

航空发动机双余度智能位置控制器设计*

崔 勇, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对航空发动机工作环境的复杂性与其高可靠性要求, 利用软件和硬件冗余的方法, 提出了一种由 DSP 和双口 RAM 构成的基于 CAN 总线的双余度智能位置控制器。该位置控制器适用于航空发动机分布式控制系统, 由两条通道互为监控备份, 可靠性大为提高。实验证明, 该控制器能够较好的实现对电液伺服阀/作动筒组合的位置控制, 故障时能正确切换与报警。

关键词: 航空发动机; 分布式控制; 双余度⁺; 位置控制

中图分类号: V233.73 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005)06-0535-05

Dual-redundancy smart position controller design for aeroengine

CUI Yong HUANG Jin-quan

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract For the complex conditions of the gas-turbine and its high requirements of reliability, a dual-redundancy smart position controller was proposed using hardware and software redundancy. It was composed of DSP and dual port RAM based on CAN bus, and can be applied to the aeroengine distributed control system. The controller's reliability was improved by the two channels which detect and backup each other. It was proved by conducting experiments that the controller can realize position control of the electro-hydraulic servo valve and actuator group satisfactorily, and can switch exactly and send alarm signals when there are malfunctions.

Key words Aircraft engine; Distributed control; Dual-redundancy⁺; Position control

1 引 言

由于航空发动机控制功能和控制变量的不断增加, 使得全权限数字电子控制 (FADEC) 可靠性降低, 系统越来越复杂, 研制和维护成本增加。分布式控制能够分散电子控制器 (EEC) 的负担, 并具有减轻重量和成本、减短开发周期、运用灵活等特点, 所以它成为航空发动机控制的新的发展方向^[1]。CAN 总线具有控制器和驱动器体积小、功耗低、成本低, 技术成熟的特点, 是最有潜力的总线结构^[2-3], 基于 CAN 总线的航空发动机分布式控制系统^[4-6]结构见图 1。

发动机中燃油活门、导叶位置、尾喷管面积等都采用位置控制, 位置控制通常由电液伺服阀/作动筒组合来实现。位置控制器根据给定位置信号和作动

筒实际位置信号, 计算并输出控制电压, 该电压转换成电流输给电液伺服阀, 从而实现控制功能。位置控制如果出现差错, 将出现严重后果。又由于飞机自身复杂性和高空环境影响, 电磁干扰剧烈, 电子控制系统很易受到影响。传统位置控制器各个环节为串联结构, 当一个环节出现问题, 整个系统就失控。为了适应基于 CAN 总线的航空发动机分布式控制系统的要求和提高智能位置控制的可靠性, 本文提出了一种由 DSP 和双口 RAM 构成的双余度智能位置控制器的实现方法。

2 工作原理

双余度智能位置控制器原理如图 2 所示, 采用双电源总线和双 CAN 总线, 并由两路 CAN 接收、处理

* 收稿日期: 2004-11-20 修订日期: 2005-01-22

基金项目: 航空科学基金资助 (03C52020)。

作者简介: 崔 勇 (1980—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: cychaiz@163.com

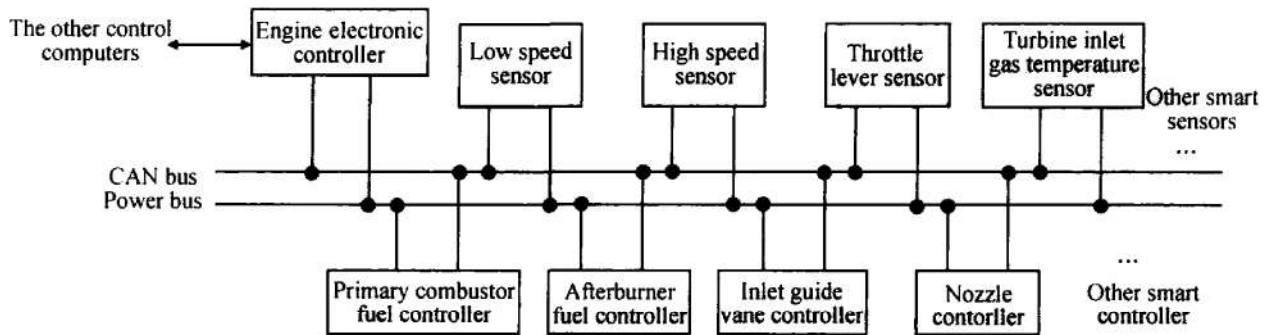


Fig 1 Structure of aeroengine distributed control system

器、D/A及V/I转换和信号调理电路组成两个通道^[7],由逻辑判断和切换电路决定哪个通道拥有控制权^[8],两通道采用双口RAM共享数据^[9]。正常时两个通道同时工作,拥有控制权的通道对电液伺服阀作动筒组合起控制作用,另一通道起监控和备份作用。监控通道发现控制通道出现故障时,主动夺取控制权。控制通道发现自身故障时,主动让出控制权。

语言编程实现,逻辑关系如下。

$$A_1 = S_1 \cdot W_1 \cdot A_2 + C_1 \cdot C_2$$

$$A_2 = S_2 \cdot W_2 \cdot A_1 + C_2 \cdot C_1$$

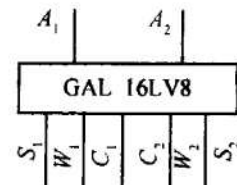


Fig 3 Schematics diagram of the logic circuitry

双余度智能位置控制器的故障检测主要方法是将两个通道数据进行比较,如果偏差过大,表示出现问题,这里取偏差的阈值为5%;若偏差过大的情况超过一定次数,表示出现故障,这里取10次。出现故障后首先辨别故障类型,接着判断是哪个通道的故障,然后做出相应的故障处理。故障处理的方法为向EEC发送相应的报警信号,处理器复位或切换控制通道。控制器的故障主要有下面几种:

(1)电源总线上故障,指电源短路和断路;(2)CAN总线上故障,包括总线物理上的短路和断路故障,以及数据通讯的错误;(3)处理器故障,指处理器程序进入死循环或损坏;(4)D/A转换故障,指D/A转换电路输出与要求不符;(5)A/D采样故障,包括对D/A输出的采集和对LVDT反馈信号的采集的错误。

故障处理的方法为:向EEC发送相应的报警信号,处理器复位或切换控制通道。针对以上可能发生的故障,双余度智能位置控制器进行了相关的软硬件设计。

3 硬件设计

双余度智能位置控制器硬件电路由电源管理电路、处理器电路、CAN驱动电路、D/A和V/I转换电

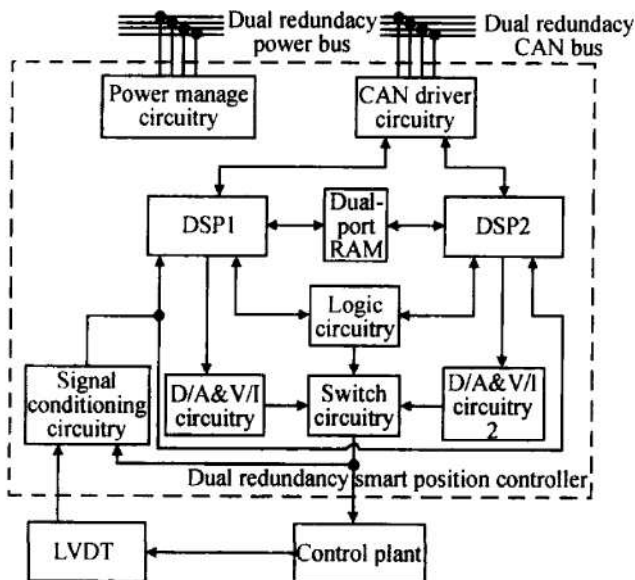


Fig 2 Schematic diagram of the dual-redundancy smart position controller

逻辑判断电路采用GAL16LV8实现,如图3所示。其中 A_1, A_2 表示运行状态,两者反向。 A_1 为1,通道1为控制通道,通道2为监控备份通道; A_2 为1则相反。 S_x, W_x, C_x 分别代表自检结果、运行监控状态、主动夺权信号, x 取1或2。当通道 x 自检通过时 S_x 置1,否则置0;通道 x 运行时监控到自身错误时 W_x 为0,否则 W_x 置1;正常运行时 C_x 为0, C_x 为置1时表示通道 x 要主动夺取主控权,若 S_x 和 W_x 都为1,即将通道 x 切换为控制通道。由ProteI通过CUPL

路、信号处理电路和逻辑判断与切换电路 6 部分组成。

电源总线采用 27V 直流形式, 可以直接从飞机上获取。电源管理电路采用开关电源模块提供 + 5V, + 12V, 使用 TPS767D318 实现 5V 到 3.3V 转换。开关电源具有集成度高、体积小、效率高和宽电压输入等优点。两路电源稳压到 24V 通过二极管并联后提供给电源管理电路, 正常工作时两路电源同时起作用。当一路电源低于 24V 时, 另一路起作用; 两路电源都低于 24V 时, 电压高的起作用, 但必须要有一路电源高于开关电源模块的最低工作电压。电源总线同时光电隔离后接到处理器, 当一路电源失电时, 处理器可发出相应的报警信号。要求每路电源总线能够提供整个控制系统所需的功率。

处理器采用 TI 公司的 16 位定点 DSP 芯片 TMS320LF2407A, 使用 10MHz 晶振提供片外时钟, 经过片内倍频后 DSP 最高可以工作在 40MHz 的主频。它采用 4 级流水线结构和低工作电压, 具有运算能力强、功耗低等特点; 它片内集成了 32kFlash、16 通道 10 位 A/D 转换器、控制器局域网 (CAN) 2.0B 模块、串行通信接口、16 位串行外设接口模块、看门狗定时器模块等丰富资源, 使用非常方便。

使用双端口 RAM 芯片 CY7C024AV 与两片 DSP 连接实现数据共享, 其数据接口分为 L 和 R 两部分, 分别连接 DSP1 和 DSP2。两片 DSP 可以同时读取双口 RAM 同一个地址单元, 但不能同时写、或一个读一个写。如果 DSP1 在对某个地址进行写操作时, DSP2 要对同一地址空间读/写操作时, 双口 RAM 的 BUSYR 引脚输出低电平, 并在内部禁止其访问。BUSYR 的低电平连接到 DSP2 的 READY 引脚, DSP2 检查到这个低电平后自动插入设定的等待周期。

逻辑判断电路中 S_x , W_x 由 DSP_x 的 IOPBQ IOPB1 引脚 (上拉) 实现; C_x 由 DSP_x 的 IOPB2 引脚 (下拉) 实现; A_1 和 A_2 分别接到 DSP 的 IOPE3 和 IOPE4 引脚供 DSP 读取来进行主从判断, 同时接到切换电路决定电流输出通道。在程序中不断刷新 S_x , W_x 及 C_x , 保持其状态正确, 防止干扰。

为保证通讯数据不丢失及其正确性, 使用双余度 CAN 总线传输数据和报警信号。CAN 控制器为 2407A 片内集成, CAN 驱动器采用 PCA82C250 芯片。传输介质使用双绞线, 30m 内可以提供 1Mbit/s 传输速率, 100m 内可以达 500kbit/s。两路 CAN 总线的处理方法是: 每个 DSP 单独连接一路 CAN 总线, 同时

接收和发送信号。

D/A 转换采用 TI 的 12 位串行 D/A 芯片 TLV5618 与用 PWM 滤波方式相比转换速度快、精度高, 该芯片直接和 2407A 的 SPI 口相连, 使用方便, 参考电压采用 MC1403 产生的 2.5V 基准电压, 输出电压的范围为 0~5V。V/I 转换电路输出范围可调, 最大为 -20~20mA。因为切换的次数很少, 切换电路用继电器实现。

作动筒的位置信号由 LVDT 采集, 使用 LVDT 专用信号处理芯片 AD598 对 LVDT 进行驱动和反馈信号处理, 采用 +12V 电源供电方式, 输出与位置成线性关系的直流电压信号。该电压信号和控制器输出的电流信号经过信号调理电路转化到 0~3.3V 电压信号接到 DSP 的 ADC 引脚, 由 DSP 片内的 A/D 转换器实现 A/D 转换。

4 软件设计

双余度智能位置控制器的两块 DSP 的程序相同。上电后两路通道首先初始化和自检, 包括对电源总线、ROM、RAM、A/D 转换、D/A 转换、以及 CAN 驱动的自检。同时逻辑判断电路抢夺控制权 (时间优先)。自检发现故障, 发送报警信号, 以便及时解决; 自检没有问题, 检查 A_1 和 A_2 状态, 得到控制权的 DSP 为主机, 另一个为从机。

主机和从机首先进行相应初始化, 包括设置主从标志、故障切换标志等标志位; 若为故障切换, 将主机 C_x 拉高和从机 W_x 拉低, 保证不让故障通道夺得控制权, 除非 Reset 或从机故障消除; 设置定时器 T_1 , 主机 T_1 中断周期 20ms, 从机 30ms 通过软件同步启动 T_1 , 同步等待时间不超过 10ms (T_2 实现), 超过引发不同步故障处理。DSP 不断查询 A_1 , A_2 引脚状态来进行主从判断, 如有变化立即切换程序运行。

主机 T_1 中断设置标志 f_ZT_1 , 主机通过查询 f_ZT_1 触发控制。每次控制主机依次进行 CAN 数据接收、A/D 转换、D/A 检验、算法运算、D/A 输出、电源检验、发送信息 (位置信息和故障信息) 及刷新 I/O 引脚, 从机同步进行 CAN 数据接收与检查、A/D 转换与检验、D/A 检验、算法运算与检验、D/A 输出、电源检验、发送信息与刷新 I/O 引脚, 通过插入等待和使用相互查询保持各步骤同步。CAN 数据接收由 CAN 数据接收中断中设置的接收标志 F_CNR 决定是否进行。从机 T_1 中断时检查控制次数, 若控制次数不为 1 或 2 视为定时故障。

其中 A/D 转换同步方法如下: 主机 CAN 数据接收完成后设置 A/D 预备标志位 f_AR 并查询 A/D 开始标志位 f_AS ; 从机查询到 f_AR 后设置 f_AS 并运行 A/D; 主机查询到 f_AS 后运行 A/D; 主机 A/D 完成后设置 A/D 完成标志位 f_AE ; 从机 A/D 完成后查询 f_AE , 查询到后进行 A/D 结果检验; 主机插入一定的等待周期来平衡时间。A/D 同步中等待时间不能超过 $20\mu s$ (T_2 实现), 否则视为不同步故障。

软件由 C 语言嵌套汇编编写, 采用模块化编程, 编译环境为 TI 的 CCS(C2000)。控制算法采用变积分的 PID 算法, 结构简单控制效果好。采用数字滤波的方法减小 A/D 转换时的干扰量的作用。DSP 片内看门狗模块的使用可屏蔽大部分处理器故障。软件采用代码冗余的方法, 牺牲一定时间来增加可靠性。

5 CAN 通讯设计

2407A 片内有 6 组 CAN 邮箱, 使用 MBOX2 为接收邮箱、MBOX3 为发送邮箱, 数据帧采用标准帧 (11 位 ID), 传输的数据使用 Double 型。11 位 ID 的后 7 位用作目标节点的 ID (可以接 128 个节点); 前 4 位是数据的优先级, 设定 0000 为应答信号、0001 为紧急警报、0010 为一般警报、0100 为从智能节点发送到 EEC 控制器的一般数据量、1000 为从 EEC 控制器发送到智能节点的普通数据量, 它们的优先级由高到低。因为在 DSP 中定义的 Double 型数占用 32 位, 而 CAN 邮箱只能放置 Int 型数。CAN 数据发送时邮箱数据采用下面的编码方式: 把 Double 型数按位的方式分成高、低 16 位, 分别放在邮箱 2 的寄存器 A 和 B 里; 寄存器 C 中放置为附加检验码, 采取高、低位相或的形式; 寄存器 D 中放置该数据的类型, 其中前 7 位是发送节点的 ID 号, 区分数据来源, 后 9 位表示数据的名称, 辨别数据含义; 发送邮箱的 ID 的后 7 位为目标节点的 ID, 两 DSP 发送邮箱的配置相同、发送内容也相同。

CAN 数据接收采用中断方式, 接收邮箱的 ID 后 7 位设为该节点的 ID, 设置接收屏蔽寄存器使 CAN 总线上数据 ID 与本节点 ID 完全匹配时接收该数据, 由高、低 16 位重新组合成 Double 型数, 由数据类型判断该数据的意义和来源。由于 CAN 本身的循环冗余码检验和附加检验码等多种形式检测, 误码率很低。两个 DSP 的接收邮箱相同配置, 正常工作应该同时接收。接收数据后首先根据检验码判断数据的正确性, 正确接收后互相检查是否也接收到数据, 都

接收到数据后从机在比较两机接收的数据是否一致。3 条都满足为正确接收, 否则视为错误, 要求发送机再次发送, 连续 2 次不正确引发 CAN 故障处理。

6 实验与分析

为了检验对电液伺服阀-作动筒的控制效果, 使用 31mm 行程作动筒、WY-25DLVDT 传感器 (精度 0.5%, 在 3MPa 液压下进行实验, 输出电流限制为 $-6 \sim 6mA$, 采用增量式 PI 控制。结果如图 4 所示, P_r 为给定 $15mm \sim 10mm \sim 20mm$ 的阶跃变化, P 为作动筒响应, 调节时间约 0.5s, 稳态误差小于 0.3%, 超调量小于 2%。实验结果表明, 该控制器能够较好地实现对电液伺服阀-作动筒组合的位置控制。

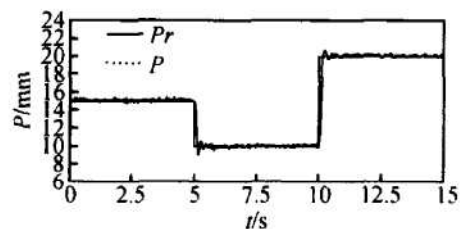


Fig 4 Step responses of the actor's position

实验室简单模拟 A/D 故障检验控制器容错效果。将两相同的控制器挂在总线上, 一个模拟 EEC 发送和接收信号 (ID1000100), 一个为位置控制器 (ID1000101), 反馈信号直接 2V 电压。运行中将其中一路反馈接地, 继电器动作, EEC 先收到故障信号 0x8BE6。前 7 位表示数据来自位置控制器; 后 9 位 111100110 其中第一位 1 表示该信号为故障信号, 第 2 位 1 表示发生切换, 第 3 位 1 表示主机故障, 第 4 位 1 表示 DSP2 故障, 后边 5 位 00110 表示为 A/D 故障。后收到故障信号 0x8B26 表示位置控制器从机 (DSP2) A/D 故障、不发生切换。

7 结 论

双余度智能位置控制器在电源总线、CAN 总线和处理器以及输出电路这 3 级都在硬件上采用了余度技术, 使用并联结构。假设电源管理、CPU、D/A 和 V/I 转换、CAN 总线、信号调理电路的可靠性都为 96%, 如果没有采用余度设计, 控制器的可靠性为 $96\%^5 = 81.54\%$; 现在采用双余度设计, 若逻辑判断切换电路和双口 RAM 的可靠性为 98%, 节点的可靠性为 $(1 - (1 - 96\%)^2) \times (1 - (1 - (96\%)^3)^2) \times 96\% \times 98\%^2 = 90.83\%$, 可靠性大为提高。由于逻辑判断电路和双口 RAM 电路是串联结构, 要求有较高的可靠性, 否则节点的可靠性不升反降了。

位置控制器采用多个 (3 个以上) 传感器同时采集, 利用多数原则可实现对传感器故障容错; 要对作动筒故障进行容错, 则要求机械级冗余。由元件老化等原因引发的软故障, 同通过 EEC 与发动机的其它状态变量实现容错, 并通过在内部建立对象模型诊断故障。

航空发动机分布式控制系统其它智能节点也用同样的方法来设计, 并在 EEC 中采用解析冗余技术, 可实现航空发动机分布式控制系统的余度控制。

参考文献:

- [1] 孙健国. 面向 21 世纪航空动力控制展望 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 97~102
- [2] Thompson H A, Chipperfield A J. Distributed aero-engine control systems architecture selection using multi-objective optimization [J]. *Control Engineering Practice*, 1999, (7) 655~664
- [3] Thompson H A. A CAN bus-based safety critical distributed

aeroengine control systems architecture demonstrator [J]. *Microprocessors and Microsystems*, 1999, 23: 345~355

- [4] 徐科, 黄金泉, 张天宏, 等. 基于 DSP 的航空发动机转速传感器设计 [J]. 推进技术, 2004, 25(2). (XU Ke HUANG Jin-quan ZHANG Tian-hong A speed sensor design based on DSP for aeroengines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2).)
- [5] 徐科, 黄金泉. 基于分布式控制的航空发动机智能温度传感器 [J]. 传感器技术, 2004, 23(1).
- [6] 黄金泉, 徐科. 航空发动机分布式控制系统结构分析 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(5).
- [7] Takizawa H. Fault tolerance for distributed process control system [C]. *Proceedings of the 41st SICE Annual Conference*, 2002, 5(8).
- [8] 顾越州. 双微机容错控制器的设计 [J]. 机电工程, 1998, 15(4).
- [9] 刘德生, 尹力明, 等. 双口 RAMCY7C025 实现 DSP 间高速数据通讯. 单片机与嵌入式系统应用 [J]. 2002(2).

(编辑: 朱立影)

(上接第 515 页)

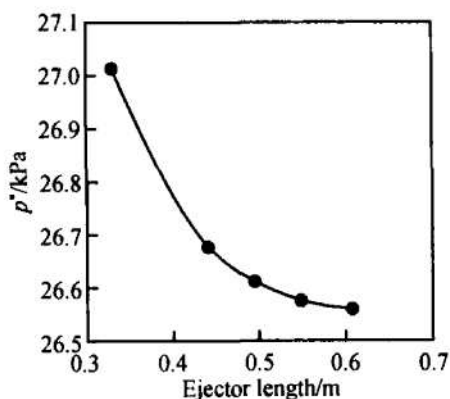


Fig 9 Section 1-1 integral total pressure with variety of ejector length

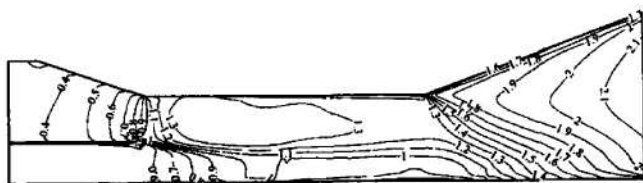


Fig 10 Mach number grade distribution

4 结 论

(1) 引射段主流 (涡轮发动机排气流) 的进口气流角度对 TBCC 发动机的流动参数有明显的影。随着主流进口气流角度的增加, 总压和马赫数的分布趋于均匀, 但是总压损失逐渐增大, 因此在 TBCC 发动机引射段结构设计时, 不应使涡轮发动机的排气角

度太大。

(2) 存在一个最小的引射段长度 L_{min} , 当引射段长度小于 L_{min} 时, 随着引射段长度的增加, 总压降低比较明显; 当引射段长度大于 L_{min} 时, 随着引射段长度的增加, 总压损失减小的不是很明显。

参考文献:

- [1] Bradley M K. Revolutionary turbine accelerator (RTA) two-stage-to-orbit (TSO) vehicle study [R]. *AAA-2002-3902*, 2002
- [2] Hallion R P. America and in twentieth century: echoes and pesonances [R]. *AAA-2003-1361*, 2003
- [3] Jameson A. Numerical calculation of the three dimensional transonic flow over a yawed wing [R]. *Proceeding AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Palm Spring CA, 1973
- [4] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time stepping schemes [R]. *AAA-81-1259*
- [5] Huang J E. Turbulence modeling validation, testing and development [R]. *NASA TM-110446*, 1997
- [6] 王占学, 王建峰, 唐狄毅. 变比热容对喷管流场和性能影响的计算 [J]. 推进技术, 2000, 21(4). (WANG Zhan-xue WANG Jian-feng TANG Di-yi Calculation for effect of variable specific heat capacity on nozzle flow field and performance [J]. *Journal of propulsion technology*, 2000, 21(4).)
- [7] 王占学. 空天飞机 / 吸气式推进系统一体化性能研究 [D]. 西北工业大学, 1998

(编辑: 崔永刚)