

文章编号: 1000-8055(2003) 02-0295-04

某型发动机战斗与训练状态控制技术研究

李喜发^{1,2}, 甘晓华², 刘艳梅²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘要: 简要介绍了对某型航空发动机在外场使用过程中, 实施战斗与训练状态控制的方法及其相应的控制装置。加装该装置的目的是对发动机在平时训练时, 实行降负荷使用, 以提高飞行安全性, 而在作战需要时, 可恢复发动机原有状态, 以发挥发动机最大潜能。控制装置由单片微机组成, 具有自检和故障检查能力。通过试飞和试用证明, 控制装置改装简单、工作可靠, 取得了满意的效果。

关键词: 航空、航天推进系统; 发动机; 状态控制; 战斗与训练; 控制装置

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Fight and Train State Control Technique of a Jet Engine

LI Xi-fa^{1,2}, GAN Xiao-hua², LIU Yan-mei²

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: The fight and train state control method as well as the control device for the engine in airport using is briefly introduced. The control device is made of INTEL 8051 series single chip microcomputer which has eight analog and seven I/O channels. It has self-check and fault diagnoses ability. Through flight test and application in aircraft, it has been proved that the control device is simple to install and works reliably.

Key words: aerospace propulsion; engine; state control; fight and train; control devices

1 前言

某型发动机在外场使用过程中, 多次出现压气机、涡轮叶片折断故障而导致等级事故。为减少此类故障的发生, 本文介绍了一种对该型发动机进行战斗与训练状态控制的方法。即: 将发动机工作分为战斗或训练状态由飞行员分别选择使用。训练状态为降负荷状态, 将发动机的使用温度控制在较低的且能长期工作的范围内, 以提高发动机的使用可靠性, 更有效地保证飞行安全; 战斗状态为充分发挥发动机潜能的工作状态, 将其使用

温度控制在安全极限范围内, 以便在保证安全的前提下获得最大推力, 提高飞机的机动性。加装控制装置后能解决平时训练安全与寿命和战时需要最大推力以获取飞机高机动性的矛盾, 对提高可靠性、保障飞行安全和延长发动机的使用寿命, 以及对提高飞机的机动性均具有十分重要的意义。

2 控制方法及战技指标

2.1 控制方法

航空发动机普遍存在着性能与寿命、安全方面的矛盾问题, 国内外一直致力于研究解决。近些

收稿日期: 2002- 04- 11; 修订日期: 2002- 09- 04

作者简介: 李喜发(1963-), 男, 湖北安陆人, 北京航空工程技术研究中心高级工程师, 北京航空航天大学能源与动力工程学院在职硕士生。

年,国外生产的发动机采用了战斗与训练状态控制的方法来解决这一矛盾。如我国引进的某型飞机所装备的发动机就是如此。其训练状态与战斗状态相比,发动机转速下降 3%,涡轮后温度下降 60°C,从而降低发动机工作负荷,延长其工作寿命及保障飞行安全。国内,现役的某型发动机在部队多次出现重大飞行事故后,早些年也采取了外场降低发动机负荷的技术措施(即对发动机降温降转使用),由地勤人员实施。具体做法为:根据发动机出厂的履历本值,当 $T_4 > M^{\circ}\text{C}$ 时,喷口反调(放大) X_1 圈(排气温度下降);当 $N^{\circ}\text{C} < T_4 < M^{\circ}\text{C}$ 时,喷口反调 X_2 圈;当 $T_4 < N^{\circ}\text{C}$ 时,则不调整喷口(注: $M > N$);对发动机转速,将其调整至允许值的下限。采取这种外场人工调整降温降转的补救性措施后,大大减少了类似故障的发生。但此方法存在以下缺陷:(1)采用外场机械调整的方法降负荷,其作用比较有限;(2)增加了外场维护人员的劳动强度,容易产生人为差错;(3)遇紧急需要时,无法在飞行中由飞行员恢复发动机原性能状态。本文介绍了一种采用机载单片微机的电子控制装置实现发动机战斗与训练状态控制,收到了较好的效果。该装置根据飞行员对控制装置不同状态的选择使发动机工作在训练或战斗状态。训练状态时,通过采集发动机的涡轮后温度使其与本装置设定(限制)的温度相比较,当高于设定值时,控制装置采用脉冲调制间歇放大喷口和增加 P_2' 放气的方法,将发动机的使用温度限制在能长期工作的安全范围内,降低发动机工作负荷,延长发动机的使用寿命,更有效地保证飞行安全。

2.1.1 “训练”状态控制

发动机在最大状态工作时,当 $T_4 < B - 20^{\circ}\text{C}$ 时(B 为训练状态的温度限制值),控制装置不工作,发动机工作在原机(出厂)状态;当 $T_4 \geq B - 20^{\circ}\text{C}$ 时,控制装置开始投入工作,将发动机喷口控制由飞机控制转换为控制装置操纵,但保持喷口面积不变;当 $T_4 > B^{\circ}\text{C}$ 时,控制装置控制发动机的尾喷口按一定的程序进行放大,直到 $T_4 \leq B^{\circ}\text{C}$,停止放喷口;当 $T_4 < B - 20^{\circ}\text{C}$ 时,控制装置与发动机脱开,恢复发动机原控制状态。

发动机在加力状态工作时,喷口由原飞机系统控制,控制装置通过接通 P_2' 放气电磁阀(另外加装),减少加力的供油量,使 T_4 温度降低。当发动机退出加力状态时,关闭 P_2' 放气电磁阀。

2.1.2 “战斗”状态控制

发动机在最大状态工作,控制原理与训练状态相同,只是温度的限制值不同(设为 A),高于训练状态。发动机在加力状态工作时,控制装置不参与控制,恢复发动机原控制状态。

2.2 战技指标

由飞行员在座舱内对发动机进行战斗和训练两种状态进行选择;控制装置不影响发动机在飞机上的使用;训练状态:发动机在最大状态时,涡轮后温度比限制温度低 30°C。加力状态时,排气温度比战斗状态低 10~20°C。战斗状态:保证发动机不超温工作;战斗与训练状态的限制温度设置可调;利用原发动机喷口控制执行机构实现喷口调节;采集通道:模拟量通道 8 路, I/O 通道 7 路;采样速率:不小于 10 次/s;环境条件:电磁兼容性满足 GJB151 和 GJB152 有关规定的要求;低气压(高度)试验满足 GJB150.2-86 有关规定的要求;高温试验满足 GJB150.3-86 有关规定的要求;低温试验满足 GJB150.4-86 有关规定的要求;温度冲击试验满足 GJB150.5-86 有关规定的要求;振动试验满足 GJB150.16-86 有关规定的要求;温度-湿度-高度试验满足 GJB150.19-86 有关规定的要求;与发动机同寿命。

3 控制装置组成

硬件是系统的核心部件,主要由机载单片微处理器、A/D 转换电路、信号隔离及整形电路、温度信号放大电路、电源转换电路、温度设定电路、故障检测电路及控制面板等组成,系统硬件框图见图 1。控制原理见图 2。

采集、处理信号的类型:发动机涡轮后温度(T_4)信号,为毫伏级的模拟量信号;战斗与训练状态时温度限制信号;飞机系统 27 V 直流电源信号;加力接通信号;起落架收起信号;喷口控制切换信号;放喷口信号; P_2' 补充放气信号以及战斗与训练状态转换控制信号。

硬件电路的特点:(1)选择了性能价格比高的微处理器。它具有 32 条可编程 I/O 接口,256 B 的读写存储器,2 个 16 位的定时/计数器,2 优先级的 5 中断源,全双工的串行通信接口,64 KB 的程序和数据存储器寻址空间。(2)具有系统故障的自动检测。即当机载微处理机系统出现故障时,该电路工作,使控制装置脱离工作,自动恢复发动机原状态。(3)为了不影响原飞机仪表指示,采用了

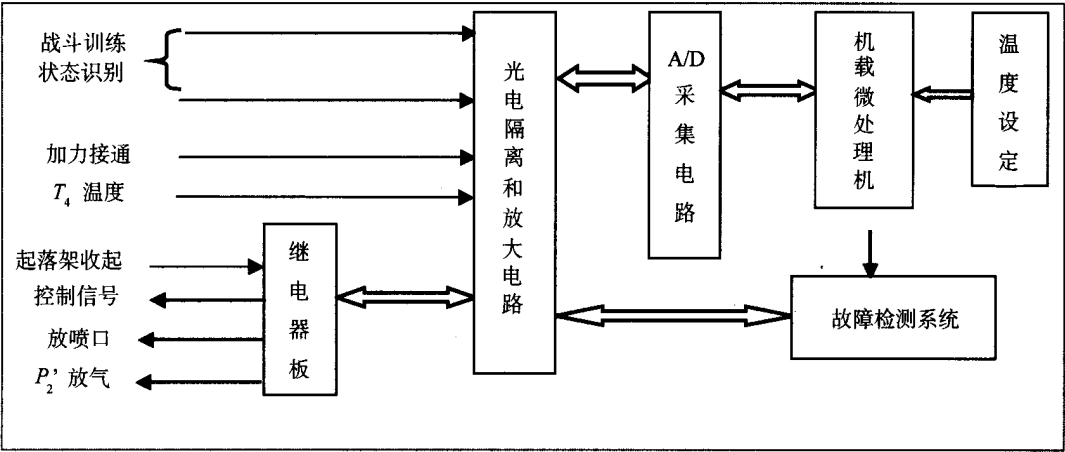


图 1 装置硬件组成框图

Fig. 1 The block diagram of controlling device hardware constituting

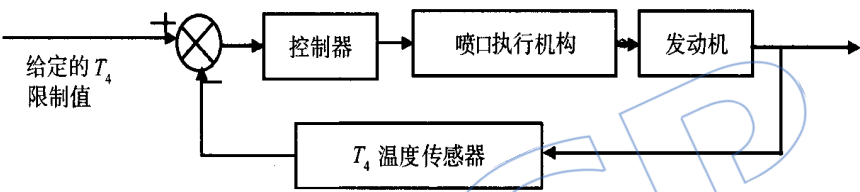


图 2 控制原理图

Fig. 2 The block diagram of controlling principle

高输入阻抗的仪表放大器对涡轮后温度信号进行放大、滤波处理。(4) 对喷口的控制信号、加力接通信号、起落架收起信号以及 P_2 补充放气信号等进行了光电隔离,提高了系统的可靠性。(5) 对原飞机喷口执行机构不做任何改动,使外场改装简单易行。

软件采用汇编语言编写,模块化设计,结构清晰。程序主要分两大部分:主程序和采集控制程序。其中:主程序完成时序控制;采集控制程序主要完成 T_4 温度、加力接通、起落架收起等信号的采集、处理、喷口控制、系统自检、CPU 工作状态判断以及对系统进行容错处理等功能。软件功能流程见图 3。

4 加装本控制装置后对发动机可靠性及飞行性能的影响分析

4.1 降负荷对发动机可靠性及寿命的影响分析

实施两个状态控制,不但能有效防止发动机在使用中的超负荷工作,更重要的是可降低发动机大状态的工作强度,有效地降低了部件的负荷,提高了部件的负荷余度系数。因此能有效抑制部

件的故障和失效率,提高发动机的可靠性。经计算实施“训练状态”,以发动机涡轮叶片为例,其平均和 -3σ 持久寿命可提高 1 倍以上,从而大大提高了机件可靠性,也为延长整机及部件寿命提供了较大的空间。

4.2 降负荷对发动机性能的影响分析

发动机在战斗状态下工作,可基本保持发动机原有性能,若在训练状态下工作,随着飞行高度增加,推力将略有减小。当高度达到 7 km 以上时,降负荷基本不影响发动机的推力。对发动机工作稳定性的影响,在高空低速时,高压压气机稳定裕度将略有下降。但由于本控制装置只是在 T_4 达到较高的温度值时才投入工作,也即在低空高速时才投入使用。因此,对该型发动机实施降负荷使用不会影响发动机的稳定性。从该型发动机外场的试飞试用看,加装本控制装置后没有影响发动机的工作稳定性。

4.3 降负荷对飞行性能的影响分析

最大状态正常飞行主要包括爬升和平飞。采用飞行性能工程计算程序对发动机降负荷前后的爬升性能、最大平飞速度进行计算,得出发动机降

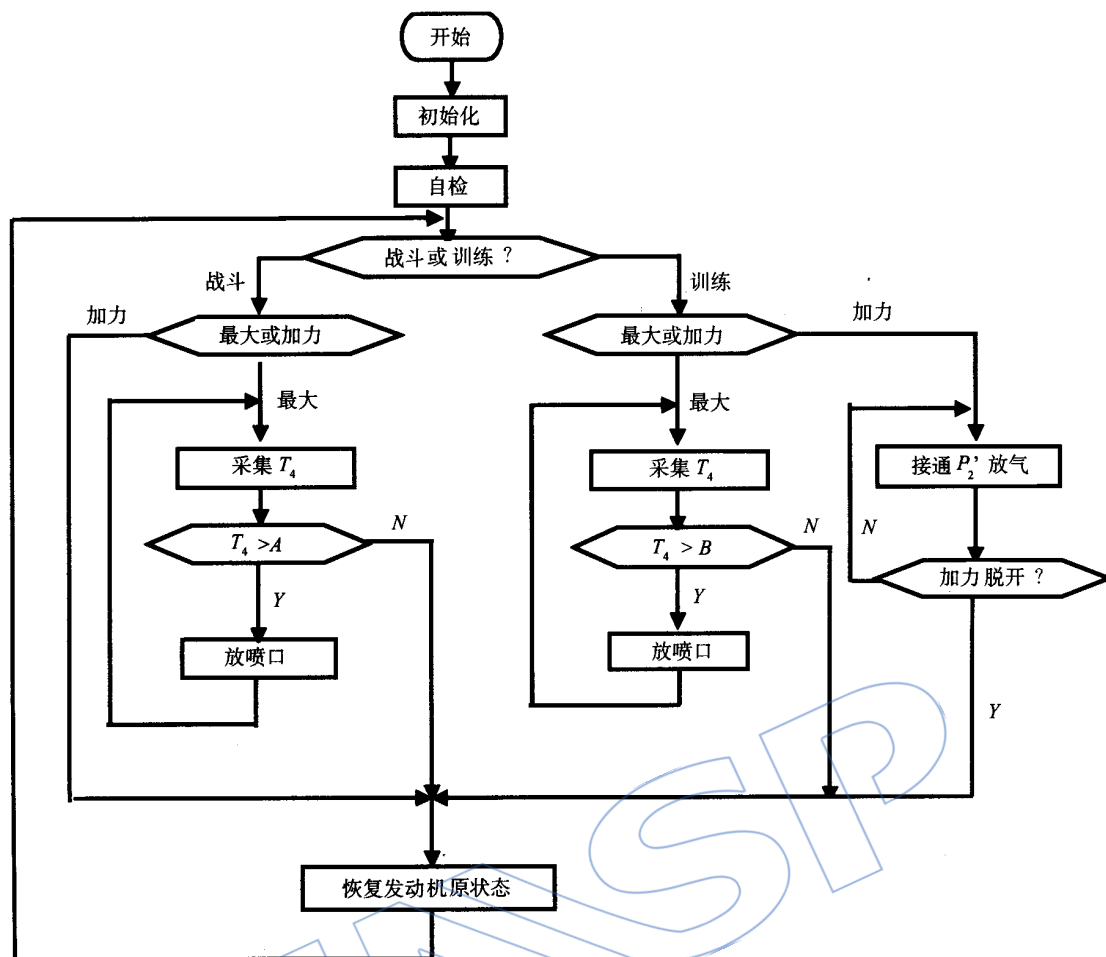


图3 软件流程图

Fig. 3 The software flow chart

负荷使用后,对飞机的最大爬升率、爬升性能、最大平飞速度的影响都很小,不会影响飞行训练。

5 结 论

(1) 通过对某型发动机外场使用时多次出现的压气机及涡轮叶片折断故障的分析,采用机载单片微机对发动机涡轮后温度和工作状态的实时监控,通过对尾喷口的控制和加装加力补充放气阀,实现对发动机的战斗与训练控制,既可保证平时训练时降低发动机的热负荷,延长发动机的使用寿命,又可在需要时利用战斗状态来提高飞机的机动性,发挥发动机的最大潜力。

(2) 在现役飞机上,采用脉冲调制间歇放喷口的控制方法对原发动机的喷口执行机构实现无级调节,在外场改装简单易行。

(3) 为今后国产发动机实施战斗与训练状态控制技术打下了基础。

参考文献:

- [1] 周宗才. 飞机推进系统控制[M]. 西安: 空军工程学院, 1997.
- [2] 甘晓华. 某型发动机战斗与训练状态控制装置研制[R]. 北京: 北京航空工程技术研究中心, 1999.
- [3] 李伟. 战斗/训练状态控制对发动机热端部件寿命可靠性的影响分析[R]. 北京: 北京航空工程技术研究中心, 1998.
- [4] 刘芳. 发动机战斗/训练状态控制系统性能研究[R]. 北京: 北京航空工程技术研究中心, 1998.
- [5] 涂时亮, 张友德. 单片微机控制技术[M]. 厦门: 复旦大学, 1994.
- [6] Watts S R, Larkin L J, Hill B H, et al. Propulsion Control Design for a Stovl Integrated Flight/Propulsion Control System[R]. AIAA-93-4868.