(或)性能下降, 有时甚至竟能使某些名义对象(机理模型)的闭环系统渐扩振荡, 从而不能完善而有效地解决整个飞行控制系统的性能问题。这个问题严重阻碍着所设计的飞行控制系统安全性和可靠性的提高。例如实际中由于控制器数字实现时受到诸多因素的影响(如字长限制、数模(D/A)转换和模数(A/D)转换精度及数值运算中截断误差, 以及由于环境温度的变化引起元器件老化或失效等原因造成电子元件参数的变化等), 则控制器的参数会发生一定程度的变化。因此, 所设计的飞行控制器参数必须能够承受某种程度的变化。同样, 由于任何一个性能指标均不能满足一个控制器系统的所有性能的要求, 控制器参数的微小变化将可能会引起控制系统其他性能的恶化。这就要求所设计的飞行控制器系数应有足

够的调节余地以满足不同的性能要求, 即所设计的飞行控制器应具有一定的非脆弱性。 μ 综合是近年来发展的研究不确定系统鲁棒设计的有效工具, 为飞行控制系统的鲁棒性能设计提供了理论基础。本文研究非脆弱 μ 综合控制方法^[1-6], 考虑被控对象和控制器同时摄动, 对飞机侧向运动进行了非脆弱 μ 综合设计, 并提供了仿真结果。同时, 仿真结果说明了本文提出的方法是非常有效的。

1 非脆弱 μ 综合控制设计

典型的非脆弱 μ 综合控制设计方框图如图 1 所示。

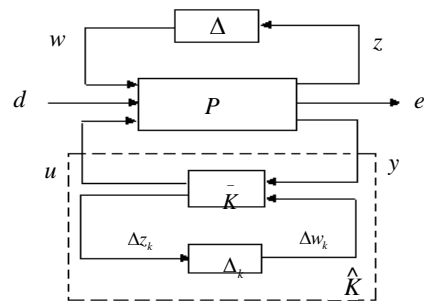


图 1 非脆弱 μ 综合设计方框图

图中 P 为内部连接结构; \bar{K} 为控制器; Δ 为被控对象的摄动; y 为传感器输出; u 为控制器输出; z, w 分别表示被控对象的摄动块的输入与输出; d 表示外部命令、扰动和传感器噪声输入; e 表示广义跟踪误差输出; Δ_k 表示为控制

收稿日期: 2005-08-18

修回日期: 2005-11-18

作者简介: 李建(1981-), 男, 陕西蓝田人, 博士生, 研究方向为飞行控制、鲁棒控制理论; 章卫国(1956-), 男, 安徽南陵人, 西北工业大学自动化学院教授, 博导, 研究方向为飞行控制、鲁棒控制、计算机控制、智能控制与容错技术等方面研究; 李广文(1978-), 男, 河北献县人, 博士生, 导航制导与控制专业, 研究方向为鲁棒控制理论、飞行控制技术。

器的扰动; $\Delta z_k, \Delta w_k$ 表示控制器扰动的输入和输出。

在图 1 中, 由上线性分式变换 (下标 U 表示上线性分式变换)

$$\begin{bmatrix} e \\ y \end{bmatrix} = F_U(P, \Delta) \begin{bmatrix} d \\ u \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中

$$P = \begin{bmatrix} P_{\Delta\Delta} & P_{\Delta 1} & P_{\Delta 2} \\ P_{1\Delta} & P_{11} & P_{12} \\ P_{2\Delta} & P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\Delta = \{diag[\delta_1 I_{r1}, \dots, \delta_s I_{rs}, \Delta_1, \dots, \Delta_F] : \delta_i \in C, \Delta_j \in C^{m_j \times m_j}, 1 \leq i \leq S, 1 \leq j \leq F\} \quad (3)$$

非脆弱控制器定义为:

$$\hat{K} := K + \Delta K \quad (4)$$

其中 K 是名义稳定控制器, ΔK 是结构扰动控制器, 其可被描述为

$$\Delta K = \alpha \Delta_k(s) K \quad (5)$$

这里 α 是常值, $\Delta_k(s)$ 是扰动矩阵, 且

$$\Delta_k^T(s) \Delta_k(s) \leq I \quad (6)$$

由下线性分式变换得 (下标 L 表示下线性分式变换)

$$u = \hat{K} y = F_L(\hat{K}, \Delta_k) y \quad (7)$$

其中

$$\hat{K} = \begin{bmatrix} K & \alpha \\ K & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

则由以上各式得到闭环回路

$$\begin{aligned} F_L(F_U(P, \Delta), \hat{K}) &= F_L(F_U(P, \Delta), F_L(\hat{K}, \Delta_k)) \\ &= F_U(F_L(P, F_L(\hat{K}, \Delta_k)), \Delta) \\ &= F_U(F_L(P, \hat{K}), \Delta_u) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\Delta_u = \{diag[\Delta, \Delta_k], \Delta \in \Delta, \sigma(\Delta_k) \leq 1\} \quad (10)$$

这样, 我们就可以把控制器的扰动转化到被控对象的扰动, 即把非脆弱 μ 综合鲁棒控制转化为常规的 μ 综合鲁棒控制, 见图 2。

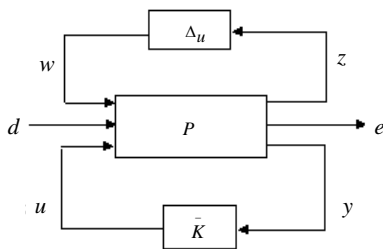


图 2 常规 μ 综合设计方框图

常规 μ 综合问题可变为: 求控制器 \hat{K} , 使得

$$\left\| F_U(F_L(P, \hat{K}), \Delta_u) \right\|_{\infty} \leq 1, \forall \|\Delta_u\|_{\infty} < 1 \quad (11)$$

取与 $F_U(F_L(P, \hat{K}), \Delta_u)$ 维数相适应的假想满块扰动 Δ_p , 令 $\Delta_1 = \begin{bmatrix} \Delta_u & 0 \\ 0 & \Delta_p \end{bmatrix}$, 根据 Main-Loop 定理, 以上问题化为: 求控制器 \hat{K} , 使得 $\mu_{\Delta}(F_L(P, \hat{K})) \leq 1$ 。

需要指出的是: μ 综合问题并不像标准的 H_{∞} 优化控制问题那样可以利用直接状态空间解法得到完整的解析解, 解决 μ 综合问题的合理方法是将 μ 综合转化为寻求稳定控制器 \hat{K} 和尺度化变换矩阵 D , 使得 $\left\| D F_L(P, \hat{K}) D^{-1} \right\|_{\infty}$ 最小化。

即:

$$\min_{\hat{K} \text{ 稳定}} \inf_{D_{\omega} \in D} \max_{\omega} \bar{\sigma}[D_{\omega} F_L(P, \hat{K})(j\omega) D_{\omega}^{-1}] \quad (12)$$

D_{ω} 是尺度矩阵集合 D 中的元素, 且在每个 ω 处互相独立。

对于这样的 μ 综合问题, 一种解决方法就是在保持对方固定的条件下交替地寻求使上式最小的控制器 \hat{K} 和尺度矩阵 D : 对于固定的 D 而言, 上式的左边是一个标准 H_{∞} 优化控制问题, 可以根据前面介绍的方法求得控制器 \hat{K} ; 对于固定的 \hat{K} 而言, 上式的左边可以作为 D 上的一个凸优化问题, 在每一个频率下最小化, 然后用一稳定且逆也稳定的有理传递函数匹配得到最后的 D 。这种方法就是所谓的 D - K 迭代方法。对于 D 和 \hat{K} 而言, 关于每个参数的优化问题都具有个体凸性, 但这并不能保证整个优化问题是联合凸性; 且这种迭代也不能保证全局最优性, 尽管如此, 这种方法多次成功地应用表明 D - K 迭代方法是一种比较理想的解决 μ 综合问题的方法。

2 某型飞机非脆弱 μ 综合设计

以某型带有推力矢量的战斗机侧向运动为例, 通过对其飞行包线在的典型工作点的参数进行分析, 综合考虑了飞机气动参数的变化, 选取其在马赫数为 0.375、高度为 12200 米、攻角为 45° 状态下的参数进行设计与仿真。

2.1 某型飞机侧向运动非脆弱 μ 综合设计的结构

图 3 为某型飞机的侧向运动 μ 综合设计结构图。图中, 飞机模型是考虑的是飞机侧向模型, 状态变量包括机体轴滚转速率 (p)、机体轴偏航速率 (r)、侧滑角 (β)、关于速度向量的倾转角 (μ) 以及与计算 NCV 有关的状态 x_{NCV} ; 舵机中包括两个有效的副翼的差动尾翼和差动副翼、方向舵和侧向推力矢量; 扰动包括被控对象中模型的输入扰动、输出扰动、实参数扰动以及控制器扰动; δ_c 为舵机的输入信号; δ 为舵机的输出信号; W_{cmd} 为描述飞行员指令的输入的加权函数, 包括 2 个输入指令 LCV 和 NCV。其中 LCV 是滚转轴输入指令的信号, NCV 是俯仰轴输入指令的信号; W_{TE} 为输入指令与闭环系统输出之差所形成的误差加权; W_{dist} 为阵风输入加权函数; W_{unco} 为描述设计模型输出处的模型扰动加权函数, 其与各种用于测量飞机输出的传感器硬件有关, 其中

传感器按以下顺序排列： p, r, β, μ ； W_{unc1} 为描述在设计模型输入处的模型摄动的加权函数，这是由于建模不准确或忽略了像气动弹性、执行器一致性、伺服动态特性、计算/数字上的影响等因素而造成的； W_L, W_R 为描述飞机模型的实参数摄动的加权函数，以实参数误差为其特征，实参数摄动包括诸如与质量、惯性和/或气动系数有关的摄动； W_{δ_c} ：执行器偏转或者偏转指令加权，设计者能够惩罚较大的偏转并且最小化控制效能； W_{δ} ：该加权主要限制闭环系统的带宽，同时也使控制效能最小化； W_{noise} 为噪声输入加权函数，我们对所有噪声输入都选择常值权，其值为0.0005。

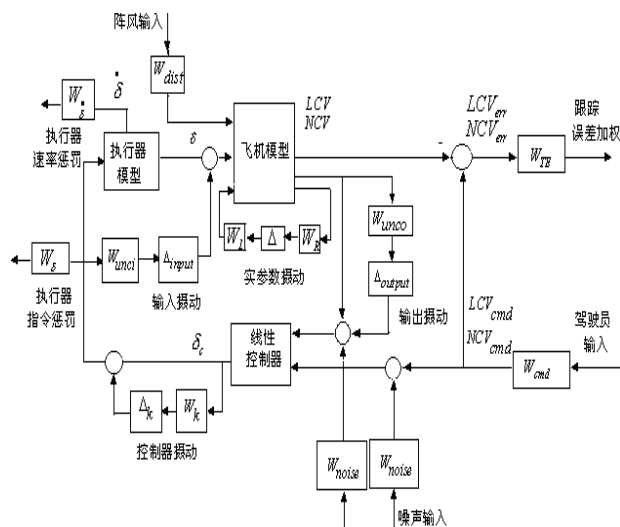


图3 飞机侧向运动的内部连接结构

2.2 加权矩阵的选择

根据系统设计的准则选取权函数，其中：

$$W_{LCV_{cmd}} = 0.08 \left(\frac{s}{s+0.06} \right) \left(\frac{s+3}{s+0.06} \right) \left(\frac{60}{s+60} \right),$$

$$W_{NCV_{cmd}} = 0.028 \left(\frac{s}{s+0.06} \right) \left(\frac{s+3}{s+0.06} \right) \left(\frac{60}{s+60} \right);$$

$$W_{LCV_{err}} = 9.25, W_{NCV_{err}} = 20.7;$$

$$W_{dist} = 0.21 \frac{0.1}{s+0.1};$$

$$W_{unco} = \text{diag}\{0.015, 0.015, 0.03, 0.03\};$$

$$W_{unc1} = \text{diag}\left\{2 \frac{s+20}{s+200}, 2 \frac{s+20}{s+200}, 2 \frac{s+20}{s+200}, 2 \frac{s+20}{s+200}\right\};$$

$$W_{\delta_c} = \text{diag}\{1/100, 1/100, 1/100, 1/100\};$$

$$W_{\delta} = \text{diag}\{1/2, 1/2, 1/2, 1/2\};$$

$$W_k = \text{diag}\left\{0.1 \frac{s+0.4}{s+2}, 0.1 \frac{s+0.4}{s+2}, 0.1 \frac{s+0.4}{s+2}, 0.1 \frac{s+0.4}{s+2}\right\};$$

$$W_L = [0.2 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.1 \ 0 \ 0 \ -0.12 \ 0 \ 0;$$

$$0 \ -0.06 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.12 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.1 \ 0;$$

$$0 \ 0 \ -0.1 \ 0 \ 0 \ -0.1 \ 0 \ 0 \ 0 \ -0.16];$$

$$W_R^T = [1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0;$$

$$0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0;$$

$$0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 1 \ 1];$$

3 仿真验证

对于图3所示结构，用D-K方法进行迭代，经过六次迭代之后， $\mu < 1$ ，满足设计要求。最后一次迭代所得到的控制器阶次较高，共114阶。采用平衡截断法进行降阶，最后使控制器的阶数降至7阶。

用降阶后的控制器对飞机侧向运动进行控制，所得到的仿真结果见图4和图5，输入指令为LCV和NCV单位阶跃信号。图中给出了滚转速率、偏航速率、侧滑角、航迹倾斜角、LCV以及NCV的仿真曲线。图中，实线表示具有20%的摄动的仿真结果，虚线表示不考虑摄动的仿真结果。

从LCV和NCV曲线可知，跟踪过程平滑、无超调，调节时间为2秒左右。实线与虚线基本重合，这说明所设计的飞行控制系统具有良好的动态响应及鲁棒性能。

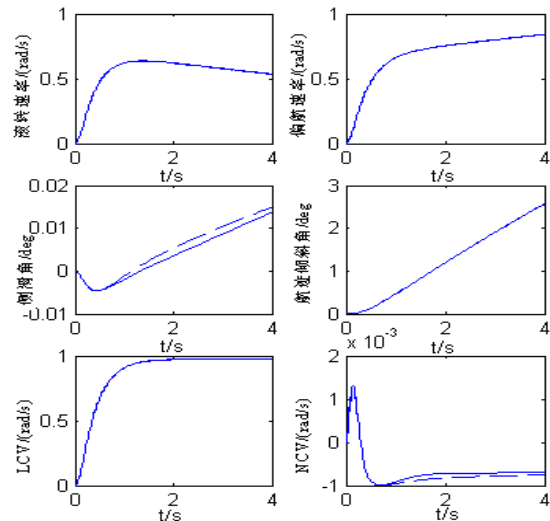


图4 LCV阶跃输入响应

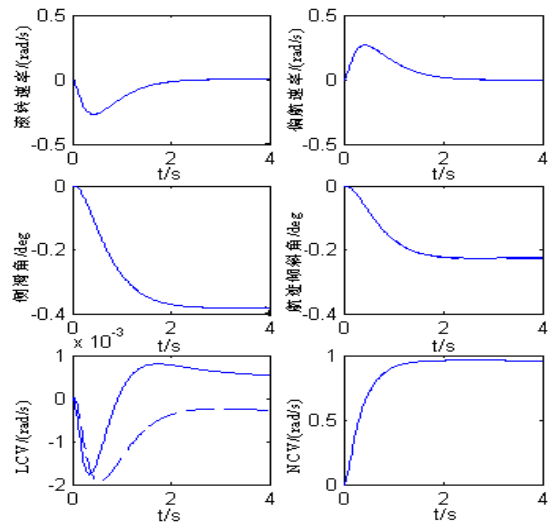


图5 NCV阶跃输入响应

为了检验本文所提出的非脆弱 μ 综合鲁棒控制方法的有效性，本文将之与采用PID设计方法的结果进行了比较，所得结果见图6和图7。

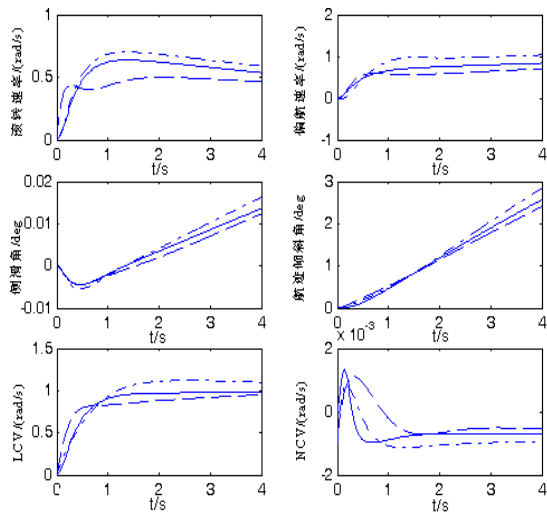


图6 非脆弱 μ 综合方法与PID方法比较(LCV)

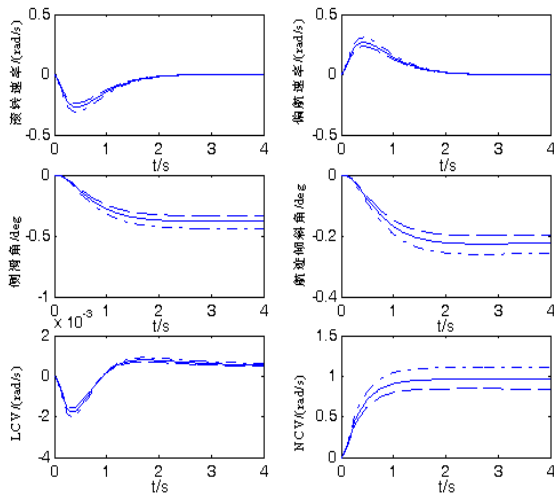


图7 非脆弱 μ 综合方法与PID方法比较(NCV)

其中实线是有 20% 扰动的非脆弱 μ 综合的方法设计的仿真结果, 点线是有 +20% 扰动的 PID 方法设计的仿真结果, 虚线是有 -20% 扰动的 PID 方法设计的仿真结果。从图 6 和图 7 可以看出, 非脆弱 μ 综合鲁棒控制方法比 PID 控制方法具有较好的动态性能和较强的鲁棒性。

4 结论

对常规鲁棒性能设计不能保证控制器扰动时飞行控制系统仍具有鲁棒性问题, 给出了以整个系统的被控对象和控制器扰动为基础的一类非脆弱 μ 综合鲁棒设计方法。仿真算例表明, 该方法具有良好的鲁棒性以及可行性。

参考文献:

- [1] Haiping Du, James Lam, Kam Yim Sze. Non-fragile H_∞ vibration control for uncertain structural systems [J]. Journal of sound and Vibration (S0022-460X), 2004, 273(4-5): 1031-1045.
- [2] shengyuan Xu, James Lam, Jianliang Wang, Guang-Hong Yang. Non-fragil positive real control for uncertainty linear neutral delay systems [J]. Systems &Control Letter (S0167-6911), 2004, 52(1): 59-74.
- [3] Dong Yue, Qing-Long Han, Xinghuo Yu. robust H_∞ Non-fragil Controller design for Uncertainty Descriptor Systems with Time-varying Discrete and Distributed Delays [C]. Asian Control Conference, 2004: 234-243.
- [4] Dongmei Zhang, Li Yu. Non-fragile Guaranteed Cost Control for A Class of Uncertain Singular Time-Delay Systems [C]// Proceedings of the 5th World Congress on intelligent Control and Automation, 2004: 923-927.
- [5] 林瑞全, 杨富文. 基于 H_∞ 控制理论的非脆弱控制的研究[J]. 控制与决策, 2004, 19(5): 598-600.
- [6] 蔡云泽, 何星, 许晓鸣, 张卫东. 一类非线性时滞不确定性系统的鲁棒 H_∞ 滤波[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(1): 133-139.

(上接第 3175 页)

研究, 不但对其进行了改进提出一种新算法, 而且还通过仿真对算法的性能进行了深入分析。

本文对文献[6]中算法进行的改进体现在两方面。首先, 通过取消对网络的假设“每个端口能够知道它是否发送成功”, 使算法更为通用。其次, 通过放松一个判断条件使算法的诊断完全率有所提高。

本文通过仿真对诊断算法在一种双层 MEO/LEO 卫星网络中的性能进行了评估, 并将本文算法与[6]中算法进行了对比, 结果表明本文算法可以提高诊断完全率。这只是在一种特定结构的卫星网络中得出的仿真结果, 今后还可通过仿真深入研究算法在不同类型卫星网络中的性能。

参考文献:

- [1] J Lee, S Kang. Satellite over Satellite (SOS) network: A novel architecture for satellite network [C]// Proc. IEEE INFOCOM. Israel: IEEE, 2000, 315-321.
- [2] J G Walker. Satellite constellations [J]. Journal of the British

- Interplanetary Society (S0007-084X), 1984, 37: 559-571.
- [3] I F Akyildiz, E Ekici, M D Bender. MLSR: A Novel Routing Algorithm for Multilayered Satellite IP Networks [J]. IEEE/ACM Trans. On Networking (S1063-6692), 2002, 10(3): 411-424.
- [4] X Hou, Z H Fan, L Li, Z G Hong. Fault Diagnosis in Satellite Network by System-level Diagnosis [C]// Proc. of the 1st IFIP International Conference on Wireless and Optical Communications Networks. Muscat, Oman: IEEE, 2004, 151-154.
- [5] F P Preparata, G Metze, R T Chien. On the connection assignment problem of diagnosable systems [J]. IEEE Trans. On Electronic Computers (S0018-9340), 1967, 16(6): 848-854.
- [6] X Hou, Z H Fan, L Li, F J Xu, C D She, G Hu. Algorithm of Fault Diagnosis for Satellite Network [C]// Proc. of the International Conference on Intelligent Mechatronics and Automation. Chengdu, China: IEEE, 2004, 594-598.
- [7] M S Su, K Thulasiraman, Anindya Das. A scalable on-line multilevel distributed network fault detection / monitoring system based on the SNMP protocol [C]// Proc. IEEE GlobeCom2002. Taipei, Taiwan: IEEE, 2002, 1960-1964.
- [8] S Chessa, P Santi, Comparison based system-level fault diagnosis in ad-hoc networks [C]// Proc. 20th IEEE Symp. on Reliable Distributed Systems, New Orleans: IEEE, 2001, 257-266.