

飞机座舱温度控制系统 动态特性研究

北京航空学院 杨绍曾 王 浚

摘 要

座舱温度状态是影响飞行员工作效率的经常性和主要因素之一。我国目前研制和使用的大多数飞机，座舱温度动态性能差。本文在理论分析和试验的基础上建立了座舱温控系统的数学模型；借助电子计算机并运用自动控制理论计算和模拟了温控系统的动静态特性；系统地分析了各参数对系统动态性能的影响，并给出一组较好的参数组合；探讨了系统的改进方案并给出计算和分析结果。

一、座舱温控系统数学模型

座舱温度状态是影响飞行员工作效率和乘员舒适的重要因素。早在五十年代，国外就开始对包括温控系统在内的飞机环境控制系统进行系统的动态特性研究，取得许多重要成果。目前国外许多军用和民用飞机都装备了先进的环控系统和参数控制系统，如F-18飞机并已对环控系统参数采用计算机控制。

国内对于环控系统也进行过一定的研究，但基本上都是静态研究。目前国产主要机种的座舱温度状态都不够好。图1是某型飞机温控系统的试飞实测曲线，由图可见温控系统的动态品质较差。因此对现有的飞机温控系统进行动态特性研究和改进，便成为一项急需解决的重要课题。

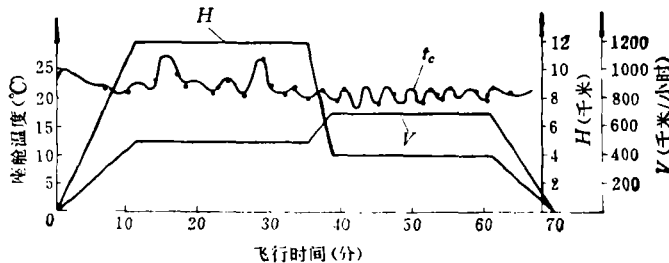


图1 某型飞机座舱温控系统试飞实测曲线

Fig. 1 The cabin temperature curve measured in test flight of some type aircraft

建立准确可靠的数学模型是研究自控系统的基础，图2为本文研究的延迟负反馈继电器温控系统方块图（目前飞机所用的系统）。图中各环节的传递函数是根据温控系统组成

1982年7月收到。

部分动态实验结果, 用系统辨识和参数估算方法导出的。

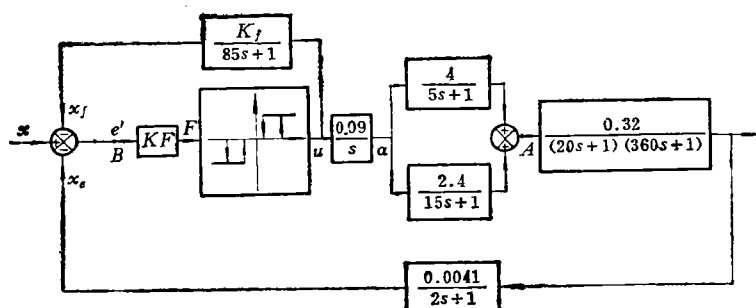


图 2 座舱温控系统方块图

Fig. 2 The block diagram of cabin temperature control system

图 2 所示温控系统微分方程组形式的数学模型如下 (由实验得到的传递函数导出):

1. $e' = x - x_f - x_c$
2. $F = KF \times e'$

$$KF = K_{am} \times K_b = 2683$$

3.

$$u = \begin{cases} 27 & \text{当 } F > 11 \text{ 或 } \dot{F} < 0, F > 3.2 \text{ 时} \\ -27 & \text{当 } F < -11 \text{ 或 } \dot{F} > 0, F < -3.2 \text{ 时} \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

4. $\dot{x}_f = (K_f \cdot u - x_f) / T_f$

式中

$$\text{制冷反馈 } K_f = 0.0027$$

$$\text{加热反馈 } K_f = 0.0032$$

$$T_f = 85 \text{ 秒}$$

5. $\dot{\alpha} = 0.09 u$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 55^\circ$$

6. $\dot{\theta}_{k1} = 0.8 \alpha - 0.2 \theta_{k1}$

7. $\dot{\theta}_{k2} = 0.16 \alpha - 0.0667 \theta_{k2}$

8. $\theta_k = \theta_{k1} + \theta_{k2}$

9. $\dot{\theta}_{kc} = (\theta_k - \theta_{kc}) / 20$

10. $\dot{\theta}_c = (0.32 \theta_{kc} - \theta_c) / 360$

11. $\dot{x}_c = (0.0041 \theta_c - x_c) / 2$

发动机引气压力和引气温度是温控系统的重要干扰量。用实验方法得到的引气压力和引气温度对供气温度干扰的微分方程形式数学模型为:

$$180\ddot{\theta}_k + 63\dot{\theta}_k + \theta_k = -738\dot{p}$$

$$36\dot{\theta}_k + \theta_k = 0.2157\dot{\theta}_f$$

二、座舱温控系统的电子数字计算机研究

由于系统中存在继电器和限位开关，座舱温控系统是本质非线性系统，且阶次较高，用解析方法和经典控制理论研究温控系统的动态性能很困难。本文用电子数字计算机解算系统微分方程组，用时域指标研究系统的动态品质，并给出校正方案。

1. 基本假设

(1) 认为系统是定常系统；

(2) 数字计算时，系统输入值 $x = 0.0123$ ，即相当于座舱选择温度提高 3°C 。因此，座舱温度理想值应为 3°C ；

(3) 在不考虑外干扰的计算中，认为飞机处于稳定平飞状态；

(4) 在考虑外干扰的计算中，认为各种干扰单独作用。

2. 数值积分方法

本文采用带预报校正格式（迭代一次）的欧拉法进行微分方程的数值积分。

3. 程序框图见图 3。

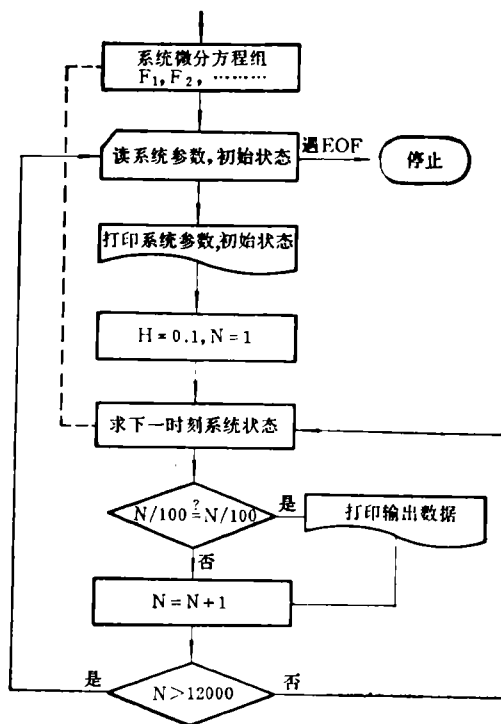


图 3 数字计算程序框图

Fig. 3 The block diagram for a digital computation

三、座舱温控系统动态性能分析

主要针对下述动态性能指标进行计算、比较和分析：

- τ_p ——峰值时间, 秒;
 θ_{cmax} ——座舱温度变化峰值, °C;
 σ %——最大超调量;
 Δt_B ——座舱温度波动幅度, °C;
 T_B ——座舱温度波动周期, 秒。

1. 我国现用飞机温控系统(图2)的动态特性

表1是阶跃输入下系统动态响应的主要指标, 同地面模拟实验所得的结果很接近, 这说明所建立的数学模型是正确的。

表1 系统阶跃响应性能数据

Table 1 Step response performance data of system

性能	τ_p 秒	θ_{cmax} °C	σ %	Δt_B °C	T_B 秒
计算值	90	5.87	96	2.97	220

由计算结果可见, 现有温控系统的动态品质不够好, 需要加以改进。

2. 系统参数对动态性能的影响

分析研究是改进的基础。通过各个参数对系统动态品质影响的分析, 为改善系统的动态性能提供依据。

表2到表7列出不同参数在一定范围内变化时的计算结果, 它们清楚地表明各参数对系统动态品质的影响。

表2 不同座舱时间常数的动态性能

Table 2 Dynamic performance for various cabin time constant

T_c 秒	τ_p 秒	θ_{cmax} °C	σ %	Δt_B °C	T_B 秒
240	80	6.42	114	3.51	170
480	110	5.61	87	2.7	270
900	150	5.27	74	2.4	450
1500	200	5.16	72	2.35	> 700

表3 不同放大器增益时的动态性能

Table 3 Dynamic performance for various amplifier gain

K_{am}	τ_p 秒	θ_{cmax} °C	σ %	Δt_B °C	T_B 秒
6000	100	6.04	101	3.24	230
10000	90	5.65	88	2.3	190
14000	90	5.55	85	1.9	180

表4 不同继电器 Δ 的动态性能

Table 4 Dynamic performance for various relay Δ

Δ 伏	τ_p 秒	θ_{cmax} °C	σ %	Δt_B °C	T_B 秒
5	90	5.49	83	1.93	180
9	90	5.76	92	2.58	200
13	90	6.05	102	3.25	225

表5 不同管道时间常数的动态性能数据

Table 5 Dynamic performance for various duct time constant

T_d 秒	τ_p 秒	θ_{cmax} ℃	σ %	Δt_B ℃	T_B 秒
0	60	4.12	37	1.8	160
20	90	5.87	96	2.97	220
40	130	6.86	129	3.87	280

表6 不同延迟负反馈增益时的动态性能

Table 6 Dynamic performance for various gain of delay negative back feed link

K_{f1}	K_{f2}	τ_p 秒	θ_{cmax} ℃	σ %	Δt_B ℃	T_B 秒
0.0017	0.0017	100	8.53	184	3.53	200
0.0035	0.0035	100	5.99	100	2.95	220
0.0083	0.0083	150	5.12	71	2.3	490

表7 不同温度传感器时间常数时的动态性能

Table 7 Dynamic performance for various temperature sensor time constant

T_e 秒	τ_p 秒	θ_{cmax} ℃	σ %	Δt_B ℃	T_B 秒
1	90	5.76	92	2.64	250
3	100	5.99	100	3.11	210
5	110	6.23	108	3.56	200

调整系统参数可以改善系统的动态品质。表8是一组较好参数下的系统动态性能。由表可见，动态特性有较明显的改进。

表8 一组较好参数的系统动态特性

Table 8 Dynamic performance of system for a set of better parameters

τ_p 秒	θ_{cmax} ℃	σ %	Δt_B ℃	T_B 秒
180	4.65	55	1.33	>700

但是，仅调整系统参数并不能从根本上消除座舱温度的波动，也不能增强系统的抗干扰能力。为彻底改善系统的动态品质，必须改进系统方案。

四、座舱温控系统改进方案

根据自动控制理论，增加校正环节可以改进系统的动态品质，使之有良好的稳定性和抗干扰能力。

1. 座舱输入端增加微分加积分负反馈环节

在座舱输入端（图2 A处）加入供气微分加积分负反馈环节（传递函数为 $\frac{K_D T_s s}{T_s s + 1}$ ，输出接放大环节 KF 的输入端B处）可以大大改善动态性能，它相当于串入一超前环节。

图4为校正后系统和原系统动态响应曲线的比较。计算结果表明：只要参数 K_D 和 T_s 选择适当就能得到令人满意的效果。

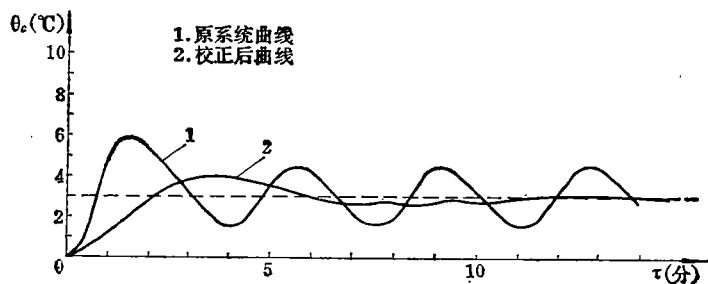


图4 带校正环节的温控系统动态性能的改进（一）

Fig. 4 Improvement in performance of temperature control system with correction link (一)

微分加积分环节在结构上相当于增加一个供气预感电桥，装于同一管道中的“快”、“慢”件两个温度传感器组成电桥的两臂，“快”件时间常数很小，而“慢”件的时间常数很长。

2. 座舱输入端加供气温度负反馈环节

在座舱输入端加入供气温度负反馈环节（传递函数 $\frac{K_x}{T_x s + 1}$ ，输出端接放大环节 KF 输入端）可以明显改善系统的动态性能。

从理论上讲，引入校正环节会对系统的控制精度产生影响，但计算结果表明，只要仔细地选择元件参数，完全可以达到预期的效果。图5为增加该环节后系统动态品质的改进。

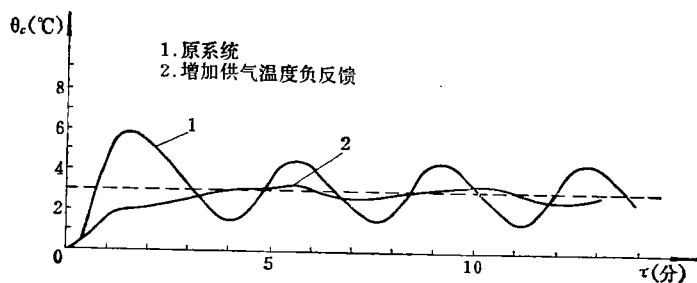


图5 带校正环节的温控系统动态性能改进（二）

Fig. 5 The improvement in performance for temperature control system with correction link (二)

该方案的主要特点是简单易行,只需把一个温度传感器安装在供气导管中,并和座舱温度传感器串联或并联在同一电桥臂上。

3. 放大器输入端串入超前网络

应用自动控制理论对线性系统进行超前校正的原理,在电子放大器输入端串入由电阻和电容组成的超前校正网络,可以使系统的动态品质得到改善。图6为校正后系统动态品质的改进。

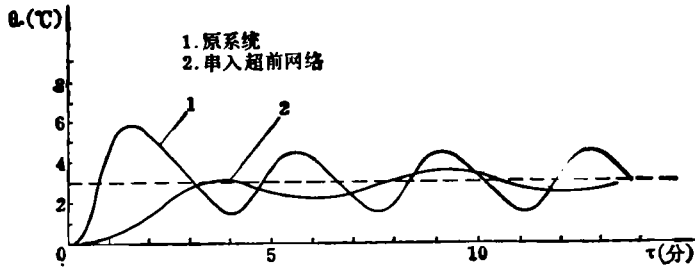


图6 带校正环节的温控系统动态性能改进(三)

Fig. 6 The improvement in performance for temperature control system with correction link (三)

上述三种改进方案都基于超前原理。计算结果表明,它们都能从根本上改善系统的动态品质。前两种改进方案还能明显地提高系统的抗干扰能力。图7和图8分别为前两种方案对引气压力和引气温度干扰的校正结果。

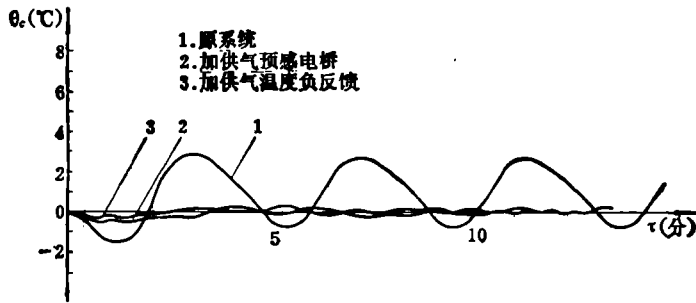


图7 对引气压力干扰的校正结果

Fig. 7 Corrective result for bleed air pressure disturbance

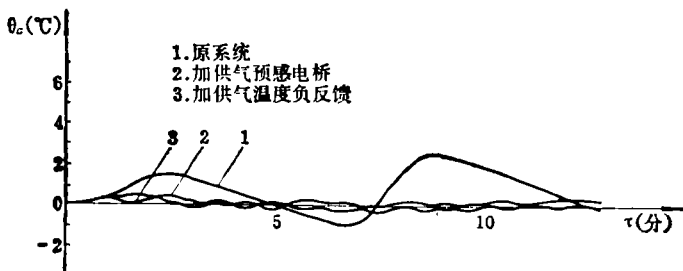


图8 对引气温度干扰的校正结果

Fig. 8 Corrective result for bleed air temperature disturbance

这些改进方案在技术上易于实现,并无大的障碍。当然,要应用到实际的系统中,尚需做一定的工作。

参 考 文 献

- [1] 王浚 “飞机座舱温控系统的理论分析和改进方案”《航空科技》1981, 第一期。
- [2] 王浚 徐扬禾 编著 “飞机座舱空气参数控制”国防工业出版社 1980. 2。
- [3] [日] 绪方胜彦 著 卢伯英等译 “现代控制工程”科学出版社 1978。
- [4] 708设计院 “美波音707飞机座舱温度控制系统”, 美波音公司技术规范D10-3063。
- [5] “THE CABIN AIR CONDITIONING AND TEMPERATURE CONTROL SYSTEM FOR THE BOEING 767 AND 757 AIRPLANES”, ASME 80-ENAS-5.

STUDY ON DYNAMIC CHARACTERISTICS OF COCKPIT TEMPERATURE CONTROL SYSTEM

Yang Shaozeng and Wang Jun

(Beijing Institute of

Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Cockpit temperature condition is one of common and important factors which have influence on pilot's efficiency. A mathematical model of the cockpit temperature control system(CTCS) has been established on the basis of theoretical analysis and experimental data. According to the theory of automatic control the dynamic and static characteristics of CTCS have been calculated and simulated by means of an electronic computer. The effects of each parameter on the dynamic characteristics of CTCS have been studied systematically, and a quite good combination of parameters is provided. Finally, improvement of CTCS has been investigated and the results of calculation and analysis are presented.