

航空发动机加力过渡过程数控研究

航空系统工程研究所 张 辉**
西北工业大学 陶 涛 张加桢

【摘要】 研究航空发动机接通加力过程中的控制问题,即研究在接通加力过程中,如何协调好加力供油量与尾喷口面积之间的变化关系,使得这一过程尽量不影响主发动机的工作状态,以保证发动机安全稳定的工作。

主题词: 航空发动机 燃烧室 过渡过程 控制问题
分类号: V233.756

1 引 言

航空涡轮喷气发动机补燃加力的接通会对主发动机转速控制系统形成一种扰动,加力过渡过程控制系统的设计要求,就是要保证各部件参数之间的协调变化,使发动机安全、稳定、可靠地工作,并提供所需的推力。根据飞行试验证明,发动机空中停车大部分发生在加力起动及关闭过程。加力时如果发动机参数变化不协调,将可能导致发动机喘振甚至停车;同时主发动机转速变化量过大,还会引起转速控制回路发生振荡。因此,在加力起动及关闭过程中,要保证发动机稳定地工作,动态过程尽可能的短,所以,加力过渡控制的设计应包含以下内容:(1) 保证加力起动点火及供油(加力供油和主发动机供油)之间的协调、联锁;(2) 在一定时间程序的加力供油条件下,协调尾喷口面积收、放速度,保证各部件安全稳定地工作。

本文研究的加力式发动机采用喷口面积为中介,保证涡轮落压比为常数的加力调节规律。为了研究方便,在具体研究过程中,不考虑加力点火时间,认为点火装置能够及时可靠地点燃加力燃烧室,进入加力状态。

2 控制系统的设计^[1, 2]

发动机在由非加力状态过渡到加力状态时,系统特性将发生很大的变化,是一个大偏离过程,用线性模型将带来较大的偏差,因此本文在设计中采用了非线性加力发动机模型。接通和切断加力过程中,为了保证发动机主控制系统所受的扰动最小,尾喷口面积打开速度应与加力供油量(即加力温度的增加)相协调。因此文中按下思路研究加力过渡控制:(1) 按一确定的时间顺序增加加力供油量 $m_{f af}$;(2) 协调尾喷口面积 A_e 收、放的速度;(3) 选择以落压比 π 扰动最小(动态误差最小)作目标函数,以保证主系统的影响最小。

加力过渡控制系统的结构图如图 1 所示。在该控制系统中,供给主燃烧室的燃油流量为:

$$m_f(K) = m_f(0) + m_f^{PI}(K)$$

其中, $m_f(K)$ 为第 K 个采样时刻燃油量的输出值; $m_f(0)$ 为 0 时刻的供油量值, 即加力前稳态供油量; $m_f^{PI}(K)$ 为 K 时刻, PI 控制器根据转速偏差信号, 计算出的燃油量的相对变化值。

在加力控制回路中, 当发动机的加力供油量 $m_{f,af}$ 发生变化以后, 为了保持涡轮落压比 π_T 恒定, 尾喷口面积 A_e 要相应地调节到一个新的平衡位置。在过渡过程中, 尾喷口面积不断地变化, 因此, 接通加力过程中, 加力控制回路的控制算法可以用下式计算:

$$A_e(K) = A_e(K-1) + A_e^{PI}(K)$$

其中, $A_e(K)$ 为 K 时刻尾喷口面积; $A_e^{PI}(K)$ 为时刻, 根据涡轮落压比偏差信号, PI 控制器给出的尾喷口面积的变化量。

在加力过渡过程中, 为了维持落压比不变, 须相应地调节尾喷口面积, 因而尾喷口的收、放速度直接影响落压比的变化, 从而影响着主发动机的工作性能。根据加力时的技术要求, 主发动机或落压比的动态过程要求尽可能地短, 变化尽可能小。据此, 在控制系统结构一定的条件下, 需要设计合理的控制器参数, 控制器的设计问题归结为在满足一定约束条件下的最优控制问题。本文采用单纯形法对加力控制器参数(即 PI 参数)进行优化设计, 同时认为主控制器参数一定。在用单纯形法优化加力控制器参数以前, 必须确定目标函数:

$$J = \int_{\text{over}} t(|\pi_T - \pi_{TR}|) dt$$

单纯形法就是搜寻一组参数, 使得目标函数取极小值。

优化计算时, 对尾喷口面积作了限制, 即尾喷口面积的取值只可能在最大与最小面积之间, 而不能超出这一范围。设计计算中未对供油量及尾喷口面积的变化速度加以限制。最后可以得到加力控制器的优化参数 $K_P = 875$, $T_I = 1942.5$ 。

3 设计计算结果分析

用已求得的优化参数对控制系统进行性能计算, 以此来验证控制系统的控制品质。同时也考核飞行条件等变化时, 系统的动态性能。

设计计算中, 以某型涡喷发动机为例, 首先假设 $m_{f,af}$ 作斜坡变化增加(图 2 所示), 然后按图 1 的控制系统结构图, 在优化设计状态下, 求得加力过渡控制中加力回路的控制参数。计算出 m_f 、 N_L 、 A_e 、 π_T 的响应曲线, 如图 2-5 所示。从计算结果可以看出, 当加力供油量变化时, 发动机转速及涡轮落压比都发生了变化(图 3 和图 5), 然而, 由于尾喷口面积按一定速率打开(图 4), 最终使落压比趋于稳定。低压转子转速也趋于稳定。在接通加力瞬间, 涡轮落压比、低压转子转速均有所突变, 在实际中, 机械液压控制也存在这一问题。经分析, 以上计算结果符合理论上加力过渡过程中各参数的变化规律, 同时也证明了该控制系统具有良好的控制品质。

通过对飞行包线范围内大量工作点的计算、分析^[3]可知, 以上设计方法适用于任意飞行条件及加力供油规律。本文所设计的控制系统, 在加力接通过程中, 具有较好的抗干扰能力, 控制品质好。针对接通加力过程设计的控制器同样适用切断加力过程的控制^[3]。但是要在全加力包线范围内, 只用一组控制参数是不可能得到满意的控制效果, 至少需要 4 组控制器参数。

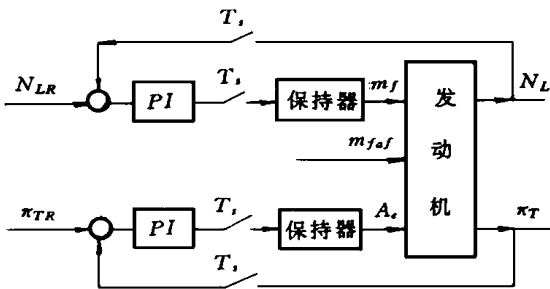
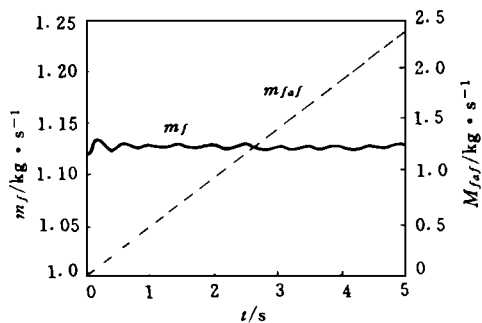
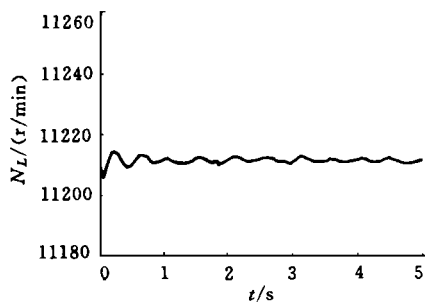
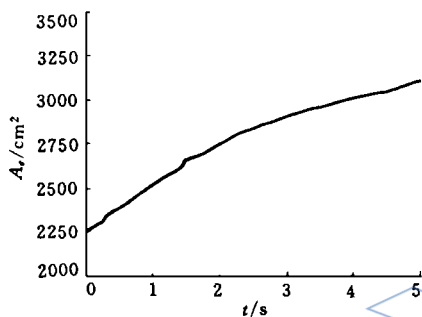
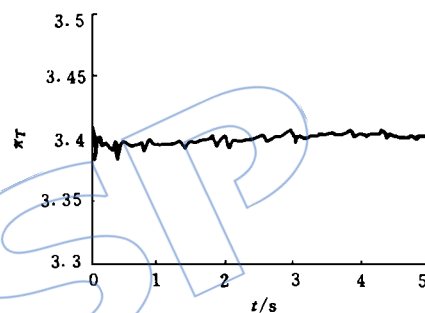


图 1 加力过渡控制系统结构图

图 2 m_f 响应曲线图 3 N_L 响应曲线图 4 A_e 响应曲线图 5 π_T 响应曲线

通过以上计算、分析表明,本文所设计的加力过渡过程的控制器,在加力过渡过程中具有较好的控制品质 and 良好的鲁棒性。

参 考 文 献

- 1 Mayne D Q, Polak E. Optimization Based Designed and Control. 12th IFAC World Congress, Sydney, 1993, 3: 129– 138
- 2 刑家瑞、方斌、李国青. 发动机喷口面积数控系统的设计. 中国航空科技文献, HJB860419, 1987
- 3 张辉. WP- 13 型加力式发动机数字控制器的设计、研究: [学位论文]. 西北工业大学硕士论文, 1995

(责任编辑 王庆康)

STUDY ON DIGITAL CONTROL OF ENGINE REHEAT TRANSIENT PROCESS

Zhang Hui

(*China Institute of Aeronautics System Engineering, Beijing 100012*)

Tao Tao and Zhang Jiazhen

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

The emphasis of this study is laid on designing a reheat - starting transient control subsystem of an aeroengine, after the main fuel control system of the engine has been designed. That is to say, the study pursued to the reheat - starting transient control method, which can coordinate the changes of the reheat fuel supply and the nozzle area, so the reheat - starting transient process does not affect the regimes of the core engine as possible, so that the engine can work safely and steadily. The optimal control method is employed with success.

Key Words Afterburners Transient process Control problems

A DATA ACQUISITION AND AUTO- TEST SYSTEM FOR A TURBOJET BENCH

Fan Ding, Li Yuanye, Yang Shengfa, Chen Huaimin

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

Li Runzhi

(*7th Dept. National South Aeroengine and Machinery Co. , 412002*)

ABSTRACT

This paper deals with the general structure, technical standards and main functions of the data acquisition and auto - programming test system for two turbojets on test bed. The closed - loop control methods for auto - testing the turbojets are considered in detail. The system has following advantages: (1) It not only has powerful functions, but also is fairly economical because of the double - decker arrangement of computer. (2) The auto - throttle system has fine dynamic performance and high position finding accuracy of the output throttle angle of the engine. (3) The adaptive controller is well - designed and all the control indexes of the closed - loop test for the qualified engine are improved in any climate condition.

Key Words Aircraft engines Data acquisition Computer - aided experiment