

# 中等推力航空发动机喷口控制方法对比研究

王 松,高亚辉,段绍栋,王建锋,王振华  
(中国航发控制系统研究所,江苏无锡 214063)

**摘要:**为提高中等推力航空发动机工作性能,对其喷口控制方法进行对比分析,并通过台架试验对喷口等落压比和喷口转差控制方法进行试验验证。结果表明:相比于等落压比控制方法,转差控制方法更利于精确调整发动机在节流状态下的性能,且可降低发动机耗油率,更适合作为中等推力发动机的喷口控制计划;对全包线的各典型点进行验证,转差控制方法仍能满足发动机的控制性能要求,且实施方便、效果好。

**关键词:** 转差控制;落压比控制;控制方法;航空发动机

**中图分类号:** V233. 7

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.02.005

## Comparative Study on Nozzle Control Methods of Medium Thrust Aeroengine

WANG Song, GAO Ya-hui, DUAN Shao-dong, WANG Jian-feng, WANG Zhen-hua  
(AECC Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

**Abstract:** In order to improve the working performance of medium thrust aeroengine, the comparative study on nozzle control methods were carried out, and the control method of equal pressure drop ratio and slip control of nozzle was verified by bench test. The results show that the slip control method is more conducive to accurately adjusting the performance of the engine in throttling state than the equal pressure drop ratio control method, and can reduce the specific fuel consumption of the engine, which is more suitable for the nozzle control plan of the medium thrust engine. The typical points of the full-envelope are verified, and the slip control method can still meet the requirements of engine control performance, and the implementation is convenient and effective.

**Key words:** slip control; pressure drop ratio control; control method; aeroengine

## 0 引言

尾喷管是发动机的重要组成部分,燃气发生器排出的高压燃气膨胀加速后通过尾喷管排出发动机,从而将燃气的可用功转化为动能,给发动机提供反作用力,从而产生推力。尾喷管喉道(喷口)面积控制系统同样是发动机控制系统的重要组成部分,通过改变尾喷管喉道面积,调节气流在尾喷管和涡轮中膨胀比的分配,从而达到控制发动机工作状态的目的<sup>[1-9]</sup>。

随着飞机和发动机性能的不不断提升,对发动机喷口喉道面积的控制要求日趋提高。由控制简单的收敛喷口到控制收扩喷口的喉道面积和扩散段面积。随着推力矢量喷口的发展,控制策略又由控制喷口面积发展到同时控制喷口面积和喷口转向<sup>[10-11]</sup>。发动机喷口

面积控制一般采用闭环控制。有的发动机采用低压涡轮落压比为常数的闭环控制,使得加力状态时保持发动机主机状态不变;也有的采用转差(压气机转速  $N_2$  和风扇转速  $N_1$  之间具有期望的转差)控制来保证工作过程中的气动稳定性,提高工作效率,降低潜在的失速或喘振风险<sup>[12-15]</sup>。

本文以某型中等推力发动机为研究对象,采用等落压比控制方法和转差控制方法,利用台架试验对比喷口控制并分析了对发动机性能的影响。

## 1 等落压比控制方法

某型中等推力发动机等落压比控制原理如图 1 所示。其采用落压比  $P_{1i}$  为主控制计划,通过落压比

收稿日期:2018-12-25 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:王松(1986),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机控制技术研究工作;E-mail:songsongwang@126.com。

引用格式:王松,高亚辉,段绍栋,等.中等推力航空发动机喷口控制方法对比研究[J].航空发动机,2020,46(2):30-33.WANG Song, GAO Yahui, DUAN Shaodong, et al. Comparative study on nozzle control methods of medium thrust Aeroengine[J]. Aeroengine, 2020, 46(2): 30-33.

PID 调节器闭环运算得到喷口控制给定,再经过喷口伺服回路调节器运算输出电流控制喷口执行机构动作,调节进入喷口作动筒有杆腔和无杆腔的燃油流量,控制喷口作动筒位置,达到期望的喷口喉道面积。为了保证落压比  $P_i$  不太小,控制系统需要限制喷口喉道面积不小于最小安全面积,在喷口控制中增加最小喷口限制线  $A_{8\_lim}$  限制。其中,为了保证喷口控制具有较快的响应速度,通常喷口串级 PID 调节器的“内环”及“外环”均采用位置式 PID 调节器。控制参数选取需要综合考虑稳态和动态性能,工程中一般采用试凑法,由于外环(落压比控制回路)受到发动机状态的影响,通常需要在发动机台架试验中进行调试,在每台发动机典型的压气机换算转速点获取 1 组控制参数,即控制参数为压气机换算转速的函数;而内环(喷口控制回路)主要与液压执行机构有关,不受发动机状态的影响,通常在半物理模拟试验台进行液压伺服回路闭环试验时获取 1 组控制参数即可。

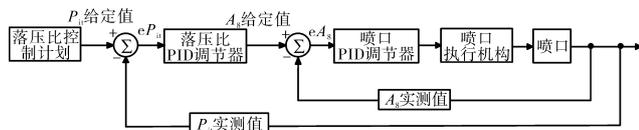


图1 喷口等落压比控制原理

等落压比控制计划常用于大推力发动机中,在加力状态下保持发动机主机状态不变,而中等推力发动机的落压比  $P_i$  的范围较窄,在常温下发动机从慢车状态到中间状态  $P_i$  的变化约为 5.23~6.57,变化范围约为 1.34,因此控制变量落压比  $P_i$  的分辨率很低,即  $P_i$  变化很小,发动机状态就会变化很大,难以精确调整发动机状态。而且在该控制计划下,节流状态的落压比期望值  $P_{i\_dem}$  很难通过计算或者试验得到,使得发动机在节流状态下喷口一直受到最小限制线  $A_{8\_lim}$  限制,只有在中间状态下落压比  $P_i$  才可能投入闭环控制。而中等推力发动机对在节流状态下的耗油率是有较高要求的,在节流状态下喷口一直受到最小限制线  $A_{8\_lim}$  限制后,只能通过调整风扇导叶角度控制计划、压气机导叶角度控制计划或者压气机转速控制计划调整发动机特性,但是调整这些控制计划均难以有效降低发动机油耗。

相比之下,大推力涡扇发动机比中等推力发动机的落压比  $P_i$  变化范围宽很多,以某型大推力发动机为例,从慢车状态到中间状态下  $P_i$  变化为 3.8~10,变

化范围约为 6.2,是该型中等推力发动机  $P_i$  变化范围的 4.63 倍左右。因此,大推力涡扇发动机特性对  $P_i$  的敏感性要强很多。由于装机对象的不同,发动机对在节流状态下的性能要求也不同,中等推力发动机主要配装歼击机,机动性要求较高,对在节流状态下的喷口控制功能性能要求更为苛刻。

总之,以落压比  $P_i$  为喷口控制的主控制计划对中等推力发动机并不合适,还需要寻找 1 种更适合的喷口控制方法。

## 2 转差控制方法

某型俄制中等推力发动机的喷口控制是以发动机转差为主控制计划,即通过控制风扇转速  $N_1$  达到期望的发动机转差,来保证工作过程中的气动稳定性,提高工作效率,降低潜在的失速或喘振风险。而从慢车状态到中间状态下风扇转速  $N_1$  变化为 40.7%~98.7%,变化范围约为 58%,因此控制变量风扇转速  $N_1$  的分辨率很高,可以通过微调风扇转速  $N_1$  达到精确调整发动机节流状态性能的目的。并且相关资料中明确提到转差控制能够降低发动机耗油率。转差控制原理如图 2 所示。从图中可见,采用转差控制为主控制计划,通过转差 PID 调节器闭环运算得到喷口控制给定,再经过喷口伺服回路调节器运算输出电流控制喷口执行机构动作,调节进入喷口作动筒有杆腔和无杆腔的燃油流量,控制喷口作动筒位置,达到期望的喷口喉道面积。另外,为了保证落压比  $P_i$  范围,在喷口控制中增加最小落压比  $P_{i\_min}$ 、最大落压比  $P_{i\_max}$ 、最小喷口限制线  $A_{8\_lim}$  限制。同理,串级 PID 调节器的“内环”及“外环”均采用位置式 PID 调节器,保证喷口控制具有较快的响应速度,此外,控制参数选取需要综合考虑稳态和动态性能。

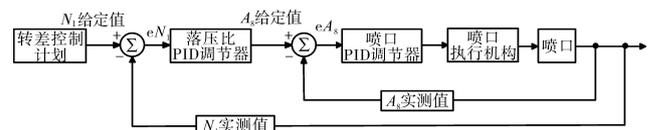


图2 喷口转差控制原理

## 3 试验验证

基于以上喷口控制方法,对某型中等推力发动机台架进行试验验证,检验 2 种控制方法在实际台架试车中的效果。

喷口等落压比控制和喷口转差控制时发动机的

稳态试验曲线如图3、4所示(图中 $N_{2r}$ 为压气机换算转速, $A_{8\_dem}$ 为喷口面积, $N_{1\_dem}$ 为风扇转速期望值),采用落压比控制和转差控制的油耗对比如图5

图3 落压比控制试验曲线

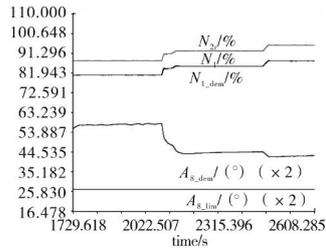


图4 转差控制试验曲线

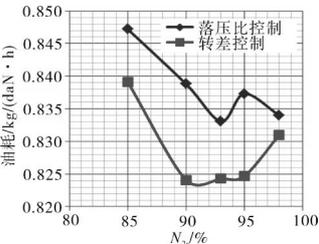
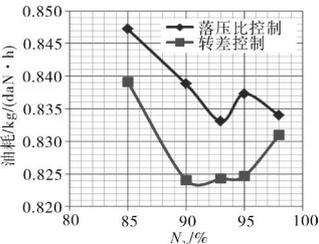


图5 2种控制方法节流至中间状态耗油率对比



所示。通过对比图3、4可见,采用转差控制后,由于从慢车状态到中间状态下 $N_1$ 变化范围大,控制变量分辨率较高,能够通过微调风扇转速 $N_1$ 精确调整节流状态发动机性能,喷口能够实现全程风扇转速 $N_1$ 闭环控制,可以通过调整转差控制计划达到降低发动机油耗的目的;而采用喷口落压比控制时,节流状态喷口一直被喷口最小限制线 $A_{8\_lim}$ 限制,无法实现落压比闭环控制,只有到达中间状态后才能实现落压比闭环控制,难以通过精确调整落压比控制计划来调整发动机节流状态性能。从图5中可见,采用喷口转差控制后,发动机油耗有明显改善。

在全数字仿真平台上,对全包线的各典型点也进行验证,如图6~8所示。从图中可见,上述转差控制方法在全包线也都适用,在全包线范围内系统都是稳定的,均能满足发动机控制性能的要求。

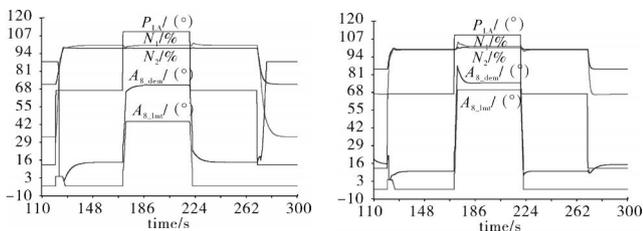


图6  $H=0$  km、 $Ma=0$  全数字 图7  $H=0$  km、 $Ma=1.06$  全数字 仿真试验曲线

另外,该转差控制方法已随某型中等推力发动机进行了地面台架试验、高空模拟试验及飞行试验验证,如图9~11所示(图中 $P_{1r}$ 为油门杆角度),性能数据见表1。通过对比图9~11和表1可见,风扇转

速 $N_1$ 稳态波动量在0.13%以内, $N_1$ 超调量在1.5%内, $N_1$ 下掉量在1.7%内,压气机转速 $N_2$ 的各项指标也在指标范围内。因此,该方法能够满足中等推力发动机对喷口控制的要求。

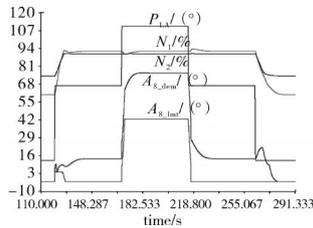


图8  $H=11$  km、 $Ma=0.8$  全数字 仿真试验曲线

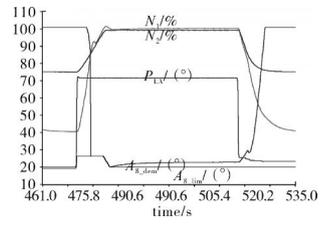


图9 地面台架试验曲线

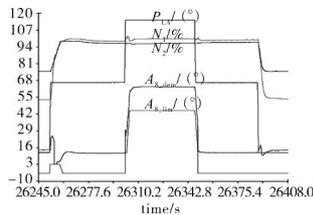


图10  $H=9$  km、 $Ma=0.8$  高空 模拟试验曲线

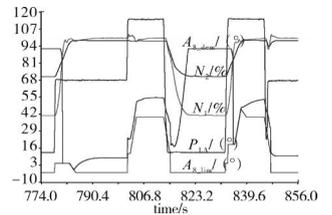


图11 飞行试验曲线

表1 试验结果

参数	波动量	超调量	下掉量
$N_1$	0.13	1.5	1.7
$N_2$	0.08	0.5	0.4

### 4 结束语

本文通过台架试验对比分析,采用喷口等落压比控制方法和喷口转差控制方法对中等推力发动机性能的影响。2种控制方法的试验结果表明,喷口转差控制方法更易于发动机节流状态下性能的调整,发动机的耗油率也有明显降低,更适合作为中等推力发动机的喷口控制计划。本文提出的喷口转差控制方法完全适用于其他中等推力发动机,且实施方便、效果好,对提高中等推力发动机的工作性能具有重要作用。

#### 参考文献:

[1] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005:79-83.  
LIAN Xiaochun, WU Hu. Theory of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 79-83. (in Chinese)  
[2] 李杰,李娜,张立伟.一种发动机喷口面积控制系统仿真研究方法[J].计算机仿真,2014,31(6):111-114.  
LI Jie, LI Na, ZHANG Liwei. A simulation method for engine nozzle area control system[J]. Computer Simulation, 2014, 31(6): 111-114. (in

- Chinese)
- [3] 王琴芳.航空燃气涡轮发动机原理[M].南京:南京航空航天大学出版社,2006:35-43.  
WANG Qinfang.Principle of aviation gas turbine engine [M].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics Press,2006:35-43. (in Chinese)
- [4] 臧军.现代航空发动机控制技术[M].北京:航空工业出版社,2016:55-56.  
ZANG Jun.Modern aircraft engine control technology[M].Beijing:Aviation Industry Press,2016:55-56.(in Chinese)
- [5] 姚华.航空发动机全权限数字电子控制系统[M].北京:航空工业出版社,2014:194-197.  
YAO Hua.Full authority digital electronic control system for aeroengine [M].Beijing: Aviation Industry Press,2014:194-197.(in Chinese)
- [6] 蒋毅.带执行机构的航空发动机喷口控制器设计方法[J].推进技术,2012,33(6):968-973.  
JIANG Yi.Controller design methodology for aeroengine nozzle with actuator[J]. Journal of Propulsion Technology,2012,33(6):968-973.(in Chinese)
- [7] 周燕,王曦,姜晓峰.航空发动机喷口收放异常故障诊断与分析[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(6):34-37.  
ZHOU Yan,WANG Xi,JIANG Xiaofeng. Diagnoses and analysis of the failure of an engine nozzle control [J].Gas Turbine Experiment and Research,2016,29(6):34-37.(in Chinese)
- [8] 刘杰,张绍基.某涡扇发动机加力供油和喷口控制系统间相互影响分析[J].航空发动机,1999(1):25-29.  
LIU Jie,ZHANG Shaoji.Research on the influence between reheat fuel and nozzle control system of a turbofan engine [J].Aeroengine,1999(1):25-29.(in Chinese)
- [9] 郝晓乐,申世才,高莎莎.喷口前馈线对航空发动机加力接通结果的影响[J].燃气涡轮试验与研究,2017,30(3):6-10.  
HAO Xiaole,SHEN Shicai,GAO Shasha. Investigation on the impact of control laws of feedback exhaust nozzle area to reheat lit results[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2017,30(3):6-10. (in Chinese)
- [10] 姚华,王国祥.航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证[J].航空动力学报,2004,19(2):247-253.  
YAO Hua,WANG Guoxiang.A study and flight evaluation of full authority digital engine control system [J].Journal of Aerospace Power,2004,19(2):247-253.(in Chinese)
- [11] 王建锋,臧军,姜殿文.基于模型的矢量喷管控制系统设计 [J].航空发动机,2017,43(4):23-29.  
WANG Jianfeng,ZANGJun,JIANG Dianwen. Design for vector nozzle control system based on model[J].Aeroengine,2017,43(4):23-29.(in Chinese)
- [12] 朴英,张绍基.军用航空发动机加力控制系统的研究和发展[J].推进技术,2001,22(2):89-91.  
PIAO Ying,ZHANG Shaoji.Research and development of afterburner control system for military aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology,2001,22(2):89-91.(in Chinese)
- [13] 高亚辉,俞刚,王松.一种航空发动机转差控制方法:中国,201718006291.X[P].2017-09-28.  
GAO Yahui,YU Gang,WANG Song. A dispersion of rotating speed nozzle control method for aeroengine: China,201718006291.X [P].2017-09-28.(in Chinese)
- [14] 刘长福.航空发动机机构造 [M].北京:国防工业出版社,1980:154-160.  
LIU Changfu.Structure of aeroengine [M].Beijing: National Defense Industry Press,1980:154-160.(in Chinese)
- [15] 张秀云,崔利丰,马端杰.航空发动机喷口收放转速和  $\alpha_2$  角度同时突变故障分析 [J].航空发动机,2014,40(5):23-27.  
ZHANG Xiuyun,CUI Lifeng,MA Duanjie. Failure analysis on abrupt changing of engine speed at min/max nozzle status and  $\alpha_2$  angle of an aeroengine [J].Aeroengine,2014,40(5):23-27.(in Chinese)

(编辑:贺红井)