

文章编号: 1000-8055(2005)03-0499-04

基于扭矩特性的航空发动机起动系统数学模型

苏伟生^{1,2}, 孙健国¹, 程 蓝¹, 胡世民¹

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2 中航第一集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 简述了起动过程, 分析了起动过程中起动扭矩与发动机扭矩及其负载扭矩特性间的关系, 给出了起动机的选择原则, 从而建立了基于起动机扭矩及发动机扭矩特性的发动机起动系统数学模型, 并给出起动时间的计算方法。最后以典型发动机起动系统作为仿真实例验证了此方法的可行性。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 起动系统; 数学模型; 扭矩特性; 起动时间

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Study on Mathematic model of Aeroengine Starting System s Based on Moment Characteristics

SU Wei-sheng^{1,2}, SUN Jian-guo¹, CHENG Lan¹, HU Shi-min¹

(1 College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

Nanjing 210016, China;

2 China Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: To describe the starting process of aeroengines, analyze the relationship between starting moment and the engine moment characteristics and its loading in the starting process, the mathematic model of aeroengine starting system was developed, and the computing method of time of start was given in this paper. Simulation results show that the given mathematic model for aeroengine starting system is feasible

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; starting system; mathematic model; moment characteristics; times of tart

被控对象的数学模型历来是控制领域中重要的研究方向。航空发动机是极其复杂的非线性、多变量被控对象, 航空发动机建模更是发动机控制行业的研究热点。但是国内过去对发动机建模的研究大都集中在建立发动机稳态数学模型及加减速过渡态数学模型^[1,2], 较少注意发动机起动模型

的研究。近几年来, 关于起动规律及起动模型的研究, 在国内也逐步引起重视^[3~6], 其中文献[3]是一种辨识建模的方法。本文将基于起动扭矩与发动机及其负载扭矩特性间的关系来研究发动机起动系统数学模型, 并将概述发动机起动过程, 起动机的选择, 起动系统扭矩关系和起动时间计算等。

收稿日期: 2004- 05- 12; 修订日期: 2004- 11- 15

作者简介: 苏伟生(1959-), 男, 上海人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国航空动力控制系统研究所研究员, 主要从事航空发动机控制与建模研究

最后给出仿真计算实例。

1 起动过程

发动机起动过程一般分为3个阶段,如图1所示^[7]。第1阶段:从起动机带动发动机转子运转起,到发动机系统喷油、点火,涡轮开始发出功率止。转子转速由 $n=0$ 到 $n=n_1$ 此阶段的主要特点是,发动机本身不产生功率,加速过程所需功率全部由起动机提供。转速 n_1 相应于发动机扭矩与转速关系曲线中第一个峰值。转速表示能为发动机提供适当的油气比,以保证燃烧室点火能点着的最小转速。最小转速 n_1 不是一成不变的,它的大小与发动机驱动的燃油泵、燃油控制器的公差以及燃油总管和支管的惯性有关。如果在转速 n_1 发动机点火没点着,这条曲线将继续上升,说明加速到更高转速需要更大的扭矩(如图1虚线所示)。

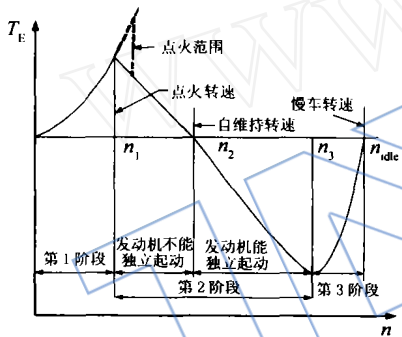


图1 起动过程扭矩特性

Fig 1 Moment characteristics of starting process

第2阶段,从涡轮开始发出功率起,到起动机脱开止。这个阶段的特点是由起动机和涡轮共同发出功率的加速阶段,转子转速从 n_1 加速到 n_3 。在 $n=n_1$ 时,点火已经点着,但涡轮产生的扭矩太小,仍然无法独立带动发动机转子加速。因此,在

$$T_{STmin} = \begin{cases} 413 \text{ (N} \cdot \text{m)} & (0 \leq n_{ST} < 918) \\ 413 - 0.1397(n_{ST} - 918) \text{ (N} \cdot \text{m)} & (918 \leq n_{ST} < 1306) \\ 232 - 0.2639n_{ST} \text{ (N} \cdot \text{m)} & (1306 \leq n_{ST} < 2718) \end{cases}$$

式中, n_{ST} 为起动机转速(r/min)。即实际起动扭矩 T_{ST} 必须满足下式:

$$T_{STmin} \leq T_{ST} \leq T_{STmax} \quad (1)$$

(2) 起动机特性要合适,即起动机实际扭矩随转速变化率应满足下式:

$$\left| \frac{dT_{ST}}{dn} - \frac{dT_{STmin}}{dn} \right| \leq c \quad (2)$$

式中: c = 常数,为经验数据。

$n_1 \sim n_2$ 范围内,主要还是依靠起动机驱动发动机加速。当转速达到 n_2 时,涡轮产生的扭矩刚好等于此时压气机消耗的扭矩,随着转速增加,涡轮产生的扭矩不断增加。当 $n=n_3$ 时,发动机已具有自身加速能力,起动机便脱开。

第3阶段,从起动机脱开,发动机转子由涡轮单独驱动,发动机转速由 n_3 加速到慢车转速 n_{idle} ,起动机脱开转速允许有一个变化范围,以保证加速顺利进行。

整个起动过程要求燃烧室不熄火、燃烧稳定、涡轮不超温,发动机不失速。在满足这些要求的前提下,起动时间尽量短。

2 起动机的选择

典型的起动扭矩随转速变化曲线如图2所示。它是选择起动机的重要依据。选择起动机的基本原则:

图2 典型的起动扭矩与转速关系曲线

Fig 2 Typical curve of starting moment versus rotating speed

(1) 选用起动机实际发出的扭矩必须落在图2所示的允许最大起动扭矩 T_{STmax} 和最小扭矩 T_{STmin} 的范围内。例如某涡扇发动机的最大及最小起动扭矩分别为:

$$T_{STmax} = 873 - 0.155 n_{ST} \text{ (N} \cdot \text{m)} \quad (0 \leq n_{ST} < 918)$$

$$(918 \leq n_{ST} < 1306)$$

$$(1306 \leq n_{ST} < 2718)$$

式(2)即要求起动机特性不能太软,也不能太硬,以保证顺利起动。

(3) 满足一定的起动时间要求,对此将在后面讨论。

3 起动系统模型

起动系统的原理图及相应的当量系统如图 3 (a)和图 3(b)所示。

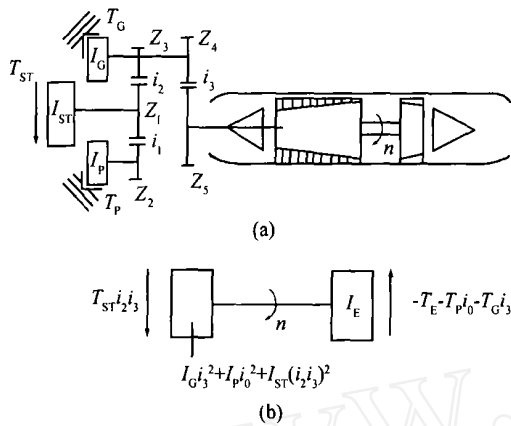


图3 起动系统原理图与当量系统图
Fig 3 Scheme of starting system

图中:

- T_{ST} —— 起动机发出的扭矩;
- T_G —— 发电机负载力矩;
- T_P —— 液压泵的负载力矩;
- T_E —— 发动机扭矩;
- I_{ST} —— 起动机的转动惯量;
- I_G —— 发电机的转动惯量
- I_P —— 液压泵的转动惯量;
- I_E —— 发动机的转动惯量。

$$i_1 = \frac{Z_2}{Z_1} \quad , \quad i_2 = \frac{Z_3}{Z_1} \quad ,$$
$$i_3 = \frac{Z_5}{Z_4} \quad , \quad i_0 = i_2 \frac{i_3}{i_1}$$

式中: i 为传动比。

根据牛顿定律可得:

$$\frac{\pi}{30} I_{eq} \frac{dn}{dt} = T_{eq} \tag{3}$$

式中:

$$I_{eq} = I_E + I_{ST} (i_2 i_3)^2 + I_P i_0^2 + I_G i_3^2$$

称为起动系统的当量转动惯量;

$$T_{eq} = - T_E + T_{ST} i_2 i_3 - T_P i_0 - T_G i_3$$

称为起动系统的当量扭矩。

式(3)为起动系统的数学模型。起动系统的当

量扭矩不仅与发动机转速有关,而且也 和飞行高度和大气温度有关,即:

$$T_{eq} = f(n, H, T_H) \tag{4}$$

式(3)是按理想情况推导出来的,当考虑功率传递损失时,则应对式(3)中的 T_{eq} 进行修正得:

$$T_{eq} = T_E + T_{ST} i_2 i_3 \eta_{T \cdot E} - T_P i_0 \eta_{P \cdot E} - T_G i_3 \eta_{G \cdot E} \tag{5}$$

式中:

- $\eta_{T \cdot E}$ —— 起动机到发动机的传递效率;
- $\eta_{P \cdot E}$ —— 液压泵到发动机的传递效率;
- $\eta_{G \cdot E}$ —— 发电机到发动机的传递效率。

4 起动时间

起动时间是选择(或确定)起动系统的准则之一。起动时间受到发动机工作状态以及传动系统强度等限制,所以一般要求:一个满意的起动系统必须在满足不损坏发动机和传动系统,发动机不失速,不熄火的前提下,从静止加速到慢车转速具有合理的起动时间。

对于同一厂家生产的同一批发动机采用相同的起动系统,在相同的环境温度以及使用相同起动程序时,起动时间可能会不同。这是因为同一厂家生产的发动机,其部件性能,燃油控制器性能和起动机性能存在差异,必然使起动时间不一样。因此计算起动系统的起动时间只能作为一批发动机起动时间的名义值或平均值。

起动时间的计算可以分段,也可以不分段。分段计算便于比较 3 个阶段起动时间对整个起动时间的影响,便于研究不同点火转速以及起动机脱开转速对起动时间的影响。

4 1 不分段计算

由式(3)得起动时间 t_a 如下:

$$t_a = \int_{idle}^{n} \frac{(\pi/30) I_{eq}}{- T_E + T_{ST} i_2 i_3 \eta_{T \cdot E} - T_P i_0 \eta_{P \cdot E} - T_G i_3 \eta_{G \cdot E}} dn \tag{6}$$

由式(6)易知,起动时间取决于起动系统当量转动惯量和当量扭矩。随着当量转动惯量增加,起动时间 t_a 也增加,起动系统当量扭矩增加,起动时间减少。

4 2 分段计算起动时间 t_a

$$t_a = t_{a1} + t_{a2} + t_{a3} \tag{7}$$

式中:

$$t_{a1} = \int \frac{(\pi/30)I_{eq}}{T_{eq}} dn$$

$$t_{a2} = \int_1^3 \frac{(\pi/30)I_{eq}}{T_{eq}} dn$$

$$t_{a3} = \int_3^{idle} \frac{(\pi/30)I_{eq}}{T_{eq}} dn$$

式中: 从 t_{a3} 从 n_3 开始计算, 起动机已经脱开, 所以该式 T_{eq} 中 $T_{ST} = 0$ 。

由式(7)可知, 计算起动时间, 必须已知 I_{eq} 及 T_{eq} , 其中当量扭矩 T_{eq} 由式(4)及式(5)获得, 一般需要通过试验得到。

5 算 例

为了验证上述起动系统模型, 编写了起动系统设计的通用程序^[5], 以V 2500 和CFM 56 发动机为例进行计算, 当输入V 2500 和CFM 56 发动机原始数据, 集成电动机 DG 的原始数据, 液压泵的原始数据, 传动比与转动惯量的原始数据等, 启动上述程序, 计算结果如图4 所示, 图4 中 t_h 为环境温度。

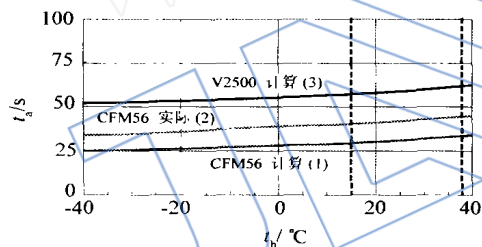


图4 起动时间

Fig 4 Starting time

CFM 56 发动机起动系统计算的起动时间如图4 曲线(1)所示, 而曲线(2)为该发动机实际的起动时间, 由图4 曲线(1)与曲线(2)比较可知, 理论计算结果与实际的变化规律一致, 只是略小一点, 这是原始数据不够充分造成的, 如 DG 和液压泵的转动惯量假设为零, 计算未考虑从A PU 到发动机的气路损失等, 但变化规律是合理的。

V 2500 发动机起动时间计算结果如曲线(3)

所示, 与曲线(2)比较, V 2500 发动机起动时间长, 主要因为V 2500 发动机转动惯量与CFM 56 发动机转动惯量相比约大 36.5% 所致。

6 结 论

本文基于起动机扭矩, 发动机扭矩及其负载扭矩特性建立了发动机起动系统数学模型。在已知上述扭矩特性的前提下, 用该模型可以计算发动机起动时间, 作为评价及选择起动系统的准则之一。仿真实例与实际测量数据相比较, 验证了本文所提供方法的可行性。

参考文献

- [1] 徐亮, 黄金泉 适用于全包线的航空发动机BP 网络模型的动态辨识[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(4): 334~337.
XU Liang, HUANG Jin-quan Dynamic Identification with Neural Networks for Aircraft Engines in the Full Envelope [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(4): 334~337.
- [2] 谢寿生, 樊思齐 采用内积原理建立航空发动机神经网络辨识模型[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 11~15.
XIE Shou-sheng, FAN Si-qi The Set-up of Neural Network Identification Model for Aeroengine Using inner Product Principle [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 11~15.
- [3] 姜涛, 李应红 基于动态RBF 网络的发动机起动过程模型辨识[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 381~284.
JIANG Tao, LI Ying-hong A Dynamic Identification Model of Aeroengine Starting Process Based on the RBF Network [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 381~284.
- [4] 朴英 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报, 2002, 18(6): 777~782.
PIAO Ying Analysis of the Starting Characteristics of Aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 18(6): 777~782.
- [5] 程蓝, 苏伟生, 孙健国, 等 发动机起动系统通用设计程序[J]. 动力控制, 2003, 2: 9~12.
CHENG Lian, SU Wei-sheng, SUN Jian-guo, et al A General Design Program for Aeroengine Starting Systems [J]. Engine Control, 2003, 2: 9~12.
- [6] 张绍基 涡扇发动机空中风车起动特性分析[R]. 中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会, 温州: 2002.