

飞机进气道流场压力畸变数据 采集与处理系统¹⁾

宁交贤 宁 烽 黄 爽

(四川联合大学工程信息技术研究所, 成都 610065)

胡 同

(航空工业总公司 611 所, 成都 610041)

宋志安

(航空工业总公司 626 所, 沈阳 110034)

摘要 论述了一个用于飞机进气道出口流场动态压力畸变测试分析的高速数据采集及实时存储处理系统的研制背景、国内外情况、主要技术难题及已完成系统的组成、功能和技术性能, 列出了研制中涉及到的若干关键技术。

关键词 进气道, 动态压力畸变, 并行机, 高速数据采集, 实时存储处理

1 技术背景和国内外概况

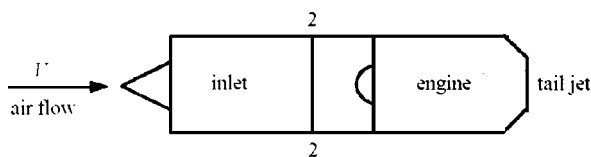


图 1 进气道位置示意图

Fig. 1 Location of aircraft's inlet

飞机进气道的功能, 是为后级发动机提供均匀稳定和要求的流体流量, 其位置如图 1 所示。出口断面 2-2 流场动、稳态压力畸变的测试和分析, 是进行进气道/发动机相容性评价的重要技术关键。

进气道/发动机相容性评价, 是先进、高性能飞机研究、设计和试飞中首要考虑和必须解

决的关键技术问题, 并贯穿于研究、设计和试飞的全过程。

据统计, 美国 50~60 年代研制的 11 种战斗机和轰炸机, 由于当时相容性问题认识不足, 有 6 种型号出现过匹配问题, 其中最严重的是 60 年代中期投入越南战争的 F-111 飞机被迫退役, 承研公司花费近 5 000 万美元, 重新研究相容性问题^[1]。

“动态压力畸变高速数据采集及实时存储处理系统”是进气道/发动机相容性评价的基本关键试验分析装置, 国外被认为是一种技术复杂, 造价昂贵的系统, 美国 EAI 公司曾报价 300 万美元。

60 年代末开始, 美国用模拟-数字混合计算机技术, 发展了进气道动态畸变模拟编辑系统, 即称 DYNADEC, 使研制的第三代战斗机 F-15, F-16, F-18, F-19 等均再未出现过严重的相容性问题^[2]。

1) 国家自然科学基金和中国航空工业总公司经费资助项目。

1996-05-27 收到第一稿, 1996-11-25 收到修改稿。

上述系统的模式在国际上获得普遍应用,如法国航空航天研究院(ONERA)的系统,并被推荐为美国航空标准,即 AIR1419,ARP1420 的测试分析系统.

1991 年 6 月美国阿诺德(Arnold)空军基地工程发展中心(AEDC)公布了一套新的全数字系统,即进气道畸变试验准实时分析系统,采用了并行计算机(阵列处理机)进行数据处理,对 F-15 的模型试验,采集 60 s 的数据,可在随后 180 s 时间处理完毕,据认为提高了畸变指数的幅值及峰值出现时刻的测量分析精度,拟取代美国已沿用二十多年的 DYNADAC 系统^[3].

1985 年阿诺德中心投资 6.25 亿美元建成一套航空发动机试验设备(ASTF),上述准实时分析系统随后是 ASTF 的重要组成部分,该中心最初每周只能做一次试验,由于增强了计算机和改进了测控设备,而使每周试验提高到 3 次,这就相当于又建了 2 套造价各为 6.25 亿美元的 ASTF 设备,为了适应 90 年代及其以后的新型号机的试验需要,该中心制定了高级科学计算机增强计划(ASEP),并于 1990~1994 年期间实施,其重大改进是采用了 4 台超级计算机并连接成网,使浮点运算速度从每秒 1 亿次提高到 10 亿次以上,而且具有很强的存储,显示能力^[4].

上述研究,近年来国内也有单位注意并开始进行了一些初步的探索工作^[5].

2 主要技术难题

2.1 高速大数据流的实时计算处理

根据国外采用的传感器安装支架结构即所谓测量耙环,最多有 48 个测点,每个测点又分设动态和稳态传感器各 1 个,如图 2 所示(k -静态压力测点).假设动态每通道每秒采样 20 000 次,一种型号的飞机若进行 1 000 次风洞试验,每次吹风 90 s,则需进行 87 亿次动态数据的采集,此外,还有稳态数据和校准数据,然后根据这些数据得出的 1.8 亿组动态压力图谱,据以计算出所需的压力畸变指数.而现以常用的畸变指数 K_θ 为例,其计算公式如下

$$K_\theta = \sum_{r=1}^J \left(\frac{A_r}{n^2} \right)$$

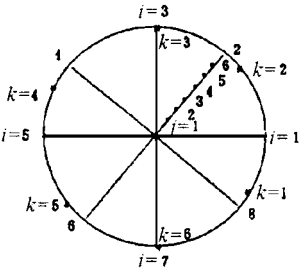


图 2 2-2 断面耙环测点分布示意图
Fig. 2 Measuring points arrangement on rake/ring for 2-2 fault section

2.2 高速大容量数据的实时记录和存储

系统研制的另一个难题是数据的记录和存储,国外一般采用时分多路 PCM 编码的数字磁带或频率调制(FM)频分多路复用的记录方法,这些方法,不但遇到调制解调的困难和效率极低的问题,而且存在设备价格十分昂贵,回放速度慢,频响低,不能随机灵活调用记录数据等缺点.

本研制提出了一种用硬盘作为采集数据存储的新方案,它具有单位 MB 存储容量价格极低,回放速度快,频响高(依 A/D 速度而定),可以随机调用记录数据等优点,但需解决高速硬盘接口及传输与通道的体系结构的设计,调试以及驱动软件的研制问题.必须使存盘速度达到 2 MB/s,才有可能在 90 s 采集过程中实时将全部近 200 MB 数据存入硬盘.

2.3 小动态、大稳态压力分量数据的测量和处理

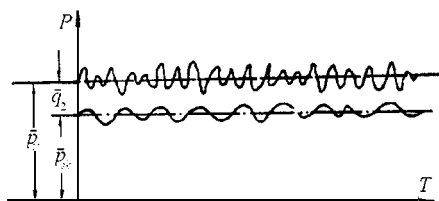


图 3 瞬时总压各分量时间历程图

- p_{ij} — 总压瞬时值, $p_{ij} = p_{sk} + q_2$,
 - $\bar{p}_{ij}$ — 总压平均值或总压稳态值,
 - p_{sk} — 平均静态压力值, q_2 — 平均动态压力
- Fig. 3 Time courses of each component of instantaneous total pressure
- p_{ij} — instantaneous value of total pressure,
 - $\bar{p}_{ij}$ — average or steady value of total pressure,
 - p_{sk} — average of static pressure, $p_{ij} = p_{sk} + q_2$,
 - q_2 — average of dynamic pressure

畸变指数的计算处理依赖的基础是瞬时总压数据,而总压可分解为如图 3 所示的各压力分量,其中动态压力分量值一般只为总压平均值的 3%~5%,如采用测量瞬时总压绝对值的方法,势必造成动态压力分量测量分辨和精度极低的后果,较好的方法是将稳态和动态压力分量分解,对动态分量以较高的放大倍数而稳态以高的 A/D 分辨率测出,但在计算畸变指数时,又将动稳态以各自放大倍数和分辨率折算回去并将两者相加,但这样将造成硬件投资的剧增,并使系统构成和数据处理环节复杂化,对要求达到实时测量处理时,要解决好这一问题,又成为设计中

的一个难题.

以上列举了系统设计遇到的三个主要难题,实际上,解决这些难题的各种方案,都可能派生出一系列具体的技术问题需要克服和解决.这些技术,将在本文的结尾列出.

综上所述,所要研究设计的是一个高速传输、高速计算、高速存储的数据采集及实时存储处理系统,这种系统,目前已没有一种现存的模式可以参考,传统观念的以微机为核心,外加放大滤波采集控制电路,以及相应的软件配套,已完全不能满足上述功能对技术的要求,必须寻求新的设计路线.

我们选择的一种设计路线,是基于巧妙构思,以系统精简为目的,并以极高的功能价格比达到上述技术的要求.设计的核心问题是在整体上提出一种新的系统模式或称新的体系结构,这包括对各种功能模块的选择,如计算和控制采用的 CPU,内外存储器的选择和配置,总线互连网络结构的设计等,也还涉及新的硬件单元技术的开发,支撑软件系统及语言的选用,以及硬软件结合的相容和协调技术的解决等.

3 已研制系统的构成和功能

3.1 系统的硬件部分

根据系统精练,功能完善,技术先进的设计原则,研制完成的系统硬件构成框图如图 4.

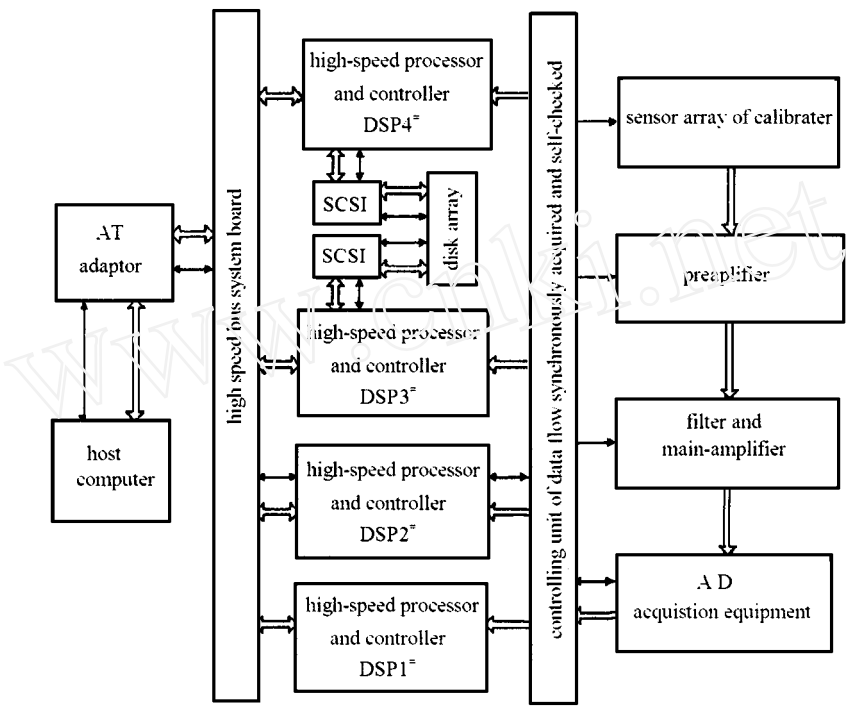


图 4 系统硬件构成方框图
Fig. 4 Diagram of composition for system hardware

由图可见系统硬件大致由：放大滤波采集、并行处理及存储、主控微型机等三大部分组成，图中双箭头为数据流方向，单箭头表示控制关系。

(1)放大滤波采集部分,包括 48 个动态并行通道及 54 个稳(静)态扫描通道,串行稳(静)态通道采用了 1 Hz 低通滤波及程控放大.并行动态通道除了可分路进行 1 Hz 低通滤波外,可由程控开关切换到 20 Hz~5 kHz 可变带宽的带通滤波,以这种简练的结构,实现了动、稳态压力数据的分解测量和动态通道的放大标定,同时由于采用了开关电容滤波集成新电路,实现了带通滤波 20 Hz 的细分档.并行通道 A/D 采样为每通道 12 位,20 kW/s,串行通道 A/D 总采样率为 12 位,200 kW/s. 前放部分通道由接插头直接与测量靶环的动态和稳态传感器连接.为了削弱放大滤波采集系统的温漂、时漂的影响、工作现场的干扰、以及由于各通道存在的特性差异,特别考虑了由 16 位 D/A 构成的标定源,实现了系统的现场实时标定问题。

(2)并行处理及存储部分,是硬件系统的核心,它承担了采集数据的高速处理,高速存储任务,并对数据采集等进行控制,为满足高速的需要,采用了美国 Ti 公司的 TMS320C30 DSP 芯片 (Digital Signal Processor) 而研制的单板机,其浮点运算峰值速度为 3 300 万次/s,由 4 个编号的 DSP 板组成并行计算机系统.在并行高速总线结构设计中,特别考虑了并行系统节点(nodes)的可扩展性,在有更高要求处理控制速度时,可将处理控制节点扩展到 16 个,使系统具有很大的处理控制潜能.风洞吹风试验结果证明, K_0 畸变指数计算,由于采用 1[#], 2[#] 两个节点 DSP 板乒乓采集处理,因此可在 36 μ s 即小于 50 μ s 完成.由于高速大容量数据存储要求速度 2 MB/s,每次 200 MB. 本系统引进国际最新标准,设计研制了高速接口卡,支持硬盘(亦可光盘)作为高速存储装置.采集数据送入 DSP 板后,经过预处理,再送入 SCSI-2 接口卡中缓存,在 DSP 干预下,完成

接口操作及硬盘存储. 测试表明, 从 SCSI-2 卡缓存到硬盘的存盘速度达 9.89 MB/s, 双盘乒乓工作采集存储实际超过了 2 MB/s 的速度. 如遇更高速度和更大容量数据的存储, 在此体系下, 可实现更多个大容量硬盘的并行工作.

为了高速数据的及时响应和处理, 上述多机并行系统的体系结构, 采用了控制流和数据流相结合的驱动结构, 具有波前阵(wave front)的特点, 又继承了脉动阵(systolic)的优点. 由于采用统一时钟控制处理单元换接, 而各处理单元又仅在前端有数据输入准备就绪后才进行计算和存储, 各处理器是同步与异步相结合工作的, 因此有利于这种数据处理量大, 运算规整, 具有局部模块特性的实时信号的高速数据采集存储处理系统的应用.

(3) 主控微型机是系统的上位机, 采用 586 具有 100 MC 时钟的型号, 它的主要任务是对下位并行计算机系统初始化, 程序加载, 外部设备的管理和事后处理等, 它通过扩展 16 位 AT 适配器与并行高速总线连接, 操作员通过主控机对并行计算机系统状态进行控制, 并对计算结果回读并显示, 根据需要 will 相应功能采集和处理控制程序载入 DSP 板静态 RAM 之中, 使系统具有一定的通用性, 而没有采用 EPROM 固化专门程序的方式, 这也是它具有的一个特点, 通过 DMA 请求方式干预 DSP 节点的运行. 在这种安排下, 实现了难度很大的 $K\theta$ 幅值时间历程及最大 $K\theta$ 幅值和出现时刻在屏幕上的实时数字显示.

3.2 系统的软件部分

系统的软件由“实时采集计算存储”及“事后处理”两大子系统组成, 其间由一个接口软件系统将其连接起来, 作用是把实时采集存储在高速硬盘中的数据, 自动有序并进行码制变换送入事后处理的数据库中管理. 软件系统自编语句共约八万多条.

实时软件子系统由三个层次的程序组成. 最上层是形成实时操作界面的程序, 由 PC 宏汇编及 C 语言编写, 在 Borland C++ 集成环境下调试完成, 它构成了一个友好的人机界面, 实现了操作界面图形化, 按钮软件化, 设置的中文信息窗口中, 显示采集处理过程中的状态, 并可在屏幕上对一些关键曲线和数字进行实时显示, 如图 5, 图 6; 第二层次的软件起着实时操作系统的作用, 由 C 语言编制子模块, 包括申请占用并行机资源, 控制并行机起停, 向并行机内加载执行代码; 最底层是由 TMS320C30 汇编语言编写的应用子模块及设备驱动程序, 包括硬盘读写, $K\theta$ 实时计算, Tu 实时计算, 漂移检测以及采集控制等 10 多个任务模块, 修改其中任一个并不影响其他子模块, 使各子模块易于扩充和修改.

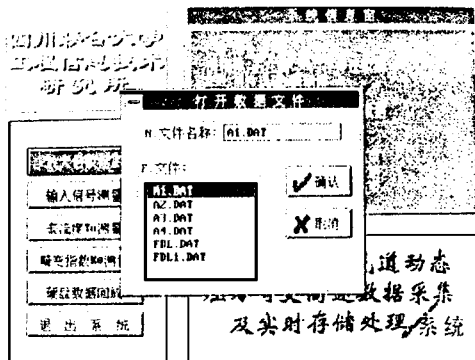


图 5 系统屏幕操作界面例图
Fig. 5 A sample of operating interface for real-time system

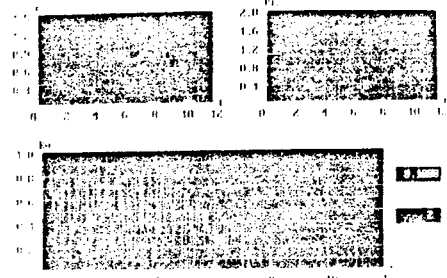


图 6 $K\theta$ 时间历程, 特征数据和风洞状态的实时显示
Fig. 6 Real-time display of $K\theta$ time course & characteristic data and wind tunnel states

由上可知,软件设计的出发点是使一组并行处理部件以高效率执行一个共同任务,并行处理的目标,在于提高计算和控制速度、可靠性和容错能力,带有非常明确的专用性,然而,由于它具有高度的模块化、层次性,能在广泛工程的高速数据采集存储处理系统中具有通用性,这是由于硬软件具有的高度可扩充性和可维护性所决定的.又由于各模块具有较大的独立性,在调试和应用中,可以很方便地把模块组合配置成大的模块.

从软件的总体结构及硬件的特殊设计可以看出,系统具有以并行计算机系统为核心的虚拟仪器特性,与一般的通用并行计算机和系统不同,它的操作系统和并行环境没有明显的界线.

事后处理软件子系统,是在 Windows 3.2 中文版支撑下,以 Borland C++ 4.0 面向对象语言为开发工具构成的数据图谱后处理平台,可完成时域、频域分析,图形处理,图文共页报告生成等功能如图 7. 运行证明,系统具有较高的效率,如在现系统配置的主控机下,可在 1 分多钟内对 2048 组,每组动态数据 48 个原始采集数据,完成 19 种畸变指数的全部计算处理.数据库是以 FOXPro 2.5 为支撑,以 Visual Basic 3.0 构造操作界面而建立的一个高效、方便、快捷的数据库系统,实现了多维大数据量的科学管理.在后处理平台上,还挂接了 Powerpoint 4.0, Word 6.0 以支持复杂的、不同需要的图形和文字处理,充分利用了国际最新的丰富软件资源,使后处理子系统具有功能完善,集成度高,界面美观和操作方便等特点.

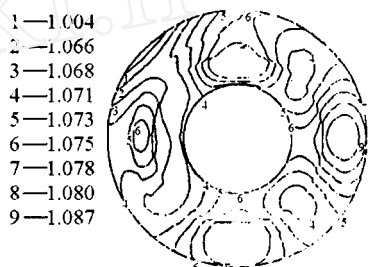


图 7 由后处理得到的一个压力图谱
Fig. 7 A sample of pressure map
for off-line processing

4 结论和展望

通过本文介绍的这一专门系统的研究,解决了在数据高速传输、高速计算、高速存储方面一系列重大关键基础技术,其可推广的应用领域,包括生物医学工程,航空遥感遥测,图像处理,可视化技术,振动及流场测试分析,特别是信息高速公路和通讯及其他国防科技等,在科学和工程领域有着广泛的用途.为便于交流,现将这些技术列出如下:

1) 高速数字信号处理单板机.已实现 3 300~4 000 万次/s 的峰值浮点运算速度,与目前市售进口与国内研制的板卡不同,它能够实现高速大数据流实时采集存储处理的应用.

2) 设计的高速并行总线电路,可以通过研制的 AT 适配连接器与各型 ISA 总线的 PC 机接口,并已实现了由 4 个上述单板机组成的并行计算机系统.4 个板卡系统的峰值浮点运算速度将可达到 1.32~1.6 亿次/s,可扩展为有 16 个板卡的系统,峰值速度将可达 5.28~6.4 亿次/s.

3) 高速并行硬盘数据存储技术.主要包括以国际最新标准研制完成的 SCSI-2 专用硬盘智能接口及其配套驱动软件.

4) 不同计算机语言(多种汇编, C, Borland C++, Fortran, Basic), 不同操作系统和支撑软件(DOS, Windows, Foxpro, Visual Basic, Office 等), 多层硬件环节以及硬软件之间的协调和接口技术的研究解决.

5) 多通道,高稳定、高精度信号调理电路的设计和调试技术.

6) 宽频带,细分档,多通道、超小型,特低频(0.25~1Hz)和可调频宽集成滤波电路的设计和实现技术.

- 7) 多通道、长引线、高增益动态信号系统工业现场的接地、屏蔽和防干扰技术的研究和解决.
- 8) 压阻式,超小型,桥式动态压力传感器随温度(-30℃~80℃)而变的零点及灵敏度漂移的现场实现校正的研究和解决.
- 9) 高精度(0.05%以上)、高稳定自检使用的实时标定信号源的研制和现场校正技术.
- 10) 多层硬件结构环境实现数据和曲线的实时可视化技术.
- 11) 实时采集存储数据与后处理软件系统之间的数据格式转换和自动传送接口软件技术.
- 12) 克服上、下位机及外设之间的高速数据传输“瓶颈”问题的体系结构的设计.
- 13) 从实时存储硬盘到存档数据流磁带介质的有序转存和回放技术.

参 考 文 献

- 1 王宗源,李文兰. 飞机进气道与发动机相容性研究用动态数据采集、编辑和处理系统. 国外航空技术,测试类十一,1980,总197: 1~17
- 2 Marous J, Sedlock D. An analog system for dynamic flow distortion DYNADEC Past, Present and Future, AIAA-80-1108: 1980
- 3 Marous WK et al. On-line distortion analysis system for inlet- engine testing. 1991-91- GT-166
- 4 航空工业总公司第 628 所. 超级计算机的应用为航空试验及其测控技术带来了巨大进步,航空情报 108 期,1995 年 4 月
- 5 戴明桢,唐明杰,杨振琪. 多通道大容量同步数据采集系统. 航空学报,1994,5(8): 1003~1006

DATA ACQUISITION AND PROCESSING SYSTEM USED FOR FLOW FIELD DISTORTION OF AIRCRAFT INLET

Ning Jiaoxian Ning Feng Huang Shuang

(Sichuan Union University, Chengdu 610065, China)

Hu Tong

(611 Institute, The Chinese Aeronautic Ministry, Chengdu 610041, China)

Song Zhian

(626 Institute, The Chinese Aeronautic Ministry, Shenyang 110034, China)

Abstract This article describes a high speed data acquisition and real-time storing, real-time processing system for flow field distortion measurement and analysis of aircrafts' inlet/ engine, focuses on system's research background, domestic and foreign information, main technical difficulties, the constitution, functions and technical properties of this completed system, finally, lists several important and key technologies solved in the period of research and manufacturing.

Key words inlet, dynamic pressure distortion, parallel computer, high speed data acquisition, real-time storing and real-time processing