

文章编号:1000-8055(2013)06-1436-05

发动机稳态与过渡态控制集成设计仿真验证

吴君凤, 郭迎清

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 研究了某型涡扇发动机全飞行包线稳态与过渡态控制集成设计问题. 首先利用根轨迹分析法和时域分析法设计了从慢车状态到最大状态的多个比例积分(PI)设定点控制器, 并利用增益调参和换算参数得到了全飞行包线的稳态控制器参数. 然后将加减速控制计划与稳态控制通过 max/min 逻辑进行集成, 考虑了抗积分饱和功能及设计了相应的抗积分饱和模块, 最后得到的集成控制系统在软件 MATLAB/Simulink 下进行了仿真验证. 仿真结果表明集成控制系统稳态时抗扰动性能良好, 过渡过程中曲线平滑, 有效利用了各种限制条件还兼有抗积分饱和功能并且能进行平滑切换.

关 键 词: 涡扇发动机; 集成控制; 加减速控制计划; 抗积分饱和模块; MATLAB/Simulink

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Design and simulation of aero-engine steady-state and transient-state control integration

WU Jun-feng, GUO Ying-qing

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The issue of synthesizing steady-state and transient-state control laws for a turbofan engine was studied. Firstly, a number of steady-state point PI (proportional integral) controllers were designed using root locus analysis and time domain method from ground idle power to take-off power, and furthermore full flight envelope controllers were designed using interpolation method and corrected parameters. Secondly, the synthesis control system was acquired by integrating schedule-based transient control and steady-state control through max/min logic into which an anti wind-up module was added to cope with the influence of integrator wind-up. Finally, the synthesis control system was validated in software MATLAB/Simulink. The results indicate that the synthesis control system has the following advantages: (1) during steady-state, the anti-disturbance quality is good; (2) during transient-state, the response curve is flat; (3) the system uses a variety of restrictions effectively with both anti-windup and smooth switching functions.

Key words: turbofan engine; integration control;
schedule-based acceleration and deceleration control;
anti wind-up module; MATLAB/Simulink

收稿日期: 2012-09-21

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1436_030.html

基金项目: 航空基金(2011ZB53)

作者简介: 吴君凤(1987—), 女, 山西应县人, 硕士生, 主要从事航空发动机控制与仿真研究.

本文介绍了涡扇发动机控制器的设计方法,已有文献对飞机发动机控制系统结构有一些相关描述^[1-5],但这些文献都没有完整的控制设计过程。本文详细描述了控制器的开发和集成过程,将多个设定点的控制律和瞬态控制计划融入一个综合控制器中,该控制器能够在发动机既定的环境条件下迅速完成慢车和起飞功率之间的加、减速转换。本文针对某型涡扇发动机,先设计了全飞行包线的稳态控制器,然后将过渡态控制计划与稳态控制进行集成设计,集成控制系统既能符合稳态性能要求又符合过渡态性能要求,仿真验证结果表明该集成系统适应全飞行包线稳态与过渡态控制,且性能良好。本文的方法具有通用性,适用于各类发动机控制系统的设计^[1]。

1 稳态控制器的设计

1.1 最大状态 PI 稳态控制器设计

航空发动机带有 PI 稳态控制器的转速控制系统的结构图如图 1 所示:其中 W_f 为主燃油流量, n_l 为低压转子转速, n_{lcmd} 为低压转子转速的指令输入, K_p, K_i 分别为比例和积分控制增益, K_e, z_1, r_1, r_2 分别为发动机传递函数的增益、零点和两个极点。

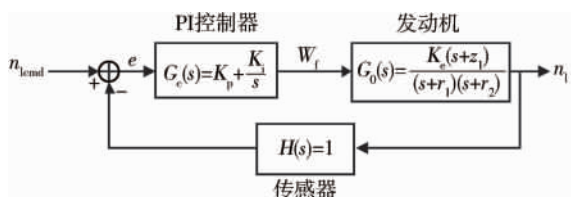


图1 涡扇发动机转速控制回路

Fig. 1 Speed control loop for turbofan engine

系统开环传递函数为

$$G(s) = G_c(s)G_0(s)H(s) = \frac{K_e K_p [s + (K_i/K_p)](s + z_1)}{s(s + r_1)(s + r_2)} \quad (1)$$

以最大状态控制器设计为例说明控制器参数 K_p, K_i 的设计过程,其中对象传递函数是通过拟合合法建立的航空发动机状态变量模型^[2]转换得到的。最大状态的对象递函数为

$$G_0(s) = \frac{0.9363(s + 8.639)}{(s + 4.227)(s + 3.9)} \quad (2)$$

首先用根轨迹法进行了分析,初步确定设计范围,然后用时域分析法进行最终的比例系数 K_p 和积分系数 K_i 的确定。

PI 稳态控制器与被控对象串联连接时,相当

于在系统中增加了一个位于原点的开环极点,同时也增加了一个位于 S 左半平面的开环零点。位于原点的极点可以提高系统的型别,以消除或减小系统的稳态误差,改善系统的稳态性能;而增加的负实部零点则可减小系统的阻尼比,缓和 PI 稳态控制器极点对系统稳定性及动态过程产生的不利影响。增加的零点位置有 4 种可能:

方案 1 增加的零点小于 -8.639 (即 $-(K_i/K_p) < -8.639$)

方案 2 增加的零点在 -4.227 与 -8.639 之间

方案 3 增加的零点在 -3.9 与 -4.227 之间

方案 4 增加的零点在 -3.9 与 0 之间

取 4 种方案中的零点分别为 $-10, -6, -4, -2$, 画出根轨迹图,如图 2 所示,其中横轴为实轴,纵轴为虚轴,虚线 $0.72, 0.84, 0.92$ 等表示等阻尼比线。

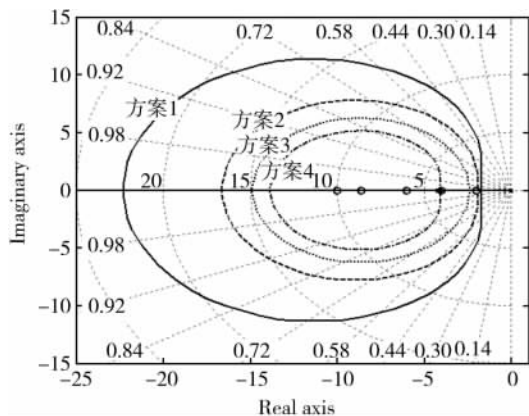


图2 4种方案下的根轨迹图

Fig. 2 Root-locus plot in four cases

当增加的零点一定时,随着比例系数 K_p 的增加, K_i 增加,系统超调量越大。但方案 4 的超调量在比例系数变化很广的范围也不会增加很多,在最大功率状态,要求发动机能尽快地稳定,这样能在起飞运转和爬升的初始阶段使发动机推力快速稳定,因此要求起飞功率状态下的稳态控制器设计应力求使转速超调量限制在 5% 以内。因此选择方案 4 作为设计控制器的方案,并初步确定参数 $K_p=2$ 。用时域法对参数进行精调,最终确定控制器参数 $K_p=2, K_i=6^{[6]}$ 。

1.2 不同状态 PI 稳态控制器设计

用同样的方法可设计出地面静止状态下慢车到中间状态(非加力最大)即油门杆角度从 20° 到 70° ,按照油门杆角度每 5° 设计的稳态控制器。表 1 列出了独立设计的 11 个稳态点比例 PI 稳态控

制器参数及其性能指标. 由表 1 可知, 设计的 PI 稳态控制器在起飞状态对控制指令的响应速度比慢车时的快几乎 3 倍, 这是因为对象传递函数的

极点在起飞功率下比慢车功率下大几倍, 文献[7]有具体例子可供参考. 其他油门杆角度的控制器参数可通过线性插值得到.

表 1 不同油门杆角度的发动机 PI 稳态控制器参数及性能指标

Table 1 PI steady-state controller parameters, and performance metrics of different aero-engine PLAs

油门杆角度 PLA/(°)	低压转子转速 $n_{l,per}/\%$	比例系数 K_p	积分系数 K_i	调节时间 t_s/s	稳态误差 e_{ss}
20	54.6	0.35	0.2	1.913	0
25	59.1	0.5	0.6	1.826	0
30	63.7	0.6	0.7	1.456	0
35	68.2	1	0.9	1.282	0
40	72.8	1.3	1.25	1.030	0
45	77.3	1.65	2.6	0.901	0
50	81.8	1.7	3.5	0.847	0
55	86.4	1.75	3.8	0.817	0
60	90.9	1.8	5.6	0.788	0
65	95.5	1.85	4.4	0.711	0
70	100	2	6	0.656	0

1.3 采用相似参数适应全飞行包线

前面针对高度 $H=0$, 马赫数 $Ma=0$ 的标准状态设计出了一系列稳态控制器, 利用相似原理、采用相似参数可使控制器参数随飞行条件变化而变化, 从而扩大控器的适用范围. 利用文献[8]中相同的方法, 得到 PI 控制器参数物理量与换算量的关系为公式(3), 由此可得到不同高度与马赫数的控制器参数.

$$\begin{cases} K_p = \frac{p_{t0}}{1.01325} K_{p0} \\ K_i = \left(\frac{p_{t0}}{1.01325} \right)^2 \sqrt{\frac{288.15}{T_{t0}}} K_{i0} \end{cases} \quad (3)$$

2 稳态与过渡态控制的集成设计

2.1 过渡态控制计划与稳态控制器的集成

发动机的加速和减速过程都起止于稳态控制器, 稳态控制器转为加速控制的时刻是由与稳态点对应的起点转速和终点转速的转速差决定的.

$$\frac{\Delta W_f}{\Delta n} = K_{pi}(s) = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (4)$$

$\Delta n = n_{cmd} - n$, 加速控制逻辑可表示如下:

$$\begin{aligned} W_{f,cmd} &= K_{pi} \Delta n + W_{f,ss} \\ (\text{当 } K_{pi} \Delta n + W_{f,ss} < W_{f,accel} \text{ 时}) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} W_{f,cmd} &= W_{f,accel} \\ (\text{当 } K_{pi} \Delta n + W_{f,ss} \geq W_{f,accel} \text{ 时}) \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $W_{f,cmd}$ 是传输给燃油流量计量阀的燃油流量指令, $W_{f,accel}$ 是加速计划上的燃油流量值, 它是由

考虑发动机过渡过程中的各种限制值得到的, $W_{f,ss}$ 是稳态点的稳态燃油流量值.

减速控制与加速控制类似, 不再累赘, 其中 $W_{f,accel}$ 是由某型小涵道比混合排气涡扇发动机的相关数据得到的.

2.2 控制器的抗积分饱和结构

本文的控制器加速和减速控制是在由稳态点控制器所计算出的控制变量中加入了“硬限制”, 这些硬限制强行使稳态控制器和加减速计划进行立即切换, 没有考虑积分饱和问题. 针对积分饱和现象, 很多文献有大量的研究[9-12].

将稳态控制器与过渡态控制计划按 max/min 选择[13]进行集成后的逻辑原理图如图 3 所示. 图 4 是抗积分饱和功能的控制器结构, 当某一调节器有效时, 开关选择器的输出结果就等于有效调节器的输出值 Y , 当调节器无效时, 开关会选

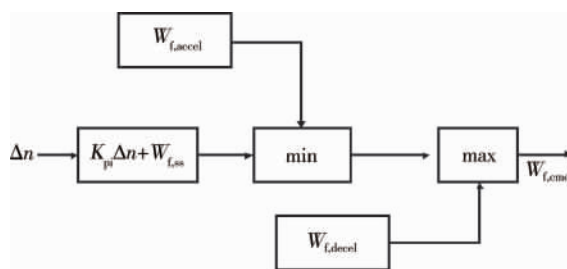


图 3 稳态控制与过渡态控制逻辑原理图

Fig. 3 Schematic of steady-state and transient-state control logic

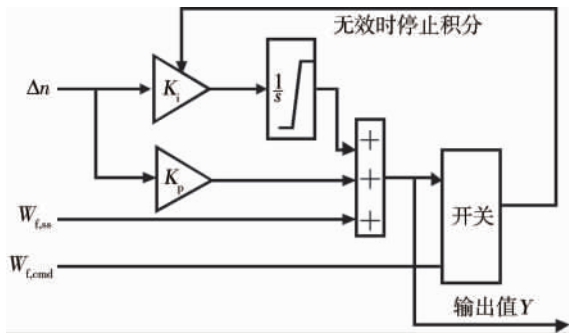


图 4 有抗积分饱和功能的控制器结构

Fig. 4 Control structure with anti wind-up module

择当前有效调节器的值,然后冻结无效调节器的积分项,从而减小了积分值.该结构既能跟踪调节器的输出,又可有效解决积分饱和的问题.

3 集成控制系统仿真验证

集成控制系统仿真示意图见图 5,其中控制器模块(controller)连接的发动机模型(engine)为航空发动机部件级非线性气动热力模型^[14],图中控制器输入有 PLA 和 n_1 (油门杆角度和低压转子转速反馈),输出为燃油流量(WFM). WFM, ALT/MA 为发动机的燃油流量、高度与马赫数.

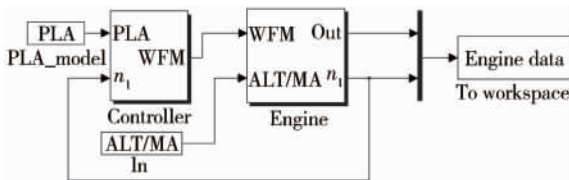


图 5 集成控制系统仿真示意图

Fig. 5 Schematic of integration control system

3.1 抗扰动能力仿真

在油门杆角度为 30° , $t=10\text{ s}$ 时,仿真外界扰动存在时转速的变化情况(见图 6).

由图 6 可以看到,当有外界扰动时,转速的稳

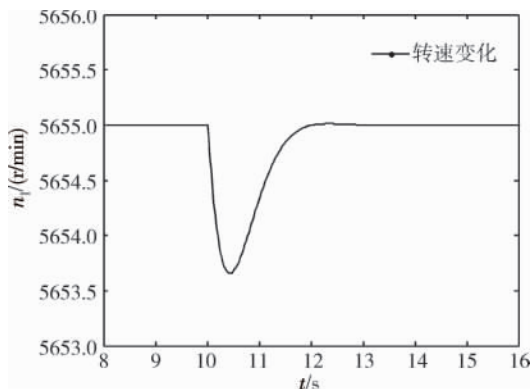


图 6 转速响应

Fig. 6 Speed response

态误差为 0,转速的变化很小,最大只有 0.05% ,可见控制器的效果是很好的.同理可仿真其他油门杆角度的扰动情况.

3.2 过渡态仿真

将油门杆角度在 $t=5\text{ s}$ 时从 30° 到最大状态 70° ,在 $t=12\text{ s}$ 时变为 30° 用来仿真大油门的响应.由图 7 可以说明过渡过程中响应曲线较平滑,加速时间仅为 2.55 s ,满足加速要求^[15].图 8 为整个过渡过程中基于加减速计划的燃油流量、控制器计算的燃油流量的变化曲线以及最终控制器输出的燃油流量.可得出在加速初始阶段,稳态控制

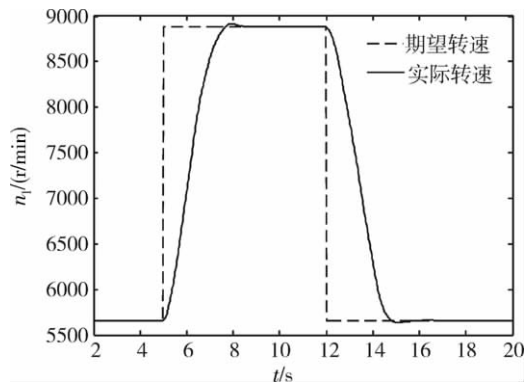


图 7 大油门的转速响应

Fig. 7 Speed response to large throttle

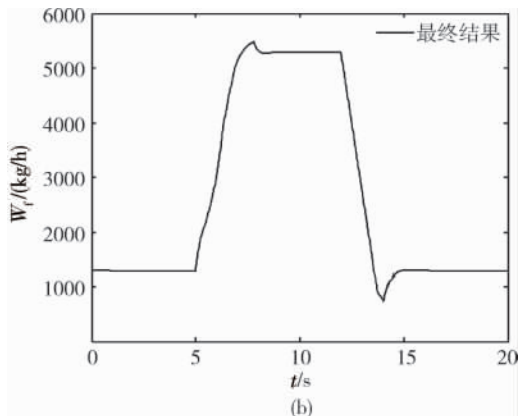
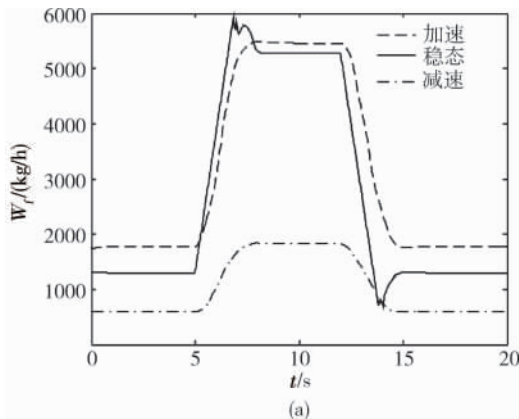


图 8 过渡过程中燃油流量的变化曲线

Fig. 8 Fuel change curve in transient state

器是有效控制器,随后加速控制器是有效控制器,直到达到稳态,在减速过程中进行相反的类似过程.从而也验证了无扰切换和抗积分饱和结构的有效性.图9是过渡过程中控制器之间的切换时间逻辑图.“1”表示稳态控制器为有效控制器,“0”表示过渡态控制器为有效控制器.根据图9的控制器切换图,可知在 $0\sim 5.2\text{ s}$ 是稳态控制器起作用,在 $5.2\sim 7.75\text{ s}$ 是加速燃油流量起作用, $7.75\sim 13.7\text{ s}$ 是稳态控制器起作用, $13.7\sim 14.025\text{ s}$ 是减速燃油流量起作用,此后又是稳态控制器在起作用.仿真结果表明,设计的控制器满足稳态过程和过渡态过程的性能要求,因此用以上方法设计的控制器是可行的.

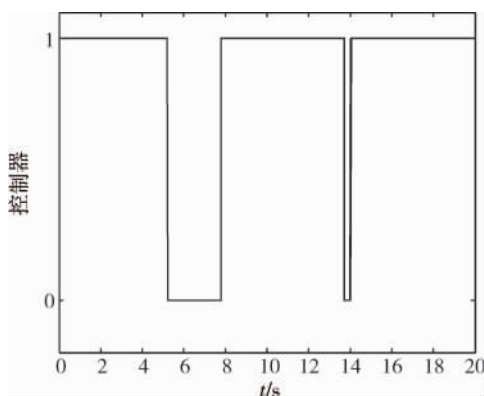


图9 过渡过程中控制器的切换

Fig. 9 Switching of active controller during transient state

4 结 论

本文主要研究了某涡扇发动机控制器仿真模型的设计.首先设计了最大状态PI稳态控制器,而后又针对不同的状态点设计了一系列稳态点控制器,并利用软件Matlab/Simulink建模仿真,用低压转子转速做调度量,设计了全状态PI稳态控制器,然后又设计了基于加减速控制计划的过渡态控制器,设计完成稳态控制器以及过渡态控制器后,将两种控制器进行集成并详细讨论了max/min结构的特点及抗积分饱和机构的效果.整个控制器的仿真模型仿真显示设计符合要求,稳态时抗扰动性能良好,过渡过程中曲线平滑,有效利用了各种限制条件充分发挥了发动机的潜力,还兼有抗积分饱和功能并且在各个状态能进行平滑切换.本文的工作可用于状态监测与故障诊断系统的设计.

参考文献:

- [1] Jaw L C. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. Reston: AIAA, 2009.
- [2] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Virginia, US: American Institute of Aeronautics, 2002.
- [3] Spang III A H, Brown H. Control of jet engines[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1043-1059.
- [4] DeCastro J A, Litt J S, Frederick D K. A modular aero-propulsion system simulation of a large commercial aircraft engine[R]. AIAA 2008-4579, 2008.
- [5] Martucci A, Volponi A J. Fuzzy fuel flow selection logic for a real time embedded full authority digital engine control[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2003, 125(4): 909-916.
- [6] 陆军, 郭迎清, 陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1172-1177.
LU Jun, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1172-1177. (in Chinese)
- [7] Kulikov G G, Thompson H A. Dynamic modeling of gas turbines-identification, simulation, condition monitoring and optimal control[M]. London, UK: Springer-Verlag, 2004.
- [8] 姚华, 蒋平国, 孙健国. 某型发动机数控系统的相似参数自适应控制研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 673-678.
YAO Hua, JIANG Pingguo, SUN Jianguo. Investigation of corrected-parameter adaptive control for an aero-engine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 673-678. (in Chinese)
- [9] Thomas S R, David P S, Mark L, et al. Continuation methods for aircraft models subject to integrator wind-up[R]. AIAA 2004-4946, 2004.
- [10] Kapoor N, Teel A R. A dynamic windup compensation scheme applied to a turbofan engine[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Decision & Control. Piscataway: IEEE, 1997: 4689-4694.
- [11] Watts S R, Garg S. An optimized integrator windup protection technique applied to a turbofan engine control[R]. AIAA-1996-35695, 1996.
- [12] Krishnakumar K, Garg S. Integrator windup protection techniques and a STOV aircraft engine controller application[R]. AIAA-1996-35711, 1996.
- [13] Martin S, Wallace I, Bates D G. Development and validation of a civil aircraft engine simulation model for advanced controller design[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines Power, 2008, 130(5): 051601. 1-051601. 15.
- [14] 陆军, 郭迎清, 王海泉. 基于快速原型化的数控系统实时仿真平台研制[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(6): 1098-1101.
LU Jun, GUO Yingqing, WANG Haiquan. Digital electronic engine control real-time simulation platform based on rapid prototyping[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(6): 1098-1101. (in Chinese)
- [15] Csank J, Ryan D M, Jonathan S L, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine[R]. AIAA 2010-6629, 2010.
- [1] Jaw L C. Aircraft engine controls: design, system analysis,