飞翼布局飞行器副翼性能及重构分析

柴 雪 王钢林 武 哲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：针对飞翼布局飞行器副翼在偏转过程中引起的纵横航向运动耦合的问题，应用升降舵、副翼和阻力舵协调偏转的方法进行控制.为提高飞翼飞行器的生存性，对舵面故障时的重构方法进行了研究.升降舵故障时，直接应用伪逆法即可应用副翼完成重构；阻力舵故障时，为解决伪逆法带来的系统不稳定及重构后系统稳态精度差的问题，将一种基于劳斯稳定判据的、加入了比例-积分控制器的改进伪逆法引入重构.仿真结果表明：该方法在保证系统稳定的基础上能够使系统性能得到最大程度的恢复.

关 键 词：飞翼；副翼；重构；伪逆法；劳斯判据

中图分类号：V 221

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)12-1511-05

Aileron control and reconfiguration of flying wing aircraft

Chai Xue Wang Ganglin Wu Zhe

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To decouple the longitudinal and lateral-directional coupled motion caused by the aileron deflection of the flying wing aircraft, the elevator and the split-drag-rudder (SDR) were used to cooperate with the aileron to decouple the coupled motion. In order to increase the flying wing aircraft survivability, the reconfigurable control system had been investigated. In the elevator failure reconfiguration, the pseudo-inverse method was directly used to reconstruct the control system by the aileron. In the SDR jamming failure, an improved pseudo-inverse reconfigurable method based on the routh stability was designed with the proportion-plus-integral (PI) control. The method guaranteed the stability of the reconfigured closed-loop system by using the routh stability criterion, and was capable of solving bad steady precision problems that may occur in the reconfigurable system. Simulation results are provided to show the effectiveness of the proposed method by recover the performance of original system to a maximum extent.

Key words: flying wing; aileron; reconfiguration; pseudo-inverse; routh stability criterion

飞翼布局飞行器副翼的左右反向偏转可使两侧机翼产生不对称的升力从而提供飞机滚转所需的力和力矩，但副翼在偏转过程中也会对纵向运动产生影响，因此在控制中需要升降舵、阻力舵等协调进行控制.副翼的偏转同时能提供一定的偏航力矩，为阻力舵失效后的舵面重构提供了可能性.对于飞翼布局飞机，舵面故障后如何分配其它舵面的偏转是重构中面临的主要问题[1].伪逆法[2]是一种简单的重构方法，无须重新设计控制律，采取求广义逆的方法重新分配控制指令，但由于伪逆法求解出的并非精确解，系统的闭环阵易出现不稳定的情况，因此如何使系统稳定并具有良好的动态及稳态性能是本文研究的主要问题.

1 副翼效能分析

1.1 横航向特性分析

本文分析采用某飞翼飞行器的风洞数据，飞翼构型及舵面示意见图 1.其纵向静稳定导数 $C_{m\alpha}$

收稿日期：2009-03-12

作者简介：柴 雪(1983—)，女，吉林大安人，博士生，xuerch@ase.buaa.edu.cn.

为0.165，为纵向静不稳构型；横航向气动导数与B747和NAVION对比见表1.可以看出，展弦比较大的大后掠飞翼有较大的滚转阻尼导数 C_{lp} 和较小的偏航阻尼导数 C_{nr} 及很大的滚摆比 $C_{l\beta}/C_{n\beta}$，这会使飞机产生严重的荷兰滚振荡.由于横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 的存在，侧滑同时会引起滚转，使航向和横向运动耦合.表1也给出了副翼偏转给升力和俯仰力矩带来的影响 $C_{L\delta_a}$ 和 $C_{m\delta_a}$，虽然 $C_{m\delta_a}$ 值很小，但对于纵向静不稳构型相当于给纵向带来了扰动，因此副翼偏转会引起纵向的耦合.

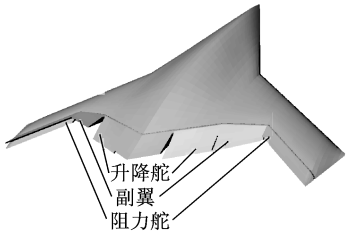


图1 飞翼布局飞机构型及舵面示意图

表1 气动导数及操纵气动导数比较

导数	NAVION[3]	B747[3]	飞翼	飞翼 B747/%
$C_{l\beta}$	−0.074	−0.1	−0.044	43.5
$C_{n\beta}$	0.071	0.2	0.006	2.87
C_{lp}	−0.41	−0.3	−0.811	270.37
C_{nr}	−0.125	−0.325	−0.018	5.54
$C_{m\delta_a}$			0.001	
$C_{L\delta_a}$	−0.134	−0.014	−0.079	564.29
$C_{n\delta_a}$	−0.0035	−0.003	0.010	333.33

1.2 滚转控制

滚转控制中，若不进行纵向控制，迎角与滚转角的比值 α/ϕ 随时间 t 变化见图2.可以看出，α/ϕ 的值随时间增大极快，很快就超过了1.因此，滚转控制中需引入升降舵进行协调控制，控制律如下：

$$\left.\begin{aligned}\delta_e &= K_\alpha\alpha + K_q q\\ \delta_a &= K_{\phi,i}\int(\phi-\phi_c)\mathrm{d}t + K_\phi\phi + K_p p\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中，δ_e 和 δ_a 分别为升降舵和副翼舵偏量；q，p 和 ϕ_c 分别为俯仰角速度、滚转角速度和滚转角指令；K_α，K_q，$K_{\phi,i}$，K_ϕ 和 K_p 分别为迎角、俯仰角速度、滚转角偏差积分、滚转角和滚转角速度的反馈增益，各反馈增益的取值见表2.加入纵向控制后，α/ϕ 的绝对值最大时仅为0.036.$\phi_c=30°$ 时飞机的响应见图3.

表2 副翼和升降舵协调控制滚转的反馈增益值

增益	K_α	K_q	$K_{\phi,i}$	K_ϕ	K_p
取值	5	3	1	1.8	1.3

1.3 偏航控制

仅用阻力舵控制偏航角 ψ 时，由于 $C_{l\beta}$ 的存在，飞机在侧滑的同时会产生严重的滚转耦合.为将横向和航向解耦，副翼通道采用反馈 ϕ 和 p 的控制律，同时为实现无侧滑的偏航，将侧滑角 β 的反馈加入副翼回路.考虑到纵向耦合，将 α 和 q 的反馈引入升降舵通道.控制律如下：

$$\left.\begin{aligned}\delta_e &= K_\alpha\alpha + K_q q\\ \delta_a &= K_\phi\phi + K_p p + K_\beta\beta\\ \delta_r &= K_\psi(\psi-\psi_c) + K_r r\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中，δ_r 为阻力舵舵偏量；r 为偏航角速度；ψ_c 为偏航角指令；K_β，K_ψ 和 K_r 分别为侧滑角、偏航角偏差和偏航角速度的反馈增益，各反馈增益的取值见表3.$\psi_c=20°$ 时飞机的响应见图4.

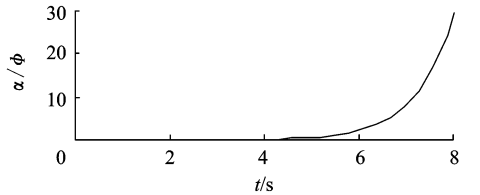


图2 无升降舵协调控制时的 α/ϕ

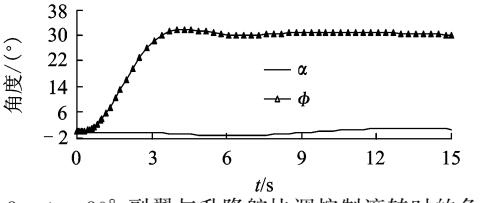


图3 $\phi_c=30°$，副翼与升降舵协调控制滚转时的角度变化

表3 副翼、升降舵和阻力舵协调控制偏航的反馈增益值

增益	K_β	K_α	K_ϕ	K_p	K_q	K_r
取值	8	3	2	3	2	2

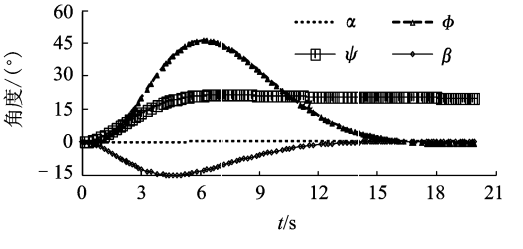


图4 副翼、升降舵和阻力舵协调控制偏航时的角度变化

2 重构分析

2.1 伪逆法

伪逆法[2]简单易实现，但重构后的系统可能出现不稳定或性能不好的问题，应用时需要进行改进.假设飞机正常状态和故障时的系统模型分别为

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}(t) &= \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{u}(t) &= \boldsymbol{K}\boldsymbol{x}(t)\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

和

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}(\mathrm{t})&=\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}(t)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}\\ \boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}&=\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}(t)\end{aligned}\right\}\tag{4}$$

式中,$\boldsymbol{A},\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{n\times n}$;$\boldsymbol{B},\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{n\times m}$;$\boldsymbol{X},\boldsymbol{X}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{n}$ 分别为故障前后的状态向量;$\boldsymbol{u},\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{m}$ 分别为故障前后的输入向量;$\boldsymbol{K}$ 和 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 分别为故障前后的反馈增益阵. 应用伪逆法时,期望新旧闭环阵尽量相似,即 $\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$,为此可使 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}=\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}^{+}(\boldsymbol{A}-\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K})$,其中 $\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}^{+}$ 为 $\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}$ 的广义逆. 由于 $\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}^{+}$ 为近似解,求出的 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 不能使新旧闭环阵完全相同,这会使重构后系统的特征根发生改变,从而给重构后系统的稳定性带来很大影响.

2.2　升降舵故障后的重构

由于飞机不稳定,假设右升降舵松浮,此时若左升降舵仍按原控制律偏转,其纵向和横航向参数将会全部发散,因此需要进行重构. 重构时可采取左升降舵和副翼共同偏转或者左升降舵不偏转,仅用副翼进行重构两种方法. 采取第 1 种方法时由于横航向参数也在变化,会给重构带来一些复杂的问题;而第 2 种方法相对简单,没有横航向的耦合,重构效果较好,因此仅用副翼进行重构. 根据伪逆法直接计算的增益值见表 4,此时给定 10°迎角指令时飞机的响应见图 5,可以看到迎角能够较好地跟踪指令,并且经计算此时副翼偏转为 22°,相对于副翼 35°的最大允许舵偏仍有 37% 的操纵余量,因此副翼操纵余量足够.

表 4　纵向重构前后反馈增益对比

无故障时升降舵通道		重构后副翼通道	
α	q	α	q
−0.36	−2.61	1.56	1.11

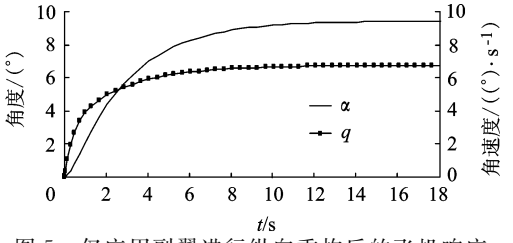


图 5　仅应用副翼进行纵向重构后的飞机响应

2.3　阻力舵故障后应用伪逆法重构

2.3.1　直接应用伪逆法重构

阻力舵故障后,副翼能提供的偏航力矩仅为阻力舵的 28.6%,升降舵能提供的则更小,因此阻力舵故障后,主要通过副翼完成偏航,这样会带来横向运动的耦合. 直接利用伪逆法计算的 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 与 $\boldsymbol{K}$ 对比见表 5 和表 6.

表 5　$\boldsymbol{K}$ 取值

舵面	K_β	K_α	K_ϕ	K_p	K_q	K_r	K_ψ
升降舵	0	3	0	0	2	0	0
副翼	8	0	2	3	0	0	0
阻力舵	0	0	0	0	0	2	2

重构后,计算新闭环阵与原闭环阵对比如下:

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}=\begin{bmatrix}0.02&0&0.05&0.01&0&-1.00&-0.00\\0&-1.01&0&0&0.72&0&0\\0&0&0&1&0&0&0\\-10.7&0&-2.51&-4.02&0&0.31&0.14\\0&-5.93&0&0&-5.06&0&0\\3.51&0&0.82&1.25&0&-0.11&-0.05\\0&0&0&0&0&1&0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix}0.02&0&0.05&0.01&0&-1.01&-0.01\\0&-1.01&0&0&0.72&-0.01&-0.01\\0&0&0&1&0&0&0\\-10.7&0&-2.51&-4.02&0&-0.25&-0.13\\0&-5.93&0&0&-5.06&-0.19&-0.89\\3.51&0&0.82&1.25&0&-1.78&-0.89\\0&0&0&0&0&1&0\end{bmatrix}$$

表 6　$\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 取值

舵面	K_β	K_α	K_ϕ	K_p	K_q	K_r	K_ψ
升降舵	0	3	0	0	2	0	0
副翼	8	0	2	3	0	−0.23	−0.115

可以看到重构后系统的闭环阵发生了变化,经计算重构后系统的特征根为 −3.0328 ± 0.4334i, −1.928±1.197i,−0.2691,0.0197 和 0.0035,由于出现了正根,直接应用伪逆法重构后系统不稳定.

2.3.2　应用改进的伪逆法重构

为使重构后的系统稳定,应用劳斯稳定判据[4]将增益阵 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 以未知数形式表示,计算闭环阵

$\boldsymbol{A}_f+\boldsymbol{B}_f\boldsymbol{K}_f$的行列式，根据劳斯稳定判据来确定各反馈增益$\boldsymbol{K}_f(i,j)$的范围. 为计算简便，仅调整$r$和$\psi$的反馈增益$\boldsymbol{K}_f(i,j)(j\geqslant 6)$，并约定改进后的反馈增益阵$\boldsymbol{K}_p$满足$\boldsymbol{K}_p(i,j)\geqslant\boldsymbol{K}_f(i,j)$. 计算后得到满足劳斯稳定判据的最小$\boldsymbol{K}_p$见表7.

表7 $\boldsymbol{K}_p$取值

舵面	K_β	K_α	K_ϕ	K_p	K_q	K_r	K_ψ
升降舵	0	3	0	0	2	0	0
副翼	8	0	2	3	0	−40	−0.015

经计算改进后的闭环阵$\boldsymbol{A}_f+\boldsymbol{B}_f\boldsymbol{K}_p$的特征根实部全为负，因此系统稳定. 再研究系统的性能，图6为应用改进伪逆法在给定10°偏航角指令后偏航角的变化，可以看出系统的动态及稳态性能都很差，因此加入PI(Proportion-plus-Integral)控制器[5]来调整其性能.

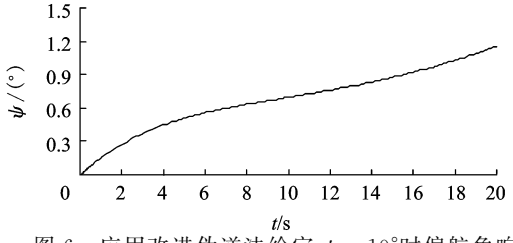


图6 应用改进伪逆法给定$\psi_c=10°$时偏航角响应

2.3.3 加入PI控制器的重构

为使系统达到很好的偏航稳态精度，在原控制律的基础上加入了偏航角偏差的积分，新的控制律表达式如下：

$$\boldsymbol{U}'=\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{X}+[0,k_{\psi,i}\int(\psi-\psi_c)\mathrm{d}t]^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

通过适当调整积分环节反馈$k_{\psi,i}$，虽然系统能够达到较好的稳态精度，但副翼的舵面偏转在前2 s内出现了抖振，可能的原因是表7中偏航角速度反馈K_r为40太大，因此适当减小K_r，同时为了加快偏航角的调节时间，加大偏航角反馈增益K_ψ，最后得到调整后的反馈增益阵$\boldsymbol{K}_c$见表8.

表8 $\boldsymbol{K}_c$取值

舵面	K_β	K_α	K_ϕ	K_p	K_q	K_r	K_ψ
升降舵	0	10	0	0	5	0	0
副翼	8	0	2	3	0	−12	−1

对比故障前、应用改进伪逆法且未加入PI控制、加入PI控制和调整后的PI控制这4种情况下偏航角的控制过程见图7，最后其它角度响应及舵面偏转见图8和图9.

可以看到重构后的系统能够完成偏航指令，但在偏航过程中伴随着很大的滚转和侧滑，因此阻力舵故障后飞机无法很好地完成飞行，只能通过副翼和升降舵的重构尽快返航或降落.

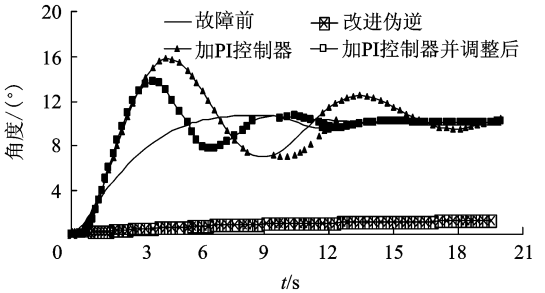


图7 4种情况下偏航角变化对比

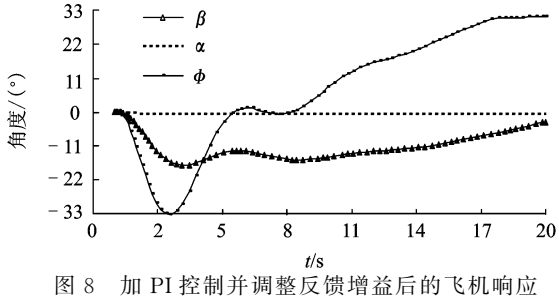


图8 加PI控制并调整反馈增益后的飞机响应

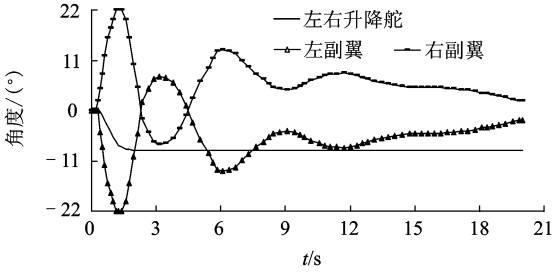


图9 加PI控制并调整反馈增益后的舵面偏转

3 结 论

1) 飞翼飞机副翼偏转时会引起纵向和横航向的耦合，因此需要升降舵配合进行纵横向的解耦，通过升降舵、副翼和阻力舵的协调偏转进行横航向控制.

2) 升降舵损坏时，可以较容易地应用伪逆法进行重构；阻力舵损坏时，由于伪逆法求出的解使系统不稳定，采用应用劳斯稳定判据的改进伪逆法使系统稳定，并且给系统加入PI控制器后，系统达到了较好的动态及稳态性能，因此文中采取的加入PI控制器的、基于劳斯稳定判据的改进伪逆法可行并有效.

参考文献(References)

[1] Moody L A. The history and future of flight control simulation [R]. AIAA-2004-5149, 2004

[2] 杨伟. 容错飞行控制系统[M]. 西安：西北工业大学出版社，2007：107－114
Yang Wei. Fault tolerance flying control system [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Press, 2007: 107－114 (in Chinese)

[3] 马松辉, 吴成富, 陈怀民. 飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学,2006,24(3): 17－23
Ma Songhui, Wu Chengfu, Chen Huaimin. Study on stability and maneuverability of flying wing aircraft [J]. Flight Dynamics,2006,24(3): 17－23(in Chinese)

[4] Burken J J. Reconfigurable flight control designs with application to the X-33 vehicle[R]. AIAA-99-4134, 1999

[5] 冯巧玲. 自动控制原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003:67－71
Feng Qiaoling. Automatic control theory [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2003: 67－71(in Chinese)

[6] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005: 52－79
Wu Sentang, Fei Yuhua. Aircraft control system [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2005: 52－79(in Chinese)

[7] Esteban S. Static and dynamic analysis of an unconventional plane: flying wing [R]. AIAA-2001-4010, 2001

[8] 李林,马超,王立新. 大展弦比飞翼构型的横航向操纵特性[J]. 北京:航空航天大学学报,2007,33(10):1186－1190
Li Lin, Ma Chao, Wang Lixin. Lateral-directional control characteristics of high aspect-ratio flying wing configurations [J]. Beijing: Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33(10):1186－1190(in Chinese)

[9] 王青,孙蕊. 基于特征结构配置的导弹可重构控制器设计[J]. 北京:北京航空航天大学学报,2008,34(3):304－306
Wang Qing, Sun Rui. Reconfigurable controller design for missile using eigen structure assignments [J]. Beijing: Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(3):304－306(in Chinese)

[10] Tournes C, Shtessel Y B. Sliding mode control for tailless aircraft [R]. AIAA-97-3633, 1997

[11] Dmitriev V G, Shkadov L M, Denisov V E, et al. The flying-wing concept-chances and risks[R]. AIAA-2003-2887,2003

[12] Davidson R W. Flight control design and test of the joint unmanned combat air system(J-UCAS) X-45A [R]. AIAA-2004-6557,2004

(编　辑:李　晶)

(上接第 1510 页)

在绝大多数情况下都比皮尔逊相关准确很多,但在分类数目少(等于 2 时)且低度相关的条件下,多分格相关系数也存在较大的误差;

2) 无论哪种相关系数,分类数越多,相关系数的估计值就越准确,皮尔逊相关系数的这种趋势比多分格相关系数更为明显;

3) 两种相关系数估计的准确性受样本量大小的影响都较小,很难对影响趋势给予总结,这一点是在前人研究中没有被关注到的现象;

4) 总的来看,非正态分布对多分格相关系数的准确度影响有限,其表现相对稳定(robust),但皮尔逊相关系数受样本的分布影响显著,特别是当数据呈明显偏态分布且偏斜方向不一致时,其估计值被扭曲的相当严重.

由于多分格相关系数在处理有序分类数据上的优势,可以将其与多元分析中最具前景的结构方程模型(structural equation modeling)相结合,这会为今后有关多元分析的研究提供更加科学和准确的统计工具.

参考文献 (References)

[1] Olsson U. Maximum likelihood estimation of the polychoric correlation coefficient[J]. Psychometrika, 1979, 44(4): 443－460

[2] Jöreskog K G. On the estimation of polychoric correlations and their asymptotic covariance matrix[J]. Psychometrika, 1994,59(3):381－389

[3] Christoffersson A, Gunsjö A. A short note on the estimation of the asymptotic covariance matrix for polychoric correlations[J]. Psychometrika,1996,61(1):173－175

[4] Quiroga A M. Studies of polychoric correlation and other correlation measures for ordinal variables[D]. Uppsala: Department of Statistics, Uppsala University, 1992

[5] Flora D B, Curran P J. An empirical evaluation of alternative methods of estimation for confirmatory factor analysis with ordinal data[J]. Psychological Methods, 2004, 9(4): 466－491

[6] Bollen K A, Maydeu-Olivares A. A polychoric instrumental variable (PIV) estimator for structural equation models with categorical variables[J]. Psychometrika, 2007, 72(3): 309－326

(编　辑:文丽芳)