1 种弹用发动机控制系统高空转速超调控制技术应用研究

仇小杰[1],林星辰[1],王全胜[2],胡文霏[1],王　琴[1]
(1.中国航发控制系统研究所,江苏无锡 214063;2.中国人民解放军空军驻扬州地区军事代表室,江苏扬州 225000)

摘要:为解决弹用发动机控制系统缺少发动机进口参数测量,无法实时对 PI 控制参数进行相似原理修正,从而导致地面点控制参数在高空不适用,产生发动机高空转速超调这一问题,基于压气机出口总压 P_3 重构发动机进口总压 P_1 对 PI 控制参数进行修正,设计了 1 种发动机进口参数测量不全条件下弹用发动机转速高空超调控制的方法。通过全数字仿真、半物理模拟试验、高空模拟试验及高空飞行试验验证该方法的有效性。

关键词: PI 控制;相似原理;转速超调;参数修正;航空发动机
中图分类号: V233.7　　**文献标识码:**A　　**doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.03.005

Research of Speed Overshoot Control Technology in High Altitude for Missile Engine Control Systems

QIU Xiao-jie[1],LIN Xing-chen[1], WANG Quan-sheng[2], HU Wen-fei[1], WANG Qin[1]
(1. AECC Aero Engine Control System Institute,Wu´ Xi Jiangsu,214063,China;
2. Office of PLA Air Force Representative, Yang Zhou Jiangsu, 225000, China)

Abstract: In order to solve engine speed overshoot problem caused by controller parameter on the ground unsuitable for altitude tests, which is result from similarity principle can't be carried to PI controller parameter in real time because of lacking for missile engine control systems. A method of speed overshoot control for missile engine under lacking of engine inlet parameter measurement was designed. P_1 is constructed based on P_3 and PI controller parameter is corrected. Through full digital simulation, semi-physical simulation test, and altitude simulation test and altitude flyight test, its availability was proved.

Key words: PI Control;similarity principle;speed overshoot ;parameter correction;aeroengine

0　引言

航空发动机是 1 个结构极其复杂、工作环境极为恶劣、强非线性的被控对象[1]。在实际工作过程中,航空发动机特性会随着负荷或飞行条件的变化而发生变化,为保证全包线内控制系统性能,必须采用适应性强的控制方法。国外从 20 世纪 70、80 年代开始先后验证了自适应控制、鲁棒控制、LQG/LTR 控制、LPV 控制等先进控制方法[2-5]。国内从 90 年代开始先后开展了自适应控制、鲁棒控制、智能控制、性能寻优等先进控制算法的研究[6-10],但仅限于理论研究。而 PI 控制以其技术成熟、结构简单、适应性强等特点在航空发动机控制系统中被广泛应用[11]。为保证全包线内控制系统性能, 基于相似原理的 PI 参数修正方法被广泛应用,该方法在发动机基本满足相似原理的情况下能显著提高控制参数的全包线适应性[12-14]。

弹用发动机研制本着简单可靠、低成本的原则,传感器不如传统飞机发动机那么完善,控制算法中也较少针对控制参数进行修正,不能保证全包线内的控制品质。例如在某型弹用发动机控制系统的研制过程

收稿日期:2017-10-10　　**基金项目:**国防重点科研项目资助
作者简介:仇小杰(1984),男,博士,高级工程师,从事航空发动机控制系统研发工作;E-mail:65909677@qq.com。

引用格式:*仇小杰,林星辰,王全胜,等. 1 种弹用发动机控制系统高空转速超调控制技术应用研究 [J]. 航空发动机,2018,44(3):31-35. QIU Xiaojie, LIN Xingchen, WANG Quansheng, et al.Research of speed overshoot control technology in high altitude for missile engine control systems [J]. Aeroengine, 2018,44(3):31-35.*

中,由于没有采集发动机进口参数信息,控制系统无法使用相似原理实时对 PI 参数进行修正,从而导致高空出现转速超调现象。为保证全包线内控制系统控制品质,开展发动机进口条件缺失情况下的弹用发动机控制参数修正方法研究势在必行。

本文设计了 1 种基于压气机出口总压 P_3 重构发动机进口总压 P_1 的 PI 参数修正方法,经过全数字仿真、半物理模拟试验、高空模拟试验及高空飞行试验验证,发动机转速超调量满足设计要求,解决了用户需求,显著提高了弹用发动机控制系统控制参数的全包线适应性。

1 基于压气机出口总压 P3 重构发动机进口总压 P_1 的 PI 参数修正方法

根据发动机数学模型,建立地面状态发动机各稳定状态下的发动机线性模型[15],并设计出各转速状态下的地面点 PI 控制参数,见表 1(表中数据进行了归一化处理)。

表 1 地面条件下各转速状态的 PI 参数

N_e/%	K_{p0}/(kg/h)	K_{i0}/(kg/h/s)	N_e/%	K_{p0}/(kg/h)	K_{i0}/(kg/h/s)
66	0.4926	0.2600	84	0.9667	0.8716
70	0.4926	0.2600	86	0.8790	0.8523
72	0.5530	0.3154	88	0.8185	0.8523
75	0.5580	0.3590	90	0.7740	0.8632
78	0.7070	0.5110	92	0.7480	0.8926
80	0.9074	0.7064	94	0.7840	1
82	1	0.8381	100	0.7840	1

注:N_e 为发动机转速;K_{p0} 和 K_{i0} 为地面状态 PI 控制参数。

根据相似原理对地面 PI 参数进行修正,随着 H、Ma 的变化,即 P_1、T_1 改变的情况下,K_{p0}、K_{i0} 的相似参数 K_p、K_i 的相似变换为

$$K_p=K_{p0}\cdot\sqrt{T_1/T_0} \tag{1}$$

$$K_i=K_{i0}\cdot P_1/P_0 \tag{2}$$

式中:K_p、K_i 为经过相似变换过的 PI 控制参数,P_0=1 kPa,T_0=288.15 K。

从式(1)、(2)中可知,如果要对 PI 参数进行 H、Ma 修正,那么需要发动机的进口温度 T_1 以及发动机进口压力 P_1 的参数信息。而在本文控制对象中,仅有 T_1 测量值而没有 P_1 测量值,无法使用相似原理对 PI 参数进行实时修正。

本文提出基于压气机出口总压 P_3 重构发动机进口总压 P_1 的 PI 参数修正方法,步骤如下:

(1)分析控制系统不同包线高空飞行试验数据,使用弹体埋入式进气道抛盖时刻的压气机出口总压 P_3 值作为当次试验的发动机进口压力 P_1 值,同时采集不同转速条件下的压气机出口总压 P_3 值,得到不同转速下的压比值,通过对不同包线高空飞行试验数据值以及发动机模型计算值进行对比分析,形成不同包线不同转速下的转速 - 压比参数,见表 2(表中数据进行了归一化处理)。

表 2 不同转速下的转速 - 压比参数

N_{cx}/%	π
70	0.45
80	0.6
90	0.8
95	0.9
100	1

(2)在实际试验过程中,根据控制系统实时采集到的发动机压气机出口总压 P_3 参数值,通过表 2 重构出当前的发动机进口压力参数 P_1,从而根据 T_1、P_1 实时对 PI 参数进行相似变换修正

$$K_p=K_{p0}\cdot\sqrt{T_1/T_0} \tag{3}$$

$$K_i=K_{i0}\cdot\frac{P_3}{\pi\cdot P_0} \tag{4}$$

2 试验验证

2.1 全数字仿真验证

分别模拟发动机使用包线点(H=0 km,Ma=0)、(H=3 km,Ma=0.5)以及(H=7 km,Ma=0.7)的飞行条件加速到 90%、93%转速的仿真试验,将原控制参数与使用实时修正的控制参数试验结果进行对比,仿真结果如图 1 ~ 6 所示。图中 Nexz 为实时修正控制参数得到的仿真结果。从图中可见,使用实时修正的控制参数对该发动机的调节性能优于原控制参数的,同时加速性也能满足设计要求,即设计的基于压气机出口

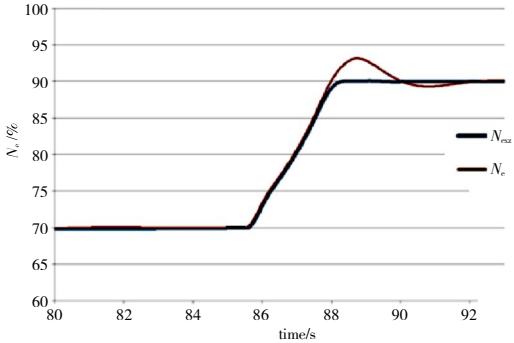


图 1 (H=0 km,Ma=0)包线点目标转速 90%的加速过程

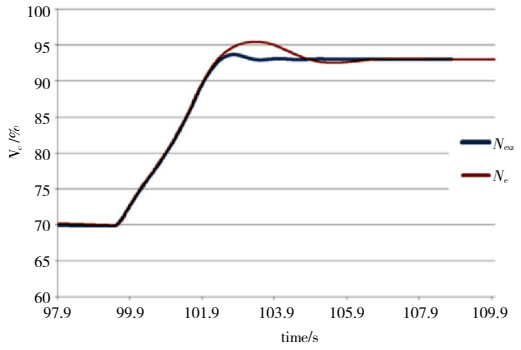


图 2　(*H*=0 km,*Ma*=0)包线点目标转速 93%的加速过程

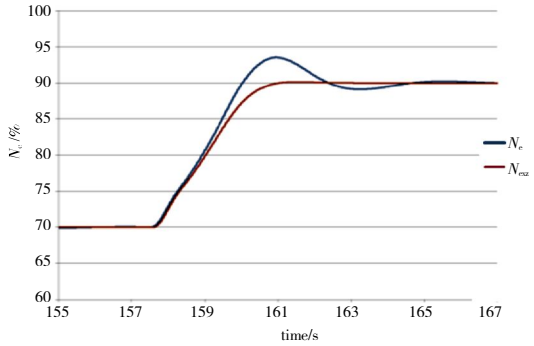


图 3　(*H*=3 km,*Ma*=0.5)包线点目标转速 90%的加速过程

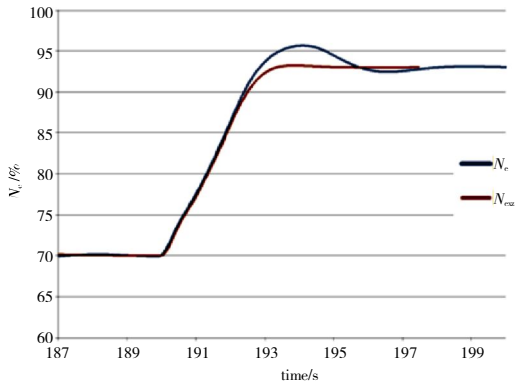


图 4　(*H*=3 km,*Ma*=0.5)包线点目标转速 93%的加速过程

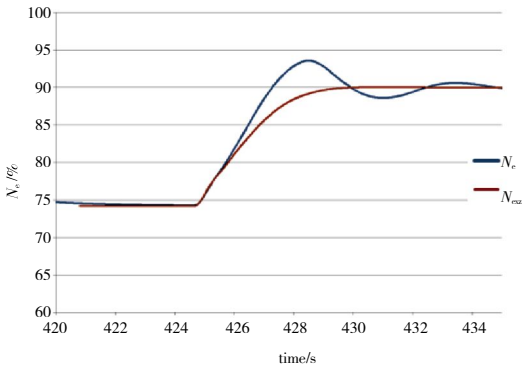


图 5　(*H*=7 km,*Ma*=0.7)包线点目标转速 90%的加速过程

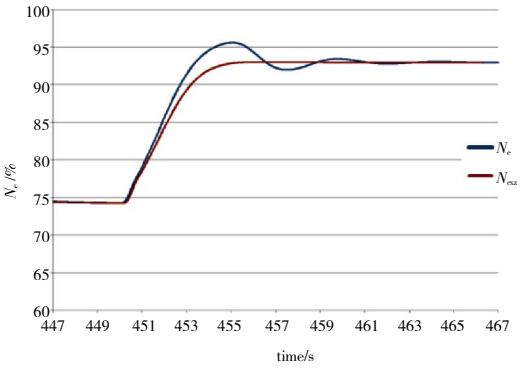


图 6　(*H*=7 km,*Ma*=0.7)包线点目标转速 93%的加速过程

总压 P_3 重构发动机进口总压 P_1 的 PI 参数修正方法在整个飞行包线内具有适应性。

2.2　半物理模拟试验验证

分别模拟发动机使用包线点为(*H*=0 km,*Ma*=0)、(*H*=3 km,*Ma*=0.5)、(*H*=7 km,*Ma*=0.7)的飞行条件进行转速加速到 90%、93%的半物理模拟试验，将原控制参数与使用实时修正的控制参数试验结果进行对比分析,结果如图 7 ~ 12 所示。从对比结果可见,使用实时修正的控制参数对发动机的超调性能优于原控制参数,同时加速性也能满足要求,即设计的基于压气机 P_3 重构 P_1 的 PI 参数修正方法在整个飞行包线内具有适应性。

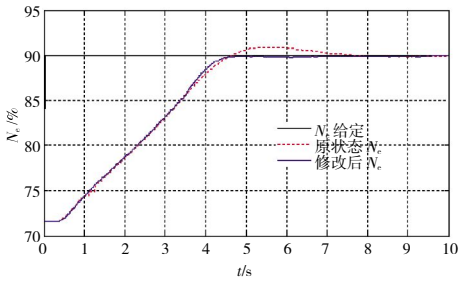


图 7　(0,0)包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比(转速 90%阶跃)

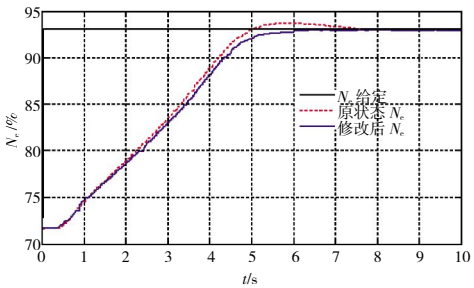


图 8　(0,0)包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比(转速 93%阶跃)

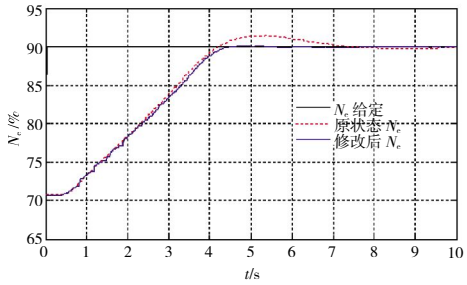


图 9 （H=3 km，Ma=0.5）包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比（转速 90%阶跃）

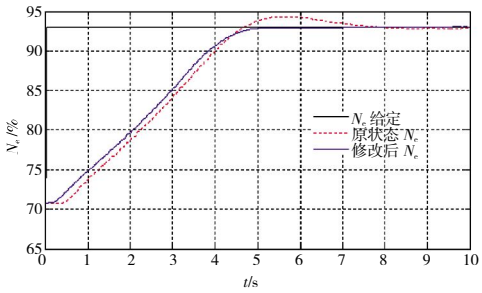


图 10 （H=3 km，Ma=0.5）包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比（转速 93%阶跃）

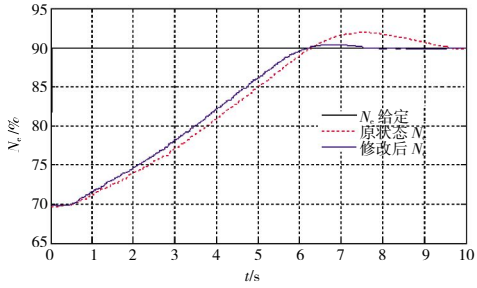


图 11 （H=7 km，Ma=0.7）包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比（转速 90%阶跃）

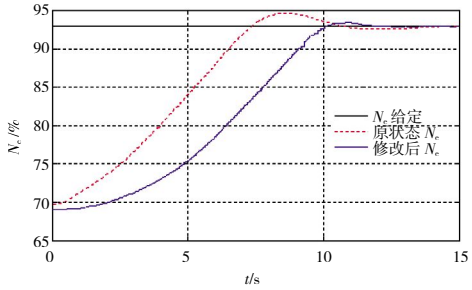


图 12 （H=7 km，Ma=0.7）包线点调整 PI 控制参数前后半物理模拟试验数据对比（转速 93%阶跃）

2.3 高空模拟试验及高空飞行试验验证

为了进一步证明该方法的可靠性和有效性，分别开展高空模拟试验验证以及飞行试验验证。

在高空台分别采用 2 种 PI 控制参数进行试验验证，验证包线点为（H=7 km，Ma=0.7），发动机均起动后直接加速至换算转速 90%。具体试验情况如图 13 所示并见表 3。图中 N_{eg} 为转速目标值（小图是转速超调的局部放大）。

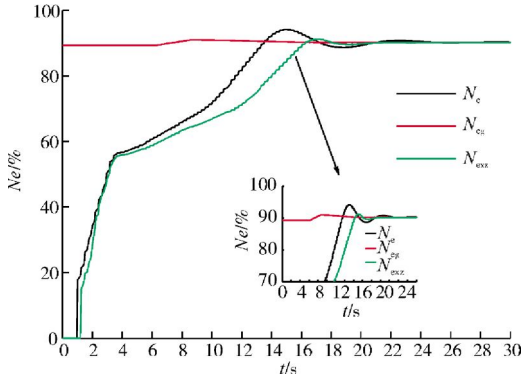


图 13 高空模拟试验调整 PI 参数前后主要参数对比

表 3 高空台模拟试验结果对比

类型	转速超调量
无修正（H=7 km，Ma=0.7）	3.8%
有修正（H=7 km，Ma=0.7）	0.9%

在高空飞行试验中，发动机起动成功后均直接加速至目标转速。由于飞行试验的包线点并没有完全一致的情况，故选择 3 次接近的包线点飞行数据进行分析对比，验证该方法的有效性。选择（H=7 km，Ma= 0.71）包线点 PI 参数无修正的飞行数据与（H=7 km，Ma=0.72）和（H=7 km，Ma=0.73）包线点 PI 参数有修正的飞行数据进行对比分析，具体试验情况见表 4 并如图14 ~ 16 所示。

表 4 高空飞行试验结果对比

类型	转速超调量
无修正（H=7 km，Ma=0.71）	3.76%
有修正（H=7 km，Ma=0.72）	0.57%
有修正（H=7 km，Ma=0.73）	0.62%

通过全数字仿真、半物理模拟试验、高空模拟试验及高空飞行试验验证得知，设计的基于压气机出口

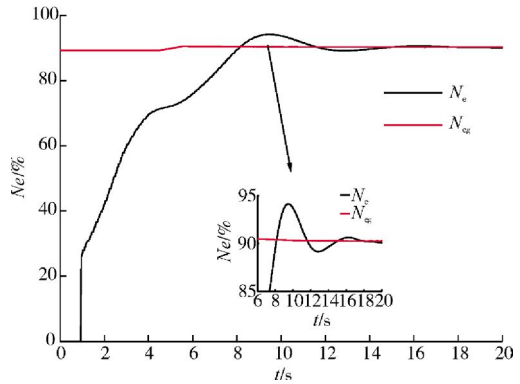


图 14 （H=7 km，Ma=0.71）包线点高空飞行试验（无修正）

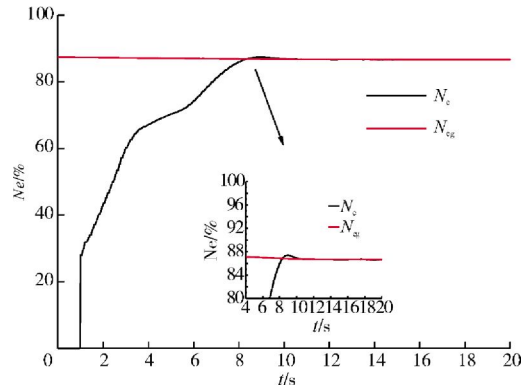


图 15　(*H*=7 km,*Ma* =0.72)包线点高空飞行试验(有修正)

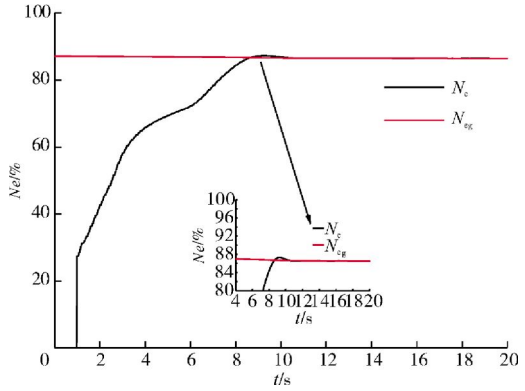


图 16　(*H*=7 km，*Ma* =0.73)包线点高空飞行试验(有修正)

总压修正的弹用发控系统高空转速超调控制技术对弹用发动机高空转速超调有很好的抑制作用,同时加速性也满足要求,解决措施有效,显著提高了弹用发控系统控制参数的全包线适应性。

3　结束语

独创性地设计了 1 种在发动机进口参数测量不全条件下对弹用发动机的全包线控制算法,提出了基于 P_3 重构 P_1 的 PI 参数修正方法。通过全数字仿真、半物理模拟试验、高空模拟试验及高空飞行试验结果表明：该设计方法使得弹用发动机在全包线范围内具有良好的加速控制性能，改善了高空条件下弹用发动机动态控制性能，保证了全包线范围内控制系统的品质,具有良好的应用前景。

参考文献:

[1] Skira C A,Agnello M. Control system for the next century's fighter engines[J]. Transactions of the ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992,114(4):749-754.

[2] Athans M.A tutorial on the LQG/LTR method[C]//Seattle:Proceedings of American Control Conference,1986:1289-1296.

[3] Francis X D.Thrust modulated multivariable control of the GE21 engine using the LQG/LTR method [D].S. M. Thesis, MIT,1986.

[4] 王曦,程茵.国外航空推进控制技术的发展[J].航空发动机,2009,35(3):1-5.
WANG Xi,CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aero engine[J].Aeroengine, 2009,35(3):1-5.(in Chinese)

[5] Link C J,Sanjay G. Propulsion control technology development in the United States: a historical perspective[R].NASA-TM-2005- 213978.

[6] 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[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 areoengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(4):673-678. (in Chinese)

[7] 郭迎清,吴丹,张华.全飞行包线 LQG/LTR 多变量控制器设计[J].航空发动机,2002,44(4):44-47.
GUO Yingqing,WU Dan,ZHANG Hua. Design of LQG/LTR multivariable feedback controller[J]. Aeroengine,2002,44(4):44-47.(in Chinese)

[8] 王曦,孟庆明.航空发动机多变量鲁棒数字控制器设计[J].航空动力学报,2001,16(3):295-299.
WANG Xi,MENG Qingming. Design of multivariable robust digital controller for aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3):295-299.(in Chinese)

[9] 孙丰诚,孙健国.基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J].航空动力学报,2005,20(5): 862-867.
SUN Fengcheng,SUN Jianguo. Design of aeroengine performance seeking control based on sequential quadratic programming algorithm [J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):862-867. (in Chinese)

[10] 仇小杰,黄金泉,鲁峰,等. 航空发动机多路模糊切换控制系统设计[J].南京航空航天大学学报,2011,43(4): 439-445.
QIU Xiaojie,HUANG jinquan,LU Feng,et al, Mutiloop fuzzy switching control system design for aircraft engines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2011,43(4):439-445. (in Chinese)

[11] 曲涛,郝彬彬.具有积分限制的单神经元 PID 控制算法[J].航空动力学报,2013,28(6):1415-1419.
QU Tao,HAO Binbin.Singleneuron PID control arithmetic with intergral restriction function[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(6):1415-1419. (in Chinese)

[12] Volponi A J.Gas turbine parameter correction [J].Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1999,121(4):613-621.

[13] 马前容,吴虎,刘涛,等. 涡轴发动机高空台模拟偏差影响的性能修正方法[J].航空动力学报, 2013,28(9):1997-2002.
MA Qianrong,WU Hu,LIU Tao,et al, Correction method of influence of simulation bias on performance of turbo shaft engine test in ATF[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(9):1997-2002. (in Chinese)

[14] 黄金泉,刘楠,唐钰婷. 航空发动机 PI 控制参数频域最优整定方法[J].航空动力学报,2015,30(4):979-984.
HUANG Jinquan,LIU Nan,TANG Yuting. Frequency domain optimal tuning method of PI control parameters for aeroengine [J]. Journal of Aaerospace Power,2015,30(4): 979-984. (in Chinese)

[15] 杨征山,仇小杰,王铁,等. 基于变尺度寻优混合求解算法的航空发动机状态变量模型建立方法 [J]. 航空发动机,2014,40(2):70-75.
YANG Zheng shan,QIU Xiaojie,WANG Tie, et al. A mixture solution method based on variable scale method for aeroengines state variables model[J]. Aeroengine,2014,40(2):70-75. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)