

# 飞机大气数据系统实时模拟器设计与实现

刘华伟, 何利, 黄国荣

(空军工程大学工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 针对某型飞机大气数据系统在地面静态条件下无法正常输出参数、难以与其他机载系统进行动态联试的问题, 提出通过研制大气数据系统模拟器实现动态联试的方案, 利用多线程和精确定时等方法提高模拟器的实时性。实验证明, 该模拟器可以满足系统动态联试的要求。

**关键词:** 大气数据系统; 模拟器; 实时性

## Design and Realization of Real-time Simulator in Aircraft Air Data System

LIU Hua-wei, HE Li, HUANG Guo-rong

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

**【Abstract】** Aiming at the problem that Air Data System(ADS) can not achieve dynamic joint-trial with avionics because of its failure in normal parameter output in ground static state, this paper proposes a scheme which develops an ADS simulator to realize dynamic joint-trial. It uses the techniques such as multithreading and precise timer to improve simulator's real-time performance. Experiment proves that the simulator can satisfy the requirement of dynamic joint-trial.

**【Key words】** Air Data System(ADS); simulator; real-time performance

### 1 概述

地面动态联试是飞机航电系统研制、性能评估和故障分析的一种重要技术手段, 可以极大地降低科研试飞的风险和经费。大气数据系统(Air Data System, ADS)是飞机重要的航电电子系统, 与导航计算机、飞控系统、火控系统等多个关乎飞行安全和作战效能的系统交联。在地面静态条件下, 大气数据系统不能输出任何参数, 与大气数据系统交联的系统都不能正常工作和显示, 无法模拟动态情况下系统的工作。因此, 迫切需要研制可以输出动态大气数据信号的大气数据系统模拟器以保证飞机多个子系统能在地面动态联试。由此在某型飞机的航行驾驶综合系统地面联试中提出了研制大气数据系统模拟器的需求。所设计的模拟器必须能够按飞行轨迹动态模拟输出计算的参数, 并与其他系统正确交联, 保证整个航行驾驶综合体在地面静态条件下动态运行。

### 2 大气数据系统模拟器原理

#### 2.1 模拟器总体方案

大气数据计算机根据传感器送来的4个原始参数——全压、静压、总温和攻角计算出绝对气压高度、相对气压高度、指示空速、真空速、升降速度、马赫数和大气温度等参数<sup>[1]</sup>。模拟器则根据设计给定的飞行轨迹自动计算出大气数据系统输出参数并输出给其他子系统。模拟器的体系结构如图1所示。

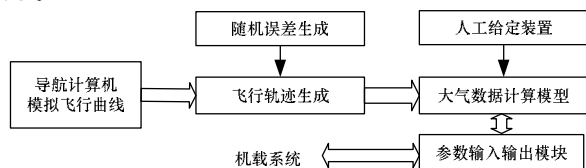


图1 模拟器体系结构

模拟器工作时, 飞行模拟系统输出的飞行曲线送到飞行轨迹生成单元; 该单元加入随机误差后, 形成由4个原始参数构成的飞行轨迹, 传送给计算模型; 计算模型根据飞行轨迹和人工给定装置输入的初始参数输出动态飞行参数给机载系统。

#### 2.2 计算模型建立

为了准确模拟大气数据系统, 必须建立大气数据系统的数学计算模型, 为此用大量实验, 通过给定的装置设置4个原始参数, 观测真实大气数据系统的输出参数, 辨识、推导出大气数据系统的计算模型。下面给出几个主要参数的计算模型。

##### 2.2.1 绝对气压高度

绝对气压高度与静压呈单值函数关系:

$$\begin{cases} H = \frac{T_0}{\beta} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_0} \right)^{\beta R} \right] & H \leq 11 \text{ km} \\ H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_s} & H > 11 \text{ km} \end{cases}$$

其中,  $\beta$  为温度垂直递减率,  $\beta = 6.5 \text{ K/km}$ ;  $P_{11}, T_{11}$  为 11 km 时的气压和气温;  $H_{11} = 11 \text{ km}$ 。

##### 2.2.2 真空速

真空速  $V_t$  在得到马赫数  $M$  和大气温度  $T_s$  后按公式  $V_t = M \sqrt{KgRT_s}$  计算。

##### 2.2.3 升降速度

升降速度  $V_y$  等于绝对气压高度对时间的导数, 计算公式

**作者简介:** 刘华伟(1980 - ), 男, 讲师、博士, 主研方向: 导航系统工程; 何利, 工程师、硕士; 黄国荣, 副教授、博士

**收稿日期:** 2008-09-20 **E-mail:** liuhuawei001@21cn.com

为： $V_y = \frac{dH}{dt}$ 。

### 2.3 飞行轨迹设计

飞行轨迹根据模拟飞行曲线(通过以太网卡从飞行模拟系统中获得)输出的高度、速度等信息,按时间顺序动态生成全压、静压、总温、攻角等4个参数。为了模拟真实的环境,飞行轨迹可以在生成4个参数时根据传感器的性能指标在4个参数上迭加随机白噪声。此外,还可根据大气数据系统的误差补偿模型产生随机误差加入飞行轨迹参数中。

## 3 模拟器硬件设计

大气数据计算机模拟器硬件由仿真计算机、以太网卡、类ARINC429通信板卡、一次性指令卡和参数给定器组成。仿真计算机采用工控计算机PIII800/256M/30G。系统硬件构成如图2所示。

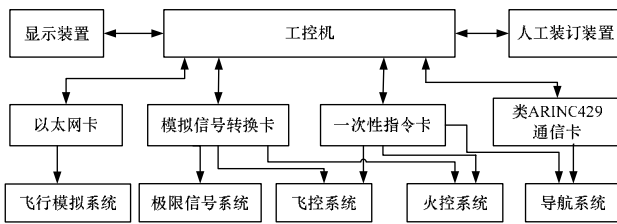


图2 模拟器硬件构成

模拟器与机载系统的数字量通信基于类ARINC429通信板卡。该板卡的主要设计难点在于通信协议的控制。该型飞机的机载总线通信协议时序关系不同于一般的ARINC429总线,每帧数据的间隔相差较大,从几毫秒到80ms不等,某些间隔控制不好,通信将会失败。设计时通过在FPGA编程获得的协议芯片中设置专门的字间隔控制电路控制不同数据帧之间的间隔。由于在Windows环境下计算机不能捕捉到长度为几十微秒的时间间隔,不能靠计算机判断是否完成了一帧数据的接收,因此在通信板上必须加上数据缓冲区。考虑到数据传输的方便,在板卡中采用双口RAM作为数据的缓冲。

一次性指令卡主要完成一次性指令的收发,模拟量输出板以电压形式输出计算参数给机载系统。以太网卡完成与飞行模拟系统之间的通信。人工装订装置用于模拟地面装订场压等初始参数;该装置采用机械式脉冲开关,通过测量开关输出的脉冲数确定初始参数,使用方便。

## 4 模拟器软件设计

### 4.1 软件总体设计

模拟器软件采用LabWindows CVI进行编程,在Win2000平台下运行。模拟器软件包括显示软件、控制软件和通信软件,软件设计依据软件工程学的原理完成模块化程序设计。系统工作过程中可通过友好的用户界面进行人机对话,实现人为控制。其中,显示软件用于完成人机对话,进行自身工作状态显示、参数显示、绘图等工作;控制模块完成整个软件的调度工作,控制软件的运行和参数的计算;通信软件完成所有外部板卡的管理和参数交换。

### 4.2 实时性解决方案

软件设计中要解决的主要难题是实时性问题。大气数据系统的数据刷新周期为40ms;在航行驾驶综合系统地面联试中,各子系统之间还要进行精确对时,时间误差必须控制在1ms以内。这在Windows平台下用一般的编程方法是不可能实现的(Windows系统时钟精度约为55ms)。因此,必须

采用一定的方法保证模拟器的实时性。设计中采用了3种方法来解决:多线程技术,WDM精确定时技术和改进的算法。

#### 4.2.1 多线程技术

CVI提供了线程池和异步时钟2种多线程机制,线程池适用于需要不连续地执行多次或在循环中执行的任务,与模拟器软件的工作方式类似,因此,本文选择了线程池机制。

软件分为3个线程,其中,主线程主要用于界面和用户操作指令的管理;一个子线程为通信线程,用于完成与机载设备和飞行模拟系统的通信、控制;另一线程为计算线程,用于完成参数计算。程序通过调用CmtScheduleThreadFunctionAdv()设置线程优先级,因为系统通信是模拟器正常工作的基础,所以通信线程优先级最高,计算线程次之。线程的数据保护通过线程安全变量机制实现。

#### 4.2.2 WDM精确定时技术

在Windows NT环境下,虽然提供了多媒体定时器(CVI的异步定时器也使用多媒体定时),但当系统处于多任务处理量时,由于多媒体定时器要占用大量的系统资源,即使鼠标移动也会使定时器产生不同程度的延时,因此难以满足本系统的要求<sup>[2-3]</sup>。

为了达到至少1ms的时间控制精度,在设计软件时利用WDM可以直接控制硬件设备的特性,通过WDM修改主板上的定时器2获得高精度的时钟控制精度。由于定时器2对计算机系统工作基本无影响,且其由主板上的1.19MHz时钟驱动,因此对该定时器操作理论上可以获得微秒级的定时精度,并且是安全的。具体方法是通过对定时器2设定一定的计数值,获得一个准确的25Hz的系统08号中断频率,由WDM驱动程序截获此中断实现实时调度,向Ring3(应用层)发送调度信息。

需要说明的是:定时器2对1.19MHz的时钟计数理论上可以获得微秒级的定时精度,但实际上由于操作系统的运行以及WDM驱动程序内部指令的延迟,往往会出现误差。测试表明,使用该定时方法可以达到小于250μs的定时误差,这是符合要求的。

#### 4.2.3 改进的算法

由于在40ms内难以按公式完成所有参数的计算和输出,因此计算方法采用了查表插值法<sup>[4]</sup>。实现时先按公式构造表格,并将表格存放成文件DATA.h,放入程序代码,程序运行时先查表,然后进行线性插值,算出参数值。

如2.2.1节给出了绝对高度与静压的函数关系,而某型飞机大气数据系统静压的变化范围为6mmHg~806.15mmHg,根据高度随静压变化的关系,静压从6mmHg~806.5mmHg每变化0.25mmHg取一个高度值,构造出绝对高度-静压的关系表格。采用线性插值法,高度参数按下式计算:

$$H = H_{N+1}(4P_s - 24 - N) + H_N(25 + N - 4P_s)$$

这种计算方法可以提高参数计算速度及软件的实时性。

实验表明,使用这3种方法可以极大地提高系统的实时性,保证模拟器的正确运行。

## 5 结束语

本模拟器可以与导航、飞控与火控等系统正确交联,保证航行驾驶系统地面动态试验顺利进行,还可进行空中故障及使用中出现问题的地面模拟,实现疑难故障的分析和研究。系统具有功能完善、实时性好、操作方便的特点。

(下转第245页)