

文章编号: 1000-8055(2003) 04-0519-05

航空发动机燃气温度控制系统 的设计研究及应用

姜彩虹

(沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 介绍了某航空发动机燃气温度控制系统的设计方法, 该系统已经应用于某型航空发动机, 并配装某超音速战斗机完成了全包线考核试飞。该系统具有控制品质良好、可靠性高和外场使用维护方便等特点。该系统的安装使用, 既可以防止因燃气温度超过规定值过早损伤发动机而节省经费, 又可以使飞行员无忧无虑地操作, 减轻飞行员负担。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃气温度; 控制; 航空发动机

中图分类号: V 233. 7⁺ 51

文献标识码: A

Design Investigation and Application of an Aeroengine Gas Temperature Control System

JIANG Cai-hong

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: An engine gas temperature control system is presented in this paper. It has been applied to a supersonic fighter engine successfully. Its characteristics such as good control quality, high reliability and excellent maintainability have been demonstrated in the evaluation flight test throughout flight envelope. Its application can not only decrease the life cycle cost by preventing engines from overheating due to high gas temperature, but also provide carefree handling for the pilot with the result of lightening pilot's workload.

Key words: aerospace propulsion system; gas temperature; control; aeroengine

1 引言

随着航空发动机性能的提高, 发动机燃气温度控制的重要性日益突出, 首先表现为: 现代发动机燃气温度控制系统的工作范围扩大。早期的发动机控制计划主要是控制转速, 不用燃气温度控制或以其为辅。今天, 高性能发动机的过程参数在主要工作状态下都达到了它的极限值, 要求在飞行包线的很大范围内控制涡轮燃气温度^[1]。例如:

国外多种型号涡扇发动机的控制计划, 要求在发动机进口温度为+ 15℃到+ 120℃的宽广范围内, 保持涡轮排气温度为常值。也就是说, 在飞行包线内大约马赫数 $M_a > 1.0$ 的超音速飞行时, 都要求温度控制系统工作。它覆盖了飞行包线的三分之二以上, 这正是现代战斗机使用的最重要空域。

其次, 燃气温度控制系统的工作性能严重影响发动机的寿命。现代歼击机用的发动机在使用中大负荷(中间、加力状态)约占 25%~30% 以

上,其涡轮进口燃气温度长时间处于“最高温度”状态,其值往往高出涡轮叶片金属材料的熔点温度几百度。虽然由于采用先进的冷却技术和热障涂层,使涡轮叶片金属基体温度保持在可以长期安全工作的水平上,但是,如果涡轮叶片在最高工作温度基础上再超温 $15^{\circ}\text{C} \sim 18^{\circ}\text{C}$,则涡轮叶片的使用寿命将会减半。

鉴于燃气温度控制对发动机的重要作用,国外一些高性能的发动机甚至规定当燃气温度控制系统发生故障时,发动机只能降转使用。显然,发动机燃气温度控制系统的设计问题不可等闲视之。

直接测量涡轮前燃气温度有不少困难,主要原因是温度太高、温度场很不均匀。到目前为止,仍大多测量涡轮出口温度。因为涡轮出口温度场的不均匀度和平均温度水平相对较低;当涡轮特性不变时,涡轮出口温度平均值基本上与涡轮进口温度平均值成对应关系,涡轮排气温度的高低可以反映涡轮进口温度的情况。所以往往采用控制涡轮排气温度的方法来实现对涡轮进口燃气温度的间接控制。

2 系统设计

要控制发动机的涡轮排气温度,最直接有效的手段就是控制发动机主燃烧室的供油,实现方法基本有以下两种^[2]:

(1) 超温时,减小转速调节器的转速给定值,通过转速调节器减小供油量。采用这种方法,温度控制回路投入和退出工作的过程稳定性好,但系统执行机构的惯性一般都比较大,影响系统的灵敏度,对过渡态控制不利。如果转速调节器是非全程调节,温度控制系统的工作范围会受到限制,但发动机的安全性增加,即使温度控制系统出现故障,减少主燃烧室供油,发动机也不至于停车。

(2) 超温时,温度控制回路超越转速控制回路,直接控制燃油计量活门,减小供油量。采用这种方法,避免了其他调节回路对温控回路的干扰,而且温控范围大,灵敏度好。

考虑到发动机的安全性和现有调节器的结构,选用了第一种方案。在制定系统方案的过程中还考虑了如下几个问题:

(1) 系统控制品质

涡轮排气温度控制系统的设计目标是:在发动机的全飞行包线范围内有良好的稳定性,稳态控制精度要不大于 10°C ,过渡过程要保证涡轮排气温度不大于控制目标值 20°C ,瞬态大于控制目标值的时间不超过 20 s 。

(2) 温度测量

测温组件应带有冷端补偿,其输出信号应能反映涡轮后温度场的平均值;个别测温元件的故障不应影响温度控制系统的工作和控制精度;测温元件要有一定的响应速度。

(3) 外场使用

在外场应便于检查、维护和调整,易于拆卸更换。

2.1 系统组成和工作原理

涡轮排气温度 T_4 控制系统由温度传感器、 T_4 温度控制器、执行机构和主燃油泵调节器组成(见图 1)。温度传感器测得涡轮排气温度 T_4 的热电势信号输出到 T_4 温度控制器后,电控制器内部电路完成 T_4 信号与给定的温度控制目标值 T_{40} 信号的比较和放大。当 T_4 大于 T_{40} 时,控制器输出电流 I 。该电流通过执行机构内部线圈时,产生的电磁力克服弹簧力打开活门窗口放油,使主泵调节器液压延迟器活塞右腔油压 p_k 下降。当右腔的油压下降到一定值时,液压延迟器活塞右移,相当于减小发动机的给定转速,使主泵调节器供给主燃

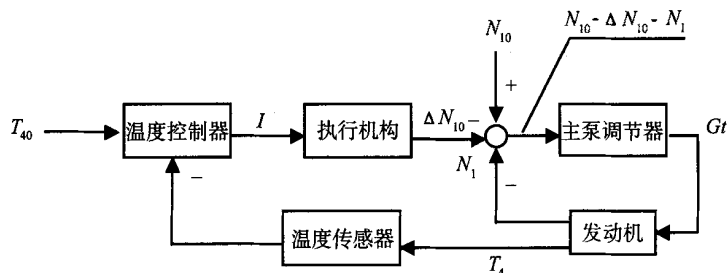


图 1 系统组成示意图

Fig. 1 Schematics of system constitution

烧室的燃油量下降, 发动机状态下降, 实现控制涡轮排气温度 T_4 不大于给定温控值的目的。

2.2 系统参数优化设计

在发动机的整个飞行包线内, 发动机的空气流量与进气温度和进气压力都有关系, 在不同飞行状态点达到同样的涡轮排气温度所需要的燃油流量差别很大。当发动机工作在最大状态和加力状态下飞机作大机动飞行时, 进口压力会发生大幅度变化, 也就是说, 发动机动态特性变化很大^[3]。要设计这样复杂对象的控制系统, 必须对系统的工作过程在理论上进行分析, 掌握内在规律。航空发动机是不能用简单的线性方程来描述的, 为了研究方便, 可以缩小研究范围, 将非线性特性近似地作为线性特性来处理, 在一定范围内反映系统的特性, 指导控制系统的设计方向。

温度控制系统各环节参数的选取首先应能保证发动机在全飞行包线范围内稳定工作, 其次应能保证发动机在过渡态和稳态都有良好的调节品质。温度控制系统每个环节的性能都影响着系统的控制品质, 在发动机主机和主燃油泵调节器的结构已经设计完毕后, 温度控制系统的参数优化设计主要是温度控制器和执行机构的放大系数及温度传感器的时间常数设计。控制器是线性比例放大器, 其输出电流 I 与温度差 ΔT 是线性关系见图 2, 其中 $\Delta T = T_4 - T_{40}$, 放大系数 $K_1 = C_1 \times (\delta I / \delta \Delta T)$ 。执行机构的输入电流 I 和液压延迟器活塞右腔的油压 p_k 的关系见图 3, 当输入电流小于 A 点电流 I_A 时, 由于活门的重叠量的原因, 液压延迟器活塞右腔的油压 p_k 不变; 输入电流大于

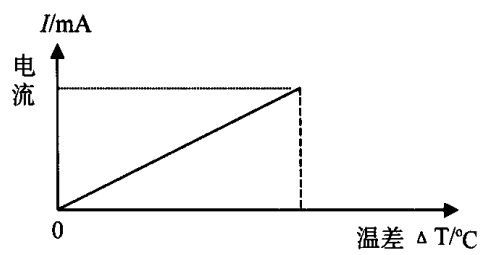


图 2 T_4 温度控制器特性示意图
Fig. 2 Characteristic of T_4 temperature controller

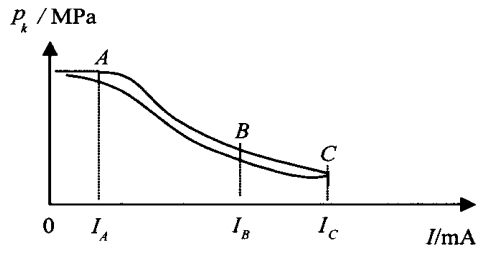


图 3 执行机构工作特性示意图
Fig. 3 Characteristic of actuator
 I_A 后, p_k 开始下降, 当输入电流大于 B 点电流 I_B 时, p_k 下降到一定值, 液压延迟器活塞开始右移, 减小发动机的给定转速; 当输入电流等于最大电流 I_C 时, p_k 下降到最低点。从 A 点到 C 点的这段是非线性的, 并且有滞环, 在进行系统稳定性分析时, 近似地把执行机构看成比例环节, 比例系数 $K_2 = C_2 \times (\delta p_k / \delta I)$ 。 p_k 下降使液压延迟器活塞运动减小给定转速是一个惯性环节, 转速调节器减油的过程也可以近似为惯性环节。发动机燃烧室存在燃烧时滞, 但燃烧时滞的滞后时间很小, 经估

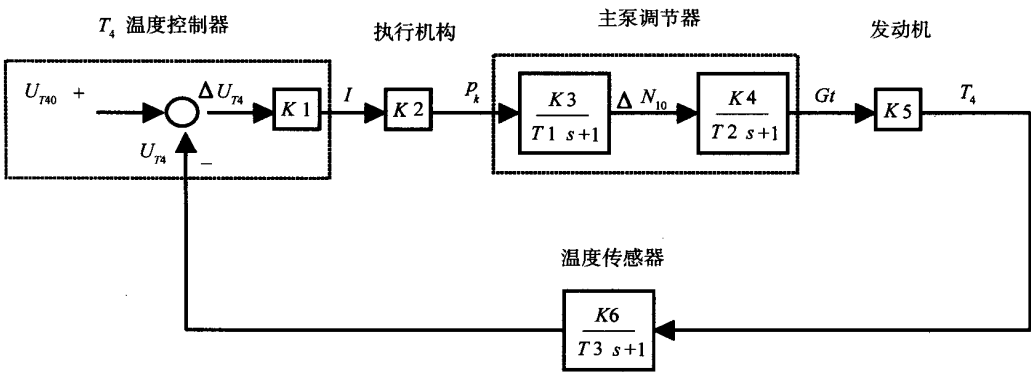


图 4 系统方框图
Fig. 4 Block of the control system

算可以忽略不计;燃气温度与喷入发动机燃烧室的燃油量的关系近似为比例关系。温度传感器选用的是铠装热电偶,一次近似时可认为是惯性环节。简画出系统方框图如图 4。

温度控制系统的开环传递函数为:

$$W_k(s) = \frac{K}{(T_1s + 1)(T_2s + 1)(T_3s + 1)}$$

其中,系统放大系数:

$$K = K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5 \cdot K_6$$

采用工程中广泛应用的根轨迹的方法来分析系统放大系数对系统稳定性的影响^[4],由根轨迹图可以直观地看出系统放大系数 K 变化时,系统闭环特征根在复平面位置的变化,于是即可判断系统的稳定性。根据经验数据,取时间常数 $T_1 = 0.5$, $T_2 = 0.3$, $T_3 = 1.1$,用 MATLAB 语言根据根轨迹绘制法则绘制了以系统放大系数 K 为可变参数的根轨迹图^[5],见图 5。系统的开环极点共有 3 个,位于实轴上。根轨迹是对称于实轴的两条曲线,在实轴的 -0.9 到 -2 之间有根轨迹。根轨迹的起点(对应放大系数为 0)是开环极点,随着放大系数的增大,根轨迹向右变化,当放大系数达到 10.8 时根轨迹穿过虚轴,进入右半 s 平面,这表示出现实部为正的实特征根,系统将不能稳定工作。

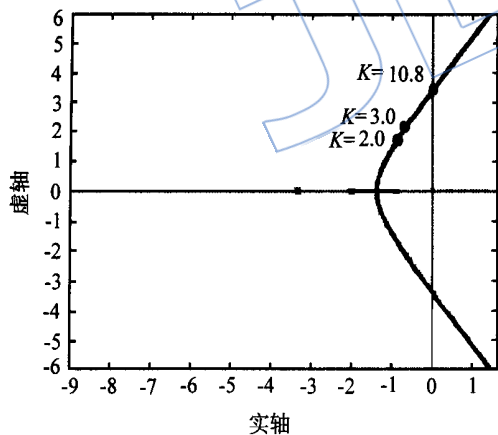


图 5 根轨迹曲线

Fig. 5 Chart of root locus

系统计算分析的结果是以把非线性系统进行线性化为基础的,只能指导系统参数设计的方向,参数的优化设计还应以计算和试验、试飞相结合作为手段,解决工程设计问题。在系统参数优化设计时应注意下列问题:

(1) 在飞行包线中发动机进气压力最低的区域,温度控制系统的稳定域最小,为保证系统能全

包线稳定工作,系统放大系数的选取应满足稳定域最小的飞行状态点的要求^[6]。

(2) 执行机构特性的滞环和线性度直接影响系统的稳定性,为保证系统能稳定工作,设计时应执行机构的性能有一定的要求。

(3) 通常希望减小温度传感器的惯性时间常数来获得过渡态调节的快速性,但减小通道的惯性会使系统的稳定域变窄,即通道中相应于稳定边界的放大系数变小,为了实现足够大的稳定域,温度测量装置的惯性不宜过小^[7]。

(4) 可以在电控制器中增加一个传递函数为 $(T_{Ds} + 1)/(T_{Is} + 1)$ 的校正环节,来补偿温度传感器惯性在飞行包线内的变化,以改善控制品质。由于该系统的电控制器采用模拟电路,实现校正环节的补偿电路增加了电路板结构的复杂性,并且参数修改不便,仅在地面试验中做了研究。

3 系统的特点

(1) 系统控制品质

试飞结果表明涡轮排气温度控制系统具有良好的控制品质,全飞行包线范围内系统的稳定性良好,稳态误差不大于 5°C ,全包线范围内控制误差小于 10°C ,温度控制的过渡过程时间不大于 3 秒,满足发动机的要求。

(2) 系统安全性

该系统具有较好的安全性,即使温度控制系统中的某个环节出故障,不能退出工作,发动机状态最低降到低压转子转速 $N_1 = 85\%$,不可能熄火停车,飞机仍然可以安全返航。

(3) 系统的可靠性

该系统具有较高的可靠性,所有附件按国军标的要求完成了大量的环境试验和可靠性试验,并累积地面整机试车四千多小时,飞行近一千小时。

(4) 外场使用维护

温度控制值调整旋钮在电控制器的壳体上,调整便捷。控制器有自检功能,外场检查、维护方便。

4 应用与推广

航空发动机涡轮排气温度控制系统已经应用于某型涡轮喷气发动机,配套在某超音速战斗机上完成了全部定型试飞考核。过去国产的战斗机用发动机都没有安装燃气温度控制系统,曾多次因超温烧坏涡轮叶片,迫使发动机提前返厂修理,

造成浪费。并且在飞行时, 飞行员必须时常注意涡轮排气温度表, 超温时手动收油门, 分散飞行员的精力, 影响战斗力。该系统的应用既可以防止因涡轮排气温度超温烧坏发动机, 产生巨大的经济效益, 又可以使飞行员无忧虑地操作、集中精力作战, 明显减轻飞行员负担, 具有显著的军事效益。该系统在某型涡喷发动机上成功的领先应用, 展示了其广阔的推广应用前景, 如能推广应用于其它发动机, 必将产生更大的社会效益和经济效益。

参考文献:

[1] 邢家瑞编译. 多状态飞机动力装置的综合控制[M]. 沈阳发动机设计研究所, 1996.

[2] 邢家瑞. 发动机温度控制系统设计中的几个问题[J]. 航空发动机, 1998(4): 5- 10.

[3] 尤·斯·别利肯著. 飞机动力装置自动控制综合系统[M]. 汪海源译. 北京: 航空工业出版社, 1992.

[4] D'Azzo J J, Houpis C H. Linear Control System Analysis and Design [M]. 2nd Edition, McGraw Hill International Book Company: Tokyo, 1981.

[5] 薛定宇. 反馈控制系统设计与分析—MATLAB 语言应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.

[6] Гуревич О С, Гольберг Ф Д, Семенов О Д. Интегрированное управление двигателем многорежимного самолета[M]. М.: машиностроение, 1994.

[7] Шевяков А А. Системы автоматического управления авиационными воздушнореактивными двигателями [M]. М.: Машиностроение, 1992.

