

负载力对高压导叶控制偏差影响试验研究

刘燕忠

(海军驻沈阳地区第二军事代表室, 沈阳 110043)

摘要:针对某发动机交付试车检查高压导叶控制规律时,在转速上升和下降过程中出现导叶控制规律偏差大的情况,通过对高压导叶控制原理和试车数据分析,得出高压导叶控制系统负载力为影响偏差的主要因素。利用地面试验设备,采用对顶缸加载方式,开展负载力对导叶控制偏差影响试验,复现了发动机试车过程中控制规律偏差问题。试验结果表明:负载力越大,导叶控制偏差越大。

关键词:负载力;高压导叶;偏差;试验;加载;航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.013

Test Study on Influence of Load Force on Control Deviation of High-pressure Guide Vane

LIU Yan-zhong

(The Second Navy Consumer Representative Office in Shenyang, Shenyang 110043, China)

Abstract: When the control law of the high-pressure guide vane was checked for a certain engine delivery test run, the deviation of the guide vane control law was large during the rising and falling of the rotating speed. Through the analysis of the control principle of the high pressure guide vane and the test run data, it was concluded that the load force of the high pressure guide vane control system was the main factor affecting the deviation. By using the ground test equipment and the loading mode of the top cylinder, the influence test of the load force on the control deviation of the guide vane was carried out, and the problem of the deviation of the control law was reproduced during the engine test run. The test results show that the greater the load force is, the greater the control deviation of the guide vane is.

Key words: load Force; high-pressure guide vane; deviation; test; load; aeroengine

0 引言

航空发动机的工作过程是复杂的气动热力过程,在其工作范围内随着发动机的工作条件和工作状态的变化,发动机的气动热力过程将发生很大变化。为了保证压气机工作的稳定性以发挥发动机的最优性能,需对高压压气机进口可调静子叶片角度进行实时的控制。通过对叶片角度的调整,可以优化压气机的工作特性,提高发动机的喘振裕度,同时也对发动机的性能提升有积极影响。目前国内外常见的航空发动机控制系统包括机械液压式控制系统、带机械液压备份的全权限数字式电子控制系统以及不带液压备份的全权限数字式电子控制系统等^[1-2]。机械液压式控制系统采用机械液压式调节器加模拟式综合电子调节

器共同控制发动机的可控变量。某型发动机采用的就是此种类型的控制系统,此种控制系统易于实现,可靠性较高,能够保证发动机在一定使用范围内具有较好的性能。但受控制系统特性影响,无法实现复杂的控制计划和控制规律,因此在使用过程中也暴露了一些问题。

在某航空发动机交付试车过程中,按试车程序要求对高压导叶控制规律进行检查,发动机状态由慢车缓慢升至中间状态,然后慢拉油门杆使发动机状态由中间状态缓慢降至慢车状态,此过程中记录高压导叶角度控制规律一致性,要求控制规律相差不大于1°。但在实际交付试车时多台份发动机出现控制规律偏差大的问题。

收稿日期:2019-03-12

作者简介:刘燕忠(1967),男,本科,高级工程师,主要从事航空发动机和燃气轮机监造工作;E-mail:lyzsysy@sina.com。

引用格式:刘燕忠.负载力对高压导叶控制偏差影响试验研究[J].航空发动机,2019,45(6):71-74 LIU Yanzhong. Test study on influence of load force on control deviation of high-pressure guide vane[J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 71-74.

本文基于某发动机高压导叶控制原理^[3-5],利用地面试验设备,采用对顶缸液压加载的方式,开展负载力对高压导叶控制偏差影响研究^[6-12]。

1 高压导叶控制原理和偏差情况

主燃油泵调节器齿轮泵后压力 P_n 为驱动高压导叶作动筒工作的油源压力, P_0 为低压回油压力; 导叶控制系统平衡时, 活门处于中立位置。换算转速变化时, 换算转速形成杆将换算转速信号转化为高压活门的位移, 高压活门移动, 从而改变导叶作动筒有杆腔和无杆腔的压力, 推动作动筒运动; 反馈钢索与导叶作动筒连接, 作动筒运动带动反馈凸轮转动, 将高压活门拉回至中立位置, 导叶在新的位置平衡, 实现导叶角度按换算转速变化的控制规律^[13-14]。高压角度控制系统结构原理如图 1 所示。

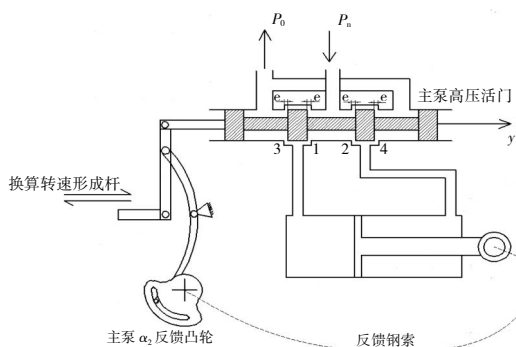


图 1 高压角度控制系统结构原理

在对某发动机按程序检查高压导叶转速上升和下降过程的控制规律一致性时, 出现角度偏差大的问题, 最大相差约 3°, 如图 2 所示。

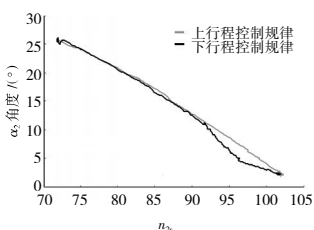


图 2 高压导叶控制角度偏差

2 负载力对高压导叶控制偏差影响理论分析

主泵高压活门组件为活门衬套组成结构, 衬套窗口宽度大于活门台肩宽度, 可以视为对称式正开口 4 边滑阀结构(图 1), 对高压活门进行理论计算^[15-17]。

当高压活门处于中立位置时, 工作介质由节流口 1、2 流入, 由节流口 3、4 流出, 无介质流入作动筒。假设活门有正向位移 y (定义向右方向为正), 则节流口 2、3 开大, 节流口 1、4 关小, 此时通过 4 个节流口的流量分别为

$$\begin{aligned} q_{v,1} &= \mu A_1 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_n - P_w)} = \mu b(e-y) \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_n - P_w)} \\ q_{v,2} &= \mu A_2 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_n - P_Y)} = \mu b(e+y) \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_n - P_Y)} \\ q_{v,3} &= \mu A_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_Y - P_0)} = \mu b(e+y) \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_Y - P_0)} \\ q_{v,4} &= \mu A_4 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_Y - P_0)} = \mu b(e-y) \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_Y - P_0)} \end{aligned}$$

式中: q_v 为通过截流口的流量; μ 为流量系数; b 为窗口宽度; e 为开口量; P_n 为油源压力; P_w 为无杆腔压力; P_Y 为有杆腔压力。

由于高压活门为对称式 4 边滑阀, 所以有

$$q_{v,1} = q_{v,4}, q_{v,2} = q_{v,3}$$

可得

$$P_n + P_0 = P_Y + P_w$$

令

$$P_L = P_w - P_Y, q_{v,L} = q_{v,3} - q_{v,1} = q_{v,2} - q_{v,4}$$

得

$$P_w = \frac{P_n + P_0 + P_L}{2}, P_Y = \frac{P_n + P_0 - P_L}{2}$$

则

$$q_{v,L} = \mu b(e+y) \sqrt{\frac{1}{\rho} (P_n - P_0 + P_L)} - \mu b(e-y) \sqrt{\frac{1}{\rho} (P_n - P_0 - P_L)}$$

在系统稳定或缓慢推拉的准稳态过程, 可认为 $q_{v,L} = 0$, 则有

$$P_L = -\frac{2ey}{e^2 + y^2} (P_n - P_0)$$

可知, 负载力大小影响高压活门开度, 最终影响高压导叶角度控制偏差。

3 高压导叶控制偏差试验

3.1 试验器改造

在原有地面试验设备基础上, 设计增加对顶缸液压加载系统和反馈机构, 如图 3 所示。



图 3 改造后试验器

3.2 试验设计

给定主燃油泵调节器进口温度为 15 °C; 根据发动机实际试车数据, 通过调整主燃油泵调节器输入的 P31 压力给定主泵齿轮泵后压力与发动机相当, 作为导叶驱动油源压力; 在转速上升阶段对作动筒给定正向载荷, 转速下降阶段对作动筒给定逆

向载荷,模拟发动机在实际工作过程中的载荷换向情况,在试验过程中给定不同的发动机转速,记录齿轮泵后压力、作动筒有杆腔 / 无杆腔压力、加载作动筒有杆腔 / 无杆腔压力、高压导叶反馈刻度盘角度等试验数据。

3.3 试验程序和结果

按如下程序开展试验:

- (1)将主燃油泵调节器气源压力调为 3 MPa;
- (2)给定负载力为 1000 N;

- (3)对试验点逐渐提高主泵给定转速,试验结果数据见表 1;
- (4)记录每个转速点对应的主泵导叶角度反馈刻度盘对应的角度值;
- (5)给定负载力为 -1000 N,按表 1 要求试验点逐渐降低转速,记录主泵导叶角度反馈刻度盘对应的角度值;
- (6)调定主燃油泵调节器气源压力分别为 4 、6 MPa,重复步骤(2)~(5)。

表 1 试验数据

N_{2r}	P_{22max}/MPa											
	6		6		4		4		3		3	
	F/N											
	1000 上行	-1000 下行	3000 上行	-3000 下行	1000 上行	-1000 下行	3000 上行	-3000 下行	1000 上行	-1000 下行	3000 上行	-3000 下行
4103	16	16.5	16	16	16		15.5	17	16	17	14	17
4396	20.5	22	20	21	21	22	20.5	22	20.5	22	18	22
4689	26.5	27	26	27	26.5	27	26	28.5	26	28	24	28
4982	34	35	34	35	34	35	33.5	36	34.5	34	32	35
5275	43	45	41.5	44	44	45	43	45.5	43	44.5	40	45
5334	45	46	44.5	46	45	46.5	45	47.5	45	46	42	47
5392	47		46		47	49	46	49	46.5		44	49
5451	48.5	50	48	50	49		48	52	49	50	46	
5509	50	53	50	52.5	51.5	54	50.5	54	51	52	47.5	54
5568	54	56	53	56	53.5	57	52.5	58	53		50	58
5627	57		55	59	57.5	60	55	61	56	59	51	60
5744	61.5		60.5	64	62	64	62.5	64	62	64	57	64
5861	66	67	65.5	66.5	67	67.5	66	68.5	66		63.5	68
大差值	3	3	4	4	3.5	3.5	6	6	3	3	8	8

通过表 1 数据可得如下结论:

- (1)负载力能够导致高压导叶控制规律出现偏差,正向负载使高压导叶制规律偏关,逆向负载使高压导叶控制规律偏开;
- (2)在相同试验条件下,载荷越大导叶偏差越大,± 1000 N 负载条件下的控制偏差约为 6°;
- (4)在相同试验条件下,泵后压力(导叶驱动油源压力)越高,导叶控制规律偏差越小,泵后压力由 3 MPa 提高到 6 MPa,导叶控制规律偏差可减小 8°。

4 结束语

对某型发动机高压导叶控制原理计算,并在试验器上通过液压加载的方法验证了负载力对高压角度控制系统偏差的影响方向和量值,为在发动机实际交付试车时出现的控制规律偏差大问题的排查和改进

设计提供了数据支撑。根据试验结果和理论分析,提高主燃油泵齿轮泵后压力,即提高导叶控制系统的输入油源压力,有助于减小控制偏差。

参考文献:

[1] Robert J May Jr. USAF gas turbine trends into the next century [R]. ISABE-1997-7157.

[2] 张绍基.航空发动机燃油与控制系统的研究与展望[J].航空发动机, 2003,29(3) :1-5,10.
ZHANG Shaoji. Recent research and development of the fuel and control systems in an aeroengine[J]. Aeroengine,2003,29(3):1-5,10. (in Chinese)

[3] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学,2013:1-5.
LIAN Youchun,WU Hu. Aviation engine principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2013:1-5. (in Chinese)

[4] 樊思齐,李华聪,樊丁.航空发动机控制[M].西安:西北工业大学出版社,2008:172-175.

- FAN Siqi, LI Huacong, FAN Ding. Aeroengine control [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008: 172-175. (in Chinese)
- [5] 孙建国, 黄金泉, 叶志峰. 现代航空动力装置控制 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 88-100.
- SUN Jianguo, HUANG Jinquan, YE Zhifeng. Modern aviation power plant control [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009: 88-100. (in Chinese)
- [6] 范世新, 黄猛, 郑明. 航空发动机导流叶片角度调节参数变化故障分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 4(4): 48-50.
- FAN Shixin, HUANG Meng, ZHENG Ming. Failure analysis on adjustable parameter deviation of aeropngine's compressor inlet guide vane angle [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 4(4): 48-50. (in Chinese).
- [7] 赵东运, 王文栋, 张生良, 等. 某涡扇发动机低压压气机叶片角度控制通道性能研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 20-23.
- ZHAO Dongyun, WANG Wendong, ZHANG Shengliang, et al. An investigation on performance of variable vane control channel for a turbofan engine LPC [J]. Gas Turbine and Research, 2004, 17(1): 20-23. (in Chinese)
- [8] 沈光辉. 某型发动机压气机进口可调导叶角度不归位的故障分析[J]. 现代工业经济和信息化, 2016, 22(6): 58-60.
- SHEN Guanghui. Fault analysis of an aeroengine compressor inlet guide vane angle non-homing [J]. Modern Industrial Economy and Intormationization, 2016, 22(6): 58-60. (in Chinese)
- [9] 李杰, 樊丁, 彭凯, 等. 压气机静子叶片转角主备控制器转换装置改进[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 935-941.
- LI Jie, FAN Ding, PENG Kai, et al. Improvement of switch devices of compressor stator blade angle main backup controller [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 935-941. (in Chinese)
- [10] 黄爱华. 涡扇发动机可调静子叶片控制规律研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(1): 48-51.
- HUANG Aihua. Control law of variable stator vane for turbofan engine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(1): 48-51. (in Chinese)
- [11] 张绍基. 航空发动机控制系统发展与展望 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
- ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
- [12] 宋兆泓. 航空发动机故障分析 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1993: 318-320.
- SONG Zhaohong. Aeroengine fault analysis [M]. Beijing: Beijing Aviation College Press, 1993: 318-320. (in Chinese)
- [13] 周宗才. 飞机推进系统控制 [M]. 西安: 空军工程学院, 1997: 86-90.
- ZHOU Zongcai. Aircraft propulsion system control [M]. Xi'an: Air Force Engineering College, 1997: 86-90. (in Chinese)
- [14] 曾俊英. 航空动力装置控制(元件部分) [M]. 北京: 航空工业出版社, 1995: 33-49.
- ZENG Junying. Aviation power device control(component portion) [M]. Beijing: Aviation Industry Publishing Company, 1995: 33-49. (in Chinese)
- [15] 胡寿松. 自动控制原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1984: 33-40.
- HU Shousong. Principle of automatic control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984: 33-40. (in Chinese)
- [16] 盛敬超. 工程流体力学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1988: 89-94.
- SHENG Jingchao. Engineering fluid mechanics [M]. Beijing: China Machine Presss. 1988: 89-94. (in Chinese)
- [17] 林建亚, 何存兴. 液压元件 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1988: 56-68.
- LIN Jianya, HE Cunxing. Hydraulic components [M]. Beijing: China Machine Presss. 1988: 56-68. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)