

# 主动控制技术(ACT)验证机 工程飞行仿真系统设计

宋子善 许佩珍 沈为群

(北京航空航天大学自动控制系,北京,100083)

DESIGN OF THE ENGINEERING FLIGHT SIMULATION SYSTEM OF  
ACTIVE CONTROL TECHNOLOGY(ACT) VERIFYING AIRCRAFT

Song Zishan, Xu Peizhen, Shen Weiqun

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

**摘 要** 研究一种我国自行研制、开发的用于 ACT 验证机的研制和试飞的多功能工程飞行仿真系统,分析了系统的设计概念、原则和功能要求,提出了面向多功能要求(全数字实时飞行仿真、电传飞控铁鸟台综合试验、飞行训练模拟和工程飞行仿真)的总体设计和总体结构,研究了 ACT 验证机动力学特性的建模、仿真和提高仿真逼真度的方法。研究和开发了工程飞行仿真的实时管理软件系统和人机(用户)接口。系统应用实践和试飞飞行员的评价表明设计是成功的,是一种性能/价格比高的工程飞行仿真系统。

**关键词** 主动控制技术 ACT 验证机 飞行仿真 飞行控制 铁鸟 电传操纵

**中图分类号** V249

**Abstract** This paper studies a multifunction engineering flight simulation system used for ACT verifying aircraft and developed by China, analyzes the design philosophy principles and function requirements of flight simulation systems, and, faced to multifunction requirements (full-digit real-time flight simulation, fly by wire flight control iron bird integrate experiment, flight training simulation and engineering flight simulation) puts forward an overall design and system structure of the flight simulation system. The authors also study modeling and simulation of flight dynamic character of ACT verifying aircraft and method of increasing fidelity of simulation, study and develop a real-time simulation management software system and man-machine (user) interface. Application practice and evaluation of fly-test pilot indicate that the design of the flight simulation system is successful and ratio of performance over price is high.

**Key words** active control technology, ACT verifying aircraft, flight simulation, flight control, iron bird, fly by wire

现代飞机设计采用随控布局技术(Control Configured Vehicle Technology)<sup>[1]</sup>即在飞机总体设计中综合考虑飞控技术、气动布局、推进系统与飞机结构。实现随控布局设计的方案需要采用称之为“主动控制技术”的飞行控制系统设计思想。为了研究主动控制技术,美、英、德、法、日都研制各种 ACT 验证机。我国在 70 年代开始对 ACT 进行预研,90 年代用 J8II 作为 ACT 验证机进行飞行试验。ACT 验证机与原型机的重要区别在于对原型机在气动布局等方面作了较大的改动,此外,原型机上的机械式操纵系统被三轴数字式四余度全权限电传系统所替代。因此 ACT 验证机是一种国内首次研制的新型飞机,为保证它的研制成功和

试飞安全,为适合我国国情需要研究一种多功能、性能价格比高的工程飞行仿真系统<sup>[2,3]</sup>。

## 1 ACT 验证机工程飞行仿真系统设计概念

ACT 验证机具有下列特点<sup>[4,5]</sup>:<sup>1</sup> 飞机具有静稳定、中立稳定和静不稳定等 3 种重心状态;<sup>2</sup> 飞机上装备全数字三轴式四余度全权限电传系统;» 飞机上装备飞行控制系统及 ACT 功能控制系统;<sup>4</sup> 飞机上装备火/飞/推综合控制系统。

可以看出飞机上的电传操纵和飞控等系统是与飞机动力学特性密切相关,组成紧耦合的可控飞行动力学系统,因此 ACT 验证机地面工程飞行仿真系统的设计应考虑下列原则:<sup>1</sup> 面向 ACT 验证机的总体设计,分系统结构和性能需求验证功能;<sup>2</sup> 六自由度非线性全量飞机动力学特性(覆盖全部飞行包线)的精确仿真;» 面向 ACT 验证机电传飞控系统的铁鸟台综合试验;<sup>4</sup> 面向机上传电飞控系统 & 液压系统进入仿真回路的工程飞行仿真试验,提供验证机在地面的“飞行”环境;<sup>5</sup> 提供试飞员地面“飞行”训练环境,包括人机飞行模拟和人机工程飞行仿真。

根据上述设计原则,ACT 验证机工程飞行仿真系统应具有下列功能<sup>[6]</sup>:

(1)全数字实时飞行仿真 ACT 验证机的飞行动力学特性、电传操纵系统、飞控系统和飞行员等系统都建立数学模型,并在计算机上进行运算以研究论证验证机在各种飞行条件下的飞行性能。数字飞行仿真有实时仿真和非实时仿真之分,而全数字实时飞行仿真是工程飞行仿真的重要基础功能,它为机上传电飞控系统实物进入仿真回路提供了仿真研究环境,它也是数字仿真与工程仿真之间的纽带。全数字实时飞行仿真可用于 ACT 验证机气动布局设计、电传飞控等系统工程设计开发、数字仿真、训练飞行仿真、工程飞行仿真和飞行试验结果分析等方面。

(2)电传飞控铁鸟台综合试验 ACT 验证机数字三轴电传系统和飞控系统完成研制后需要安装在一个与飞机及飞行条件相仿的环境内进行开环及闭环频域测试、时域测试、建模和验证鉴定。由于安装台架形如飞鸟,铁鸟台由此得名。电传操纵系统被安装在此台架上还受到如同飞行时所受到的气动载荷,这样,系统在台架上所得的测试结果或验证结果具有较高的可信度。电传飞控铁鸟台是工程飞行仿真系统的有机组成部分之一。工程飞行仿真系统可对电传飞控系统在飞行仿真环境中进行开环与闭环的综合测试。

(3)飞行训练模拟 飞行模拟是一种实时飞行仿真。真实的飞行员(人)能进入飞行仿真回路,为此需要给飞行员创造一个逼真的飞行环境,即需要建立一个逼真的模拟座舱。座舱内有真实的仪表显示方式、油门杆和驾驶杆等。座舱外有逼真的视景显示。飞行座舱和视景受飞行仿真系统中的仿真计算机控制,飞行员在飞行座舱内操纵飞机有如同在天上操纵 ACT 验证机那样有相同的仪表显示响应与视景显示响应的感觉。飞行模拟试验除了可以训练飞行人员外在飞机研制段也起重要作用。

(4)工程飞行仿真 工程飞行仿真的特点是不仅真实飞行员进入飞行仿真回路,而且真实的三轴电传操纵系统和飞控系统等实物也可通过各种接口进入仿真回路和飞行仿真环境。使得这些系统的实物在地面的飞行仿真中也可工作在与空中真实飞行相似的环境中。这样机上的系统在真实飞行前便可在地面的工程飞行仿真试验中得到很严格的验证和确认,这就大大增加了试飞成功率、试飞效率和安全性。因为在工程飞行仿真试验中为发现很多不易发现的隐患(包括软件可靠性等问题)提供了良好的试验环境。它也是确保 ACT 验证机

试飞成功的重要环境之一。

ACT 验证机工程飞行仿真系统的上述要求的 4 种功能不是相互独立的而是相辅相成的, 它们有机地组成了一种多功能工程飞行仿真系统。

## 2 工程飞行仿真系统总体设计和结构

### 2.1 总体设计性能要求

1 实现上述 4 种仿真功能, 能方便实现在各种飞行条件下的各种形式的飞行仿真试验;  
 2 实现飞机六自由度非线性全量动力学特性和发动机动力学特性的实时仿真; » 保证全数字实时飞行仿真的实时性要求, 仿真帧周期 $\leq 5\text{ms}$ ;  $\frac{1}{4}$  高的仿真逼真度;  $\frac{1}{2}$  有效的飞行仿真计算机实时管理、友好的人机(用户)接口, 实用和使用操作灵活方便;  $\frac{3}{4}$  仿真试验数据的高速存储与数据处理能力;  $\downarrow$  飞行仿真过程监控能力;  $\wedge$  较高的性能价格比。

ACT 验证机工程飞行仿真系统总体设计已达到上述要求, 实现功能上的“四合一”, 以下将讨论系统总体结构、仿真计算机硬、软件结构、飞行系统建模及仿真、飞行仿真实时管理软件系统、用户接口与监控系统设计等。

### 2.2 系统总体结构

(1) 多功能工程飞行仿真系统的总体结构如图 1 所示。由图 1 可见, 它由下列系统组成:

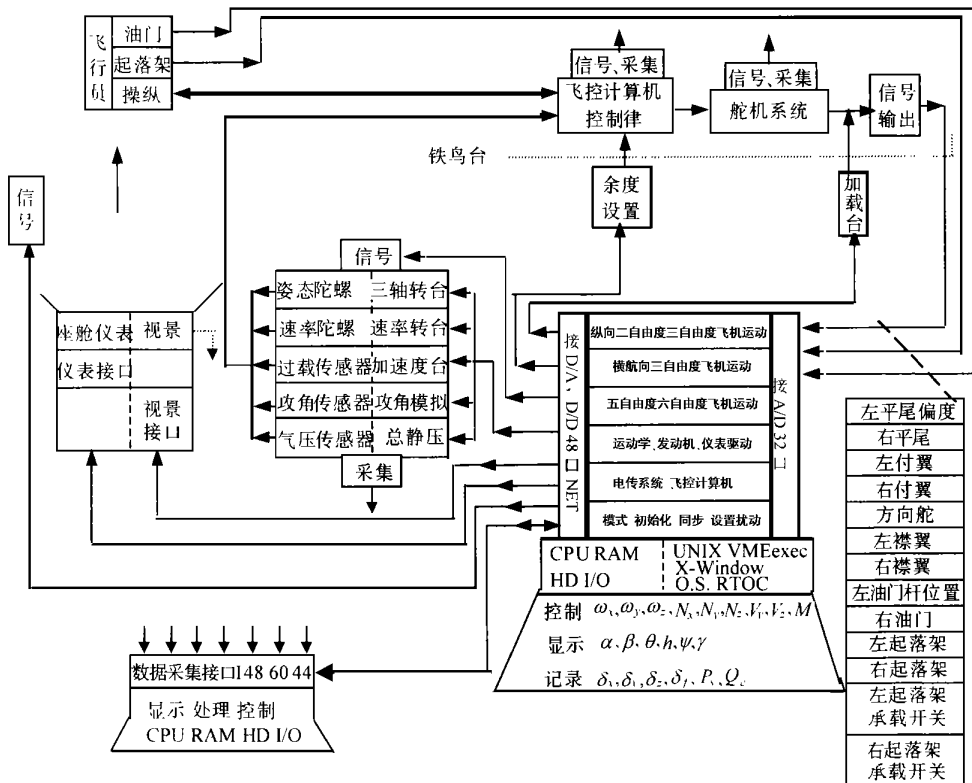


图 1 ACT 验证机工程飞行仿真系统结构图

<sup>1</sup> 多处理器高速仿真计算机及接口系统; <sup>°</sup> 飞行模拟座舱; <sup>»</sup> 仪表系统; <sup>¼</sup> 视景系统; <sup>½</sup> 电传飞控铁鸟台系统及气动负荷加载系统; <sup>¾</sup> 飞行模拟台系统; <sup>ı</sup> 数据采集及处理系统。

(2) 高速仿真计算机及接口系统硬件结构 <sup>1</sup> 仿真计算机采用基于 RISC 型式 CPU 的多处理器小型计算机, 具有: CPU 数目为 5 个(可扩展), 内存共 32MB×5MB, VME 标准高速数据总线, UNIX 操作系统+ 实时操作系统, X 窗口系统, 快速文件系统(FFS), 硬盘驱动、软盘驱动、磁带机驱动和激光打印机等外设系统; <sup>°</sup> 不同机型、不同操作系统环境之间实时总线通讯系统; <sup>»</sup> 实时接口系统(包括 A/D, D/A, D/I, D/O); <sup>¼</sup> VME 总线扩展器; <sup>½</sup> 以太网系统和远程网系统。

(3) 工程飞行仿真软件结构 <sup>1</sup> 面向“全数字实时飞行仿真”、“电传飞控铁鸟台综合试验”、“飞行训练模拟”和“工程飞行仿真”等功能的实时仿真软件; <sup>°</sup> 飞机动力学和运动学数学模型建立及实时仿真软件(包括二、三、五、六自由度增量和全量非线性动力学模型); <sup>»</sup> 发动机动力学实时仿真软件; <sup>¼</sup> 纵向、侧向电传飞控系统实时仿真软件及软件工具; <sup>½</sup> 飞行仪表系统实时仿真及驱动软件; <sup>¾</sup> 工程飞行仿真系统实时管理软件(基于实时操作系统面向仿真系统结构、仿真试验任务和人机接口的实时仿真管理软件); <sup>ı</sup> 人机(用户)接口软件; 基于 UNIX X 窗口系统, 包括汉化图形菜单、仿真试验结构、试验条件设置、仿真实验数据显示、存储、打印和处理等面向用户和任务的友好、交互式人机(用户)接口软件; <sup>À</sup> 各飞行模拟台仿真及驱动软件; <sup>Á</sup> 计算机通讯软件, 包括仿真计算机与视景系统的实时数据通讯、仿真计算机与数采系统的数据通讯软件; <sup>Ⓚ</sup> 实时接口系统驱动软件; <sup>Ⓛ</sup> 仿真试验数据高速存储及数据处理软件。

### 3 飞行系统建模及实时仿真软件设计<sup>[7,8]</sup>

飞行系统仿真是歼八 II ACT 验证机计算机实时仿真的基础。它的作用是实时、逼真地复现验证机的空间运动和操纵响应。

#### 3.1 仿真条件、运动方程形式及仿真功能

为满足验证机及其飞控系统的设计、研制各阶段的需要, 飞行仿真软件可在下述各种飞行条件下, 面向各种仿真功能以多种运动方程形式实时、准确地计算各种运动的静、动态特性。

(1) 飞行条件 <sup>1</sup> 重心位置: 正常重心、中立重心及静不稳定重心; <sup>°</sup> 迎角状态: 平飞迎角、中等迎角及大迎角; <sup>»</sup> 初始高度和初始马赫数: 高度可在 0~20km 内选择 9 种高度, 马赫数可在 0.3~1.8 范围内选择 13 种马赫数值; <sup>¼</sup> 干扰形式: 阶跃与脉冲; <sup>½</sup> 风: 垂直阵风、离散突风及涡流阵风。

(2) 运动方程形式 <sup>1</sup> 纵向二、三自由度小扰动方程; <sup>°</sup> 横航向三自由度小扰动方程; <sup>»</sup> 纵向二、三自由度非线性全量方程; <sup>¼</sup> 五、六自由度非线性全量方程。

(3) 仿真功能 <sup>1</sup> 纵向小扰动运动; <sup>°</sup> 横侧向小扰动运动; <sup>»</sup> 纵向全量运动; <sup>¼</sup> 起飞为正常起飞、侧风条件下起飞、单发起飞; <sup>½</sup> 着陆为正常着陆、侧风条件下着陆、零燃油着陆、不放襟翼着陆; <sup>¾</sup> 各种机动飞行行为稳定平飞加干扰、水平加减速、水平盘旋、S 型转弯、战斗转弯、跃升、半滚倒转、斤斗、半斤斗翻转、尾冲、水平 8 字、垂直 8 字等。

上述各种飞行条件、方程形式、仿真功能, 具体到干扰的起始、终止时间和幅值, 风的方向、强度、产生和终止时间, 均可通过相应的开关量、标志和变量在人机(用户)界面上方便地选择。

### 3.2 提高飞行仿真逼真度的主要技术措施

飞行系统在歼八II ACT 验证机的实时仿真系统中是一个计算工作量大,与其它分系统信息交连量多的一个分系统。因此飞行系统的建模、编程和各类原始数据的选用都直接关系到整个仿真系统的实时性和逼真度。提高飞行仿真逼真度的技术措施简述如下:

(1) 满足实时性要求 为了满足实时性要求,飞行仿真软件的运算周期不超过 5ms。在确保仿真逼真度的条件下,尽量简化模型,如在研究气动弹性对于飞机动态特性的影响时,考虑到歼八II ACT 验证机的刚度较大,根据准静弹性假设,运动方程略去弹性自由度方程,仍然采用六自由度刚体全量方程,弹性变形的影响通过对气动数据加以修正的方法计入,避免了繁重的计算量,有利于提高系统的实时性。

(2) 建立正确的数学模型 采用四元数法求解欧拉角,四元数分量  $e_0, e_1, e_2, e_3$  对时间的导数与解速度之间的关系如式(1)所示

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} e_1 & e_2 & e_3 \\ -e_0 & -e_3 & e_2 \\ e_3 & -e_0 & -e_1 \\ -e_2 & e_1 & -e_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_x \\ X_y \\ X_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

经过一系列推导,可得出用四元数分量计算欧拉角的公式(2)。

$$\left. \begin{aligned} & ; = \arcsin 2(e_1 e_2 - e_0 e_3) \\ C &= \arccos \{ [1 - 2(e_1^2 + e_3^2)] / \cos; \} \\ W &= \arccos \{ [1 - 2(e_2^2 + e_3^2)] / \cos; \} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

由式(1)看出,四元数分量的时间导数总是有限的和连续的。四元数法不仅避免了出现奇异点的问题,而且在俯仰角接近 $\pm 90^\circ$ 的范围内的计算结果仍然准确,提高了仿真逼真度。

(3) 设计合理的仿真程序 仿真试验证明,实时仿真时采用欧拉积分法解算微分方程,可同时满足实时性和逼真度要求。

(4) 反复校核、修正各类原始数据。

(5) 数学模型的校核、验证和确认 歼八II ACT 验证机的飞行仿真软件依次进行了全数字仿真、工程飞行仿真等。将输出仿真结果与设计指标进行比较,反复校核仿真软件是否具有满意的实时性和逼真度。

通过多次仿真试验验证,并不断优化模型和程序,合理选择算法,修正各项原始数据后,经测试,飞行仿真软件的解算周期为 3.5ms,小于设计要求 5ms。典型实时仿真结果与设计指标相比,相对误差为 5%左右。满足用户提出的实时性与逼真度要求。

## 4 飞行仿真实时管理软件系统设计<sup>[9]</sup>

实时管理系统是工程飞行仿真系统的中枢系统。它的主要功能是对存储器、多处理机、I/O 设备、实时钟、文件系统和飞行仿真进程进行管理。系统采用混合型拓扑结构,通过双向信息队列和共享存储器等方式完成多处理器之间、实时结点与非实时结点、实时结点与实时结点、小型机与 PC 机之间的数据通讯。系统结点结构图如图 2 所示。N 为主结点,它是非实时结点。它的任务是完成用户接口系统的生成、管理,向用户提供各种图形化的输入、输出操作、监控命令操作、控制命令操作,它也是用户作为仿真任务开发的工作平台。S<sub>i</sub> 为实时结

点群的主结点,它是实时结点群的结点信息传输中枢。它的任务是接受非实时结点  $N$  的各种用户信息,并解释、分析和执行;传输用户信息到  $S_2$ ,  $S_3$  实时结点;并将  $S_2$ ,  $S_3$  实时结点信息传输到  $N$  结点。此外还运行电传飞控系统仿真程序、仪表仿真和驱动程序、各种接口驱动程序、铁鸟台驱动程序等。 $S_2$  为实时结点 2。它的任务是完成飞行系统、发动机系统仿真程序的运行。 $S_3$  为实时结点 3。该结点直接与快速文件系统相接,专门用来完成仿真数据的实时存储。 $P_1$  为 PC 机 1,用于数据采集系统的处理、运行。 $P_2$  为 PC 机 2,用于视景系统与小型机之间的仿真数据通讯与管理。 $P_3$  为 PC 机 3,用于监控图形仪表系统的生成与显示。

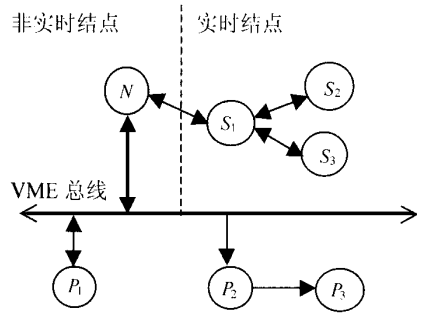


图 2 系统结点结构图

## 5 用户接口及监控系统设计

由于工程飞行仿真系统的多功能特点,它的用户接口与监控系统无论从使用的友好方便性、通用性还是耐用性和实用性等方面都提出了比一般训练型飞行模拟器更高的要求。为此该系统采用先进的 X 窗口技术, Motif、UIL 语言编程,使用户接口图形化、汉化,具有直观、简单、易操作的特点,极大地简化了各种飞行仿真试验操作的复杂性。

系统开发了中文、西文字符显示程序。该程序可以将用户所需的汉字从汉字字库中提取,并转换成可供 UIL 语言识别的 BIT 文件直接在 X WINDOW 终端上显示。

## 6 ACT 验证机工程飞行仿真系统实践

ACT 验证机工程飞行仿真系统经过 3 年的研制、开发调试获得成功。并经中航总试飞办高级试飞员按照“飞行仿真环境调试/飞行员评定”要求评定合格后投入正式使用。ACT 验证机上电传飞控系统全部接入仿真回路,试飞人员在首飞前通过工程飞行仿真系统进行全飞行包线“飞行”对 ACT 验证机所用数字三轴电传操纵系统及飞控系统实物进行验证和确认,ACT 验证机首飞获得成功。目前,此工程飞行仿真系统正在继续使用以支持 ACT 验证机后续的飞行试验。试飞人员对此飞行仿真系统的评价是“地面飞行仿真的飞机操纵感觉与真实飞行基本一致,增强了试飞时的信心”。

ACT 验证机工程飞行仿真系统是依靠国内技术力量完成研制和开发的,投入的经费低于进口同类系统所需费用很多,所以此飞行仿真系统具有较高的性能/价格比。

## 参 考 文 献

- 1 文传源. 现代飞行控制系统. 北京:北京航空航天大学出版社, 1992. 202~203
- 2 张德发. 电传飞控系统的铁鸟鉴定试验. 中国航空学会第七界飞行器控制与操纵学术交流会议论文集, 1997. 306~309
- 3 孔祥泰. 飞控铁鸟台研制中的几个问题. 中国航空学会第七界飞行器控制与操纵学术交流会议论文集, 1997. 311~315
- 4 李陆豫. 歼八 II ACT 验证机飞行模拟任务书(J 8 II ACT- 02- 214). 中航总公司 601 所, 1995. 2~6
- 5 张德发. 歼八 II ACT 验证机电传飞控系统地面试验任务书(J 8 II ACT- 07- 185). 中航总公司 601 所, 1995. 5~9
- 6 宋子善. 歼八 II ACT 验证机计算机实时飞行仿真系统需求规格说明书. 中航总公司 601 所, 1996. 1~20
- 7 雷先科 H M 主编. 机动飞机实用空气动力学. 北京:中国人民解放军空军司令部, 1979. 385~442
- 8 Hall P H. A set of flight dynamic equations for aircraft simulation. ADA119543, 1982
- 9 沈为群, 吴永东. 歼八 II ACT 验证机计算机实时飞行仿真系统管理、人机接口说明书. 中航总公司 601 所, 1996. 1~8