

某型涡轴发动机起动控制规律优化设计及验证

杨懿松¹, 姚 华², 沙 磊²

(1. 陆军航空装备质量控制办公室, 北京 100012; 2. 中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要: 某型涡轴发动机在低温环境下由于供油流量偏低多次起动失败, 为此提出了1种优化的转速速率闭环起动控制规律, 并根据发动机实际使用情况设计了供油限制线。经高空台验证, 结果表明: 采用优化的起动控制规律提高了发动机对低温环境下流量偏差的容忍能力, 可解决该型发动机低温环境下起动失败问题。

关键词: 起动控制规律; 涡轴发动机; 高空台; 起动悬挂

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.003

Optimization and Validation of Startup Control Law for a Turbo-Shaft Engine

YANG Yi-song¹, YAO Hua², SHA Lei²

(1. Aviation Equipment Quality Control Office of PLA Army, Beijing 100012;

2. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063)

Abstract: Because of low fuel supply, a turbo-shaft engine fail to start repeatedly under low temperature environment. Thus an optimal speed rate closed loop startup control law was proposed. The fuel supply limit line was also designed according to the engine actual service condition. Through Altitude Test Facility (ATF), it reveals that the engine tolerance capability to fuel bias can be improved by optimized startup control law, which can solve the issue of startup failure in low temperature condition.

Key words: startup control law; turbo-shaft engine; startup control law; ATF

0 引言

航空发动机的起动过程非常复杂, 涉及到控制系统、起动机、点火装置与发动机各部件之间协同工作。因此, 起动控制规律设计是航空发动机控制系统设计的难点之一^[1-7]。与涡喷、涡扇发动机相比, 涡轴发动机在起动过程中燃油流量需求较少, 但精度要求更高^[8-13]。例如某型涡轴发动机要求在全温度包线内起动过程燃油流量偏差在 ± 1 kg/h内, 而涡喷、涡扇发动机的要求通常在 ± 10 kg/h以上。在低温环境下, 燃油密度变化、传感器温漂、机械部件形变等因素使满足流量控制要求变得更加困难^[14]。

国内某型涡轴发动机采用开环供油和转速速率闭环供油的组合起动控制规律, 在常温下具有很好的

起动性能, 但在低温时由于流量偏差出现多次起动悬挂问题而影响发动机使用。针对该问题, 本文提出1种起动控制规律优化设计, 增强发动机对起动流量偏差的容忍能力。经过高空台验证, 起动性能稳定, 起动成功率达到100%, 可有效解决该型发动机低温环境下起动悬挂的问题。

2 某型涡轴发动机起动过程及特点

燃气发生器转速 N_g 由静止状态提高到地面慢车状态的过程称为涡轴发动机起动过程^[15]。起动期间要完成控制起动机带转、控制器点火装置点火、燃油系统供油的任務^[16]。

某型涡轴发动机采用全权限数字电子控制系统, 系统主要由数字电子控制器、液压机械装置、传感器

收稿日期: 2017-12-09 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 杨懿松(1975), 男, 硕士, 主要从事航空机载设备质量控制提升管理研究工作; E-mail: 123771011@qq.com。

引用格式: 杨懿松, 姚华, 沙磊. 某型涡轴发动机起动控制规律优化设计及验证[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 15-19. YANG Yisong, YAO Hua, SHA Lei. Optimization and validation of startup control law for a turbo-shaft engine[J]. Aeroengine, 2018, 44(2): 15-19.

等组成。在起动过程中通过数字电子控制器控制起动机带转、点火装置点火、液压机械装置供油。该发动机起动过程如图1所示。

某型涡轴发动机起动过程主要经历以下几个阶段：

(1) 起动机单独带转阶段。数字电子控制器接收到起动指令后控制起动机带转，此过程中不供油，直到燃气涡轮转速达到 N_{g1} 。

(2) 开环供油和点火阶段。燃气涡轮转速达到 N_{g1} 后，数字电子控制器根据给定的转速-燃油流量曲线计算发动机需求流量，并控制液压机械装置按需求流量给发动机供油，直到燃气涡轮转速达到 N_{g2} ；在此过程中，电子控制器控制点火装置点火。

(3) 转速速率闭环供油阶段。燃气涡轮转速达到 N_{g2} 后，数字电子控制器根据给定转速速率与反馈转速速率偏差进行供油调节，直到燃气涡轮转速达到 N_{g3} 。

(4) 转速闭环控制阶段。燃气涡轮转速达到 N_{g3} 后，数字电子控制器根据给定动力涡轮转速和反馈动力涡轮转速的偏差进行供油调节，使动力涡轮转速达到并稳定在慢车转速。

3 低温环境发动机起动悬挂

某型涡轴发动机在低温环境下出现多次悬挂问题，典型起动悬挂过程如图2所示。

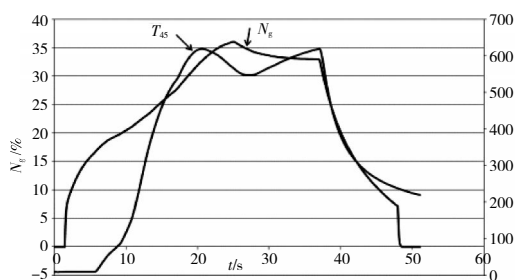


图2 典型起动悬挂过程

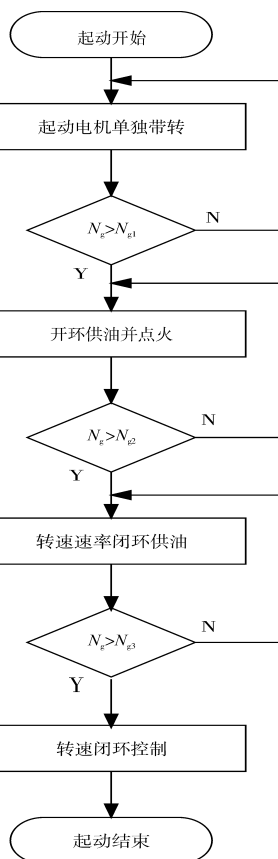


图1 某型涡轴发动机起动过程

其现象表现为：

- (1) 起动机带转使燃气发生器转速达到 N_{g1} 。
- (2) 全权限数字电子控制系统按给定的燃油需求供油，并控制点火装置点火。
- (3) 点火成功后燃气涡轮出口燃气温度 T_{45} 上升较慢，燃气发生器转速上升缓慢，始终未达到 N_{g2} 。
- (4) 起动时间超过要求，起动失败。

影响发动机起动的主要因素有：

- (1) 起动机带转能力。
- (2) 点火装置状态。
- (3) 发动机转子阻力、燃烧室燃烧效率。
- (4) 供油流量。

经过检查和试验验证，起动机带转能力、点火装置、发动机转子阻力、燃烧室燃烧效率均正常。在开环供油和点火阶段，燃油流量由于低温补偿偏低，导致发动机起动悬挂。

4 起动规律优化设计

起动悬挂均发生在开环供油和点火阶段。进入转速速率闭环阶段后，若转速上升缓慢，闭环控制规律会自动调节燃油流量，使发动机转速按要求上升，从而避免燃油流量不足导致发动机悬挂，转速速率闭环控制可有效增强发动机对燃油流量偏差的容忍能力。因此，起动控制规律优化设计思路为：缩短开环供油和点火阶段，使发动机快速进入转速速率闭环阶段。

发动机对点火时燃油流量偏差的要求相对较低。经试验验证，在流量拉偏 5 kg/h 的情况下，发动机能成功点火。因此，选择点火成功作为由开环供油和点火阶段进入转速速率闭环阶段的转换点，选择以燃气涡轮出口燃气温度 T_{45} 的变化作为点火成功的判断条件。

优化后的起动控制规律如图3所示。

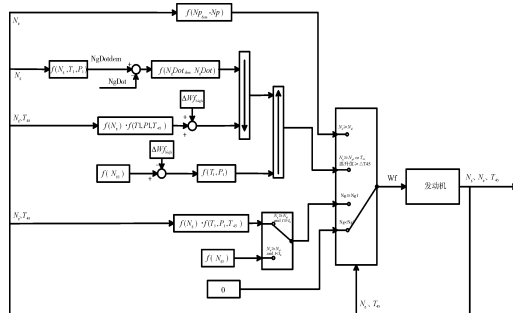


图3 优化后的起动控制规律

具体设计如下:

(1)起动机独立带转。接收到起动指令后,电子控制器立即发出指令,控制起动机带转。

(2)开环供油和点火。燃气发生器转速 $N_g \geq N_{g1}$, 进入开环供油和点火阶段。电子控制器控制点火装置点火。开环供油即按照需求的流量供油,需考虑环境参数的修正、发动机温升效应和管路填充,需求流量为

$$N_g D_{dem} = f(N_g) \cdot f(T_1, P_1)$$

$$W_f = f(N_g D_{dem} - N_g D)$$

(3)转速速率闭环阶段。燃气发生器转速 $N_g \geq N_{g2}$ 或 T_{45} 温升值 $\geq \Delta T_{45}$, 进入转速速率闭环阶段。该条件在原起动规律基础上增加燃气涡轮出口温度条件,使进入转速速率闭环阶段的时间提前,缩短了开环供油的作用时间。分析多台发动机正常起动时的转速速率,将原有转速速率给定向低转速延伸,同时考虑环境影响,修正给定速率。转速速率闭环阶段燃油控制式为

$$N_g D_{dem} = f(N_g) \cdot f(T_1, P_1)$$

$$W_f = f(N_g D_{dem} - N_g D)$$

快速进入转速速率闭环阶段,能提高起动控制规律的适应性,但也存在异常时闭环控制导致燃油急剧变化的风险。因此,需对燃油流量进行限制。

在起动初始阶段,发动机可能因点火不完全、燃烧效率不足等原因导致 N_g 上升缓慢,速率不能满足需求。在这种情况下,转速速率闭环控制会控制燃油急剧增加,存在发动机超温的风险。因此燃油高限制应较为严格,这里设置为根据起动供油需求流量上浮

$$W_{fmax} = f(N_g) \cdot f(T_1, P_1, T_{45}) + \Delta W_{fhigh}$$

燃油低限限制的主要作用是防止发动机熄火。燃油低限限制不应影响正常起动,低限既不能过高而抬高供油量,也不能过低而不能起到防止熄火的作用。这里设置为根据填充流量下调,并按环境因素修正

$$W_{fmin} = (f(N_{g1}) - \Delta W_{fligh}) \cdot f(T_1, P_1)$$

转速速率闭环阶段最终燃油流量为

$$W_{fout} = \max(W_{fmin}, \min(W_f, W_{fmax}))$$

(4)转速闭环阶段。燃气发生器转速 $N_g \geq N_{g3}$, 进入转速闭环阶段,控制动力涡轮转速到给定的慢车转速,该阶段燃油控制式为

$$W_f = f(N_{pdem} - N_p)$$

5 起动规律验证

将优化后的起动控制规律用于某型涡轴发动机数控系统,并完成了高空台验证。

进行高空台验证时,根据发动机的起动包线进行了海平面(地面起动)、海拔 3000 m(地面起动、空中再起)、海拔 4500 m(地面起动、空中再起)、海拔 5500 m(空中再起)试验验证。在海平面环境下进行了低温(-20°C)、常温(15°C)、高温(50°C)试验验证,并在低温条件下进行了优化前后起动控制规律的对比试验。

海平面低温(-20°C)起动对比试验得到的试验曲线如图 4 所示。采用优化前的起动控制规律,起动悬挂,试验曲线如图 4 中的“ N_{g1} ”所示;采用优化前的起动控制规律,在原开环供油流量基础上增加 3 kg/h 供油,起动成功,试验曲线如图 4 中的“ N_{g2} ”所示;采用优化后的起动控制规律,不增加供油,起动成功,试验曲线如图 4 中“ N_{g3} ”所示。

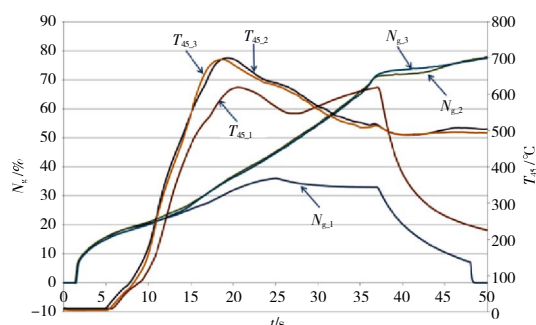


图4 海平面低温起动试验曲线

从图中可见,优化后的起动控制规律与优化前的起动控制规律增加供油量后的起动性能相当。优化后的起动控制规律使发动机能够容忍起动流量偏差,可解决低温环境下供油偏低导致的起动悬挂问题。

在海平面不同温度条件下优化后的起动控制规律试验曲线如图 5 所示。在低温(-20°C)、常温(15°C)、高温(50°C)条件下均起动成功,未出现起动悬挂。

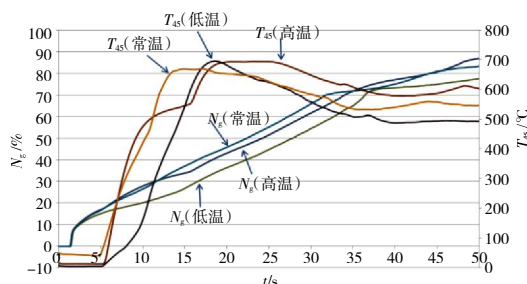


图5 不同温度条件下的试验曲线

优化后的起动控制规律在不同高度条件下的地面起动试验曲线如图6所示。在海平面、海拔3000、4500 m条件下均起动成功,未出现起动悬挂。

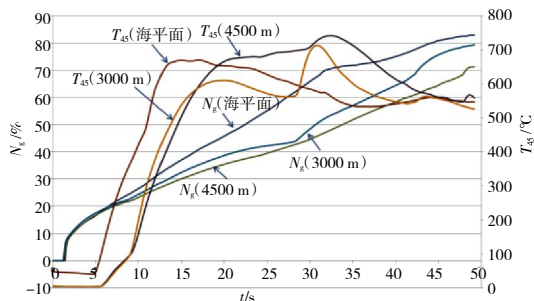


图6 不同高度条件下的地面起动试验曲线

优化后的起动控制规律在不同高度条件下的空中再起起动试验曲线如图7所示。在海拔3000、4500、5500 m条件下均起动成功,未出现起动悬挂。

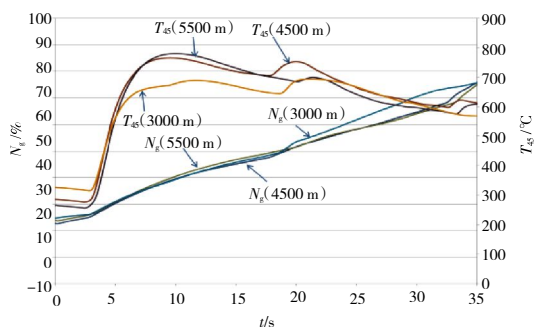


图7 不同高度条件下空中再起起动试验曲线

综合各种环境条件下的试验情况发现,采用优化的起动控制规律后,发动机均能成功起动,进入转速速率闭环阶段的时间比原规律提前约10 s。

6 结束语

国内某型涡轴发动机采用优化后的起动控制规律,缩短开环供油工作阶段,使发动机快速进入转速速率闭环阶段,并且根据发动机情况合理设置起动燃油限制,已经在各种环境下成功起动上百次,起动成功率为100%,未出现起动超温或起动悬挂,有效解决了该型涡轴发动机在低温环境下起动悬挂问题。同时由于开环供油段缩短,降低了对数控系统起动燃油控制精度的要求。

参考文献:

[1] 王兆铭,黄毅,李诗军,等. 某型航空发动机高原起动供油规律研究[J].航空发动机,2014,40(4):30-33.
WANG Zhaoming, HUANG Yi, LI Shijun, et al. Oil supply control

law of plateau starting for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2014,40(4): 30-33. (in Chinese)

[2] 边家亮,王军,隋岩峰,等. 航空发动机起动性能改善措施试验研究[J].航空发动机,2015,41(5):62-66.
BIAN Jialiang, WANG Jun, SUI Yanfeng, et al. Experimental Research on improving aeroengine startability [J]. Aeroengine, 2015,41(5):62-66. (in Chinese)

[3] 秦海勤,徐可君. 某型航空发动机起动超温故障研究与分析[J]. 燃气轮机技术,2016,29(3):39-43.
QIN Haiqin, XU kejun. Research on over-temperature fault during aeroengine starting procedure [J]. Gas Turbine Technology, 2016,29(3):39-43. (in Chinese)

[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, 2003,18(6):777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003,18(6):777-782. (in Chinese)

[5] 严长凯,周晓,张海波. 一种直升机自旋训练过程涡轴发动机控制规律设计与仿真[J]. 航空动力学报,2014,29(7):1744-1751.
YAN Changkai, ZHOU Xiao, ZHANG Haibo. Design and simulation of a control scheme for turbo-shaft engine in helicopter autorotation training process [J]. Journal of Aerospace Power, 2014,29(7): 1744-1751. (in Chinese)

[6] 黄开明,周剑波,刘杰,等. 涡轴发动机起动过程的一种气动热力学实时模型[J]. 航空动力学报,2014,19(5):703-707.
HUANG Kaiping, ZHOU Jianbo, LIU Jie, et al. Thermodynamic model of turbo-shaft engine starting process [J]. Journal of Aerospace Power, 2014,19(5):703-707. (in Chinese)

[7] 杨帆,樊丁,彭凯,等. 基于试车数据的航空发动机起动过程建模[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2013,14(6):1-4.
YANG Fan, FAN Ding, PENG Kai, et al. Modeling of an aero-engine in starting process based on the test data[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2013,14(6):1-4. (in Chinese)

[8] 李凡玉,李军,江勇,等. 改善发动机高原地面起动性能的实验研究[J].空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(5):25-29.
LI Fanyu, LI Jun, JIANG Yong, et al. Experimental investigation on improvement of engine-starting performance on plateau ground [J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2012,13(5):25-29. (in Chinese)

[9] 苏伟生,孙健国,程蓝,等. 基于扭矩特性的航空发动机起动系统数学模型[J]. 航空动力学报,2005,20(3):499-502.
SU Weisheng, SUN Jianguo, CHENG Lan, et al. Study on mathematic model of aeroengine starting systems based on moment characteristics [J]. Journal of Aerospace Power, 2005,20(3):499-502. (in Chinese)

[10] 郭昕,杨志军. 航空发动机高、低温起动及高原起动试验技术探讨[J]. 航空动力学报,2005,20(3):327-330.
GUO Xin, YANG Zhijun. Study of aeroengine starting tests at high/low temperatures and at plateau [J]. Journal of Aerospace Power,

- 2005,20(3):327-330. (in Chinese).
- [11] 吴利荣,李剑,谢寿生,等. 某型发动机高原起动过程数学模型建立[J]. 航空动力学报,2004,19(1):58-60.
WU Lirong, LI Jian, XIE Shousheng, et al. Establishment of a certain aero-engine starting mathematical model in plateau regions[J]. Journal of Aerospace Power, 2004,19(1):58-60. (in Chinese)
- [12] 张绍基, 邴连喜. 1 项扩大涡扇发动机空中起动包线的有效措施——浅论航空发动机起动机辅助空中起动 [J]. 航空发动机, 2009,35(2):1-5.
ZHANG Shaoji, BING Lianxi. An effective measure of enlargement airstart envelope for turbofan engine:summary of assisted airstart for aeroengine starter[J]. Aeroengine, 2009,35(2):1-5. (in Chinese)
- [13] 李胜泉,杨征山,张基钢,等.转速速率闭环的涡轴发动机起动过程自适应控制[J].南京航空航天大学学报,2017,39(3):302-306.
LI Shengquan, YANG Zhengshan, ZHANG Jigang, et al. Adaptive startup control based on rotate speed rate for turbo-shaft engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017,39(3):302-306. (in Chinese)
- [14] 张媛,苗禾状.某型涡轴发动机地面低温起动技术研究[J].航空发动机,2011,37(6):34-35.
ZHANG Yuan, MIAO Hezhuang. Investigation on ground-start of a turboshaft engine in low temperature [J]. Aeroengine, 2011,37(6):34-35. (in Chinese)
- [15] 蔡建兵,李建华,钟建平,等. 某涡轴发动机起动不成功分析[J].航空动力学报,2014,29(1):169-174.
CAI Jianbing, LI Jianhua, ZHONG Jianping, et al. Analysis of a turboshaft engine starting failure [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1):169-174. (in Chinese)
- [16] 傅强.某型航空涡轴发动机起动过程控制研究[J].计算机测量与控制,2014, 22(8):2428-2430.
FU Qiang. Study on start process control of a turbo-shaft engine[J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22 (8):2428-2430. (in Chinese)

(编辑:刘 静)