

文章编号: 1000-8055(2007)10-1760-05

某型涡扇发动机燃油调节器 改进及高空适应性分析

苏三买

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 某小型涡扇发动机开展增大推力、提高使用高度的适应性改型工作. 针对以往对原发动机燃油调节器部分所作的分析较少, 使得改型工作缺乏必要的理论支持问题. 主要分析了发动机燃油调节器的工作原理, 建立系统稳态和加减速控制数学模型, 并在此基础上对其高空适应性进行分析, 最后提出相应的改进分析方法和具体措施.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 燃油调节器; 数学模型; 高空适应性分析;

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Analysis of modification and high-altitude adaptability for fuel flow regulator of a turbofan engine

SU San-mai

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to increase the thrust and flight adaptability of a small turbofan engine, the fuel flow regulator modification of original engine was required to provide theoretical support for modification. The operating principle of fuel flow regulator was mainly analyzed to establish a static and acceleration/deceleration control mathematical model, and then analyze the high-altitude adaptability. Finally, some modification methods and measures were recommended.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; fuel flow regulator; mathematical model; high altitude adaptability analysis

我国研制成功并定型的某小型涡扇发动机, 其燃油调节为带备份的机械液压控制系统. 根据装备需要, 目前以此发动机为基础开展增大推力、提高使用高度的改型工作. 由于改型发动机推力、耗油率、最大使用高度均与原发动机不同, 因此发动机的燃油调节系统(以下简称燃调)需作相应的适应性改进.

对发动机燃调系统进行适应性改进, 需要对原系统进行分析, 搞清楚其内部结构与工作原理, 建立调节器在各种工况下的数学模型, 分析影响

系统性能的关键技术参数, 通过仿真提出改进参数及其量值. 由于我国在研制该发动机时, 主要参考国外某发动机为原准机, 对燃调部分所做的理论分析较少, 目前所见的文献也不多, 使得改型工作缺乏必要的理论支持.

针对上述背景, 本文主要分析该发动机燃油调节器的工作原理, 建立系统数学模型, 同时对其在高空工作的适应性进行初步分析, 并提出改进建议, 以期为改型工作提供一定的技术支持.

收稿日期: 2006-09-21; 修订日期: 2007-01-04

基金项目: 西北工业大学“英才培养计划”基金资助

作者简介: 苏三买(1968), 男, 陕西府谷人, 副教授, 博士, 主要从事航空推进系统控制与性能仿真研究

1 燃油调节器工作原理

发动机燃调系统主要包括供油部分和燃油调节器, 其中燃油调节器根据油门杆指令实现不同工作状态下发动机控制, 是燃调系统的核心. 某型发动机燃油调节器主要有稳态转速控制、加减速控制、高空供油修正、应急控制、限制保护等功能. 下面主要对稳态和加减速控制工作原理进行分析.

1.1 稳态转速控制

转速为闭环控制, 整个系统的结构图如图 1.

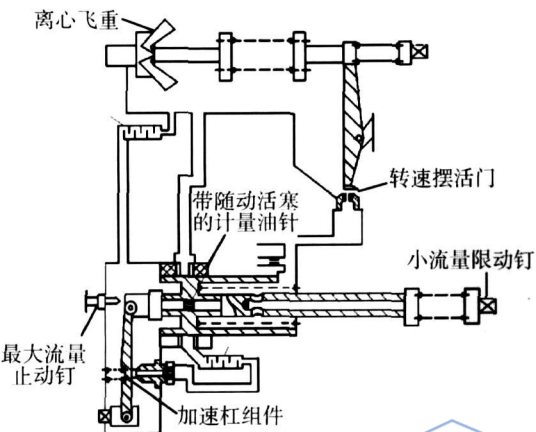


图 1 恒转速控制系统结构简图

Fig. 1 Constant speed control structure sketch

油门杆的一个位置(油门杆角度 α) 对应一个要调节到的稳定转速. 当发动机稳定工作时, 计量油针处于保证该工作状态所需燃油流量的位置, 油门杆通过转速凸轮、调节杠杆、温度补偿器及弹簧, 以弹簧预紧力的形式作用在转速摆杆上; 同时在供油量 Q_T 下的高压转子转速通过离心飞重也有一个力作用在转速摆杆上, 两个力相等, 转速摆活门位置不变, 供油量不变, 发动机维持在某一恒定转速.

当外界条件变化, 使发动机转速波动时, 离心飞重位置变化, 破坏了两个力的平衡状态. 转速摆杆在不平衡力的作用下, 通过转速摆活门、随动活塞、主计量油针修正供油量 Q_T , 使两个力达到新的平衡, 完成发动机稳态转速控制.

转速控制原理如图 2.

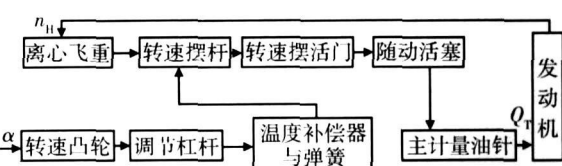


图 2 转速控制原理图

Fig. 2 Speed control principle diagram

1.2 加减速控制

加减速控制系统结构简图如图 3. 加速时用计量油针移动的速度保证增加燃油流量, 用与蓄压器和放气活门左腔薄膜组件共同组成的充满燃油的封闭活塞腔来约束计量油针. 该腔通过层板节流器与回油腔相通.

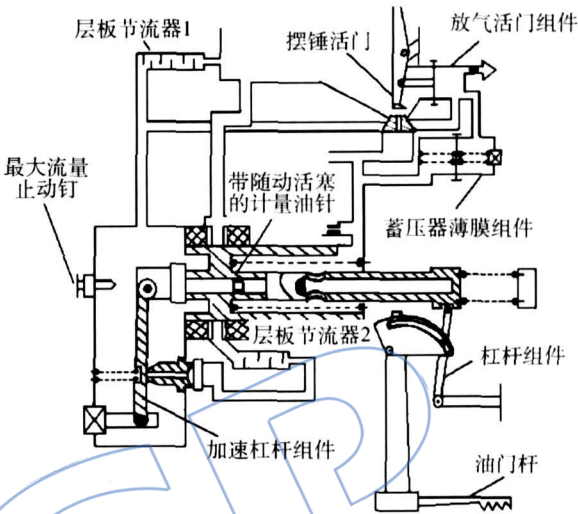


图 3 加减速控制系统结构简图

Fig. 3 Accelerate/decelerate control structure sketch

当发动机加速时, 通过手推油门杆带动杠杆组件, 将油门杆的旋转位移转化成计量油针轴向位移. 油门杆角度 α 增大, 计量油针左移, 燃油从层板节流器 1 中挤出, 回油腔内压力增大, 通向发动机的燃油增多, 实现加速. 在油针左移到某一位置时, 层板节流器 2 接通, 从而提高油针的移动速度, 发动机加速更快.

油针移动到最大流量止动钉的时间(即发动机的加速时间)由燃油流过层板节流器的速度决定. 同时, 为保持调节系统的稳定性, 蓄压器和放气活门左腔薄膜组件共同工作, 限制流量增长速度, 即消除压力急增和剧烈的摆动. 当快速减小油门杆角度时, 由单向减速节流器的阻力决定延迟计量油针的移动速度.

由上述系统决定的加减速供油规律^[1] 如图 4.

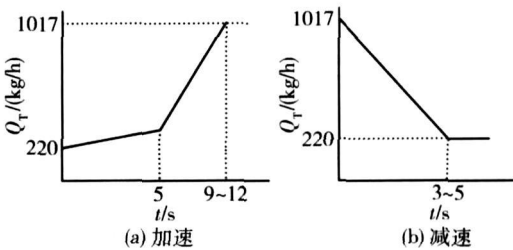


图 4 发动机加减速供油规律

Fig. 4 Accelerate/ decelerate $Q_T(t)$ curve

加速时,油门杆角度 α 快速由小到大,层板节流器 1 和 2 决定了计量油针移动速度.在图 4(a) 加速供油特性中,折点由油针位置控制挡板活门决定,折点前由层板节流器 1 起作用,折点后由层板节流器 1 和 2 共同起作用.

减速时,油门杆角度 α 由大到小,减速活门开始工作,减速速率由减速活门阻尼孔决定.

1.3 高空供油修正

由膜盒感受高空大气压力 p_H 来控制燃油泵回油活门开度,从而改变燃油泵供给调节器主计量油针的流量,最终改变供给发动机的燃油流量 Q_T .

高空节流特性和高空斜率通过比例调节器薄膜作用到比例调节杠杆上实现高空特性调节.

发动机高空修正特性如图 5.

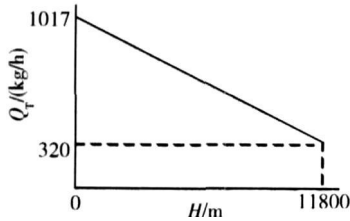


图 5 高空修正特性

Fig. 5 Altitude fuel correct performance

2 燃油调节器数学模型

2.1 发动机稳态控制数学模型

发动机稳态控制为恒转速闭环控制,系统的结构图如图 1,控制原理如图 2.

以图 1 中离心飞重转速测量元件为例,进行元件建模方法分析^[2-3].

由动力学原理,离心飞重导杆力平衡方程为

$$F_a = m \frac{d^2 y}{dt^2} + B \frac{dy}{dt} + F_s$$

式中:

- F_a : 离心飞重的轴向换算力(N);
- m : 导杆和离心块在导杆轴向质量之和(kg);
- B : 粘性阻尼系数;
- y : 导杆轴向位移(m);
- F_s : 调准弹簧力(N).

根据离心飞重离心力、转速、弹簧压缩量和导杆位移之间的相互关系,将 F_a 、 F_s 分别表示为转速 n 和导杆位移 y 的函数,并代入上式,经过数学推导和拉普拉斯变换,最终可得到导杆位移 y 与转速之间的传递函数如下:

$$\frac{Y(s)}{n(s)} = \frac{K_n}{T_1^2 s^2 + T_2 s + 1}$$

其中 T_1 、 T_2 、 K_n 可表示为参数 F_a 、 m 、 B 和 y 的代数关系式.

采用类似上述方法,根据机械动力学和流体力学原理,对组成系统的各组件建模,并按图 2 连接关系把各组件模型连接起来,最终获得发动机稳态控制数学模型(系统方框图)如图 6.

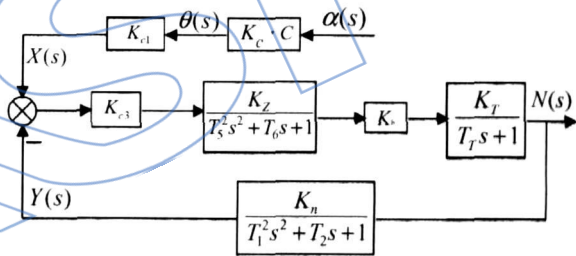


图 6 发动机稳态控制方框图

Fig. 6 Steady control model

2.2 发动机加减速控制数学模型

通过对燃油调节器分析,发动机加减速控制工作原理如图 7.

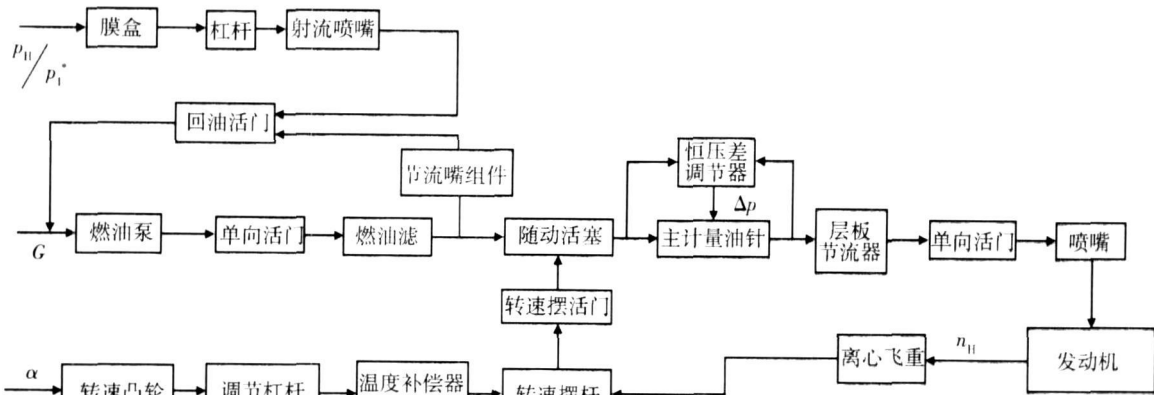


图 7 发动机加减速控制原理图

Fig. 7 Accelerate/decelerate control diagram

根据各组成部件工作原理, 采用类似离心飞重转速测量元件建模方法, 建立各组件模型. 根据

图 7 连接关系计算得发动机加减速控制模型(系统方框图)如图 8.

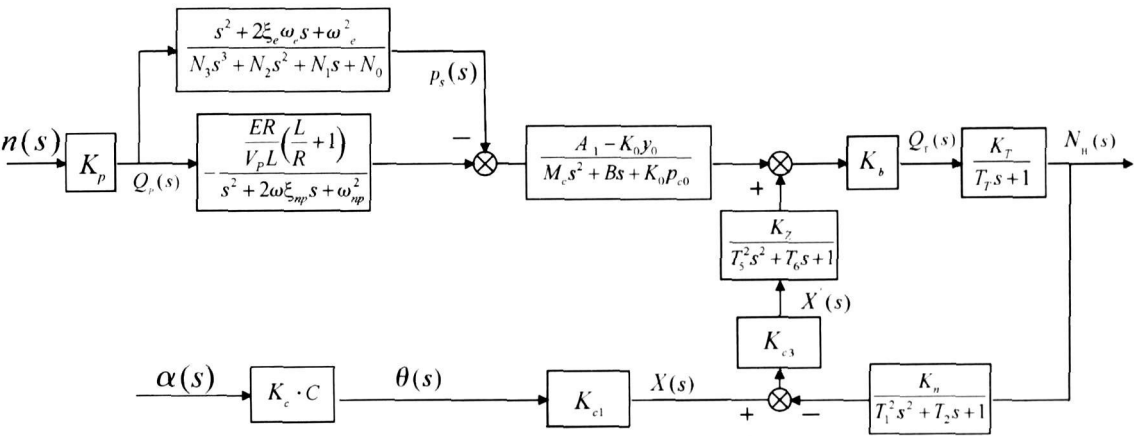


图 8 发动机加减速控制方框图
Fig. 8 Accelerate/decelerate control model

3 燃油调节器高空适应性分析

前面分析了发动机燃油调节器的原理, 根据发动机设计说明, 燃调系统在原设计使用高度下, 能够实现对发动机良好控制. 当发动机的使用高度提高时, 原燃油调节系统将不能满足工作要求. 下面分析燃调系统在高空工作时存在的问题.

3.1 燃油调节器可调节的最小燃油流量分析

在相同的飞行马赫数下, 随着飞行高度增加, 发动机在单位时间内所需的燃油量减少. 根据改型发动机的设计参数, 由数值仿真计算, 当在高度 17 000 m、马赫数 0.6 飞行时, 发动机最小巡航状态到最大状态耗油量为 98.4~165 kg/h. 由原发动机燃调系统设计技术参数可知, 该燃油调节器各状态可调节的最小燃油流量 $180 \pm 5_0$ kg/h, 即最小可控制的燃油流量为 170 kg/h, 显然原调节器可调节的最小燃油流量范围, 不能满足改型发动机高空工作要求.

3.2 高空油量修正工作范围分析

随着飞行高度增加, 发动机进口处的大气压力下降. 根据气体动力学原理, 大气压力随高度变化情况为

$$\begin{aligned} H \leqslant 11\,000\text{ m 时} \\ p_H = p_0 \left[1 - \frac{0.006\,5H}{288.15} \right]^{\frac{1}{0.065\,96}} \\ H > 11\,000\text{ m 时} \\ p_H = p_{11} e^{\frac{g(11\,000-H)}{216.7R}} \end{aligned}$$

其中 p_0 为地面标准大气压, p_{11} 为 11 000m 高空的大气压, R 为气体常数.

由上式计算可知, 高度在 17 000 m 时, 大气压力为 8 749.1 Pa, 约相当于地面标准大气的 8.63%, 12 000 m 处大气的 45.3%, 远远超出原燃油调节器的高空油量修正范围.

4 燃油调节器改进措施

改型发动机与原发动机结构基本相同, 调节规律基本一致, 因此在改型时燃油调节器的整体结构不变, 只需进行局部改进. 为适应改型发动机在整个飞行包线范围工作, 改进工作应满足以下要求:

- (1) 改进后稳态与加减速控制规律不变, 但要保证满足各工况下系统控制指标;
- (2) 改进高空工作范围, 保证供油量满足要求.

4.1 燃油调节器控制器结构参数改进

前面分析了原发动机燃油调节器的工作原理, 并建立了稳态和加减速控制的数学模型. 原燃油调节器和改型发动机调节器稳态与加减速控制数学模型结构一样, 所不同的是改型前后由于内部部件几何参数改变引起模型参数变化.

在实际改进工作中, 根据原燃油调节器和拟改进的各部件参数来确定上述模型的具体参数, 并在 Matlab 的 Simulink 环境下仿真, 可获得不同改型方案下的调节器动态性能指标. 经过多轮参数选择与仿真优化, 最终可确定出部件改进的具体数值.

4.2 燃油调节器高空适应性改进

为满足改型发动机高空工作和整个包线范围

供油要求, 经对原燃油调节器结构研究分析, 建议对调节器以下部分进行改进:

- (1) 修改最小流量活门, 将定流量改为变流量;
- (2) 改进计量活门的工作行程及窗口型面;
- (3) 改进高空修正机构中的高空校准弹簧;
- (4) 改进高空膜盒.

5 结束语

根据某型涡扇发动机改型的需求, 本文对发动机燃油调节器稳态转速控制和加减速控制的结构、工作原理进行分析, 在此基础上通过对其组成部件建模, 最终获得发动机稳态转速控制和加减速控制的数学模型. 另外从发动机设计供油量和改型后要求的供油量以及使用高度两个方面, 分析了燃油调节器存在的问题, 并提出了相应的改

进建议.

由于具体的改进设计涉及大量工程图纸和参数计算, 且目前这些参数属于保密内容, 因此本文仅给出调节器数学模型的结构和具体改进工作中部件参数选择与分析方法, 采用该方法和相应的改进建议将为具体的改型工作提供一定的理论支持.

参考文献:

[1] 杨卫军. RT- 28 燃油调节器结构原理及调整试验分析[C]
// 中国航空学会第九届航空动力自动控制会议论文, 西安: 1998.

[2] 吴琪华, 贺惠珠. 航空发动机调节[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

[3] 罗扬信, 张家桢. 航空发动机自动控制手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.

