

基于 $N\text{-dot}$ 的涡扇发动机加速控制器设计

黄 浏¹, 殷 锴¹, 杨文博², 郭迎清²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘要:针对双转子民用涡扇发动机,进行基于转子加速度的加速控制器设计研究。采用常规的 PI 控制器结构,针对结构中所需的转子加速度指令,给出了 1 种满足要求的设计方法,并将 PI 控制参数的求解过程转化为带约束的非线性优化问题,利用模式搜索算法求解。构建包含稳态控制器和加速控制器的涡扇发动机闭环控制回路,进行加速过程仿真测试。结果表明:所设计的加速控制器满足涡扇发动机加速过程的性能要求,对于工程设计与应用具有一定的参考价值。

关键词: $N\text{-dot}$ 控制; 转子加速度计划; 模式搜索算法; 民用涡扇发动机

中图分类号: V233.7+3

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.005

Design of Acceleration Controller to a Turbofan Engine Using $N\text{-dot}$ Method

HUANG Liu¹, YIN Kai¹, YANG Wen-bo², GUO Ying-qing²

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Company Limited, Shanghai 201108, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Research on the design of acceleration controller using $N\text{-dot}$ method is made for a two-spool civil turbofan engine. Based on the PI controller, an $N\text{-dot}$ design method which could fulfill the requirements was given, and a constrained nonlinear optimization problem was proposed to obtain the PI parameters using pattern search algorithm. Then a closed-loop of a turbofan engine control with setpoint controller and acceleration controller both was constructed for acceleration simulation. The results show that the acceleration controller works well in an acceleration process and is of value for engineering application.

Key words: $N\text{-dot}$ control; acceleration schedule; pattern search algorithm; civil engine

0 引言

加速控制是航空发动机过渡态控制中的重要环节,要求保证该过程中发动机不喘振、不超温且加速时间最短^[1]。目前普遍采用的加速控制方法是基于燃油计划的开环控制^[2],这种方法简单易行,但是针对同一批次的不同发动机或同一发动机的不同寿命阶段,其加速性能并不一致。对此,文献[3-6]提出采用基于 $N\text{-dot}$ (转子加速度) 的闭环控制方式,该方式不仅能保证发动机加速性能的一致性,还能更快地响应过渡态的时变特性,充分发挥发动机的潜能;文献[6]还通过仿真验证了采用转子加速度的闭环控制策略可以保证发动机的加速性能不受部件退化的影响。以上研

究对基于转子加速度的加速控制研究具有重要意义。

目前对于转子加速度的研究大多侧重于对其重要性的论述,而对于设计方法的介绍则很少。本文以双转子民用涡扇发动机为研究对象,采用常规的 PI 控制器结构,并对结构中的转子加速度计划和 PI 控制参数等的设计方法进行研究,最后构建闭环控制回路进行仿真验证。

1 加速控制器结构

基于转子加速度的加速控制器的作用并不能完全取代稳态控制器,而更类似于加速燃油计划,在加速过程中,通过低选逻辑与稳态控制器的燃油流量进行比较,然后发送给发动机,保证发动机在加速过程中

收稿日期: 2017-02-14 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 黄浏(1985),女,工学硕士,研究方向为商用航空发动机控制与验证;E-mail: huangliu@sina.com。

引用格式: 黄浏,殷锴,杨文博,等.基于 $N\text{-dot}$ 的涡扇发动机加速控制器设计[J].航空发动机,2017,43(5):26-30. HUANG Liu, YIN Kai, YANG Wenbo, et al. Design of acceleration controller to a turbofan engine using $N\text{-dot}$ method[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 26-30.

不发生喘振和超温现象,因此也称其为加速限制器^[4]。

本文采用常规的 PI 控制算法来实现加速控制器的构建,其结构及其与稳态控制器的连接分别如图 1、2 所示。

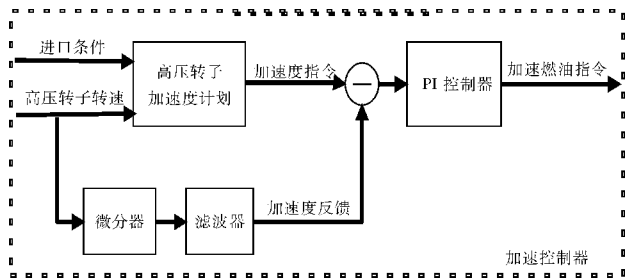


图 1 加速控制器结构

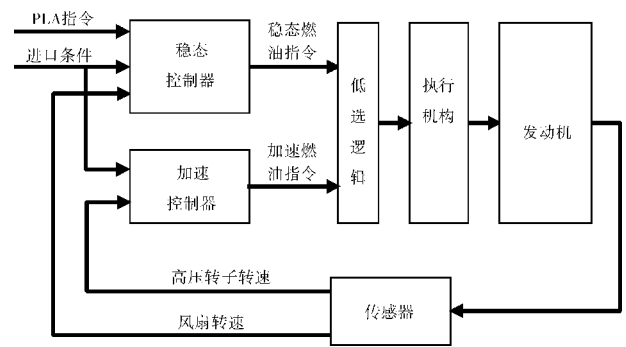


图 2 控制器连接结构

从图中可见,发动机进口条件(温度、压力)和输出的高压转子转速作为加速控制器的输入,经过转子加速度查表结构得到转子加速度指令;转子加速度的反馈值由于不能直接测量,故采用求微商的处理方式,并用滤波器进行平滑处理^[7];转子加速度指令与反馈值的偏差作为 PI 控制器的输入,输出为加速燃油流量指令,该燃油指令并不直接传送给发动机而是与稳态控制器的燃油指令通过低选逻辑后传送给发动机,实现加速过程控制。

2 转子加速度计划设计

转子加速度计划是加速控制器的核心,用于防止加速过程中因转子加速度过大而造成压气机喘振或者涡轮前温度超温,通常将其计划成高压转子换算转速的函数^[3]。下面给出转子加速度计划的设计方法^[8-11]可为后续控制参数的设计提供基础。

考虑发动机的加速过程:要使发动机转速增大,最直接的做法就是以一定速率增加燃油流量,燃油变化率越大,转速增加越快,则加速过程时间越短,但可

能使发动机喘振或超温。在该加速过程中,高压转子加速度先增大后减小,即转子加速度存在最大值。

因此,转子加速度计划的设计可表述为:给定飞行条件,在慢车到最大转速状态之间均匀选取多个状态点,首先由第 1 个状态点加速到最大状态点,在保证最小的高压转子喘振裕度限制和最大的涡轮前温度限制的条件下,以加速过程中的最大转子加速度作为该状态点处的加速度指令,然后改变加速过程起始状态点并重复上述过程,直至获取所有状态点处的加速度指令,最后状态点之间采用线性插值方法计算。因此,转速状态点与对应的加速度指令之间的插值表即构成该飞行条件下期望的转子加速度计划。

为了简化计算,采用稳态燃油点代替转速状态点,并用线性增加燃油流量的方式实现状态间的加速过程,具体算法流程如图 3 所示。

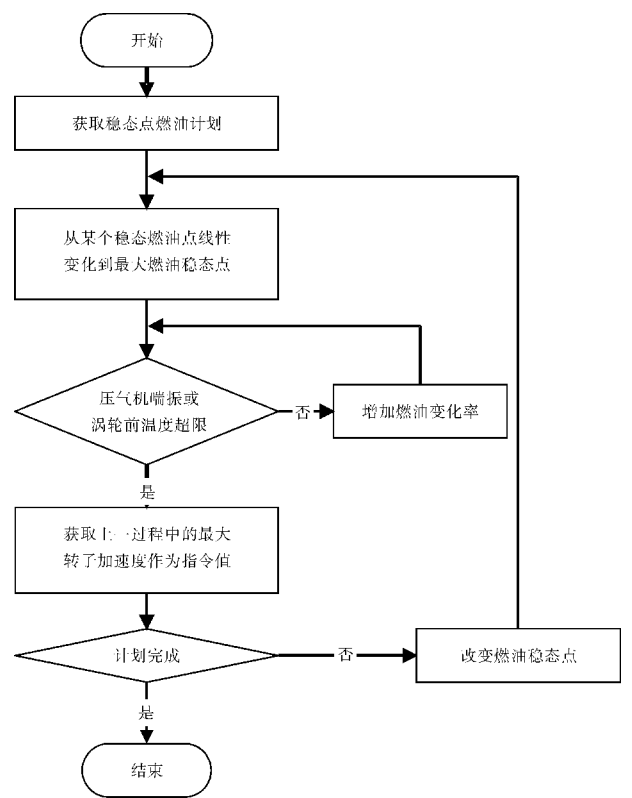


图 3 加速度计划设计算法流程

给定飞行条件($H=11\text{km}$ 、 $Ma=0.8$),编程序,获取转子加速度计划(如图 4 蓝线所示)。可以发现曲线总体呈上升 - 下降趋势且有波动,考虑到采用上述方式从小状态点向最大状态点加速时,易受喘振边界限制,导致转子加速度较小,加速时间增加。为此,改变

加速方式进行优化,即从某一状态点加速到固定间隔的另一状态点,而不是最大状态点,然后以同样的方式,从小状态点向大状态点滚动运行,最终得到优化后的加速控制计划(如图 4 绿线所示)。从图中可见,改进加速方式后,转子加速度在小状态点处较小和波动的缺点有所改善,表明了优化处理的合理性。

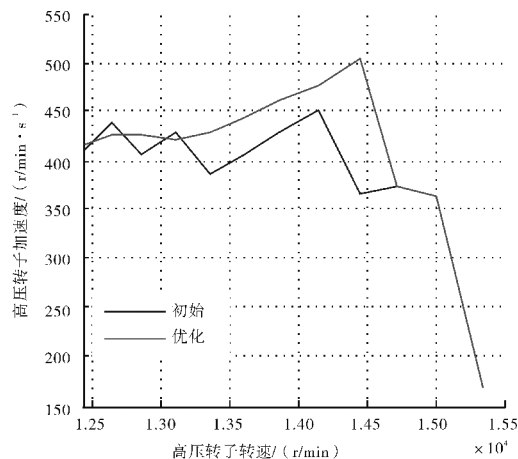


图 4 转子加速度计划对比

3 控制器参数设计

加速过程的 PI 控制器利用转子加速度指令与反馈值的偏差计算加速燃油指令,然后与稳态控制器的燃油指令通过低选逻辑后传送给发动机,因此,整个加速过程是稳态控制器与加速控制器共同作用的结果。对于这样的强非线性过程,利用线性系统理论进行 PI 控制参数的设计方法已不再适用,因此可以采用非线性优化的方法^[12]。

模式搜索算法^[13-14]是求解多维极值优化问题的 1 种直接搜索方法,通过探测移动和模式移动 2 种移动过程进行最优解的求解。相比于传统的数值优化算法,该方法不需求解目标函数与约束函数的导数;而相比于遗传算法等智能优化算法,该方法实现过程简单,而且即使针对发动机这样具有强非线性的复杂过程也容易收敛。

加速时间是发动机加速过程最主要的性能指标,在保证不喘振、不超温的条件下,加速时间越短,加速性能越好。因此,加速过程的控制参数设计就转化为以最短加速时间为优化目标,以 PI 控制参数为优化参数,以高压转子喘振裕度限制和涡轮前温度限制为约束的多维极值优化问题。

此外,针对发动机慢车到最大状态的加速过程,

仅设计 1 组 PI 控制参数很难满足要求,因此,根据不同的转速状态点设计多组 PI 参数,采用增益调度的方式实现大瞬态加速控制^[6]。

以某个转速状态点对应的 PI 控制参数求解为例,算法设计步骤如下,其中, $x=[k_p \ k_i]$, $t(x)$ 表示 PI 控制参数为 x 时的加速时间。

- (1) 选取某个状态点到最大状态点的加速过程;
- (2) 给定初始点 x_0 、步长 δ 和加速系数 γ ;
- (3) 令 $y=x_k$, 并对 y 依次作平行于 k_p 和 k_i 矢量的轴向探测移动,以 k_p 矢量为例:

a. 正向探测: 取 $\hat{y}=[k_p+\delta \ k_i]$, 若 $t(\hat{y})<t(y)$, 则令 $y=\hat{y}$, 否则做负向探测;

b. 负向探测: 取 $\hat{y}=[k_p-\delta \ k_i]$, 若 $t(\hat{y})<t(y)$, 则令 $y=\hat{y}$, 否则保持 y 不变;

- (4) 令 $x_{k+1}=y$, 判断是否满足约束,若是,则转(5); 否则,令 $x_{k+1}=x_k$, 并转(6);

(5) 若 $t(x_{k+1})<t(x_k)$, 则沿 $p=(x_{k+1}-x_k)$ 方向对 y 做模式移动,令 $y=x_{k+1}+\gamma p$, 并转(3), 否则转(6);

(6) 停止迭代,输出 $x=x_{k+1}=[k_p \ k_i]$, 并将其作为加速过程起始状态点的 PI 控制参数。

编制程序,选取 80%~100% 最大转速的加速过程,给定初始点 $x_0=[6 \ 6]$ 、步长 $\delta=0.5$ 以及加速系数 $\gamma=0.8$,得到控制参数优化过程,见表 1。

表 1 控制参数优化过程

迭代次数	加速时间 t/s	参数 K_p	参数 K_i
0	6.44	6.0	6.0
1	6.36	6.0	6.9
2	6.24	6.0	7.8
3	6.14	5.1	8.7
4	6.06	5.1	9.6
5	6.00	5.1	10.5
6	5.94	4.2	11.4
7	5.90	4.2	12.3
8	5.86	4.2	13.2
9	5.82	4.2	14.1

由于发动机及其控制系统的非线性,以及优化算法对初值的敏感性,因此,通过该算法所得到的参数可能只是局部最优点而非全局最优点。解决该局限性的 1 种方法是在参数的可行域内选取不同的初值点

进行优化计算,然后选取最优结果作为最终的参数优化值。

4 仿真验证

利用民用涡扇发动机非线性模型^[15],在 Simulink 下构建包含稳态控制和加速控制的发动机闭环控制回路。给定飞行条件 ($H=11\text{km}$ 、 $Ma=0.8$),进行 80%~100%最大转速的加速过程仿真测试,得到风扇转速、高压转子加速度、高压转子喘振裕度以及涡轮前温度的响应,分别如图 5~8 所示。

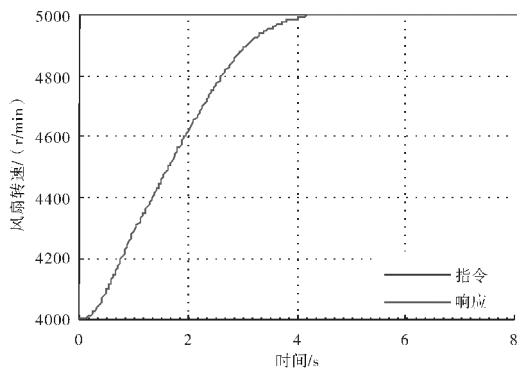


图 5 风扇转速响应

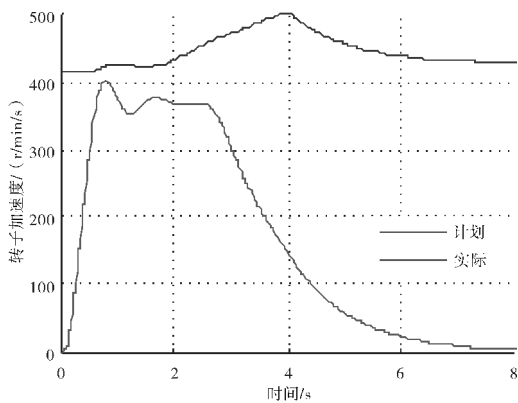


图 6 转子加速度响应

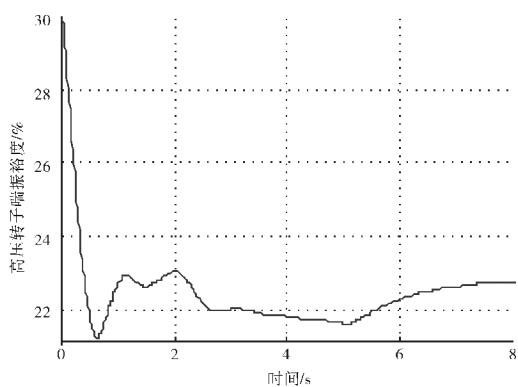


图 7 高压转子喘振裕度响应

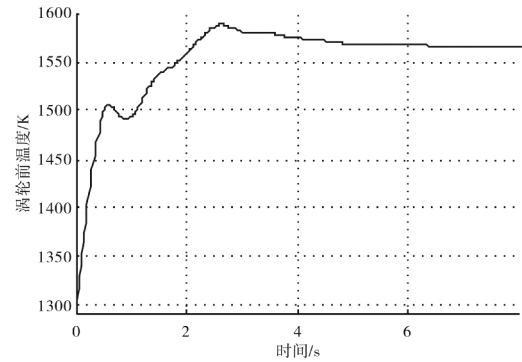


图 8 涡轮前温度响应

从图 5 中可见,加速过程时间约为 4 s,转速超调量为 0.1%,稳态误差为 0;从图 6~8 中可见,在加速过程中,实际转子加速度按照计划值的趋势变化,且喘振裕度和涡轮前温度都未超出限制值。以上各项指标均满足加速性能要求,表明所设计的加速控制器具有合理性。

5 结束语

本文针对民用涡扇发动机进行基于 N-dot 的加速控制器设计,给出了 1 种转子加速度计划和 PI 控制参数的设计方法,并进行加速过程仿真测试,结果表明所设计的加速控制器满足基本加速过程性能要求,对于实际的工程设计具有一定的参考价值。

参考文献:

[1] 韩文俊,李家瑞,王军,等. 基于实时模型的涡扇发动机加速供油规律设计方法[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 1-5.
HAN Wenjun, LI Jiarui, WANG Jun, et al. Design method of fuel supply law for turbofan engine acceleration based on a real-time model[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 1-5. (in Chinese)
[2] 樊思齐. 航空发动机控制 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008: 235-271.
FAN Siqi. Aeroengine control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008:235-271. (in Chinese)
[3] Spang H A, Brown H. Control of jet engines [J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1043-1059.
[4] Csank J, May R, Litt J, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine[R]. AIAA-2010-6629.
[5] Csank J T, Zinnecker A M. Tool for turbine engine closed loop transient analysis (TTECTrA) users' guide[R]. NASA-TM-2014-216663.
[6] 王曦, 党伟, 李志鹏, 等. 1 种 N-dot 过渡态 PI 控制律的设计方法[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 1-5.
WANG Xi, DANG Wei, LI Zhipeng, et al. A design method of N-dot transient state PI control laws [J]. Aeroengine, 2015, 41 (6): 1-5. (in Chinese)

- [7] 袁长波, 李宁坤, 苗禾状. 基于转子加速度控制的起动数据数字滤波方法分析[J]. 现代机械, 2012(4): 23-25.
YUAN Changbo, LI Ningkun, MIAO Hezhuang. Digital filter methods analysis of starting data based on rotor acceleration control [J]. Modern Machinery, 2012(4): 23-25. (in Chinese)
- [8] 陈玉春, 徐思远, 刘振德, 等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 867-874.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (4): 867-874. (in Chinese)
- [9] 戚学锋, 樊丁. 航空发动机加速和减速过程最优控制研究 [J]. 航空发动机, 2007, 33(3): 36-40.
QI Xuefeng, FAN Ding. Optimal control of aeroengine acceleration and deceleration process[J]. Aeroengine, 2007, 33(3): 36-40. (in Chinese)
- [10] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
LU Jun, GUO Yingqing, WANG Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1914-1920. (in Chinese)
- [11] Mahmood S, Fleming P J, Griffin I A, et al. Inverse model control of a three spool gas turbine engine[R]. ASME 2005-GT-68772.
- [12] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2011:284-293.
LIU Jinkun. Advanced PID control and MATLAB simulation[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2011:284-293. (in Chinese)
- [13] 赵娜. 非线性优化问题的模式搜索法 [D]. 大连: 大连理工大学, 2010.
ZHAO Na. Pattern search methods for nonlinear optimization problems[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2010. (in Chinese)
- [14] 钟静, 赖于树, 吴鸿娟. 基于遗传算法和模式搜索的混合优化方法[J]. 重庆三峡学院学报, 2011, 27(3):70-73.
ZHONG Jing, LAI Yushu, WU Hongjuan. A hybrid optimization method based on genetic algorithm and pattern search [J]. Journal of Chongqing Three Gorges University. 2011, 27(3):70-73.(in Chinese)
- [15] 张书刚, 郭迎清, 陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2850-2856.
ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856. (in Chinese)

(编辑:李华文)