

民用涡扇发动机起动过程改进的分段组合 控制计划研究与试验

孔祥兴¹, 王 曦², 张绍基³, 尹长志¹, 王祥宇¹

(1. 中国航空工业集团公司 中航空天发动机研究院有限公司, 北京 100028;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

3. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对某型民用涡扇发动机, 将 n -dot 闭环控制算法应用于涡扇发动机起动过程, 设计了涡扇发动机起动过程开环与闭环分段组合的控制计划, 仿真表明: 涡扇发动机起动过程采用 n -dot 闭环控制算法在初始阶段会出现参数摆动情况。为此, 基于油气比作控制变量进行消喘的原理, 对 n -dot 闭环控制算法进行了改进, 以消除起动初始阶段的参数摆动。试验结果表明: 改进后的分段组合的控制计划能够有效抑制参数摆动现象; 并且, 对于不同大气条件的起动测试, 起动过渡态过程高压转子转速的数值差距不大于 1.0%, 延时不超过 0.9 s; 而对于不同飞行状态的起动测试, 起动过渡态过程高压转子转速的数值差距不大于 1.0%, 延时不超过 1.2 s, 具有良好的稳定性和重复性。

关 键 词: n -dot 闭环控制; 闭环控制; 自适应控制; 起动控制规律; 涡扇发动机

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Research and experiment on improved sectional combination control scheme for civil turbofan engine's startup process

KONG Xiang-xing¹, WANG Xi², ZHANG Shao-ji³,
YIN Chang-zhi¹, WANG Xiang-yu¹

(1. Academy of Aeronautic Propulsion Technology,

Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100028, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: A n -dot closed loop control algorithm was applied to the startup process for a civil turbofan engine. Therefore, an opened/closed loop sectional combination control scheme for turbofan engine's startup process was designed. The simulation result shows that the n -dot closed loop control algorithm could cause oscillation at the beginning of startup process of turbofan engine. To eliminate the parameters' oscillation at the beginning of startup process, the n -dot closed loop control algorithm was improved according to the rationale of surge recovery by using fuel air ratio unit as the control variable. The experiment results illustrate that the improved sectional combination control scheme could effectively restrain the parameters' oscillation, and furthermore the startup transition process had satisfying sta-

收稿日期: 2013-07-29

作者简介: 孔祥兴(1982—), 男, 河北保定人, 工程师, 博士, 主要从事航空发动机建模、控制律设计与故障诊断方面的研究。

E-mail: kongxx@sjp.buaa.edu.cn

bility and repetitive. The numerical difference of high pressure rotor speed under different atmosphere conditions does not exceed 1.0% and the time delay does not exceed 0.9 s; meanwhile the numerical difference of high pressure rotor speed under different flight conditions does not exceed 1.0% and the time delay does not exceed 1.2 s.

Key words: $\dot{n}$ -dot closed loop control; closed loop control; adaptive control; startup control law; turbofan engine

航空发动机起动控制一般采用基于油气比供油计划的开环控制方法^[1-5]. 材料和制造误差或航空发动机性能退化会导致同型号的航空发动机之间存在差异, 在开环条件下, 起动性能就会产生差异^[6], 这对航空发动机是不利的.

20 世纪 80 年代, 美国学者开始研究基于航空发动机转子加速度的过渡态闭环控制方法—— $\dot{n}$ -dot 闭环控制. Howlett 等在 1984 年发表了论文^[7], 次年, Achgill 和 Zagaranski^[8]将 $\dot{n}$ -dot 闭环控制算法应用于涡轴发动机加速控制, 取得了良好的效果. 如今, $\dot{n}$ -dot 闭环控制技术在美国已被广泛用于多个航空发动机型号.

而国内学者对于 $\dot{n}$ -dot 闭环控制的研究起步较晚. 李胜泉等^[9]于 2007 年针对航空发动机起动提出一种分段组合控制计划, 起动初始阶段采用基于油气比的开环控制, 转子转速达到预定的工作状态后, 切换到 $\dot{n}$ -dot 闭环控制. 采取这种方式, 由开环控制切换闭环控制的转速工作点需要依据经验和试验确定, 并且难于实现主燃油流量的平滑切换.

本文提出了一种民用涡扇发动机(下文简称发动机)起动过程分段组合控制计划: 即在起动初始阶段采用基于油气比的开环控制; 之后通过主燃油流量信号低选逻辑进入转子加速度的闭环控制; 在转速大于 $69\% n_{\max}$ (转子最大转速) 以后, 采用慢车稳态控制模式. 并且, 对 $\dot{n}$ -dot 闭环控制算法作出改进, 将油气比作为控制变量. 这样, 可以有效地消除起动初始阶段的参数摆动.

1 $\dot{n}$ -dot 闭环控制概念

$\dot{n}$ -dot 闭环控制利用转子加速度反馈与指令形成偏差, 经过控制器校正保证转子加速度跟踪指令值. 定义 $\dot{n}$ 为发动机转子加速度, $\dot{n}$ -dot 闭环控制原理如图 1 所示, 其中, 指令值 $\dot{n}_{\text{cmd}}$ 可以选择为固定值, 也可以根据发动机状态实时变化; e 表示转子加速度指令值同测量值的偏差量; u 表示发动机主燃油控制量; n 表示发动机的输出转速.

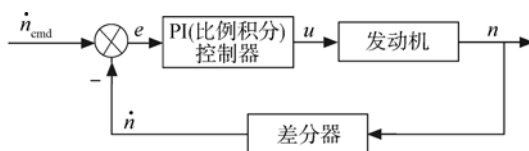
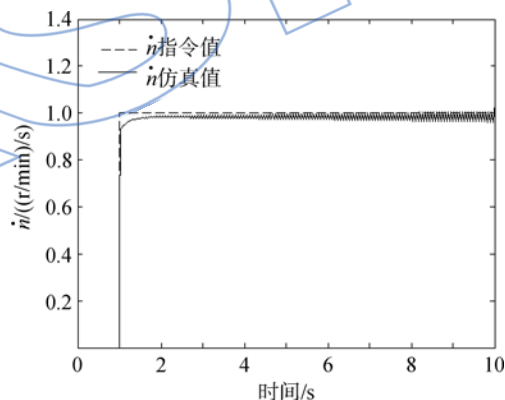


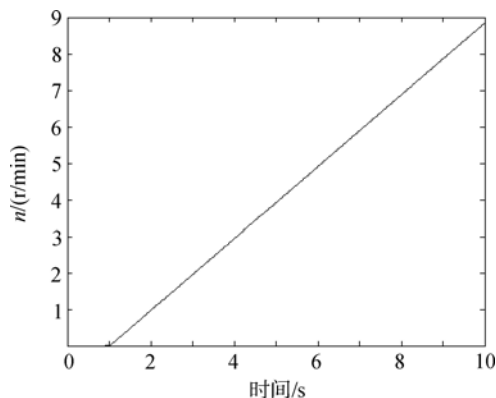
图 1 $\dot{n}$ -dot 闭环控制原理

Fig. 1 Concept of $\dot{n}$ -dot closed loop control

由于转子加速度 $\dot{n}$ 在发动机上难于直接测量, 可通过计算转子转速在运行时间段内的差分得到, 反馈回路中通常要对差分器进行数字滤波, 以滤掉计算 $\dot{n}$ 时出现的跳变值. 对 $\dot{n}$ -dot 闭环控制回路进行仿真, 得到 $\dot{n}$ 指令值的阶跃响应, 如图 2 所示. 图 2(a)为 $\dot{n}$ 仿真值对指令值的跟踪情况.



(a) $\dot{n}$ 仿真值与指令值对比



(b) 转子转速 n 的仿真响应

图 2 $\dot{n}$ -dot 闭环控制的阶跃响应仿真结果

Fig. 2 Simulation result of step response of $\dot{n}$ -dot closed loop control

况;图2(b)显示在 $\dot{n}$ 的整个阶跃响应过程中,转子转速 n 持续增加。

2 基于 $n\text{-dot}$ 闭环控制的起动控制律设计

2.1 发动机起动分段组合控制计划设计

$n\text{-dot}$ 闭环控制目标是令发动机转子以期望加速度持续加速,因此这种控制方法有一种很强的趋势驱动发动机进入喘振、超温、燃烧室熄火这些工作极限。为防止 $n\text{-dot}$ 闭环控制给发动机起动带来的问题,要设计一条基于油气比的供油计划放到控制边界上,作为 $n\text{-dot}$ 闭环控制的极值限制保护,结合主燃油流量低选逻辑形成分段组合控制计划:即在起动初始阶段采用基于油气比的开环控制;之后通过低选逻辑自动进入转子加速度的闭环控制;在高压转子转速大于 $69\% n_{\max}$ 以后,采用慢车稳态控制模式,控制回路工作原理如图3所示。图中 $\dot{n}_{\text{cmd}}$ 为转子加速度指令值; n_{cor} 为换算转速; u_1 与 u_2 分别表示在低选逻辑之前,稳态PI控制器和开环供油计划计算得到的控制量。

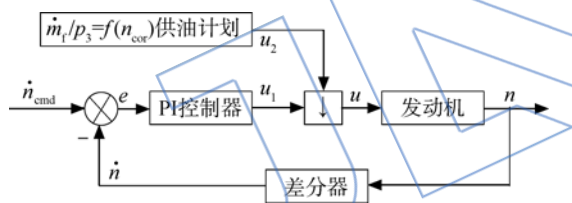


图3 基于 $n\text{-dot}$ 闭环控制的分段组合控制回路

Fig. 3 Sectional combination control loop based on $n\text{-dot}$ closed loop control

发动机起动过程仿真结果如图4所示。发动机高压转子转速为 $15\% n_{\max}$ 状态作为仿真的起始点,高压转子转速达到 $69\% n_{\max}$ 状态后起动过程结束,主燃油流量控制切换至稳态控制器。图中显示了高压转子转速 n_2 、压气机出口总压 p_3 、低压涡轮后总温 T_5 信号在起动过程中随时间变化的情况,可以看出,在起动 $5\sim 10\text{ s}$ 阶段发动机参数发生了摆动,低压涡轮后总温摆动尤为剧烈,摆动幅值和频率最高达到 12% 和 1.4 Hz 。25s时,切换为稳态控制器发挥作用。

图5描述了发动机起动过程 $n\text{-dot}$ 控制器指令值和主燃油流量仿真值的变化过程,揭示了发动机参数产生摆动的原因。仿真曲线表明,在 $5\sim 10\text{ s}$ 间 $\dot{n}$ 仿真值发生了振荡, $\dot{n}$ 指令值与仿真值

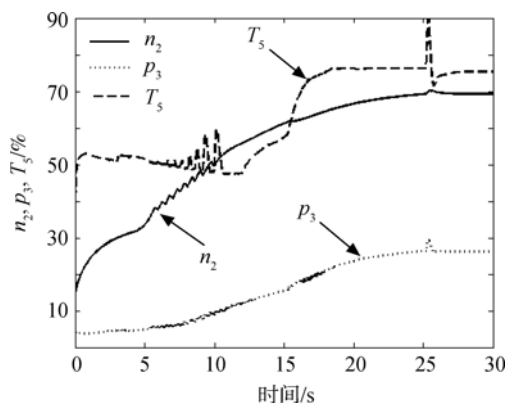


图4 分段组合控制起动过程仿真结果

Fig. 4 Simulation result of startup process using sectional combination control

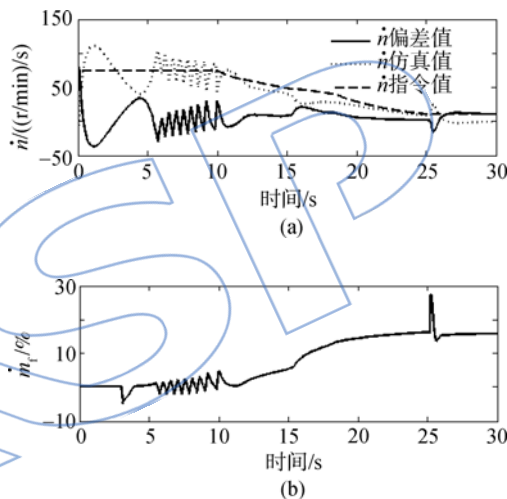


图5 $n\text{-dot}$ 控制器仿真值

Fig. 5 Simulation result of $n\text{-dot}$ controller

的偏差值也随之振荡,如此导致PI控制器计算主燃油流量 $\dot{m}_f$ 也在该时间段发生了振荡,最终发动机参数发生了摆动。

$\dot{n}$ 仿真值产生振荡的原因主要有以下两点:① $\dot{n}$ 仿真值是经过对相邻两采样时刻的转速信号进行差分计算获得,即 $\dot{n} = \frac{n(k) - n(k-1)}{\Delta t}$ 。由于计算时间步长 Δt 为 0.02 s ,转速的微小波动就会引起 $\dot{n}$ 仿真值较大的跳变;②在工程中,转速传感器在低转速段的测量误差也会导致 $\dot{n}$ 仿真值的跳变。

2.2 对 $n\text{-dot}$ 闭环控制算法的改进

起动过程采用 $n\text{-dot}$ 闭环控制所产生的参数摆动,实际上是发动机进入喘振的征兆,根据油气比作控制变量进行消喘的原理^[10],对 $n\text{-dot}$ 闭环控制算法作出了改进。改进 $n\text{-dot}$ 闭环控制就是对计算主燃油流量 $\dot{m}_f$ 引入压气机出口总压 p_3 的

换算修正,即以油气比 $\dot{m}_t/p_3$ 作为控制变量.当发动机发生喘振时,改进的 n -dot 闭环控制提供了一种自动消喘的特性.当油气比 $\dot{m}_t/p_3$ 作为控制变量时,PI 控制器输出需要和压气机出口总压相乘,以得到主燃油流量.这保证了当发动机进入喘振征候时,主燃油流量会自动减少,这是因为在喘振瞬间压气机出口总压会下降的缘故.改进 n -dot 闭环控制算法后分段组合控制回路如图 6 所示.

发动机起动过程仿真结果如图 7 所示,仿真曲线表明改进 n -dot 闭环控制算法能够有效抑制发动机起动初始阶段的参数摆动,因此缩短了起动时间,稳态控制器切换时刻有所提前.

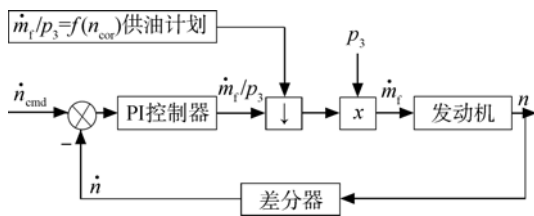


图 6 改进 n -dot 闭环控制算法后分段组合控制回路
Fig. 6 Sectional combination control loop with improved n -dot closed loop control algorithm

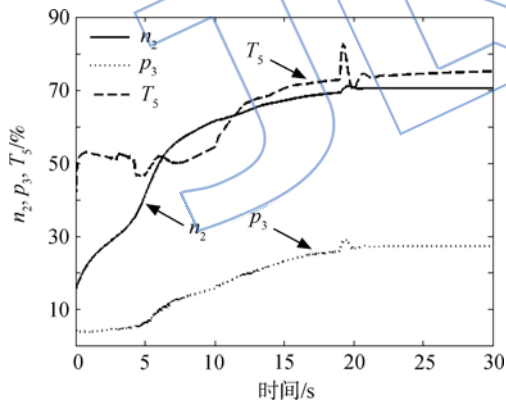


图 7 改进 n -dot 闭环控制算法后发动机起动过程仿真结果
Fig. 7 Simulation result of startup process with improved n -dot closed loop control algorithm

图 8 描述了发动机起动过程改进 n -dot 控制器指令值和主燃油流量仿真值的变化过程,与图 5 比较,5~10s 区段, $\dot{n}$ 偏差值消除了剧烈的跳变现象,但 10s 前仍存在较大的波动.油气比 $\dot{m}_t/p_3$ 是由 $\dot{n}$ 偏差值经过 PI 控制器计算得到,也会保持较大的波动,但是与 p_3 相乘后得到了平缓的主燃油流量 $\dot{m}_t$.

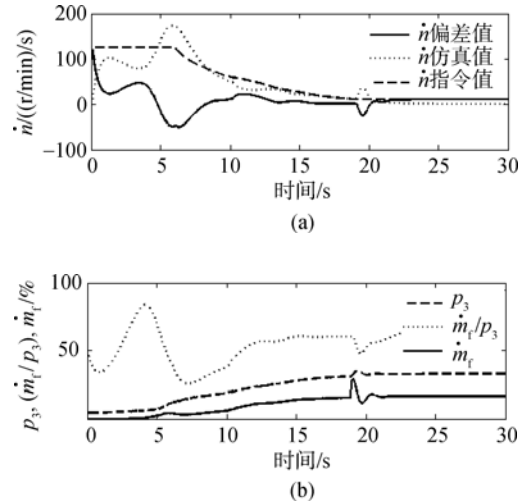


图 8 改进 n -dot 控制器仿真结果

Fig. 8 Simulation result of improved n -dot controller

图 8(b) 中 p_3 、 $\dot{m}_t$ 和 $\dot{m}_t/p_3$ 曲线分别进行了无量纲化处理,相对于 $\dot{m}_t/p_3$ 较大幅度的波动, p_3 、 $\dot{m}_t$ 曲线形状显得很平缓.从数学计算的角度可以解释其原因:在 3 个参数单位为 MPa, kg/s, kg/(s·MPa) 条件下, p_3 信号在数值上介于 0 到 1 之间,且受主燃油流量脉动影响小,比较平缓,油气比信号与之相乘会使波动区段的幅值降低,从而得到平滑的主燃油流量信号.

开环和闭环控制的切换过程如下:燃烧室点火时刻,由于 n -dot 控制器计算主燃油流量突增,控制系统自主低选开环供油量供给发动机,避免“富油熄火”;随着发动机状态的提升,闭环供油量逐渐会低于开环供油量,自动转入闭环控制,图 9 显示了主燃油流量信号的切换过程.

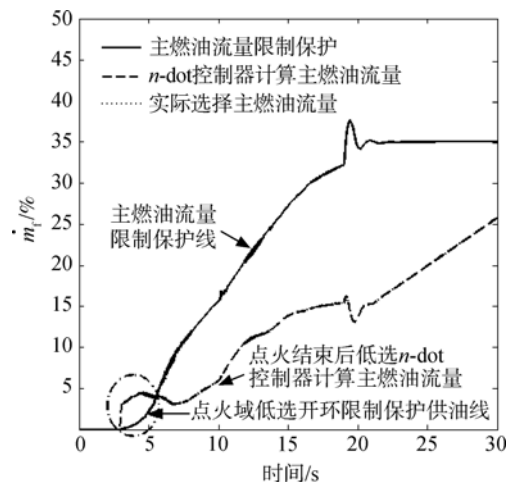


图 9 起动控制主燃油流量信号切换过程

Fig. 9 Main fuel mass flow signal switch process of startup control

3 试验验证及分析

发动机起动开环控制方式受工作环境和发动机性能变化影响显著,起动可靠性不高并且起动过程重复性差.发动机起动过程采用开环与闭环结合的分段组合控制计划,自适应性得到明显改善.通过设计 n -dot 的 PI 控制器^[11-14],基本可以消除工作环境和发动机性能变化对起动控制性能的影响.

3.1 仿真验证分析

本节利用发动机数字仿真平台^[15-18],通过在不同大气条件和工况下进行起动试验,验证改进的分段组合控制计划对发动机起动控制的有效性和重复性.

图 10 是分别在大气温度 $T=288.15\text{ K}$, 气压 $p=101\text{ kPa}$; $T=298.15\text{ K}$, $p=98\text{ kPa}$ 和 $T=308.15\text{ K}$, $p=95\text{ kPa}$ 发动机地面起动仿真结果,可以看出,高压转子转速 n_2 、压气机出口总压 p_3 、低压涡轮后总温 T_5 信号在起动试验过程中曲线形状基本保持一致,尤其是高压转子转速 n_2 几乎重复了相同的加速性能.起动过渡态过程高压转子转速 n_2 的数值差距不大于 1.0% .随着大气温度和海拔高度升高气压降低,起动时间略有延长,不超过 0.9 s ,这是由于空气变稀薄造成的.

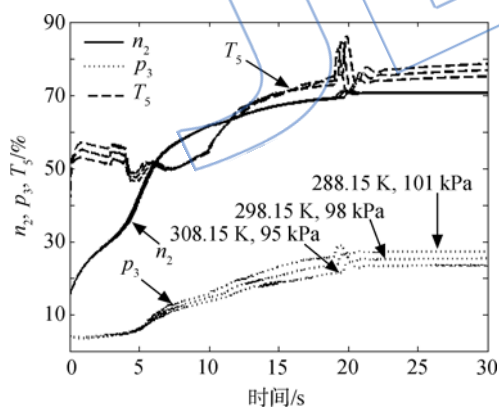


图 10 不同大气条件下地面起动仿真结果
Fig. 10 Simulation results of ground startup under different atmosphere conditions

图 11 是分别在飞行高度 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$; $H=2\text{ km}$, $Ma=0.1$ 和 $H=3\text{ km}$, $Ma=0.2$ 发动机起动仿真结果.可以看出,随着飞行高度的增加,发动机起动时间延长,不超过 1.2 s ,各参数曲线基本重合,起动过渡态过程高压转子转速 n_2 的数值差距不大于 1.0% .这是由于 n -dot 闭环控制

保证了发动机起动过程具有一致的转子加速度,也就间接使其他参数的在加速过程保持一致.

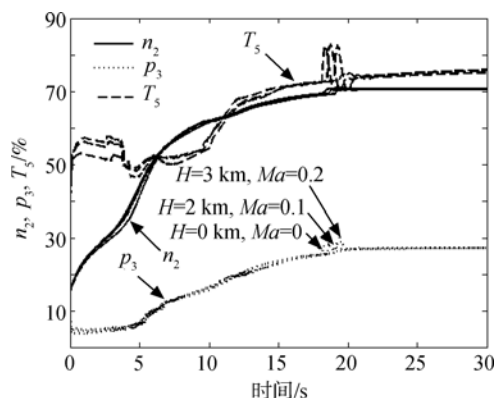


图 11 不同飞行工况下发动机起动仿真结果
Fig. 11 Simulation results of startup of engine under different flight conditions

3.2 试车验证分析

分段组合控制应用于某型发动机起动控制,通过了台架试车验证.图 12 是发动机在 $T=281.85\text{ K}$, $p=88.66\text{ kPa}$; $T=286.65\text{ K}$, $p=88.44\text{ kPa}$ 和 $T=289.75\text{ K}$, $p=88.11\text{ kPa}$ 三种大气条件下起动过程试车曲线.图 12 显示,发动机起动性能具有良好的重复性,高压转子转速 n_2 、风扇出口总压 p_{25} 、压气机出口总温 T_3 曲线在不同大气条件下基本保持一致.

本文提出的分段组合控制方法以油气比作为控制变量提高了 n -dot 闭环控制算法的稳定性,而且在起动初期通过低选逻辑将开环控制自主切换到闭环控制,使发动机平滑地进入闭环控制.

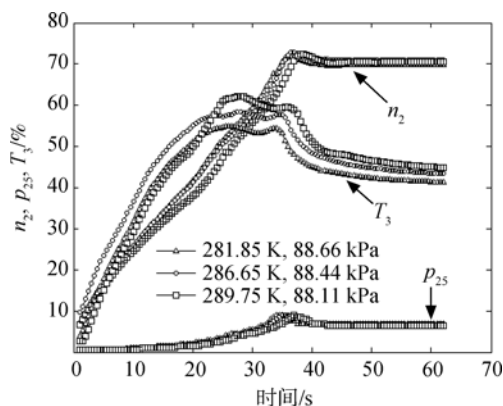


图 12 不同大气条件下发动机起动试车结果
Fig. 12 Test data of startup process of engine under different atmosphere conditions

4 结 论

本文针对某型民用涡扇发动机,将 n -dot 闭环控制算法应用于发动机起动过程.首先,设计了发动机起动过程开环与闭环分段组合的控制计划,仿真中发现,在起动初始阶段发动机参数发生了摆动.为此,借鉴油气比作控制变量进行消喘的原理对 n -dot 闭环控制算法进行了改进,仿真结果显示发动机参数摆动被有效抑制.最后,通过不同大气条件和飞行工况下的起动仿真试验,验证了改进的分段组合控制对发动机起动具有良好的有效性和重复性,台架试车结果也验证了 n -dot 闭环控制对发动机起动控制的实用性.

参考文献:

- [1] 张绍基. 涡扇发动机空中起动特性分析[J]. 航空发动机, 2003, 30(4): 1-4.
ZHANG Shaoji. Analysis of windmilling start characteristics for a typical turbofan engine[J]. Aeroengine, 2003, 30(4): 1-4. (in Chinese)
- [2] 王兆铭, 王福德, 左伟, 等. 某型航空发动机空中起动供油规律的研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1163-1168.
WANG Zhaoming, WANG Defu, ZUO Wei, et al. Research on fuel supply control law of airstart for an aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1163-1168. (in Chinese)
- [3] 乔洪信, 夏爱国, 杨立. 某型航空发动机高原使用起动供油量调整研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 534-537.
QIAO Hongxin, XIA Aiguo, YANG Li. Study of adjusting aeroengine starting fuel supply in the plateau area[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 534-537. (in Chinese)
- [4] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机起动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1277-1283.
CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1277-1283. (in Chinese)
- [5] 屠秋野, 唐狄毅. 涡扇发动机起动模型及起动控制规律的研究[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 21-24.
TU Qiuye, TANG Diyi. Study on startup model and startup control law of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 21-24. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] Howlett J J, Morrison T, Zagaranski R D. Adaptive fuel control for helicopter applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(4): 43-54.
- [8] Achgill D M, Zagaranski R D. Adaptive fuel control testing [C]// American Helicopter Society 41st Annual Forum Proceedings, Fort Worth, US; American Helicopter Society, 1985: 197-211.
- [9] 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, 2007, 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 and Astronautics, 2007, 39(3): 302-306. (in Chinese)
- [10] 赵连春, 马丁利. 飞机发动机控制: 设计、系统分析和健康监视[M]. 张新国, 译. 北京: 航空工业出版社, 2011: 104-114.
- [11] Ait Rami M, El Faiz S, Benzaouia A, et al. Robust exact pole placement via an LMI-based algorithm[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(2): 394-398.
- [12] Crusius C A R, Trofino A. Sufficient LMI conditions for output feedback control problems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1999, 44(5): 1053-1057.
- [13] Wang X, Sun Y, Zheng T, et al. Static output feedback-based PI control for aeroengines using linear matrix inequality[R]. AIAA-2008-4581, 2008.
- [14] Tarbouriech S, Turner M. Anti-windup design: an overview of some recent advances and open problems[J]. Control Theory and Applications, 2009, 3(1): 1-19.
- [15] KONG Xiangxing, WANG Xi, TAN Daoliang, et al. A non-iterative aeroengine model based on volume effect[R]. AIAA-2011-6623, 2011.
- [16] 周文祥, 黄金泉, 窦建平. 涡扇发动机部件级起动模型[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component-level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253. (in Chinese)
- [17] Mink G, Behbahani A. The AFRL ICF generic gas turbine engine model[R]. AIAA-2005-4538, 2005.
- [18] Dalton J S, Behbahani A. An integrated approach to conversion, verification, validation and integrity of AFRL generic engine model and simulation[R]. California: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.