

# 某型航空涡轴发动机起动过程控制研究

傅 强

(中国民航飞行学院 飞行技术学院, 四川 广汉 618307)

**摘要:** 针对涡轴发动机起动过程复杂的特点, 提出了“跟踪-微分器”的二阶动态结构来对其加速过程进行控制; 首先, 在对涡轴发动机起动过程分析的基础上, 给出了其起动控制逻辑; 其次, 通过对起动过程主燃油供油系统规律分析, 给出了起动过程的供油计划, 并采用“跟踪-微分器”的二阶动态结构来求取转速加速度; 最后, 对所研究的涡轴发动机起动过程控制规律进行了仿真验证; 仿真结果表明, 所设计的过程控制方法满足起动时限的要求, 且不超温超转, 达到了系统设计要求。

**关键词:** 涡轴发动机; 起动; 过程控制; 仿真; 加速度

## Study on Start Process Control of X-type Turbo-shaft Engine

Fu Qiang

(School of Flight Technology, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

**Abstract:** Aimed at the turbo-shaft engine starting process, the “tracking-differentiator” is given for the process control. First of all, based on the analysis of turbo shaft engine starting, the starting control logic is given. Secondly, through the analysis of the starting process of main fuel supply system rule, supply plan starting process are given, and the “tracking-differentiator” based on two order dynamic structure is used to calculate the speed acceleration. Finally, the starting process control law is simulated to verify the turbo-shaft engine starting process research. The simulation results show that, process control method can satisfy the design requirements of the starting time limit, and is not overheating and over speeding, which reaches the design requirements of the system.

**Keywords:** turbo-shaft engine; start; process control; model; accelerated speed

### 0 引言

航空涡轴发动机的起动过程是指燃气发生器转子转速从零加速到地面慢车转速的过程<sup>[1]</sup>。它是一个非常复杂的过渡态过程, 处于该过程中的航空发动机表现出明显的非线性、时变系统的特性。然而, 快速、可靠的起动能力是航空燃气涡轮发动机的最重要的特性之一, 这要求发动机能够顺利地点火, 可靠地起动, 并且在不超温的前提下, 尽可能缩短起动时间。要获得这些性能, 则需要对发动机的起动过程进行深入地研究, 以确定合适的控制规律。否则, 容易导致发动机起动时间不满足指标要求, 甚至使发动机起动可靠性变差<sup>[2]</sup>。

### 1 起动过程分析

涡轴发动机的起动实质上是发动机燃气发生器转子的起动, 对于动力涡轮转子不存在起动问题, 而是自身内部的气动传导问题<sup>[3]</sup>。所以, 我们对起动过程中燃气发生器转子的扭矩特性进行分析, 如图 1 所示。

如图 1 所示, 第 1 阶段为发动机主燃油系统不供油, 仅由起动机带转加速的过程。在第 1 阶段过程中, 随着燃气发生器转子转速的增加, 发动机所需扭矩逐渐增加。当转速到达  $n_1$  时, 所需扭矩达到峰值, 此时在发动机燃烧室内形成了合适的油气比, 主燃油供油系统开始喷油, 并在燃烧室内点火且形成稳定燃烧。

第 2 阶段为起动机和燃气涡轮共同带动燃气发生器转子转

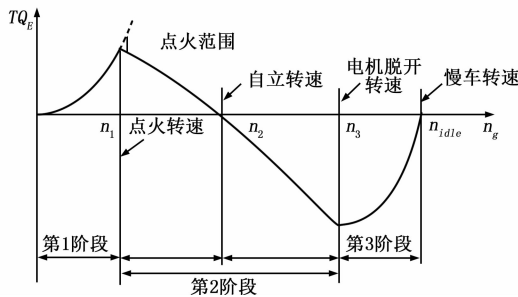


图 1 起动过程中燃气发生器转子扭矩特性

动的过程。在第 2 阶段的开始阶段, 燃气涡轮自身产生的功不足以独立带动压气机工作。因此在此阶段, 还需要起动机和燃气涡轮共同带动发动机加速。当转速达到并超过  $n_2$  时, 涡轮功率已经增加到大于压气机需用功率, 从理论上讲, 这时燃气涡轮已能够独立带动压气机加速。然而, 为了保障起动的可靠性, 需将燃气发生器转速增加到  $n_3$  转速时, 起动机才可以脱离。

第 3 阶段为从起动机脱离到发动机燃气发生器转子加速到慢车转速的过程, 此阶段为燃气发生器转子独立加速阶段。

从上述起动过程分析可以看出, 发动机能否迅速而可靠地起动起来, 第一、二阶段起着决定性的作用。因此发动机的起动过程必须严格按顺序, 一个阶段接一个阶段地进行, 使发动机在地面及空中都能安全可靠地迅速起动。

### 2 起动控制逻辑分析

涡轴发动机的起动过程是一个特殊的过渡态过程, 其起动系统在起动期间要完成起动机接通、起动点火系统供油点火、

收稿日期: 2013-12-16; 修回日期: 2014-02-23。

基金项目: 国家自然科学基金(61179073)。

作者简介: 傅强(1974-), 男, 辽宁丹东市人, 副教授, 主要从事航空发动机控制系统方向的研究。

主燃油系统供油、起点点火系统断油及起动机脱开等开关量控制。如果相互之间没有很好地协调与配合，则很难将发动机起动起来。现对某型航空涡轴发动机起动控制过程进行分析后，得出起动控制逻辑如图 2 所示。

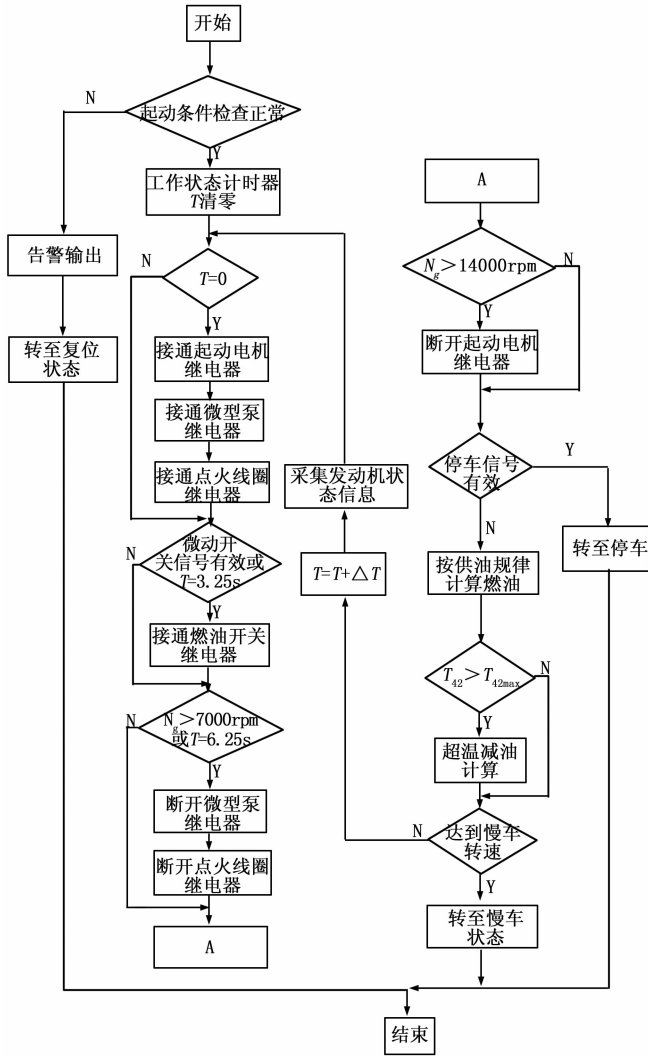


图 2 起动控制逻辑

### 3 起动过程主燃油供油系统规律分析

在起动过程中，当燃气发生器的转速接近于慢车转速时，为了防止产生过大的超调，保证控制的稳定性，需提前进入慢车转速闭环控制，使燃气发生器转速平稳的加速到慢车转速。

起动过程的供油计划如公式 (1) 所示。

$$W_{fb} = \begin{cases} 0 & N_g < n_1 \\ f\left(\frac{N_g}{\sqrt{T_0}}, P_0, \sqrt{T_0}\right) & n_1 < N_g < n_2 \\ f(\dot{N}_g) & n_2 < N_g < n_3 \\ f(N_g) & n_4 < N_g < n_{idle} \end{cases} \quad (1)$$

起动控制率如图 3 所示。

说明：

1) 转速加速度闭环给定值的选取：

为了考虑非线性，通常将转速加速度闭环给定值设计成一

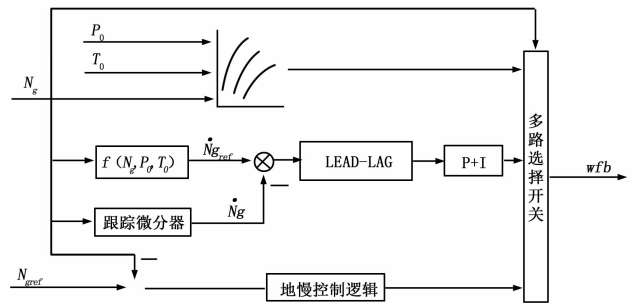


图 3 起动控制率

个关于燃气发生器转速  $N_g$  的阶梯形函数，从而为起动计划提供较好的柔性。在不同的大气环境下，发动机的起动性能是不同的。若强行按照相同的转速加速度起动，很容易造成发动机超温和起动不成功。因此，需根据外界条件对期望转速加速度进行修正，以满足不同环境下的起动性能。

2) 转速闭环给定值的选取：

为了防止发动机进入地慢稳态闭环时，燃气发生器转子转速产生过大的超调，因此需要在起动的末期提前进入  $N_g$  闭环，此时  $N_g$  给定从当前转速逐渐增加到地慢转速，发动机也在缓慢增加到慢车状态。

3) 转速加速度信号的测量：

直接利用传感器获得发动机的加速度信号需要系统增加加速度传感器，这既增加了信号调理电路和系统的复杂程度，也由于控制信号的增加降低了系统的可靠性。而转速是发动机控制系统中必须要测量的信号，对其进行软件处理便可得到加速度信号，且必须更改原系统的结构。

在加速度的处理时，单纯采取差分的方式会因转速测量信号的干扰，使加速度信号淹没在高幅值、高频率的噪声中<sup>[4]</sup>。这样，不仅不能达到准确测量加速度信号的效果，而且还会降低系统的控制效果，严重时甚至造成发动机起动故障。因此，需要设计合适的数字滤波算法，快速、准确地从转速信号中提取出加速度信号，提高控制性能。

“跟踪-微分器”的二阶动态结构是根据二阶连续系统最速控制综合函数给出的，并在开关线附近引入适当线性区域，得到的微分器能够快速、无超调和无颤地跟踪输入信号，且能给出较好品质的微分信号<sup>[5]</sup>。本文求取转速加速度所采用的跟踪-微分器，离散形式如式 (2) 所示<sup>[37-38]</sup>。

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + T \times x_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + T \times \text{fun}(x_1(k) - u(k), x_2(k), e, h) \end{cases} \quad (2)$$

式中， $k, k+1$  分别为第  $k$  次和第  $k+1$  次采样； $u(k)$  为输入信号，这里为燃气发生器转速  $N_g$ ； $x_1(k)$  为对  $u(k)$  的估计值； $x_2(k)$  为对  $u(k)$  变化率的估计值，这里为对  $\dot{N}_g$  的估计； $T$  为系统采样周期； $e$  为速度因子，决定  $x_1(k)$  跟踪输入信号  $u(k)$  的快慢， $e$  越大，跟踪速度越快，但是会放大噪声； $h$  为滤波因子，决定算法的滤波效果， $h$  越大，滤波效果越明显，但是会有较大的相位损失；函数  $\text{fun}(x_1(k) - u(k), x_2(k), e, h)$  为跟踪-微分器的最速控制综合函数。

$$\text{fun}(x_1(k) - u(k), x_2(k), e, h) = - \begin{cases} e \cdot \text{sign}(a) & |a| > d \\ e \cdot a/d & |a| \leq d \end{cases} \quad (3)$$

式中,

$$a = \begin{cases} x_2(k) + \frac{(a_0 - d)}{2} \cdot \text{sign}(y) & |y| > d_0 \\ x_2(k) + y/h & |y| \leq d_0 \end{cases}$$

$$a_0 = \sqrt{d^2 + 8 \cdot e \cdot |y|}$$

$$d = e \cdot h$$

$$d_0 = h \cdot d$$

$$y = x_1(k) - u(k) + h \cdot x_2(k)$$

为了考察跟踪微分器对输入信号跟踪以及提取微分信号的效果, 将微分器与差商方法的求导效果进行比较。考虑含噪声的谐波信号  $v(t) = \sin t + \gamma(n - 0.5)$ , 其中  $n$  为  $0 \sim 1$  分布的随机信号,  $\gamma$  为噪声强度, 此处取  $\gamma = 0.1$ , 所得仿真曲线如图 3 和图 4 所示。

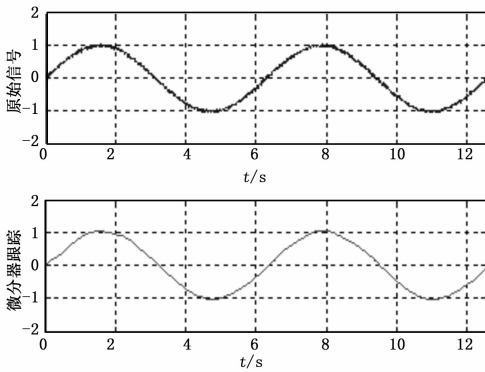


图 3 跟踪微分器跟踪原始信号效果

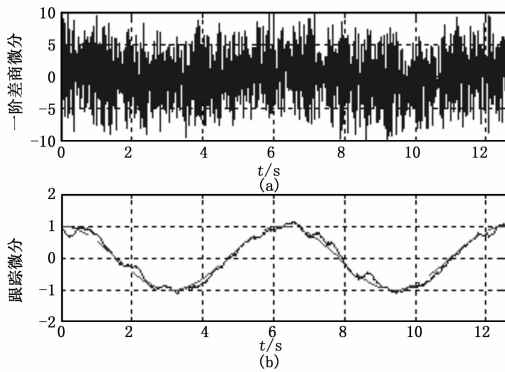


图 4 跟踪微分器估计信号效果

带噪声原始信号和跟踪微分器的跟踪信号如图 3 所示, 可以看出, 两条线基本完全重合, 说明微分器很好地跟踪了原始信号的变化。图 4 (a) 为采用一阶差商求得的微分信号, 根本得不到微分。图 4 (b) 为采用跟踪一微分器求得的微分信号, 可以很好地从存在噪声的信号中估计出被测信号的变化率, 具有较高的跟踪精度和估计速度。

#### 4) 起动过程中的保护:

在起动过程中,  $\dot{N}_g$  控制并不能靠自己独立地预防发动机进入超温、燃烧室熄火等区域。实际上,  $\dot{N}_g$  控制有一种很强的趋势就是驱使发动机进入超温、燃烧室熄火这些工作极限, 这是因为该种控制方式仅关注能否获得预期的转子加速度, 而

并不考虑发动机工作在什么状态下, 也即  $\dot{N}_g$  控制并不“关心”发动机是否已性能变差或处于已损坏状态。为了防止  $\dot{N}_g$  控制给发动机带来的问题, 需综合考虑发动机起动过程中的各种极限控制, 并对起动过程中的燃油流量进行有效地限制。

### 4 起动过程仿真

下面采用上述的控制规律对涡轴发动机的起动过程进行仿真。仿真结果如图 5 所示。

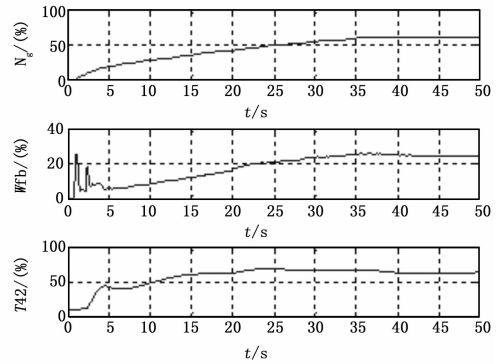


图 5 起动过程曲线

在发动机起动过程中, 起动最长时间要求限制在 60 s 内,  $T42$  最高温度限制在  $100\% T42_{\max}$  以下, 燃气发生器转子转速超调量不大于  $5\%$ 。图 5 所示仿真结果为起动过程中, 燃气发生器转速、供油量和燃气涡轮后温度的变化情况。从图中可以看出, 起动时间为 35 s, 燃气涡轮后最高温度为  $70\% T42_{\max}$ , 起动超调量为  $1.35\%$ , 系统没有超温, 切起动超调量较小, 满足了起动要求。

### 5 结论

涡轴发动机是直升机的主要动力装置, 其起动过程的好坏直接影响发动机是否能够正常工作。对其起动过程的分段研究的基础上, 采用“跟踪一微分器”来求取转速加速度。该方法求得的微分信号, 可以很好地从存在噪声的信号中估计出被测信号的变化率, 具有较高的跟踪精度和估计速度。仿真结果表明, 该方法对发动机起动过程的加速控制具有较好的效果, 满足系统要求。

#### 参考文献:

[1] 樊思齐. 航空发动机控制 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008, 6.  
 [2] 周宗才. 苏 27 飞机推进系统控制 [M]. 中国人民解放军空军装备技术部, 1997, 9.  
 [3] 李 阔. 涡扇发动机机械液压燃油调节器建模仿真 [D]. 西安: 西北工业大学, 2008, 3.  
 [4] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems [R]. NASA/TM - 2004 - 212915, 2004.  
 [5] Cao Y, Jin X, Meng G, et al. Computational modelar model library of gas turbine [J]. Advances in Engineering Software, 2005, 36 (2): 127 - 134.