

文章编号: 1000-8055 (2004) 02-0247-07

航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证

姚 华¹, 王国祥²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 以某型发动机为控制对象, 研究航空发动机全权限数字电子控制系统 (FADEC) 对数控系统的总体结构、控制规律、故障诊断及余度设计、电子控制器、液压机械装置、控制软件开发等关键技术分别进行了讨论。通过试飞, 验证了该数控系统功能和性能及其关键技术。试飞结果表明, 使用全权限数字电子控制系统取代传统的液压机械调节器不仅扩展了发动机控制系统的控制功能, 同时也更有效地发挥了航空发动机的性能, 改善了发动机的操纵性、维护性和可靠性。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 全权限数字电子控制系统; 数字电子控制器

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

A Study and Flight Evaluation of Full Authority Digital Engine Control System

YAO Hua¹, WANG Guo-xiang²

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract A full authority digital electronic engine control system is developed. Key techniques such as system construction, control rules, fault diagnostic approach, electronic controller, hydraulic mechanical unit, and control software are discussed. Functions and performances of the FADEC system are evaluated by flight testing. As a result, the functions of the control system are enhanced and the performances of engine are improved.

Key words aerospace propulsion system; aero-engine;
full authority digital electronic control system; digital electronic controller

符号表

FADEC——全权限数字式电子控制

LVDT——线位移传感器

PWM——脉宽调制

BIT——机内自测试

PLA——油门杆角度 / (°)

 N_1 ——低压转子转速 / (%) N_2 ——高压转子转速 / (%) p_1 ——发动机进口压力 / 100Pa p_2 ——高压压气机进口压力 / 100Pa p_4 ——低压涡轮出口压力 / 100Pa T_1 ——发动机进口温度 / (°C) T_4 ——低压涡轮出口温度 / (°C)

收稿日期: 2003-05-27; 修订日期: 2003-10-16

作者简介: 姚华 (1961-), 男, 湖北武汉人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空动力控制技术研究。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

- H —— 飞行高度 /m
- Ma —— 飞行马赫数
- L_z —— 主燃油计量活门位移 /mm
- L_j —— 加力燃油计量活门位移 /mm
- L_p —— 喷口作动筒位移 /mm
- W_F —— 主燃油流量 / (1/h)
- W_{FR} —— 加力燃油流量 / (1/h)

航空发动机全权限数字电子控制技术是现代航空推进系统技术中的一项新技术，这项技术利用以计算机为核心的数字电子控制系统取代传统的液压机械调节器，依靠计算机强大的数字计算能力和逻辑处理能力，完成比液压机械调节器更先进、更复杂的计算，改善发动机的操纵性，充分挖掘发动机的性能潜力。但由于发动机工作范围宽，工作环境恶劣，可靠性要求高，使航空发动机数字电子控制系统的研制具有极大的技术难度。

为了全面突破航空发动机全权限数字电子控制系统的各项关键技术，我国从二十世纪八十年代后期开始将航空发动机全权限数字电子控制系统研究列于国家计划，该计划确定以某型发动机为验证机，研制满足全飞行包线需要的航空发动机全权限数字电子控制系统样机，并通过数字仿真、半物理模拟试验、环境试验、地面台架试车、高空台模拟试验及装某型飞机飞行演示验证等过

程，对数控系统不断改进、完善，使数控系统走向成熟，达到工程实用的程度。

航空发动机全权限数字电子控制技术涉及到多个学科领域及多项技术，本文介绍主要的关键技术。

1 系统总体

某型发动机全权限数字电子控制系统的主要组成部件有：数字电子控制器，带液压机械备份的主燃油供油装置，加力燃油供油装置，尾喷口控制装置，各种传感器及压力传感器盒，继电器箱，状态操纵盒，开关控制盒，信号灯盒等。数控系统原理框图如图 1 所示。

控制系统采用了双通道、带液压机械备份的总体结构形式，关键传感器采用双余度设计，电液转换装置采用双线圈设计。数控系统能对传感器、执行机构及电子控制器进行故障诊断、余度管理和切换。当一个通道控制时另一个通道在热备份状态。当前通道检测到故障时能自动地或手动切换到热备份通道工作。

全飞行包线的控制规律是总体设计技术的核心之一。由于航空发动机在不同功率状态和不同飞行条件下工作时，发动机模型参数变化二十多倍，而且呈非线性变化，为了保证在全飞行包线工作时的稳定性，设计了一种自适应控制规律，当

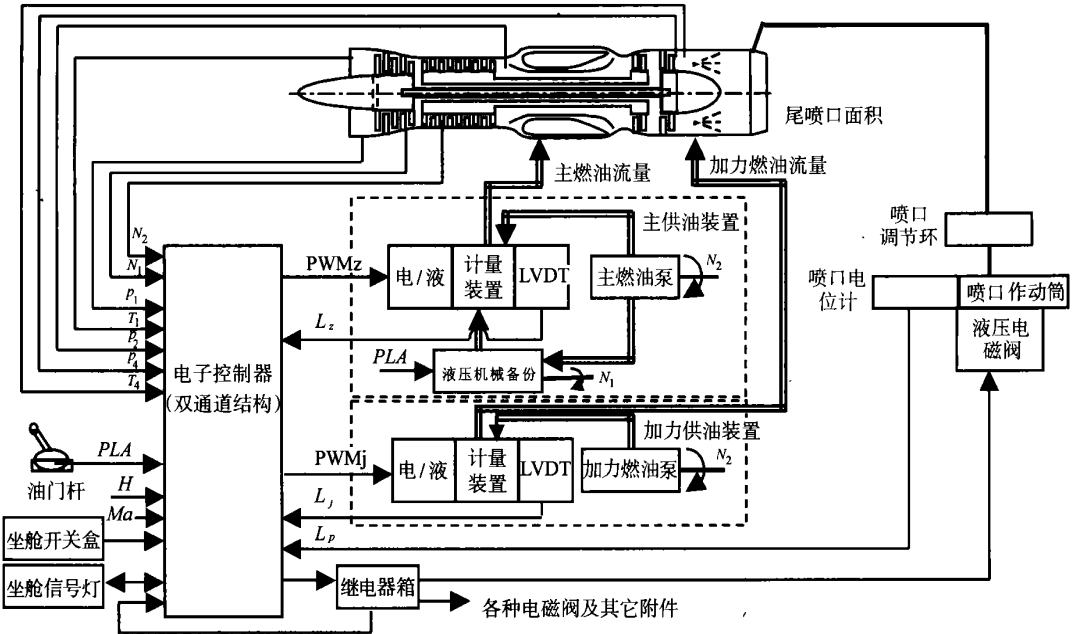


图 1 数控系统原理框图

Fig. 1 Schematic of the FADEC system

发动机的状态和飞行条件发生变化时, 通过引入发动机换算转速、进口大气压力、进口大气温度等参数对控制规律进行修正, 保证发动机在全包线有足够的稳定鲁棒性。发动机的主燃油流量控制回路和加力燃油流量控制回路是一个强耦合的系统, 在设计这两个控制回路的控制规律时, 采用了拉开两系统的截止频率和引入前馈控制的综合方法对系统进行了解耦。为了保证发动机启动、加减速, 加力接通和断开等功能状态转换过程平稳、快速且不超温、不超转、不喘振, 引入换算参数进行上述过渡过程的控制。

控制系统的故障诊断是另一个难点。通过故障模式分析, 归纳出系统可能发生的四十多种故障情况。根据不同的故障模式采取不同的诊断方法。传感器及输入通道的故障诊断采用初值检查、变化率检查、变化范围检查及标准信号检查等方法, 重要的是确定故障阈值保证不漏报故障和误报故障。电子控制器开关量输出模块、脉宽调制输出模块设有回检信号, 软件在输出后检测其回检信号来判定输出通道及执行元件的故障, 这种方法需要确定回检信号的动态响应时间才能作出正确的判断。回路检测是一种有效的故障诊断方法, 控制软件中设计了 3 个回路检测, 这种方法需要建立一个回路的数学模型, 数学模型的精度决定了故障诊断准确度, 用这种方法不仅可以诊断硬故障还可以诊断回路中缓慢漂移的软故障。

控制系统的一种或多种故障使原控制规律无法实现时, 控制系统需进行自动调整, 采用余度控制规律进行控制, 保证发动机的安全。根据故障性质, 控制系统的故障对策程序分为三类, 对一般故障 (非控制传感器、双余度中的一个传感器故障等) 则切换余度, 并给出提示; 对重要故障则改变控制规律, 发动机降低性能, 减少功能, 闪烁故障信号灯; 对严重故障则转液压机械备份。保证控制系统在各种工作状态能安全、平稳转换是余度切换的关键, 控制系统采用了热备份的工作状态, 并接收主控通道的工作信息, 使备份通道始终跟随主控通道, 从而保证控制系统平稳转换。对单余度传感器故障处理采用了解析余度技术, 用非故障传感器信号的估值来替代故障传感器。

2 电子控制器

电子控制器的原理方块图如图 2 所示, 电子控制器采用双通道、四 CPU 模块化结构, 每个通道由采集模块和控制模块组成, 采集模块和控制模块之间采用并行 DMA 通讯, 双通道之间采用并行 DMA 通讯, 控制模块与飞机系统或地面监测装置之间采用串行通讯。独立的切换电路模块控制双通道之间及与液压机械备份之间的互相切换。

电子控制器的关键技术之一是热设计技术, 分别研究了飞机载和发动机载两种类型的电子控

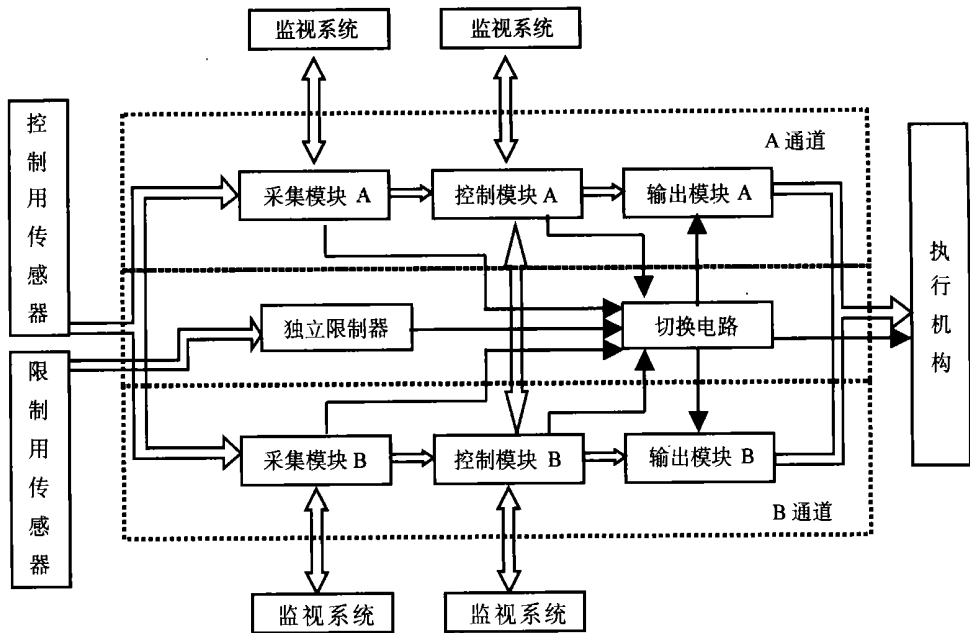


图 2 电子控制器原理方块图

Fig. 2 Schematic of the digital controller

制器，在飞机载的情况下，电子控制器长期工作的环境温度为 $-55\sim +70^{\circ}\text{C}$ ，短时达 $+90^{\circ}\text{C}$ 。在发动机载的情况下，电子控制器工作环境温度高达 110°C 。发动机载控制器采用的是油冷机箱，用燃油作为冷却介质，在最高环境温度下，控制器内部温度不超过介质温度加 12°C 温升。飞机载控制器采用自然冷却。热设计主要考虑是电路模块的散热、电路功耗设计合理、功率器件位置安排和高低温下电路性能的变化等因素。其中，防止高低温下电路性能的恶化或失效是关键，几乎所有模拟电路在高低温下性能都发生漂移。当环境温度变化时 LVDT 电路模块输出电压变化最大达到 8%，大大高于 0.2% 的系统要求。对该问题研究了三种电路方案，经多次的高低温试验，使电路温漂控制在要求的范围。

电磁兼容性设计也是电子控制器的关键技术，发动机的电子控制器不同于其它的机载电子设备，要从发动机的起动开始控制，起动机器的电流高达几百安培，同时还有其它一些大电流的开关电器及点火器等的动作，使得电子控制器的电磁环境异常恶劣。在控制器设计时，采取了综合措施来提高电子控制器的抗电磁干扰能力，这包括模块的分割、信号的隔离、滤波、接地、电源滤波器和控制器的屏蔽等方面采取的具体措施。更重要的是与外界有联系的电路要有一个好的电路结构，要有强的干扰抑制能力。在系统调试和机上地面试验时分别在频率量输入电路、小信号放大电路、切换电路等发现严重的干扰现象，都是通过改进电路来排除干扰的。

电源电路也是重点要考虑的，发动机起动时，供电电压从标准的 27 V 跌落到 8 V，变化范围已超出现有标准电源模块的工作范围，因此电源电路必须设计一种电压提升电路，同时电源电路还要有耐一百伏以上高压的能力。

为了有效地进行控制系统的故障诊断，电子控制器需要设计 BIT 检测电路，与软件结合对输入和输出通道进行检测。模拟量通道和频率量通道中设计了一种标准信号检测电路。开关量输出通道专门设计了一种微电流管线故障检测电路。PWM 电路在平衡状态时，输出电流为零，因此，不能用直流电流的检测方法，设计了一种状态检测电路。

3 液压机械装置

液压机械装置包括带备份的主燃油供油装置

和加力燃油供油装置，主燃油供油装置原理如图 3 所示。加力燃油供油装置的组成与主燃油供油装置基本相同。

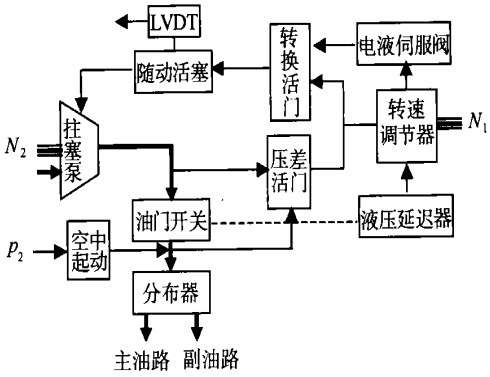


图 3 主燃油供油装置原理图
Fig. 3 Schematic of the main fuel hydro-mechanical unit

燃油供油装置采用电液伺服阀直接控制斜盘角度的方式计量燃油，这种计量方式结构简单、重量轻、可靠性高，并具有功耗小、温升低的特点。斜盘角度是燃油流量内环回路的关键参数，通过线位移传感器 (LVDT) 来测量。由于供油装置的进口燃油是经过燃油油散热器后的燃油，最高温度达 120°C 。高温下 LVDT 温漂严重，使燃油计量精度显著下降，同时高温使电液伺服阀性能降低，燃油计量回路的静差随温度变化。为了解决这些问题，在 LVDT 解调电路中使用了一种带除法运算的温度补偿电路，补偿 LVDT 的一部分温漂，在液压机械装置上安装了温度传感器，通过软件对 LVDT 温漂和静差的变化作进一步的补偿。

备份调节器要保证在数控系统故障的情况下起到安全返航的作用。备份调节器设计的关键是在尽可能简单的结构下能控制发动机在全飞行包线内最大状态以下稳态工作并具有空中起动的能力，同时还必须考虑在数控系统向备份转换时，发动机应平稳过渡，状态基本不变。为此，备份调节器设计为两段式工作，当转速大于 83% 时，由 N_1 转速调节器闭环控制，当转速小于 83% 时由压差计量活门开环供油。通过保持给定一致使其能平稳转换。

4 控制软件

控制软件是控制系统的核心，控制系统通过控制软件完成先进的、复杂的控制规律的计算，实现对发动机的控制，图 4 是主燃油控制回路软件

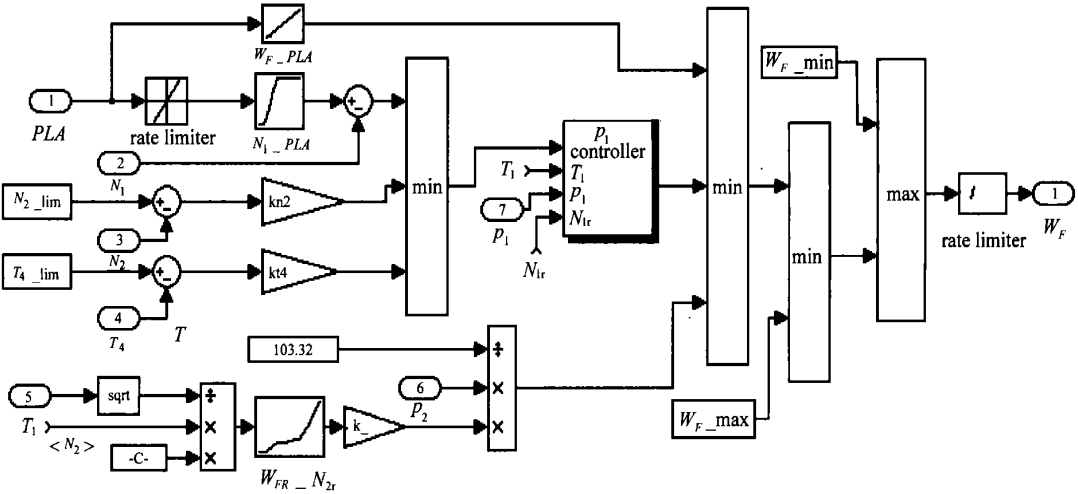


图 4 主燃油控制回路软件算法框图

Fig. 4 Main fuel control laws block diagram

算法框图。同时，控制软件还必须对系统进行管理，完成信号的输入、输出、量纲转换、数据存储、参数修改、数据通讯、故障诊断、解析余度和系统重构等多项功能。

该软件运行在双通道、四 CPU 的嵌入式控制器中，采集模块和控制模块各有一套程序。4 个 CPU 的程序独立运行时，需要相互通讯，并在时序上保持一致。由于控制软件的复杂性和对发动机安全的重要性使得控制软件成为控制系统的最关键因素。

控制软件的开发按照国军标要求的步骤进行，它包括软件需求分析、软件概要设计、软件详细设计、软件编码、软件代码走查、软件模块测试和软件系统测试等过程。

软件需求分析采用了结构化程序分析方法，使用数据流图模型，自顶向下对系统实现的功能、性能和数据接口进行详细的分析。航空发动机控制系统的特点是功能复杂，功能之间互相关联，实时性要求高。需求分析的重点是准确无误的定义、描述这些功能，将各种功能按软件特点分解和归类，进行功能模块划分，使得每个模块具有高内聚、低耦合的特性，模块的复杂度适中，扇入、扇出数合理。软件需求分析说明在软件的开发过程中要始终与控制软件保持一致。

软件测试是软件开发过程关键步骤，是保证软件可靠性的重要措施。该控制软件的测试分三个层次，第一个层次为软件代码走查，通过非软件开发人员，对软件代码进行逐行解读，质疑来发现软件中存在的缺陷和错误。第二个层次为软

件模块级测试。对控制软件的每一个模块的结构、功能和性能进行测试。结构测试采用白盒方法，检查路径覆盖率。模块功能和性能测试采用黑盒方法，需要设计测试用例和桩模块与被测模块共同运行，检查程序运行结果是否满足功能和性能要求，测试用例采用等价划分、边界值分析和因果分析等方法生成。第三个层次为系统级测试，软件已固化在电子控制器中，通过一专门研制的测试环境，与控制器构成闭环，进行仿真测试。测试环境包括一套硬件接口电路，能模拟传感器、执行机构及电气逻辑等硬件特性；一个发动机实时模型作为被控对象；一个测试用例生成软件。根据需求分析生成各种测试用例，它包括功能测试、边界测试、异常测试。综合测试总计 293 条测试用例。测试时，发现了软件缺陷 3 个，文档缺陷 8 个。经改进后又进行了回归测试，回归测试用例 247 条，回归测试证明软件缺陷和文档缺陷已全部排除，未发现新的软件缺陷。

5 试飞验证

数控系统装某型飞机前经过了各种试验的考核。包括：6 个部件通过了 48 项环境试验；300 多小时的可靠性试验；200 多小时的半物理模拟试验；累计 108 小时数控发动机台架试车；19 个试验点 25 小时的高空台模拟试验。

数控发动机换装某型飞机左发动机，右发保持不变，加装达明 V 机载测试系统，对数控发动机测试参数和电子控制器通讯传送参数进行数据记录和实时遥测监控。

试飞期间数控发动机总工作时间为 28 小时，飞行共 39 架次，共完成 100 多项试验任务。试飞项目包括：稳定性试验；加减速性试验；起动试验；转换试验；无约束性操作检查试验等。

试飞表明，在飞行包线范围内的各种飞行状态下以及在特技飞行动作中，数控发动机均能稳定工作；加速性改善，见图 5；加力接通和切断过程平稳，见图 6；数控双通道之间转换无扰动，数控与液压机械备份之间转换平稳、安全，见图 7；在起动包线内，能成功地完成空中起动

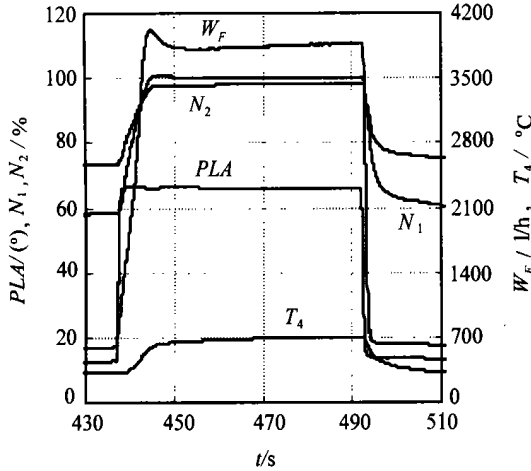


图 5 $H=6\text{ km}$, $V_b=600\text{ km/h}$ 加减速
Fig. 5 $H=6\text{ km}$, $V_b=600\text{ km/h}$ Accelerating and decelerating responses

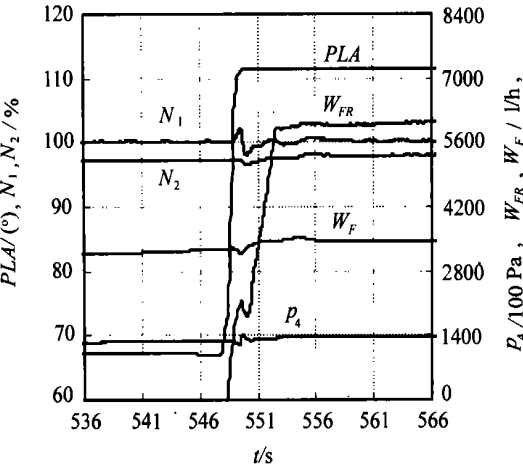


图 6 $H=6\text{ km}$, $V_b=500\text{ km/h}$ 接通加力
Fig. 6 $H=6\text{ km}$, $V_b=500\text{ km/h}$ Turn on afterburning

通过试车和试飞验证了数控系统与液压机械控制系统相比具有显著的优越性。数控系统能充分挖掘发动机的潜力，台架推力的调整试验使发

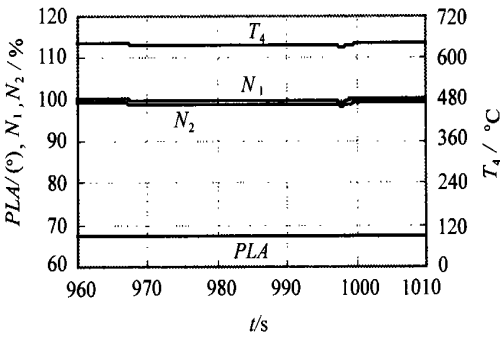


图 7 $H=10\text{ km}$, $M=1.5$ 数控与液压机械备份转换
Fig. 7 $H=10\text{ km}$, $M=1.5$ Transition between digital control mode and backup control mode

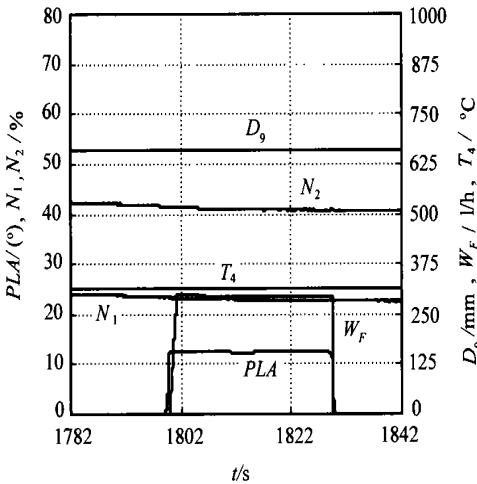


图 8 $H=10\text{ km}$, $V_b=580\text{ km/h}$ 空中起动不成功
Fig. 8 $H=10\text{ km}$, $V_b=580\text{ km/h}$ Unsuccessful air start

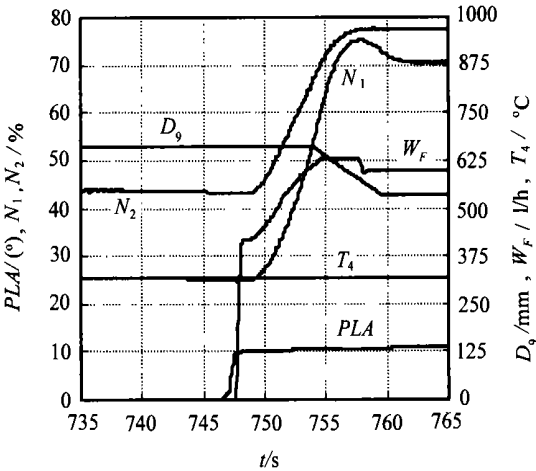


图 9 $H=10\text{ km}$, $V_b=580\text{ km/h}$ 空中起动成功
Fig. 9 $H=10\text{ km}$, $V_b=580\text{ km/h}$ Successful air start

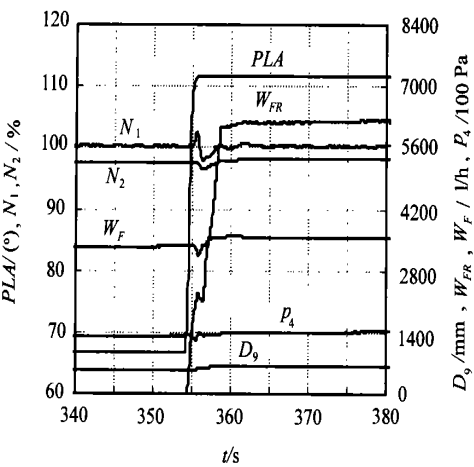


图 10 $H=6\text{ km}$, $V_b=370\text{ km/h}$ 接通加力
Fig. 10 $H=6\text{ km}$, $V_b=370\text{ km/h}$ Turn
on afterburning

动机的推力提高了 2%，油耗降低 1%。数控系统

可以取消许多操纵限制，试飞时，成功地完成了多项无约束性操作检查试验。数控系统可以快速更改控制规律，在高度为 10 km，表速为 580 km/h 的冷机起动时，起动失败。经分析对软件计算的起动供油量进行了修正，第二天飞行时起动成功，见图 8 和图 9。数控系统可以扩充边界，图 10 表明，在高度为 6 km，表速为 370 km/h 时（小于加力接通边界 130 km/h），加力接通仍然较平稳。数控系统还扩充了许多功能，如自动空中起动、 T_4 限温、训练状态、故障诊断及处理、数据监视记录等，提高了发动机的使用维护性。

参考文献:

[1] 蒋平国. 某型发动机全权限数控系统试飞总结报告 [R]. 无锡: 中航一集团航空动力控制系统研究所, 2002.
[2] 雷宇鹏. 某型发动机全权限数控系统试飞报告 [R]. 西安: 中国试飞院, 2002.