动力增升飞行 LQG/LTR鲁棒控制器设计

唐 鹏 张曙光 姜再明

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083) (中国航天科工集团 第四研究院, 北京 100854)

摘 要: 研究线性高斯二次型回路传输恢复 (LQG/LTR)鲁棒设计方法在动力增升阶段飞行/推进综合控制器设计中的应用问题,以带宽和 Gibson准则作为基本的飞行品质指标,以奇异值作为鲁棒性指标,深入分析了基于 LQG/LTR 鲁棒控制的参数选择规律,包括姿态和速率指令的分配、前置滤波器的影响、扰动水平的预设、高频环节对系统鲁棒性和飞行品质的影响等问题. 示例飞机构形的控制器设计结果表明:在 LQG/LTR 鲁棒飞行控制器设计过程中,适当选取响应类型参数和扰动水平因子,可以折衷飞机的飞行品质和鲁棒性能.

关 键 词: 飞行品质; 鲁棒性; 动力增升; 线性高斯二次型回路传输恢复

中图分类号: V 249. 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)06-0653-05

Partial-jet-borne flight LQG/LTR robust controller design

Tang Peng Zhang Shuguang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Jiang Zaiming

(The Fourth Academy, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100854, China)

Abstract: A research was done for the problem of the application of integrated flight/propulsion system of the aircraft using LQG/LTR (linear quadratic gaussian/loop transfer recovery) robust design methodology at the partial-jet-borne flight phase. With flying qualities assessed by bandwidth and Gibson criteria, and the robustness assessed by singularity values, the rule of choosing LQG/LTR design parameters was analyzed, including several influential factors, such as allocation of the attitude and rate command, effects of prefilters, presetting of disturbance level factor and effects of high frequency dynamics on the robustness and flying qualities. The controller design on a test aircraft configuration shows that compromise can be made between flying qualities and robustness by designing LQG/LTR robust controller, if the response type parameter and the disturbance level factor are suitably chosen.

Key words: flying qualities; robustness; partial-jet-borne; LQG/LTR

在 F-22A的飞行控制律设计中,吸收了 YF-22的经验教训,明确了"为飞行品质设计"的指导思想[1]. 此后及早将飞行品质要求纳入到飞机设计循环中,成为先进飞机设计的一个特征.

在飞行速度较低的动力增升阶段,存在着较强的飞机/发动机耦合问题,线性高斯二次型回路传输恢复 (LQG/LTR)飞行/推进综合控制器可以很好地解决上述问题,但是在以往设计过程中直接考虑飞行品质的研究较少. 例如,文献[2]基于 LQG/LTR控制建立了飞行/推进综合控制设计方法,但设计中未引入飞行品质问题;文献[3]在 LQG/LTR控制器设计之后,再应用品质指标进行检验,没有将品质指标直接体现在设计过程中;文献[4]在控制器设计过程中只引入了奇异值边界作为鲁棒性指标,而没有考虑飞行品质的因素.

文献[5]研究 LQG/LTR动力增升飞行控制器的设计,采用设计后验证的方法,而未将飞行品质作为约束条件. 本文的研究在此基础上,将飞行

收稿日期: 2006-07-12

作者简介: 唐 鹏 (1980 -),男,北京人,博士生, tangpeng@buaa.edu.cn.

品质指标直接作为设计约束,吸纳飞行品质评价的一些新思想,筛选飞行品质指标进行设计.重点研究品质指标在动力增升飞行 LQG/LTR 控制器设计过程中的体现和特点,旨在减少设计迭代.

1 约束条件

飞行控制律应该使飞机满足飞行品质指标,从实际应用的角度,还应该具备适当的鲁棒性.

根据任务的不同来选择适当的响应类型是现代电传飞机设计的一大特点[6].常见的响应类型有常规类型(类似无控飞机响应)、速率指令/姿态保持类型(RCAH)、姿态指令/姿态保持类型(ACAH)等.响应类型的确定是选择飞行品质指标的前提条件,面向任务确定响应类型并评价飞机是飞行品质的一种新理论[7].但由于试验数据的缺乏,目前尚未正式成为固定翼电传飞机的设计指南.

在常见的电传飞机飞行品质指标中,短周期频率特性评价是动态特性评价中基本而又首要的.一般先按等效拟配的方法对高阶系统进行降阶处理,本文中的示例飞机处在低于正常进场速度下的动力增升阶段,依靠推力矢量进行纵向控制.因此低阶系统模型形式和参数边界的确定成为应用等效拟配方法的问题. Gibson 回落准则和带宽准则直接按高阶系统响应评定短周期特性,适于推广应用到动力增升段. Gibson 回落准则主要应用俯仰速率超调与姿态回落值,反映飞机姿态响应对纵杆操纵的跟随性,因而较适用于速率指令响应类型(如 RCAH 和常规响应类型).带宽准则是假定纯增益模型的驾驶员在回路中,来衡量人机闭环稳定性,适用于所有的响应类型,而且需要根据动力增升飞行阶段的特点修订各等级边界.下文将主要考虑这 2 条准则,而用低阶等效拟配方法作为必要补充.

飞机运动模型采用多变量线性系统模型描述,本文按奇异值来衡量其鲁棒性.其中低频段最小奇异值和高频段最大奇异值分别描述系统对干扰和噪声的抑制能力,代表系统的鲁棒性能和鲁棒稳定性[8].

2 LQG/LTR 控制

2.1 LQG/LTR 控制方法

LQG/LTR 是一种适用于多变量系统的鲁棒控制律设计方法.高斯线性二次型(LQG)方法考虑了系统中状态、输入和输出噪声的影响; Doyle 和 Stein 进一步采用回路传输恢复方法(LTR)解决了高频模型不确定性问题.

设系统的状态方程和输出方程为

$$\left.\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + \Gamma w(t)\\ y(t) &= Cx(t) + \mu I v(t)\\ z(t) &= Hx(t)\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

其中,状态变量 $x(t)\in\mathbf{R}^n$;控制输入 $u(t)\in\mathbf{R}^m$;控制输出 $y(t)\in\mathbf{R}^l$;观测输出 $z(t)\in\mathbf{R}^p$, n, m, l, p 为变量维数; $w(t)$, $v(t)$ 分别为状态干扰噪声和输出测量噪声,假设其均为高斯分布的 0 均值白噪声; A, B, C, H 由系统特性决定; I 为适当维数的单位阵; Γ 为噪声分配矩阵,反映了噪声对各状态量的影响; μ 为扰动水平因子,代表系统允许的扰动大小; μ, Γ 取值反映了预设的噪声水平和分布.

LQG/LTR 设计是基于求解最优补偿器使得性能目标函数取得最小值:

$$J = E\lim_{T\to\infty}\frac{1}{T}\int_0^T (z^{\mathrm{T}}z + py^{\mathrm{T}}Qy) + \rho u^{\mathrm{T}}u\ \mathrm{d}t \to \min \quad (2)$$

其中, T 为时间; Q 为正定对称加权矩阵; ρ 为加权系数,加权量需要适当选取; p 为回路恢复系数.

根据分离原理,先设计卡尔曼滤波器使得滤波器回路满足鲁棒性能、稳定性和期望响应的要求,再设计调节器以恢复滤波器回路设计的结果,使得整个系统满足闭环要求.卡尔曼滤波器增益 L 和调节器增益 K_c 分别由其相应的代数 Riccati 方程解得,得到 LQG/LTR 补偿器传递函数为

$$G_c(s) = K_c(sI - A + BK_c + LC)^{-1}L \quad (3)$$

其中下标 c 表示该项为控制器参数.在设计控制器初期,卡尔曼滤波器控制回路的设计并不是进行状态估计,而是设定 Γ 和 μ 使得目标反馈回路传递函数

$$G_{\mathrm{FOL}}(s) = \frac{1}{\sqrt{\mu}}C(sI - A)^{-1}\Gamma \quad (4)$$

达到期望的设计要求.在状态反馈回路设计过程中,当回路恢复系数 $p\to\infty$ 时, LQG/LTR 系统开环传递函数 $G(s)G_c(s)\to C(sI - A)^{-1}L$,即恢复了卡尔曼滤波控制回路设计的要求.其中 $G(s)$ 为增广后的本体传递函数,如图 1 所示.

2.2 针对飞行控制器的改进

一般的 LQG/LTR 控制器设计过程是,先检验系统开环奇异值是否在高频上限和低频下限范围内,再根据闭环时域响应特性,最终确定 μ 等设计参数.但这样没有突出飞机作为被控对象的特点,而且设计参数的取值范围过大.下面引入飞行

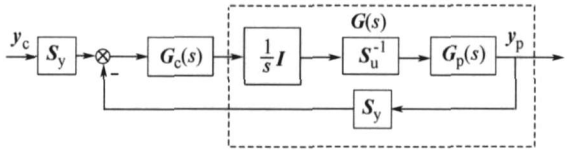

图 1　飞行 /推进系统 LQG/LTR控制回路

品质指标进行控制器设计和选参过程的改进.

其中关键在于目标反馈回路传递函数的设置,因为它直接反映了期望的设计目标,这样就可以将其与飞行品质指标联系起来. 具体的设计过程是在目标反馈回路传递函数中找出直接与飞行品质指标相关联的设计参数,并应用适当的品质指标来检验控制器设计结果,据此调整设计参数,以协调期望的鲁棒性水平和动态响应特性的要求. 这样的设计过程将设计参数直接与飞行品质指标建立起对应关系,体现了飞机作为被控对象的特点,也体现了当前基于飞行品质进行飞行控制律设计的思想,减少了设计过程中的迭代.

3　控制器设计

下面结合　　增升进场阶段的飞机构形进行飞行 /推进控制器设计,并研究其选参规律. 运用 LQG/LTR方法进行设计过程中,选用带宽准则和 Gibson回落准则作为设计依据. 在完成控制器设计后,根据响应类型进一步依照俯仰响应低阶等效短周期频率特性要求,进行频率响应修形.

飞机运动模型取自文献 [2],以下滑角 3 进场,速度 62 m/s,该值低于正常进场速度,已进入需发动机提供动力升力的动力增升阶段,其俯仰控制由推力矢量单独完成.

飞机 /发动机综合系统的控制量为

$$u_p = [W_F \quad A_{78} \quad A_8 \quad \delta_{IV}]^T \tag{5}$$

其中,W_F 为发动机主燃烧室燃油流量;A_{78}为反推力出口面积;A_8 为发动机尾喷口面积;δ_{IV}为发动机尾喷口推力矢量偏转角度.

取该系统的控制输出和观测输出同为

$$y_p = [V \quad q_v \quad N_{2p} \quad E_{PR}]^T \tag{6}$$

其中,V为前向速度;N_{2p}为发动机风扇转速,表示为最大可用转速的百分数;E_{PR}为发动机的增压比;角速度和角度的综合量 q_v取为

$$q_v = q + k\theta \tag{7}$$

其中,q为俯仰角速度;θ为俯仰角;q_v 综合反映了高频时对于俯仰角速度和低频时对于俯仰角的要求;k为响应类型参数,决定了飞机的响应类型.

目标函数式 (2)中 Q 和 ρ根据实际系统恰当选取,使得状态变量、控制变量取值合理. 本文取

$$\left.\begin{aligned} Q &= I \\ \rho &= 1 \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

通过加入输入和输出的尺度转换阵 S_u 和 S_y 调整各通道输入和输出量值也可达到调节 Q 和 ρ同样的效果,而且 S_u 和 S_y 选取过程更加直观.

LQG/LTR控制回路 (如图 1)为了消除闭环系统稳态误差,在输入端加入积分环节,再加入适当的输入和输出尺度转换阵,将飞机 /发动机动力学模型 $G_p(s)$增广为 $G(s)$作为被控对象,根据式 (3)得到控制器为 $G_c(s)$.

对于目标反馈回路传递函数 (式 (4)),取Γ = B. 式 (4)中参数 μ和式 (7)中参数 k的取值对系统特性影响很大,下面进一步重点研究.

4　设计参数选择

4.1　响应类型与参数 k的选择

仅从鲁棒设计角度来看,响应类型参数 k值影响系统开环奇异值曲线低频段,当 k值增大时,如图 2所示低频段曲线上升,有利于降低扰动影响,提高系统鲁棒性能.

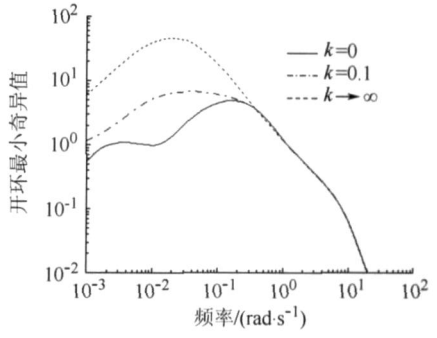

图 2　不同 k时开环传递函数 $G(s)G_c(s)$的最小奇异值

而从飞行品质的角度来看,k值反映反馈输出中 q和 θ的权重关系,决定飞机的响应类型. 而且,由于 k值主要影响系统低频反应特性,所以对于主要反映高频特性的带宽准则指标影响不大.

当 $k=0$时,系统反馈角速度 q,并且在角速度通道中加入积分项,构成速率指令 /姿态保持 (RCAH)响应类型. 在进场阶段有无需配平的优势,但是在着陆拉平时不能获得最佳的响应. 此种响应类型可以应用 Gibson回落准则进行评价. 当 $k\to\infty$时,飞机为姿态指令 /姿态保持 (ACAH)响应类型,Gibson回落准则不适用. 此种响应类型在进场时需要按空速变化进行配平,增加了驾驶员的负担,但是在着陆拉平阶段能够获得更好的响应特性. 当 k为非 0有限值时,系统为混合指令响应类型,Gibson回落准则也不适用.

$k=0.1$时低频段最小奇异值比 RCAH响应类型有所增加,鲁棒性能变好,但不利于操纵. 为了满足飞行品质要求,可在闭环系统基础上设置前置滤波器[9]实现 RCAH响应类型,如图 3中 P_q.

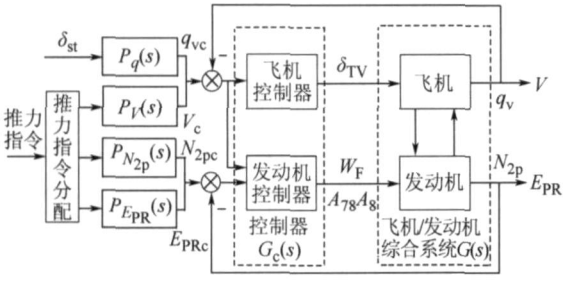

图 3 加入前置滤波器后的控制系统

在设计滤波器时,借鉴短周期频率响应一级品质指标,取俯仰角速度对纵杆输入 δ_{st}的期望响应传递函数为

$$\frac{q}{\delta_{st}}=\frac{35.12(s+0.5)}{s^2+2\cdot 0.89\cdot 2.24s+2.24^2} \tag{9}$$

应用 LQG/LTR方法,针对飞机俯仰通道构造前置滤波器为

$$P_q=[0.537\,98(s+130.4)(s+0.095\,86)\cdot(s^2+2.36s+1.656)]\ [(s+13.15)\cdot(s+0.000\,108\,8)(s^2+2.115s+2.398)] \tag{10}$$

如图 4所示,前置滤波器的加入使得系统闭环响应与期望响应在中低频段上一致,有效地改善了飞机的短周期飞行品质,并可以根据不同的任务更改期望传递函数,来满足不同飞行阶段的飞行品质指标. 但是,如图 5和图 6所示前置滤波器的引入会带来更大的俯仰速率超调和时间延迟,使带宽准则和回落准则的品质指标下降. 而且当考虑舵机动力学特性时,系统的超调和延迟时间进一步增加,不利于飞行品质. 因此,实际设计时需要在鲁棒性能、飞行品质指标之间进行折衷.

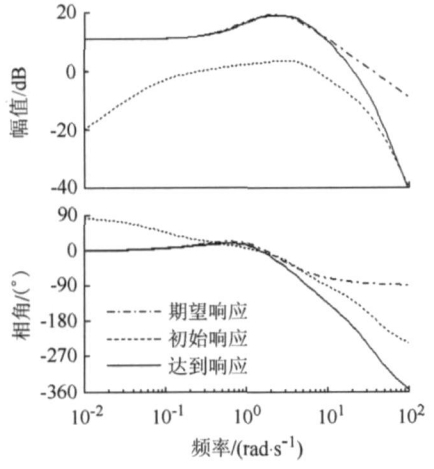

图 4 加入前置滤波器前后的频域响应

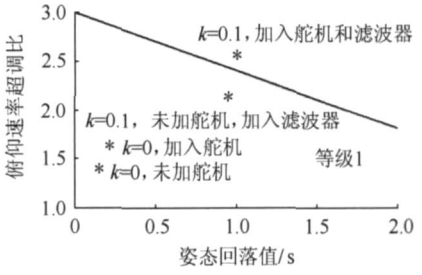

图 5 Gibson回落准则的应用

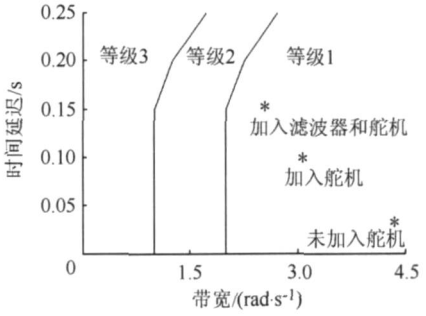

图 6 带宽准则的应用

4.2 参数 μ的选择

扰动水平因子 μ代表系统可接受的输出噪声幅值. 当 μ值减小时,系统可接受的噪声水平变低,鲁棒性变差;而系统开环奇异值曲线上移 (见图 7),快速性得到改善.

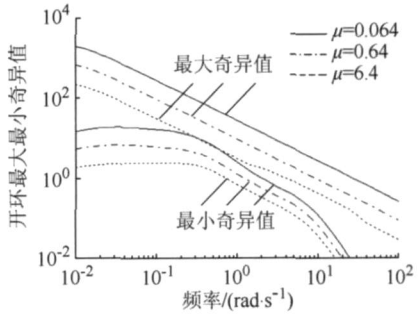

图 7 理想舵机时最大最小奇异值分布随 μ值变化

μ值对 Gibson准则参数影响不大,其影响主要体现在带宽准则中. 如前分析,鉴于 k值对带宽影响不大,下面以 $k=0.1$为例,应用带宽准则分析俯仰角响应,说明 μ值影响. 需要注意的是,考虑实际舵机动力学后,μ值的影响规律变得复杂.

图 8表明对于理想舵机情况,减小 μ值可以大幅度提高带宽;而引入实际舵机等高频环节后,除带来附加延迟之外,还限制了带宽的提高,使得 μ值仅在中等幅度下对带宽有利. 当系统响应较快时,高频附加动力学的影响将变得明显. μ值减小后对频率响应的具体影响是使得带宽准则中的临界频率 ω_{180}随之增加,而幅频曲线在 ω_{180}值之前变得平坦,因而增益带宽降低,系统带宽存在从相位带宽限制过渡到增益带宽限制的现象. 如图 9所示,$\mu=0.76$为带宽转换点. 系统带宽变成增

益带宽限制后,由于幅频曲线随着 μ值减小变得更为平坦,增益带宽降低,因而系统带宽趋于下降,如图 10所示.

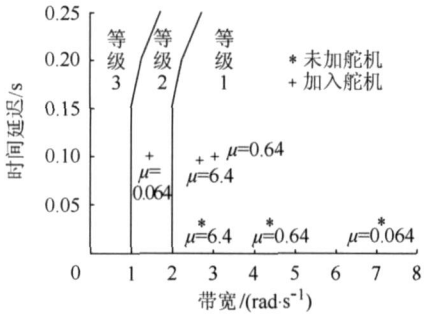

图 8　μ变化时应用带宽准则

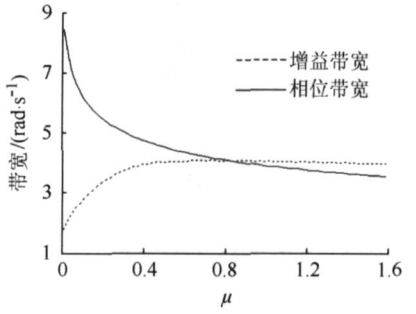

图 9　相位带宽和增益带宽随 μ值变化

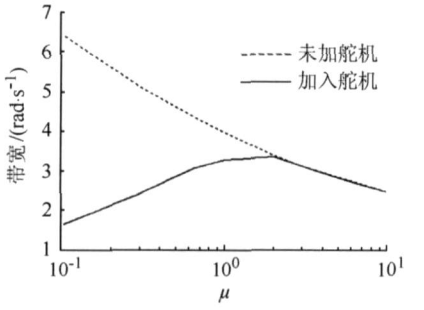

图 10　舵机加入前后系统带宽随 μ值变化

图 11所示为对 μ值变化最为敏感的一对极点中虚部为正的一支.不考虑舵机影响时,随 μ值减小其频率增大,阻尼比变化不大;但计入舵机动力学后,舵机对于系统拓扑特性有明显影响,造成该极点向右半复平面转折.系统幅频响应变得平坦,甚至出现隆起现象,导致了飞行品质降级.

总之,在设计过程中 μ值减小,系统可容忍的噪声变小,鲁棒性变差;同时系统奇异值幅值增大,快速性得到改善.但是,μ值过小会导致由高增益引起的控制器模态与飞机本体高频模态的耦合现象,带宽反而降低,因而需要适当折衷系统鲁棒性和带宽准则品质指标的需求.例如本文示例,可以根据开环飞机的最小奇异值低频段特性选取 μ = 0. 64,这样既能够使低频段的奇异值达到开环时的鲁棒性水平,又使得带宽在最大值附近.

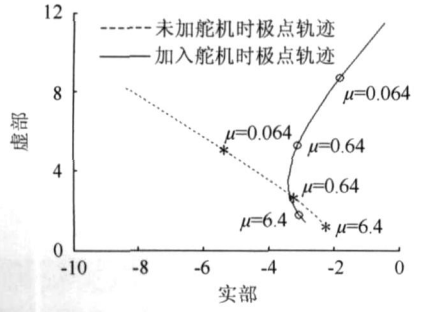

图 11　加入舵机前后轨迹变化最大的极点

5　结 束 语

LQG/LTR鲁棒控制设计方法可以兼顾飞行品质指标和鲁棒性的要求,适用于动力增升阶段的飞行控制器设计;飞机响应类型可以由参数 k 确定,速率指令/姿态保持响应类型适于进场阶段,若通过引用前置滤波器的方法实现,则可增强鲁棒性,但系统延迟增加,因而需要权衡和折衷;扰动水平因子 μ反映系统预期的鲁棒性水平和频响特性、带宽特性,是控制律设计的关键参数,取值时应考虑飞机本体高频环节 (如舵机)的影响.

参考文献 (References)

[1] Harris J J, Black G T. F-22 control law development and flying qualities[R]. AIAA-96-3379, 1996

[2] Garg S Robust Integrated flight/propulsion control system design based on a centralized approach[J]. Journal of Guidance, 1991, 14(1): 107 - 116

[3] Kienitz K H, Grubel G. LQG/LTR robust flight control design with enforced controller bandwidth restriction[R]. AIAA-98-4435, 1998

[4] 徐见源,张鹏,华克强,等. LQG与动态逆方法在飞控系统设计中的应用[J]. 中国民航学院学报, 2004, 22: 124 - 127
Xu Jianyuan, Zhang Peng, Hua Keqiang, et al. Application of LQG and dynamic inversion methodology to the flight control system design[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2004, 22: 124 - 127 (in Chinese)

[5] 姜再明. 飞行/推进综合控制初步研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2004
Jiang Zaiming. Preliminary research on integrated flight/propulsion control[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004 (in Chinese)

[6] MIL-HDBK-1797, Flying qualities of piloted aircraft[S]

[7] Mitchell D G, Hoh R H, Aponso B L, et al. Proposed incorporation of mission-oriented flying qualities into MIL-STD-1797A[R]. WL-TR-94-3162, 1994

[8] Stevens B L, Lewis F L. Aircraft control and simulation[M]. 2nd ed. New Jersey: Wiley, 2003

[9] Lehtomaki N A, Stein G, Wall J E. Multivariable prefilter design for command shaping[R]. AIAA-84-1829, 1984

(责任编辑:彭　徽)