

# 一种变输入参数结构的多控制器协调工作设计\*

郑铁军<sup>1</sup>, 王 曦<sup>1</sup>, 蒋平国<sup>2</sup>, 李其汉<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083 2. 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

**摘 要:** 针对稳态控制器接替加速控制器以及稳态控制器之间相互接替工作的问题, 提出了以输出反馈修正稳态控制器输入偏差的控制器小闭环结构方案解决第一个问题, 考虑到多控制器接替工作的工程简单化, 提出了一种以匹配通道增益为基础的变参数控制器结构的将输出选择变为输入偏差选择的鲁棒控制器的设计方法解决第二个问题。在所提出的两种简化的控制系统结构方案上, 采用  $H_\infty$  设计的控制器进行了多控制器接替工作的仿真。仿真结果表明, 这种方法能够在航空发动机控制系统中解决多控制器协调工作的工程实际应用问题。

**关键词:** 航空、航天推进系统<sup>+</sup>; 数值仿真; 航空发动机; 数字电子控制器<sup>+</sup>; 多变量控制器<sup>+</sup>

中图分类号: V233.7<sup>+</sup>3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2006) 02-0166-05

## Coordinative operation design for multiple controllers with variable input parameters

ZHENG Tie-jun<sup>1</sup>, WANG Xi<sup>1</sup>, JIANG Ping-guo<sup>2</sup>, LI Qi-han<sup>1</sup>

(1. Coll. of Energy and Power Engineering Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics  
Beijing 100083 China 2. Aviation Motor Control System Inst., Wuxi 214063 China)

**Abstract** This paper discusses the problems of coordinative operation between the steady state controllers and accelerating controller and among the steady state controllers themselves. For the first problem, one control scheme of inner closed loop structure is proposed which modifies the input error of steady state controllers using measurement feedback. For the second one, considering the engineering simplification, a variable input parameter robust controller based on matching the channel gains is proposed which changes the output choice into input error choice. Finally, the simulation is conducted for these two simplified schemes using controllers obtained from  $H_\infty$  design controllers, which shows that the proposed methods can address the engineering application problem of multiple controllers coordinative operation arising from the aeroengine control systems.

**Key words** Aerospace propulsion system<sup>+</sup>; Numerical simulation; Aeroengine; Digital electronic controller<sup>+</sup>; Multi-variable controller<sup>+</sup>

## 1 引 言

随着航空发动机的发展, 其控制系统的复杂程度不断提高<sup>[1]</sup>, 多个控制器组成的控制系统中, 各个控制器如何协调工作的问题已越来越突出<sup>[2,3]</sup>。通过对具体航空发动机控制系统的仿真, 发现问题主要集中在两个方面, 一是备份控制器接替工作时其累积的输出误差很大, 在短时间内无法迅速投入工作; 二是两控制器顺序工作时, 如何保证工作接替过程的平稳

过渡。经过仔细的研究后, 发现上述两个问题集中于控制器输出的约束, 也就是目前大量文献所讨论的积分饱和问题, 文献 [4~7] 试图从控制器设计方法的角度解决积分饱和或控制约束问题, 在一定的程度上作出了积极的贡献。文献 [2,3] 提供了针对航空发动机控制系统的鲁棒控制器设计方法, 对解决工程实际问题具有相当的参考意义。但上述文献所提供的方法均不能解决如前所述的仿真中发现的具体问题。

从工程实际的角度出发, 要求所使用的方法简单

\* 收稿日期: 2005-06-15 修订日期: 2005-09-15。

作者简介: 郑铁军 (1970—), 男, 博士, 研究领域为航空发动机控制系统设计及仿真。

而有效,理论上又容易理解,在这个方向入手,期望得到适用于工程的解决方法。

## 2 问题的提出

按照某型航空发动机控制计划,需要解决如图 1 所示形式的多控制器协调工作的问题。

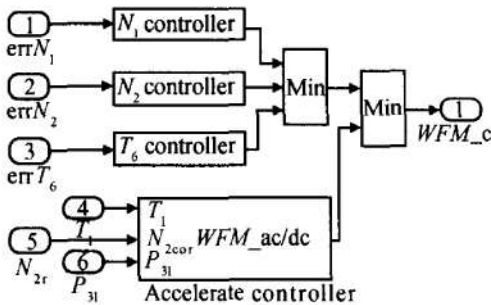


Fig 1 Block diagram of simplified control system

其中,上方三个控制器为中间状态三个控制通道(低压转子转速  $N_1$ 、高压转子转速  $N_2$  以及发动机排气温度  $T_6$ )的稳态控制器,分别实现相应的稳态供油量控制计划,下方为按照发动机组合参数控制的加速控制器,控制加速过程的发动机供油量。

按照图 1 所示结构搭建 Simulink 仿真,仿真系统无法运行,原因是稳态控制器累积的输出已经非常大,严重影响了整个控制系统的工作,因此针对三个稳态控制器投入工作的时机按照油门手柄角度进行了限制,如图 2 所示。

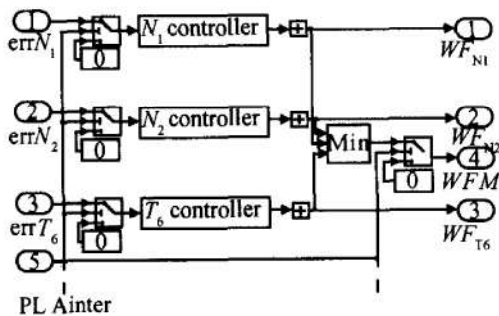


Fig 2 Controller limited by PLA degree

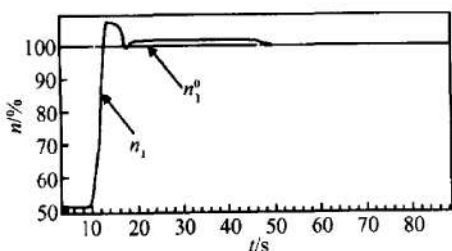


Fig.3 Simulation result of accelerate on ground

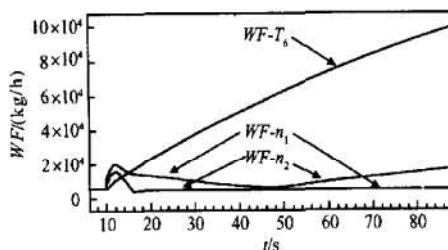


Fig.4 Fuel flow of the simulation

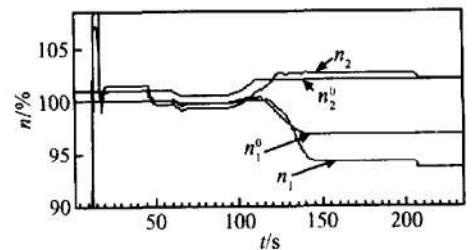


Fig.5 Multi-work of the steady state controllers

图 2 所示结构的控制系统在地面推油门手柄至中间状态加速的仿真结果如图 3 所示,按照控制计划,在地面中间状态,控制系统应保持低压转子转速等于给定值,图 3 所示的仿真结果显然不理想。图 4 给出了相应过程中各稳态控制器供油量数值的曲线。

由图 4 可以发现如下的两个问题:一是稳态控制器接替加速控制器投入工作以后,初始阶段累积的输出非常大,导致先由高压转子转速控制器工作然后由低压转子转速控制器接替工作,不能实现地面低压转子转速控制器完全控制中间状态发动机供油量的控制计划,接替加速控制器工作的过程中低压转子转速有较大的超调量,同时在后续较长的时间内低压转子转速超调;二是低压转子转速控制器接替工作后,由于高压转子转速控制器和排气温度控制器仍在工作,它们的输入端有非常小的输入误差,时间足够长的话,累积的输出量也是非常巨大的,直接的后果是,发动机工作条件变化后要求高压转子转速控制器或排气温度控制器投入工作时,需要很长的时间才能抵消本身所积累的输出,从而无法立即投入工作,导致控制计划不能实现。

为说明第二个问题,图 5 和图 6 给出了高度 1km 时,飞行速度增加到 1.5 马赫情况下的仿真结果,说明高压转子转速控制器投入工作的时机过晚,同时,低压转子转速控制器又开始累积输出,必然导致需要其投入工作时不能立刻控制发动机供油量。

## 3 多控制器的协调工作

在本质上,上述两个问题都是由于控制器累积的输出量过大造成的,也就是目前常常讨论的积分饱和或控制约束问题。文献 [4~7] 从控制器设计方法的角度来解决这个问题,虽然能够在一定程度上减轻问题的严重性(将控制器的输出量约束在一个能够接受的范围内),但并不能从根本上解决问题。原因是即使如此,也必将会给接替工作的控制器造成一定的

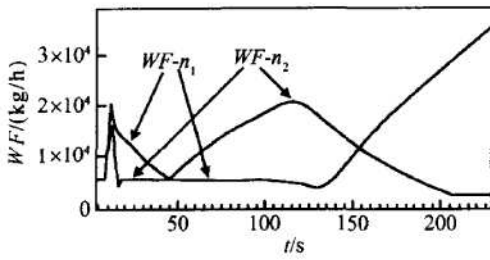


Fig 6 Fuel flow of the simulation

时间延迟, 这样的结果并不理想, 有时是不能接受的。

虽然本质上相同的两个问题, 但由于具体控制器工作目的的不同, 下面的讨论也就针对不同的问题提出不同的解决方案, 同时给出相应的仿真结果。

### 3 1 稳态控制器接替加速控制器的工作

根据多年的控制器设计经验, 提出了一种按照输出量数值大小对处于备份工作状态的控制器输入进行修正的方法, 这种方法的实质是将实际供往发动机的供油量与备份工作状态的控制器的输出量相比较, 根据这个偏差去人为地改变控制器输入量的大小, 保证控制器的输出量不至于过大, 其中输出偏差与控制器输入量之间的常数数值的确定以及其对系统稳定性的影响均可参阅文献 [8]。图 7 给出了相应的结构图, 图中的输入 7 对应图 1 中的输出量, 这个输出量就是经过执行机构供往发动机的主燃烧室燃油流量。为说明方法的有效性, 如图 7 所示的仿真中, 只对其中的低压转子转速控制通道进行了输入修正。

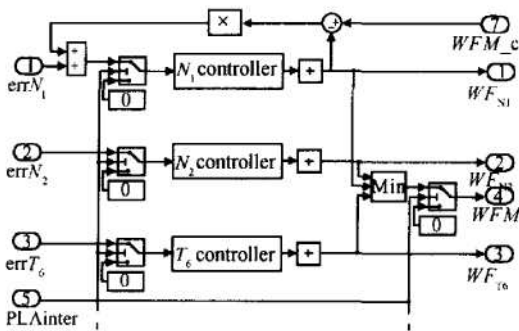


Fig 7 Block diagram of modified input refer to output

图 8 给出了地面推油门手柄至中间状态加速的仿真过程中低压转子转速的变化曲线, 图 9 相应给出了各稳态控制器的供油量变化曲线。

将低压转子转速控制器前的油门手柄角度限制去掉, 如图 10 所示, 得到了与图 8、图 9 所示的相同的仿真结果, 说明这个方法对于简化控制系统结构也是有帮助的。对比图 3 和图 4 这种利用输出量修正控制器输入量的方法是有效的, 能够较好地解决稳态控制器接替加速控制器工作的问题: 接替工作过程

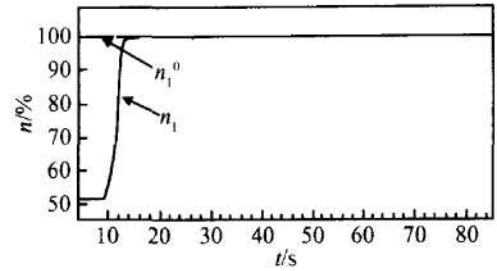


Fig 8 Simulation result of accelerate on ground

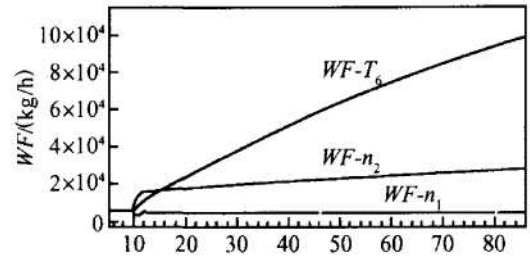


Fig 9 Fuel flow of the simulation

中, 低压转子转速没有出现超调, 同时, 高压转子转速控制器也没有在此时介入工作, 低压转子转速控制器正常地参与了工作。

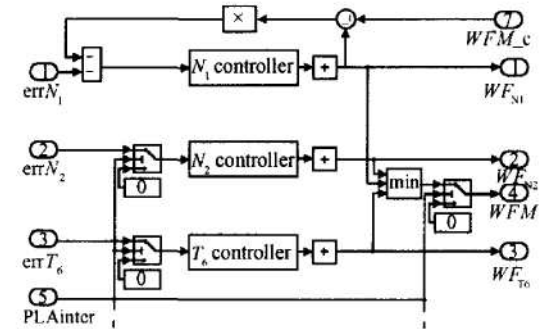


Fig 10 Block diagram of modified input refer to output

### 3 2 各稳态控制器的协调工作

文献 [2 3] 在解决  $H_{\infty}$  控制器应用于航空发动机控制系统时遇到的根据不同发动机状态设计不同的控制器的问题时, 使用了如图 11 所示结构的控制器来使得同一控制器能够在整个发动机工作状态范围内控制发动机供油量。根据不同的发动机工作状态, 选取适当的放大系数  $K$ , 就可得到相应的控制器参数, 从而完成发动机供油量的控制, 这种方法对于将控制器参数没有规律性的鲁棒  $H_{\infty}$  控制器来说, 无疑是有效的。

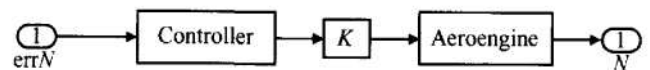


Fig 11 Application of the robust  $H_{\infty}$  controller on aeroengine

文献 [2 3]所提供的方法的本质在于认为不同状态的航空发动机模型具有相同的动态响应,它们的不同只是在与稳态过程的不同。这样做会牺牲一定的动态性能,但对于简化控制系统结构以及  $H_\infty$  控制器应用于航空发动机控制系统的工程实用化具有很高的价值。

以文献 [2 3]所提供的方法为出发点,根据控制通道增益匹配方法计算所需的常数使得各控制通道在频率域内具有几乎相同的响应,将图 2 所示系统中的稳态控制器改变其结构后如图 12( a) 所示,按照线性系统的运算规则,可得到如图 12( b) 所示的控制系统。这样,控制器协调工作的逻辑关系由控制器输出量进行最小选择转变为对控制器输入偏差的最小选择,能够实现同样的控制计划,控制器间相互接替工作转变为输入偏差的相互接替,从而在根本上避免了控制器接替工作的问题。同时,稳态控制器的数目由三个减少为一个,大大简化了控制系统的结构,为阶次较高的鲁棒控制器的工程实用化打下了非常好的基础。

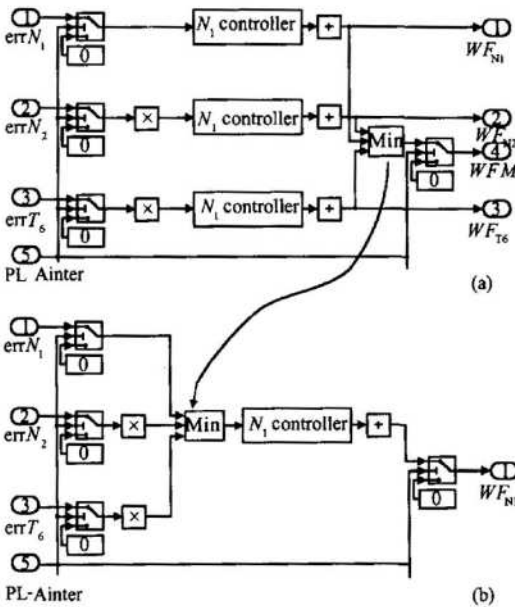


Fig 12 Block diagram of input error elected control system

对应图 5 图 13 给出了高度 1km 时,飞行速度增加到 1.5 马赫情况下的仿真结果。

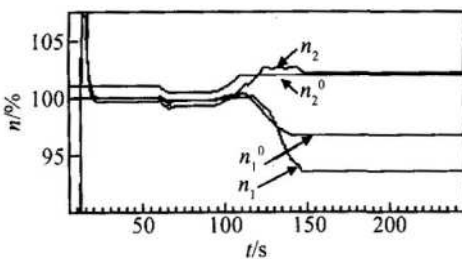


Fig 13 Simulation of the input error elected control system

对比图 5 图 13 所示的仿真结果说明高压转子的转速确是按照控制计划在变化,达到指定的数值所用的时间比图 5 所示的结果要快了将近 70s,这说明这种方法是可以用来解决稳态控制器之间工作接替问题的。仿真过程中高压转子转速稳态偏差较大的原因是控制器初始值的设定有较大偏差,重新设定初始值,可解决此问题,如图 15。由于图 12( b)并未考虑与加速控制器的协调工作问题,因此在稳态控制器接替工作时出现了很大的超调量,在下面的内容中加以解决。

3.3 多控制器的协调工作

将上述两种解决方案同时应用于图 1 所示的控制系统,可得到如图 14 所示的控制系统结构。

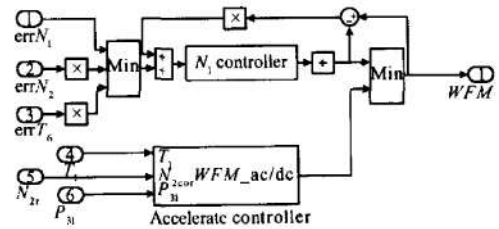


Fig 14 Coordinative operation of multiple controllers

对应图 5 和图 13 图 15 给出了高度 1km 时,飞行速度增加到 1.5 马赫情况下的仿真结果。

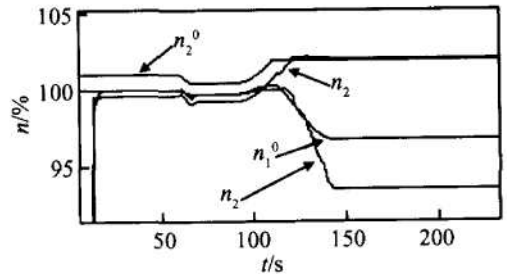


Fig 15 Simulation results of the coordinative operation

由图 15 所示的仿真结果可以看出,采用图 14 结构的控制系统完全实现了该型航空发动机的控制计划,实现了多个控制器的协调工作,解决了前面提到的多控制器协调工作时出现的问题,达到了令人满意的结果。同时,对比图 1 和图 14 虽然控制逻辑显得略为复杂,但是图 14 所示的控制系统中比较图 1 所示的控制系统减少了两个控制器,这一点对于阶次较高的鲁棒  $H_\infty$  控制器来说,显得意义尤其重大。

在全飞行包线内的仿真证明,采用图 14 结构的控制系统能够解决前面提到的多控制器协调工作时出现的问题,实现复杂的控制计划,由于仿真图形所占空间过大,这里不再给出仿真结果曲线,仅以文字

说明。

## 4 结 论

多控制器协调工作的问题是控制器工程实用化过程中必须加以解决的问题,在理论研究方面也应该加大力度。本文针对不同的具体问题提出了两种不同的解决方案,仿真结果说明了方案的有效性,虽然仿真时所使用的控制器是针对某型航空发动机数字电子控制器设计的鲁棒 $H_\infty$ 控制器,但这种解决方案对于其它设计的控制系统也同样适用。由于方案的直观、简洁,易于工程实现,因此对现代控制理论在工程实际中的应用具有一定的指导意义。

### 参考文献:

- [1] 樊思齐,徐芸华,等.航空推进系统控制[M].西安,西北工业大学出版社,1995.
- [2] Dean K Frederick, Sanjay Garg, Shridhar Adibhatla. Turbofan engine control design using robust multivariable control technologies[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2000, 8(6).

- [3] Adibhatla S, Collier G J, Zhao X, et al.  $H_\infty$  control design for a jet engine[J]. *AAA* 98-3753.
- [4] Didier Henrion, Sophie Tarbouriech, Germain Garcia. Output feedback robust stabilization of uncertain linear system with saturating controls: An LMI approach [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1999, 44(11).
- [5] Gatley S L, Bates D G, Postlethwaite I. An engine limiting and antiwindup scheme for a partitioned integrated flight and propulsion control system[J]. *AAA* 2001-4385.
- [6] Joao Manoel Gomes da Silva Jr., Sophie Tarbouriech, Germain Garcia. Local stabilization of linear systems under amplitude and rate saturating actuators[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003, 48(5).
- [7] Han Ho Choi. An analysis and design method for uncertain variable structure systems with bounded controllers[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2004, 49(4).
- [8] Stephen R Watts, Sanjay Garg. An optimized integrator windup protection technique applied to a turbofan engine control [R]. *NASA Technical Memorandum* 107035.

(编辑:张奕春)

(上接第 157 页)

### 参考文献:

- [1] 朱永生.支持向量机及其在机械故障模式识别中的应用[D].西安:西安交通大学,2003.
- [2] 钟秉林,黄仁.机械故障诊断学[M].北京:机械工业出版社,1997.
- [3] De Castro L N, Von Zuben F J. The clonal selection algorithm with engineering applications[C]. *In: Workshop Proceedings of the GECCO*, 2000, 36~37.
- [4] Dasgupta D, Forrest S. Artificial immune systems in industrial applications[C]. *Proceeding of IPMM International Conference, Albuquerque NM*, 1999, 257~267.
- [5] 胡伟,张振鹏.免疫算法在火箭发动机静态特性研究中的应用[J]. *推进技术*, 2005, 26(3). (HU Wei

ZHANG Zhen-peng. Application of immunity strategy for the study of the static characteristics of a rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(3).)

- [6] De Castro L N, Von Zuben F J. Artificial immune systems part1-basic theory and application[R]. *Technical Report-RT DCA 01/99*.
- [7] Baudat G, Anouar F. Kernel-based methods and function approximation[C]. *International Joint Conference on Neural Networks(IJCNN'01)*, 2001: 1244~1249.
- [8] Baudat G, Anouar F. Generalized discriminant analysis using a kernel approach[J]. *Neural Computation*, 2000, 12(10): 2385~2404.

(编辑:张奕春)