

文章编号: 1000-8055(2005) 01-0136-06

# 并行鲁棒观测器对发动机减小 转速信号的故障分离

钱 坤, 谢寿生, 胡金海, 于东军  
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安, 710038)

**摘要:** 通过对减小转速故障信号产生机理的研究, 提出了一种基于多重模型假设下的并行鲁棒观测器残差输出的故障分离方法, 建立了实际系统的正常工作状态和 4 种故障工作模式, 将该方法应用于某型航空涡扇发动机导致减小转速信号产生的传感器的故障检测与分离。数字仿真和误差分析结果显示, 文中提出的方法可靠性高, 故障定位准确, 对发动机减小转速信号的故障分离行之有效。

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 多重模型; 鲁棒观测器; 故障分离; 残差决策; 传感器  
**中图分类号:** V 233. 7; TP 273 **文献标识码:** A

## Fault Isolation of Aeroengine Speed Decreasing Signal Based on Parallel Multiple Robust Observers

QIAN Kun, XIE Shou-sheng, HU Jin-hai, YU Dong-jun  
(The Engineering Institute, Air Force Engineering University,  
Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Through researching of the mechanism causing engine speed decreasing signal, a method of fault isolation for certain turbofan aeroengine based on parallel multiple robust observers was proposed. Normal condition and four fault modes for the actual system were established. Then the method was applied to fault detection and isolation of the aeroengine sensors that cause the speed decreasing signal. Results of numerical simulation and error analysis show that this method is highly reliable and highly accurate in fault isolation.

**Key words:** aerospace propulsion system; multiple model; robust observer; fault isolation; residual decision; sensor

容错控制和故障诊断技术是在 60 年代为发展高性能飞机和保证航天系统的可靠性而发展起来的一门应用型边缘学科。由于它具备故障发生时能及时实现容错控制, 不存在重构容错控制中因分离延迟而引起的控制性能变坏的问题, 因而被广泛应用在航空航天领域<sup>[1,2]</sup>。

据不完全统计, 俄罗斯 1992~1998 年的飞行

事故和事故征候情况统计结果分析是: 一等飞行事故中机械故障占 25%; 116 起飞行事故征候中, 机械故障占到 71%。而机械故障中, 因出现减小转速信号导致空中被迫停车 45 起, 占 39%。由此可以看出, 现有的监控告警系统减小转速信号故障成因的模糊性和单一传感器的可靠性, 增大了飞行的不安全性, 也增加了事故症候和事故等级

收稿日期: 2004- 04- 12; 修订日期: 2004- 10- 26

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50276070)

作者简介: 钱坤(1977- ), 男, 湖南常德人, 空军工程大学工程学院博士生, 主要从事推进系统控制与状态监控的研究。//www.cnki.net

的次数。因此十分有必要对减小转速故障信号的机理开展研究, 以提高突变和渐变故障定位的准确性及应急排故的快速性<sup>[3]</sup>。

本文提出了一种基于多重模型假设下的并行鲁棒观测器残差输出的故障分离方法<sup>[3,4]</sup>, 并用于某型航空涡扇发动机减小转速信号的故障诊断。通过对其机理的深入研究, 建立起导致减小转速信号产生的几种故障模式以及该故障模式下的并行鲁棒状态观测器数学模型。仿真结果显示, 本文提出的方法对发动机减小转速信号的故障检测与分离行之有效。

### 1 减小转速故障信号成因及分析

据统计, 2001 年以来某型飞机减小转速信号故障成因统计如表 1 所示。从表 1 不难看出, 其故障可以分为两类, 一类是发动机内部系统故障, 一类是传感器故障, 两者各占 50%。对于发动机内部系统的故障, 应该采取减小转速信号的故障处置方法; 而对于传感器故障, 则应从提高传感器工作可靠性和加强传感器检测两方面来减少和提前发现传感器故障, 提高飞行安全性。

表 1 某型飞机减小转速信号故障成因统计表

Table 1 Decrease speed fault cause statistics for an aeroengine

| 原 因      | 次数 | 频率/% | 位 置 |
|----------|----|------|-----|
| 轴承故障     | 7  | 35   | 发动机 |
| 金属屑传感器   | 6  | 30   | 传感器 |
| 滑油温度传感器  | 2  | 10   | 传感器 |
| 滑油压力传感器  | 1  | 5    | 传感器 |
| 增压转换活门故障 | 1  | 5    | 传感器 |
| 滑油附件故障   | 1  | 5    | 发动机 |
| 燃油串入滑油系统 | 1  | 5    | 发动机 |
| 发动机超温    | 1  | 5    | 发动机 |

实际分析, 导致减小转速故障信号产生有如下 7 个信号: 滑油温度  $T_M$ 、滑油压力  $P_M$ 、振动值  $B_m$ 、低压转速  $n_L$ 、金属屑、滑油增压转换活门和发动机超温。对于以上信号, 一般采用测量该型传感器的阻值来检测其突发性故障, 而对于渐变故障, 滑油中金属屑的含量是否超标需使用光谱分析仪。由于飞参数数据中仅当滑油超温时才记录滑油温度, 为了检测该型传感器的渐变故障, 需要检测该传感器的线性度, 根据其变化趋势给出故障诊断结果。

对于  $P_M$ ,  $B_m$  和  $n_L$  以及发动机超温引发的减小转速信号渐变故障, 如传感器参数漂移型软故障, 因为其需要经过一段时间后才达到故障的程度, 传统的阻值测量法很难发现。为此, 本文提出了一种基于多重模型假设下的并行鲁棒观测器残差输出的故障分离方法, 通过建立相应状态的发动机小偏差鲁棒数学模型, 实现实时故障分离。

### 2 并行鲁棒观测器的设计

设系统可能发生的故障集为  $F = \{f_i, i = 1, 2, \dots, n\}$ , 设计一组鲁棒观测器, 使第  $i$  个鲁棒观测器对故障  $i$  的发生具有鲁棒性, 而对其余的故障发生敏感, 则第  $i$  个故障的发生可通过下面的决策逻辑实现<sup>[5]</sup>。

为此, 本文定义:

$$r^* = \begin{cases} 1 & r_i > \epsilon \\ 0 & r_i \leq \epsilon \end{cases} \tag{1}$$

式中:  $r_i$  为第  $i$  个鲁棒观测器的残差。若  $\prod_{j=1}^m r_j^* = 1$  且  $r^* = 0$ , 则  $f_i$  故障发生, 图 1 为该过程的故障诊断原理框图。

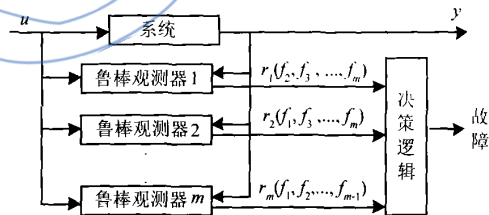


图 1 故障诊断原理图

Fig. 1 The principle of fault Diagnosis

假设系统有  $n$  种故障模式, 则系统可能处于正常工作状态或  $n$  种故障工作状态的某一个故障工作状态, 即系统可能的工作状态集为  $\{M_i, i = 0, 1, \dots, n\}$ ,  $M_0$  表示正常的状态,  $M_i$  表示系统处于第  $i$  个故障模式的状态。设系统处于第  $i$  个故障状态的状态方程描述为:

$$M_i : \begin{cases} \dot{x}_i = A x_i + B u + f_{si} \\ y_i = C y_i + f_{oi} \end{cases} \tag{2}$$

对应  $M_i$  工作状态设计状态观测器  $O_i$ , 则  $O_i$  的数学描述为:

$$O_i : \begin{cases} \hat{\dot{x}}_i = A \hat{x}_i + B u + f_{si} + K_i (\hat{y} - y) \\ \hat{y}_i = C \hat{x}_i + f_{oi} \end{cases}$$

定义:

$$\epsilon_j = \hat{x}_j - x_j, \quad e_j = W(y_j - \hat{y}_j)$$

为  $O_j$  系统的残差,  $W$  为误差权值矩阵,  $x$  与  $y$  分别为实际系统的状态变量和观测变量。

由观测器残差方程可知, 当实际系统与观测系统匹配得很好时, 系统的数学模型能够较好地反映系统的动态特性, 状态观测器能较好地跟踪系统状态的变化, 观测器的残差值应该较小, 最理想的状况是实际系统与观测器完全匹配, 此时残差应该最小, 趋近于零。反之, 当实际系统与观测器系统之间存在着较大的误差时, 此时的残差输出应该较大。

因此, 在实际故障诊断过程中将会出现如下两种情况:

(1) 实际系统处于  $M_i$  状态, 观测器亦处于对应  $M_i$  状态的  $O_i$  状态, 即观测器与系统处于匹配状态。

$$\hat{x}_j = A_j \hat{x}_j + B_j u_i + f_{sj} + K_j(\hat{y}_j - C_j \hat{x}_j - f_{aj}) \quad (6)$$

$$\hat{x}_i = A_i \hat{x}_i + B_i w + f_{si} + K_j(\hat{y}_j - C_j \hat{x}_j - f_{aj}) \quad (7)$$

因此有:

$$\epsilon = (A_i + K_j C) \hat{x}_j - (A_i + K_j C) x_i + (B_i - B_j) w + (f_{sj} - f_{si}) + K_j f_{oj} - K_j f_{aj} \quad (8)$$

$$e_j = C_j \hat{x}_j - C_j x_i + f_{oj} - f_{aj} \quad (9)$$

$\epsilon$  和  $e$  不仅与系统的初始观测误差有关, 还与模型的不匹配情况有关, 表现出不同于模型匹配时的特征。利用这一差异可以构成不同的决策分离函数, 本文采用滤波比较法实现故障的分离。

滤波比较法取一个时间区间段残差的平均信息作为决策信息, 对脉冲型扰动的抑制作用较好。这里定义:

$$E(l, k) = \frac{1}{M} \sum_{j=k-M+1}^k e_j \quad (10)$$

式中  $M$  表示滤波的数据窗长度。其实现故障分离的决策规则是若:

$$|E(l, k)| = \min_{1 \leq i \leq N} |E(i, k)| \quad (11)$$

则整个系统具有故障  $l$ 。其中  $M$  的选择应适当, 太大会增加计算负担和诊断延时, 太小时滤波作用不明显。值得说明的是, 该方法在不同的状态观测器和不同的动态下, 对状态观测跟踪的能力是有差异的。因此, 将滤波判别法与阈值判别法结合起来应用, 效果更好。

### 3 发动机减小转速信号的故障分离

(2) 实际系统处于  $M_i$  状态, 观测器处于对应  $M_i$  状态的  $O_i$  状态, 即观测器与系统处于不匹配状态。

当实际系统处于  $M_i$  状态, 观测器亦处于对应  $M_i$  状态的  $O_i$  状态时, 由式(2)~(3)和系统残差的定义可知:

$$\epsilon = (A_i + K_i C) \epsilon, \quad e_i = W C \epsilon \quad (4)$$

由于  $K_i$  是针对式(2)的系统描述设计的观测器, 因此  $(A_i + K_i C)$  是稳定的, 观测器的残差取决于观测器输出与实际系统输出的初始误差, 当初始误差较小时, 残差是一个较小的值。

为了满足  $(A_i + K_i C)$  的所有特征值能够任意配置, 选择  $(A_i + K_i C) = -\sigma I$ , 式中  $\sigma$  为正的标量常数,  $I$  为单位矩阵, 则  $K_i$  的解为:

$$K_i = -(A_i + \sigma I) (C^T C)^{-1} C^T \quad (5)$$

当实际系统处于  $M_i$  状态, 观测器处于  $O_j$  状态时, 由式(2)~(3)和系统残差的定义可得:

小转速信号的故障分离<sup>[6]</sup>。由于某型发动机电子控制器的调节规律是按照进口总温  $T_1$  对涡轮后燃气温度  $T_4$ 、低压转速  $n_L$  和高压转速  $n_H$  进行调节的特点, 本文根据  $T_1$  将飞行包线进行划分为 29 个区, 然后选定每个区域合适的标称工作点以及建立该区域的发动机小偏差数学模型<sup>[7,8]</sup>。为了简化模型, 选取涡轮后燃气温度  $T_4$ 、振动值  $B_m$ 、滑油压力  $P_M$ 、低压转速  $n_L$  和高压转速  $n_H$  作为状态变量, 飞行高度  $H$ 、马赫数  $Ma$ 、喷口面积  $A_e$ 、燃油供油量  $m_f$ 、低压压气机导流叶片角  $\alpha_e$ 、高压压气机静子调节角  $\alpha_e$  为控制量, 则发动机的状态方程为:

$$\begin{cases} \delta \dot{x} = A \delta x + B u + A r \\ y = C \delta x - D r \\ \delta u = -N y = -N C \delta x + N D r \end{cases} \quad (12)$$

式中  $N$  为输出反馈控制阵, 其它变量定义如下:

$$\delta x = [\delta B_m, \delta P_M, \delta T_4, \delta n_L, \delta n_H]^T$$

$$\delta u = [\delta H, \delta m, \delta A_e, \delta m_f, \delta \alpha_e, \delta \alpha_e]^T$$

$$r = [\delta B_e, \delta P_e, \delta T_e, 0, 0]^T$$

它们分别表示状态变量、控制变量和参考输入。

选取飞行高度为 10 km、发动机处于训练-战斗最大状态时,采用输出反馈极点配置设计方

法将控制系统的极点配置在合适位置,则在该飞行状态下闭环系统的状态方程描述如下:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\mathbf{x}} = & \begin{bmatrix} -1.9179 & -0.6431 & -0.2372 & -0.9185 & -0.5504 \\ -0.6292 & -2.0227 & -0.4760 & -5.9025 & -5.8233 \\ 0.3846 & -0.0726 & -0.7872 & -1.9172 & 1.8677 \\ 0.4315 & -0.0102 & -0.0467 & -1.2552 & 0.9245 \\ -0.9884 & -0.4655 & -0.1450 & -0.7266 & -1.0842 \end{bmatrix} \delta \mathbf{x} + \\ & \begin{bmatrix} 0.9342 & 0.6496 & 0.1656 & 0.6892 & 0.9906 \\ 0.8819 & 1.0534 & 0.2546 & 4.0544 & 9.0060 \\ -0.2314 & 0.1519 & -0.4187 & 1.3882 & 0.7009 \\ -0.3523 & 0.0440 & 0.0577 & 0.2111 & 0.3190 \\ 0.9960 & 0.4645 & 0.0854 & 0.4563 & 0.3365 \end{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{y} = & \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \delta \mathbf{x} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{r} \end{aligned} \quad (13)$$

假设系统的状态有如下 5 种:

(1)  $M_0$  态,即系统处于正常工作状态,对应的状态方程描述如表达式(12)。

(2)  $M_1$  态,即涡轮后燃气温度  $T_4$  传感器故障。

- (3)  $M_2$  态,即振动传感器  $B_m$  故障。
- (4)  $M_3$  态,即滑油压力传感器  $P_M$  故障。
- (5)  $M_4$  态,即低压转速传感器  $n_L$  故障。

当系统处于  $M_1 \sim M_4$  态,某一类传感器发生渐变故障(即传感器参数漂移型软故障)时,其相应的反馈控制输入为 0,根据式(12)不难求得它们各自的状态方程描述。

分别针对  $M_0 \sim M_4$  系统设计状态观测器,根据式(4)~(5),分别得到对应  $M_0 \sim M_4$  的状态观测器  $O_0 \sim O_4$ 。

### 4 实验仿真结果

在实现故障检测与分离时,考虑到传感器的测量输出通过反馈对系统各状态产生的影响,使各状态均带有非随机故障值,导致各滤波器残差都失去零均特性,不能完成故障分离。

为此,普遍的办法是采用统计决策方法,设定故障门限来进行故障检测和分离,但这种方法可能由于随机干扰的影响,有一定比率的虚警和误

警。本文采用滤波比较法,选取一个时间区间段残差的平均信息作为决策信息,有效地抑制了随机脉冲型扰动的影响,能够准确地实现故障的检测与分离,即简单又可靠。

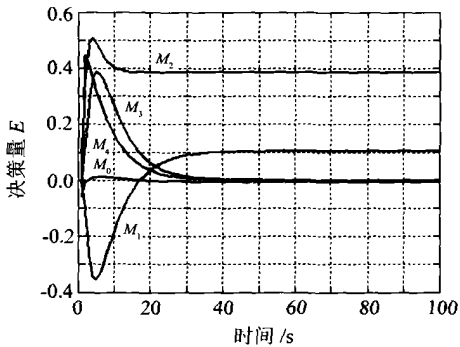


图 2 系统处于正常状态时的故障分离决策值

Fig.2 Fault isolation value when system is normal

图 2~图 6 分别描述了实际系统处于正常状态以及故障状态时的传感器渐变故障决策图。这里采用滤波比较法实现故障分离,决策量的定义和计算如式(10)所示,实现故障分离的决策规则如式(11)所示。考虑到实际系统需求,设置滤波的数据窗长度  $M=5$ 。从图 2~图 6 可以看出,当系统处于正常状态时,其残差决策量满足:

$$|E(0,k)| = \min_{0 \leq i \leq 4} |E(i,k)| \quad (14)$$

依照滤波比较法可以判定,系统处于  $M_0$  态。  
而当系统某一传感器发生渐变性故障时,遵循同

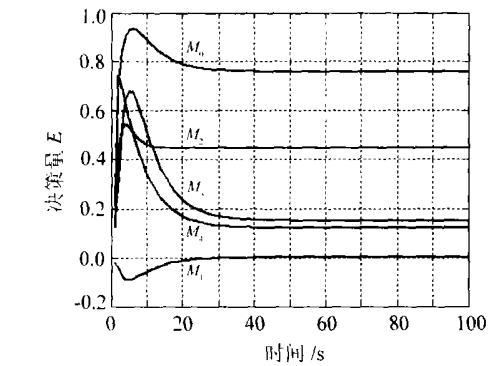


图 3  $T_4$  温度传感器故障时的故障分离决策值  
Fig.3 Fault isolation value when sensor  $T_4$  is faulty

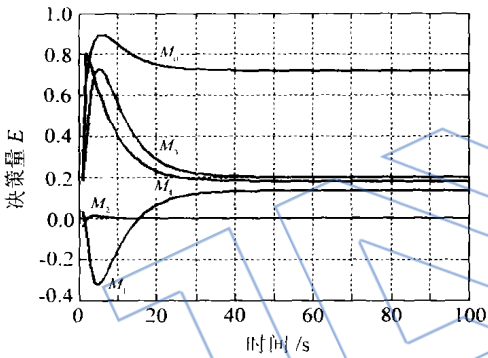


图 4 振动传感器故障时的故障分离决策值  
Fig. 4 Fault isolation value when sensor  $B_m$  is faulty

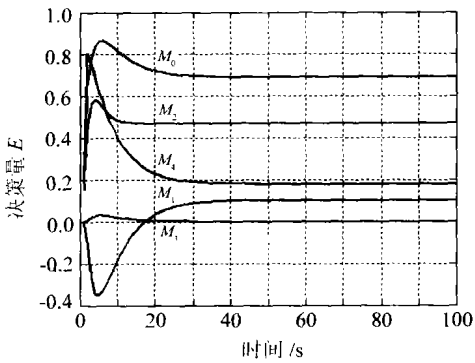


图 5 滑油压力传感器故障时的故障分离决策值  
Fig.5 Fault isolation value when sensor  $P_M$  is faulty

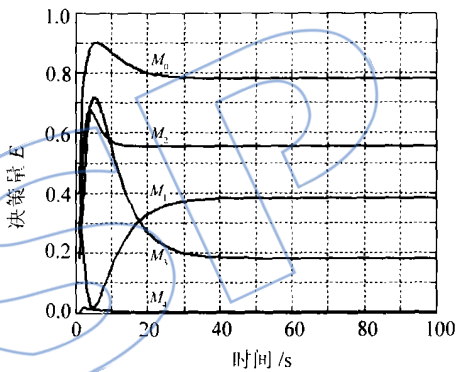


图 6 低压转速传感器故障时的故障分离决策值  
Fig. 6 Fault isolation value when sensor  $n_L$  is faulty

样的残差决策规则,分别计算出  $O_0 \sim O_4$  这 5 个观测器对应的残差决策量,然后比较得出残差决策量绝对值的最小值,通过其对应的状态观测器,即可以确定某个传感器发生故障。

表 2 系统模型误差分析表  
Table 2 Error analysis for system model

|       | 绝对误差    |                | 相对误差/ % |           |
|-------|---------|----------------|---------|-----------|
|       | Max     | Min            | Max     | Min       |
| $n_H$ | 0.022 9 | 2.283 0 e- 004 | 2.02    | 0.017 258 |
| $n_L$ | 0.026 5 | 1.014 0 e- 004 | 1.616 7 | 0.026 869 |
| $T_4$ | 7.018 0 | 0.317 2        | 6.70    | 0.30      |
| $B_m$ | 0.397 4 | 0.001 4        | 5.731   | 0.11      |
| $P_M$ | 0.124 5 | 9.483 2 e- 004 | 4.72    | 0.085 952 |

在上述飞行状态下, 将本文建立的发动机小偏离数学模型的观测结果与飞行中实际飞参记录数据进行比较, 误差分析结果如表 2 所示。从表中可以看出, 本文建立的发动机小偏离模型与发动机实际运行状态基本吻合, 控制精度满足系统要求并达到了良好的控制效果。对飞行包线内的其它区域仿真, 也得出同样的结论。

## 5 结 论

本文提出了一种基于多重模型假设下的并行鲁棒观测器残差输出的故障分离方法, 并应用于某型航空涡扇发动机导致减小转速信号的传感器的渐变性故障检测与分离。在某些时候, 未建模动态和干扰等未知因素与传感器渐变性软故障具有同样的方向特性, 这些未知因素的存在是引起虚警和漏警、降低检测性能的一个重要因素。因此, 对未知输入的鲁棒性是决定基于观测器故障诊断方法成败的关键。本文通过对减小转速故障信号机理的深入研究, 建立起导致该故障发生的几种故障模式以及该故障模式下的并行鲁棒状态观测器。仿真结果显示, 本文提出的方法可靠性高, 故障定位准确, 对航空发动机减小转速信号的软故障检测与分离行之有效。

## 参考文献:

[1] 胡昌华, 许化龙. 控制系统的故障诊断与容错控制的分析与

设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[2] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

[3] 谢寿生. 某型飞机加力涡扇发动机[M]. 西安: 空军工程学院出版社, 1998.

[4] 钱坤, 屈志宏, 谢寿生, 等. 带约束卡尔曼滤波对涡扇发动机状态估计[J]. 控制工程, 2004, 11(3): 247~250.

QIAN Kun, QU Zhi-hong, XIE Shou-sheng, et al. Kalman Filter with Inequality Constraints for Turbofan Engine Health Estimation[J]. *Control Engineering of China*, 2004, 11(3): 247~250.

[5] 闻新, 张洪钺, 周露. 控制系统的故障诊断与容错控制[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.

[6] Niki Forov I, Varavva A and Kireichilcov V. Application of Statistical Fault Detection Algorithms to Navigation Systems Monitoring[J]. *Automatica*, 1995, 29(5): 1275~1290.

[7] 叶志峰, 孙健国. 基于概率神经网络的发动机故障诊断[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 155~157.

YE Zhi-feng, SUN Jian-guo. Probabilistic Neural Networks Based Engine Fault Diagnosis[J]. *ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(2): 155~157.

[8] 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.

WANG Xi, MENG Qing-ming. A Design Method for Aeroengine Robust Multivariable Digit Controller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 295~299.