

# 航空发动机矢量喷管控制系统试验研究

孔迪, 曲山

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘要:**为验证航空发动机轴对称矢量喷管控制系统的阶段性研究成果,开展了配装轴对称矢量喷管的航空发动机地面整机试车验证研究工作。试验选取了几个具有代表性的航空发动机典型工作状态点进行,首次进行了在阶跃输入条件下的航空发动机整机动态性能测试,获取了航空发动机矢量喷管控制系统静态性能和动态性能的基本数据,验证了航空发动机轴对称矢量喷管控制系统的有效性,总结了该系统的油源压力和流量对控制系统性能的综合影响,具有一定的工程应用价值。

**关键词:**控制系统; 矢量喷管; 油源压力; 流量; 整机试车; 航空发动机

中图分类号: V233.7 文献标识码: A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.06.011

## Experimental Study on Aeroengine Vectoring Nozzle Control System

KONG Di, QU Shan

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to verify phase research results of axisymmetric vectoring exhaust nozzle control system, ground test the validation research for axisymmetric vectoring exhaust nozzle of aeroengine was carried out. Several representative working state point of typical aeroengine were selected in the test, dynamic performance test of aeroengine in step-input conditions was made for the first time, basic data of static performance and dynamic performance of the aeroengine thrust vectoring control system were obtained, the effectiveness of aeroengine thrust vectoring control system was verified, the oil source pressure and flow effects on the performance of the control system were summarized, it has definite value to engineering application.

**Key words:** control system; vectoring nozzle; oil source pressure; flow; aeroengine test; aeroengine

## 0 引言

推力矢量技术是当今国际竞相研发的现代航空技术。较常规战斗机而言,采用推力矢量技术的战斗机能够实现短距离起飞着陆,且具备过失速机动能力,大幅提高了飞机的作战效能和生存能力。轴对称矢量喷管(AVEN)控制技术作为先进战斗机的矢量控制技术之一,在保持轴对称收/扩喷管基本结构和性能的基础上,对局部结构做了适应性改进设计,辅以1套可单独操纵喷管扩张矢量作动系统,可实现俯仰矢量偏转和周向矢量偏转,满足飞机/发动机推力矢量控制的要求<sup>[1-4]</sup>。

本文基于配装 AVEN 的发动机整机试车,选取典型发动机状态点进行阶跃输入动态测试,研究了矢

量喷管控制系统静态和动态基本性能、控制系统油源压力、流量对矢量系统性能的影响。

## 1 控制系统工作原理

矢量作动筒结构如图1所示。矢量电子控制器通过控制互成 $120^\circ$ 的3个作动筒带动调节环来提供俯仰或偏航所需矢量角。

### 1.1 控制逻辑

轴对称矢量喷管控制的逻辑重点为2方面:一是在所有飞行状态下,保证发动机正常工作,即非矢量控制;二是在不影响发动机工作条件下,实现推力矢量控制,即矢量控制<sup>[5-8]</sup>。

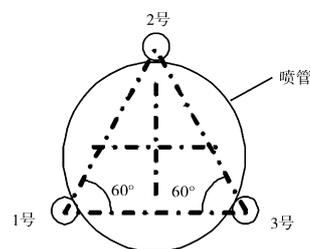


图1 矢量作动筒

收稿日期:2013-09-30

基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:孔迪(1974),男,高级工程师,主要从事航空发动机和燃气轮机的试飞(试验)技术研究工作;E-mail:kongdiqushan@sina.com。

引用格式:孔迪,曲山.航空发动机矢量喷管控制系统试验研究[J].航空发动机,2014,40(6):52-57. KONG Di, QU Shan. Aeroengine vectoring nozzle control system test investigation [J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 52-57.

非矢量控制即根据发动机的相关参数和控制指令,按设定的喷管面积调节规律来调节  $A_8$ (喉道喷管截面面积)和  $A_9$ (矢量喷管截面面积),以保证发动机工作在最佳状态。发动机电子控制器根据发动机相关参数和油门杆角度等控制指令,按照调节规律控制  $A_8$  的大小。同时,矢量喷管根据  $A_8$  的大小,按设定的非矢量状态来匹配控制  $A_9$ 。

矢量控制在接收到矢量请求时,按设定的矢量规律控制喷管偏转,实现矢量推力控制。

矢量控制需设置喷管应急控制系统。在接收到手动禁止矢量控制或电子控制器故障时,将喷管置于预先设定的应急状态位置。

## 1.2 组成及原理

发动机矢量喷管控制系统由电子控制单元和液压执行机构组成,通过数字式电液伺服控制系统,实现对喷管收/扩面积和转向的控制<sup>[9-12]</sup>。

电子控制单元通过软、硬件结合方式实现闭环控制。硬件主要包括上位计算机、网络接口、矢量喷管电子控制器、传感器、电液伺服阀、电接插件、开关和电缆等。

液压执行机构主要由电液伺服阀、液压锁、线位移传感器、分油活门、液压作动筒以及油滤组成。液压锁与电液伺服阀联动,可用于阻断电液伺服阀故障,以接通应急控制油路<sup>[13-17]</sup>。

在正常情况下,矢量电子控制器接受矢量要求信号,通过软件控制逻辑运算后,驱动电液伺服阀。伺服阀的油源是定压油,其输出的控制油压作用在分油活门处,使分油活门移动,偏离稳态平衡位置,该位置通过位移传感器反馈至矢量电子控制器,构成内控回路;分油活门位置发生变化,改变活门与衬套的相对位置即改变了分油活门控制窗面积,进而改变  $A_9$  作动筒 2 腔压力,使作动筒向需求方向移动。作动筒位移传感器将位移反馈给矢量电子控制器,构成外控回路,直至  $A_9$  的 3 个作动筒稳定在需求位置。

3 个  $A_9$  矢量作动筒在发动机筒体的同一圆周上均匀安装,通过拉杆与  $A_9$  调节环相连。喷管处在非矢量状态时,矢量作动筒同步工作,喷管轴线与发动机轴线重合,起到喷管收/扩作用。喷管处在矢量状态时,矢量作动筒按照矢量控制规律异步动作,通过调节环使扩张调节片绕喉道上的连接点产生不同角度转动,扩散段喷管轴线偏离非矢量状态轴线,使喷管

内燃气流方向发生改变,实现推力转向。电液伺服阀通过控制分油活门的开度和方向来控制作动筒运动的速度和方向,形成双闭环控制回路,实现动态矢量控制。

发动机自身控制器和液压机械调节装置共同完成对  $A_8$  和发动机状态的控制。矢量电子控制器负责控制收/扩式矢量喷管出口面积及矢量偏转角和矢量方位角。在  $A_8$  调节环上设有传感器,用于感知  $A_8$ ,其信号供电子控制器使用,通过控制软件使  $A_8$  与  $A_9$  间保持一定函数关系。在非矢量状态下,  $A_9$  由电子控制器操控,按函数关系随  $A_8$  变化。

在矢量状态下,控制系统发生故障时,可通过液压锁使喷管恢复到非矢量状态。矢量电子控制器接收到应急请求后,将应急信号传输给电液伺服阀和液压锁,此时液压锁断电,切断电液伺服阀负载窗口与对应分油活门控制腔的油路,定压油单方向驱动分油活门,使 3 个矢量作动筒处于最小伸长量,喷管  $A_9$  在此时达到最大值。

## 2 试验与测试准备

选取典型发动机状态点试车,油源压力  $P$  取 10、14 和 15 MPa,油源流量  $Q$  选取 80、110 L/min,喷管方位角  $\alpha$  选取  $0^\circ$  和  $180^\circ$ ,喷管偏转角  $\beta$  在  $0^\circ \sim 10^\circ$  间呈阶跃变化。

通过压力传感器感测 2 号和 3 号作动筒 2 腔压力及调节器进口油压。偏转角阶跃时,需要动态录取矢量作动筒位移的给定值和反馈值,以及 2 号和 3 号作动筒两端的腔压、偏转角度、油源压力和调节器进口压力。

## 3 试验结果与分析

### 3.1 作动筒的负载力

#### 3.1.1 加力状态作动筒负载力

2 号和 3 号作动筒负载力( $Q=110$  L/min)在加力状态时的具体数值见表 1,变化趋势如图 2( $\alpha=0^\circ$ )和图 3( $\alpha=180^\circ$ )所示。

#### 3.1.2 中间状态作动筒负载力

2、3 号作动筒负载力在中间状态的具体数值见表 2。

#### 3.1.3 作动筒负载力试验结果分析

(1)在中间状态下的负载力比在加力状态下的小。

(2)在加力状态下,在  $P=15$  MPa,  $\alpha=180^\circ$ ,  $\beta=21^\circ$

时,2号作动筒轴向负载力最大。

(3)在加力状态下,在  $P=10\text{ MPa}, \alpha=180^\circ, \beta=27^\circ$  时,给定偏转角虽然很大,但喷管偏转未到位,这说明油源压力值低,难以克服喷管气动负载。

表1 加力状态作动筒负载力

P/MPa	矢量角/(°)	$F_{z2}/\text{kN}$	$F_{z3}/\text{kN}$
10	$\alpha=0, \beta=26$	11.9	-48.0
10	$\alpha=180, \beta=27$	-52.8	4.3
10	$\alpha=0, \beta=0$	-1.8	1.1
14	$\alpha=0, \beta=20$	15.1	-40.3
14	$\alpha=180, \beta=21$	-51.3	5.9
14	$\alpha=0, \beta=0$	-1.6	1.7
15	$\alpha=0, \beta=21$	17.3	-42.0
15	$\alpha=180, \beta=21$	-59.6	6.0
15	$\alpha=0, \beta=0$	-3.0	1.0

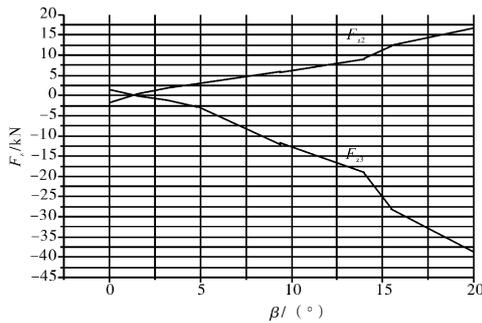


图2 2、3号作动筒轴向负载力( $\alpha=0^\circ$ )

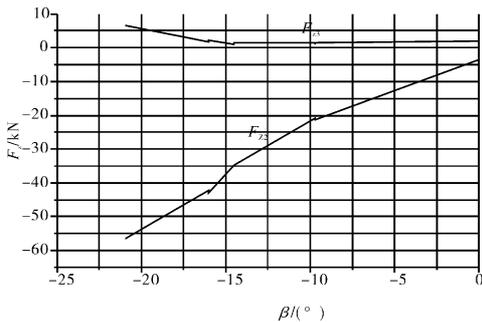


图3 2、3号作动筒轴向负载力( $\alpha=180^\circ$ )

表2 中间状态作动筒负载力

P/MPa	矢量角/(°)	Q/(L/min)	$F_{z2}/\text{kN}$	$F_{z3}/\text{kN}$
14	$\alpha=0, \beta=8$	110	2.6	-8.4
14	$\alpha=180, \beta=8$	110	-15.1	-2.9
14	$\alpha=0, \beta=0$	110	0.4	-0.7
14	$\alpha=0, \beta=8$	80	2.1	-4.7
14	$\alpha=180, \beta=8$	80	-5.9	-0.9
14	$\alpha=0, \beta=0$	80	1.5	0.9

### 3.2 控制系统的稳态误差

#### 3.2.1 作动筒位移稳态误差(位移为代码)

在  $Q=110\text{ L/min}, P=10、14\text{ MPa}$  时的稳态误差见表3、4。

表3 作动筒位移稳态误差 ( $P=10\text{ MPa}, Q=110\text{ L/min}$ )

状态	矢量角/(°)	$L_2$ 给定	$L_2$ 反馈	$\Delta L_2 / L_2$
74%	$\alpha=0, \beta=10$	2060	2062	-0.0010
	$\alpha=180, \beta=10$	2861	2862	-0.0004
加力	$\alpha=0, \beta=17$	1816	1841	-0.0138
	$\alpha=180, \beta=18$	3245	3209	0.0111

状态	矢量角/(°)	$L_3$ 给定	$L_3$ 反馈	$\Delta L_3 / L_3$
74%	$\alpha=0, \beta=10$	2662	2638	0.0090
	$\alpha=180, \beta=10$	2288	2263	0.0109
加力	$\alpha=0, \beta=17$	3002	2975	0.0089
	$\alpha=180, \beta=18$	2224	2225	-0.0005

表4 作动筒位移稳态误差 ( $P=14\text{ MPa}, Q=110\text{ L/min}$ )

状态	矢量角/(°)	$L_2$ 给定	$L_2$ 反馈	$\Delta L_2 / L_2$
74%	$\alpha=0, \beta=10$	2054	2046	-0.0039
	$\alpha=180, \beta=10$	2857	2870	-0.0046
93%	$\alpha=0, \beta=7$	2298	2296	0.0009
	$\alpha=180, \beta=7$	3037	3028	0.0030
加力	$\alpha=0, \beta=9$	2134	2151	0.0080
	$\alpha=180, \beta=9$	2924	2897	0.0092

状态	矢量角/(°)	$L_3$ 给定	$L_3$ 反馈	$\Delta L_3 / L_3$
74%	$\alpha=0, \beta=10$	2658	2687	-0.0109
	$\alpha=180, \beta=10$	2284	2260	0.0105
93%	$\alpha=0, \beta=7$	2871	2895	-0.0084
	$\alpha=180, \beta=7$	2510	2503	0.0028
加力	$\alpha=0, \beta=9$	2728	2718	0.0037
	$\alpha=180, \beta=9$	2363	2361	0.0008

#### 3.2.2 稳态误差分析

(1)当  $P=14\text{ MPa}, \alpha=0^\circ$  或  $180^\circ$  时,偏转角阶跃变化后稳定。发动机由74%高压转子转速状态升到加力状态时,3个矢量作动筒位移稳态误差一般为0.07%~0.92%(位置控制系统合理要求为小于1%)。

(2)加力状态稳态误差比低状态的大。以2号作动筒为例,加力状态稳态误差为0.80%~0.92%,93%高压转子转速状态稳态误差为0.09%~0.30%,原因为加力状态负载过大(调节器为有差调节,负载决定误差)。

(3)油源压力大时,稳态误差小。以 2 号作动筒为例,在加力状态下 当  $P=10\text{ MPa}$  时,误差为  $1.11\% \sim 1.38\%$ ;当  $P=14\text{ MPa}$  时,误差为  $0.80\% \sim 0.92\%$ 。原因为油源压力过高,调节器放大系数过大(稳态误差和放大系数近似成反比)。

### 3.3 控制系统的动态性能

#### 3.3.1 动态性能曲线

在 93%高压转子转速状态和加力状态下, 矢量喷管分别上偏( $\alpha=0^\circ$ )和下偏( $\alpha=180^\circ$ )时,获得偏转角( $\beta$ )变化的过渡态曲线如图 4~9 所示;获得 2 号作动筒位移变化的过渡态曲线如图 10~13 所示。

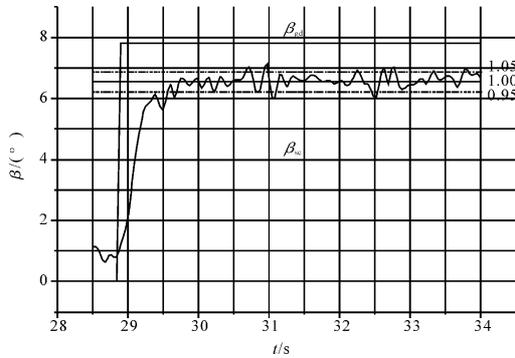


图 4 93%, $Q=110\text{ L/min}$ , $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 7^\circ$ ,  $\beta$  的变化

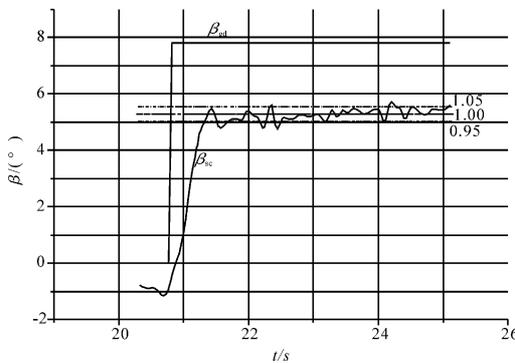


图 5 93%, $Q=110\text{ L/min}$ , $\alpha=180^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 7^\circ$ ,  $\beta$  的变化

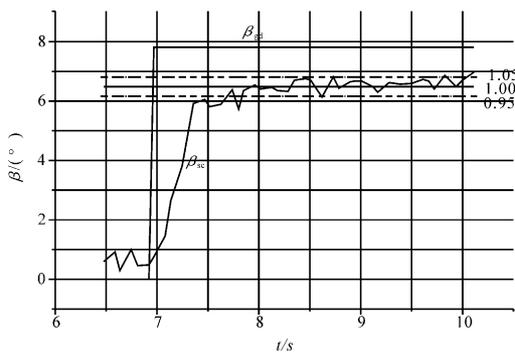


图 6 93%, $Q=80\text{ L/min}$ , $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 7^\circ$ ,  $\beta$  的变化

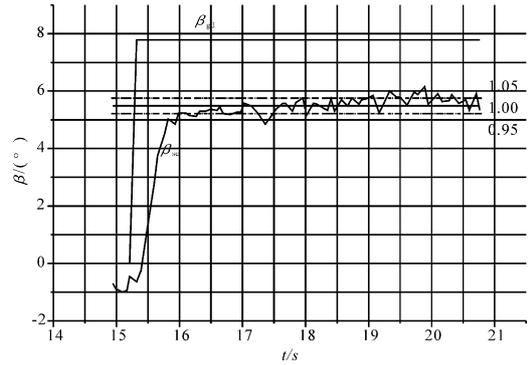


图 7 93%, $Q=80\text{ L/min}$ , $\alpha=180^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 7^\circ$ ,  $\beta$  的变化

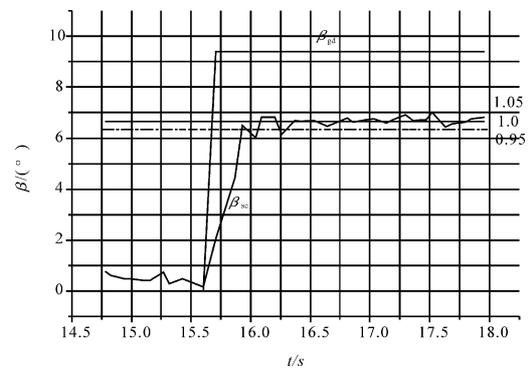


图 8 93%, $Q=110\text{ L/min}$ , $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 9^\circ$ ,  $\beta$  的变化

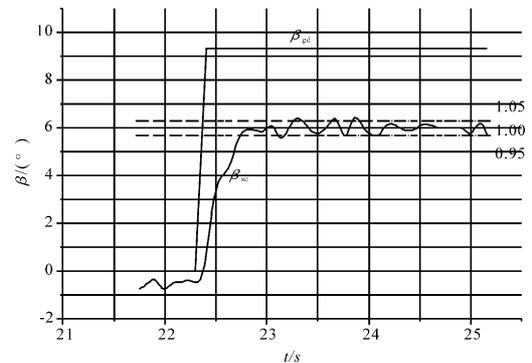


图 9 93%, $Q=110\text{ L/min}$ , $\alpha=180^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 9^\circ$ ,  $\beta$  的变化

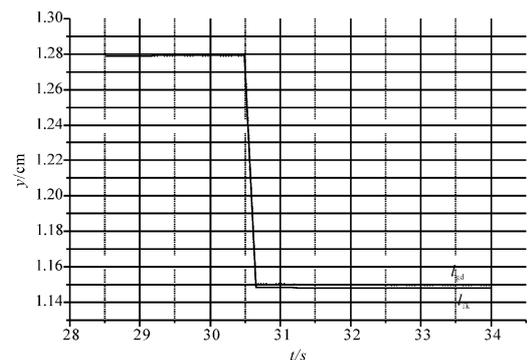
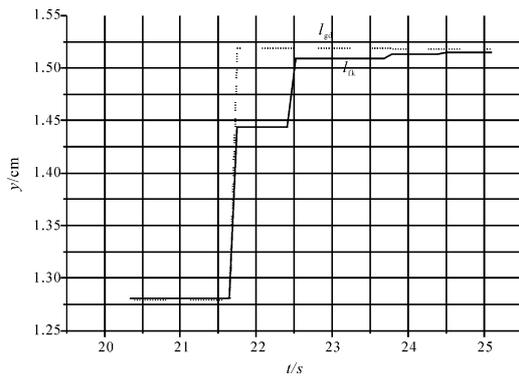
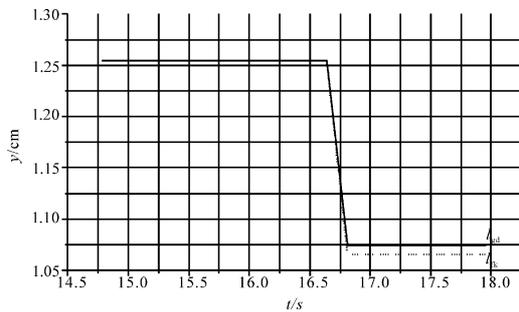
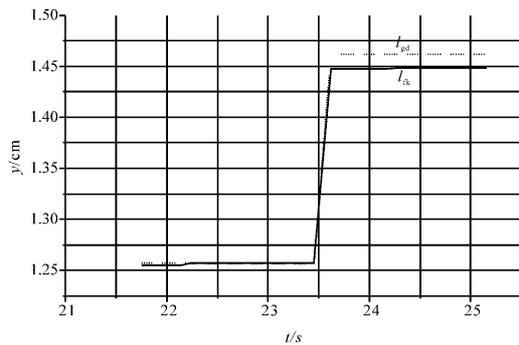


图 10 93%, $Q=110\text{ L/min}$ , $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta:0 \rightarrow 7^\circ$ , 2 号位移

图 11 93%, $Q=110$  L/min, $\alpha=180^\circ$ , $\beta:0\rightarrow7^\circ$ ,2号位移图 12 加力, $Q=110$  L/min, $\alpha=180^\circ$ , $\beta:0\rightarrow9^\circ$ ,2号位移图 13 加力, $Q=110$  L/min, $\alpha=180^\circ$ , $\beta:0\rightarrow9^\circ$ , $\beta$ 的变化

### 3.3.2 过渡时间

在93%高压转子转速状态和加力状态下, $\beta$ 的过渡时间见表5,2号作动筒过渡时间见表6。

以下因素对过渡时间产生影响:

(1)发动机状态:加力状态与低状态比,负载较大,偏转角过渡时间较长。

(2)油源流量:在相同的发动机状态下,油源流量大,作动筒移动快,偏转过渡时间短。

(3)上偏、下偏:在相同的发动机状态和油源流量下,向上偏转比向下偏转的过渡时间较短,偏转速率大。这是由矢量作动筒的三角对称几何位置决定的。向上偏转时,1号和3号推喷管环共同承担主要负载,2号拉喷管环负载较小,动态性能较好;向下偏转时,1号和3号共同承担较小负载,2号承担主要负

载, $\beta_{\max}$ 时负载达到最大,过渡时间相对较长,偏转速率较小。

表 5 不同状态下 $\beta$ 的过渡时间

$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	状态	$Q/(L/min)$	过渡时间/s
0	0 $\rightarrow$ 7	93%	80	1.1
		加力	110	0.8
	0 $\rightarrow$ 9	加力	110	0.9
180	0 $\rightarrow$ 7	93%	80	2.4
		加力	110	1.0
	0 $\rightarrow$ 9	加力	110	1.7

表 6 不同状态下2号作动筒的过渡时间

$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	状态	$Q/(L/min)$	过渡时间/s
0	0 $\rightarrow$ 7	93%	110	0.2
	0 $\rightarrow$ 9	加力	110	0.2
180	0 $\rightarrow$ 7	93%	110	0.1
	0 $\rightarrow$ 9	加力	110	0.2

### 3.3.3 $\beta$ 稳定状态脉动

从图4~9可知,气动偏转角在稳态下脉动较大,脉动幅值一般为 $\pm 5\%$ ;从图10~13可知,在相同情况下,作动筒位移十分稳定,这说明可排除控制因素对 $\beta$ 的脉动影响。

### 3.3.4 $\beta$ 的速率

按表5中过渡时间和 $\beta$ 的变化量计算, $\beta$ 的速率为 $(2.3^\circ \sim 8.0^\circ)/s$ 。加力状态的速率比93%状态的速率小; $Q=110$  L/min的速率比 $Q=80$  L/min的速率大;上偏时比下偏时的速率大(原因同第3.3.2节第3条)。

## 4 结论

在阶跃输入条件下进行动态性能测试,获得了轴对称矢量喷管控制系统的静态性能和动态性能的基本数据,验证了轴对称矢量喷管控制系统功能的有效性,得到了控制系统的油源压力和流量对控制系统性能的综合影响,具有一定的工程应用价值。主要结论为:

(1)在 $\alpha=0^\circ$ 和 $180^\circ$ 、 $\beta=0^\circ \sim 20^\circ$ ,作动筒负载力变化很大。 $\alpha=180^\circ$ 、 $\beta_{\max}$ ,2号作动筒负载力最大; $\alpha=60^\circ$ 、 $\beta_{\max}$ ,1号作动筒负载力最大; $\alpha=-60^\circ$ 、 $\beta_{\max}$ ,3号作动筒负载力最大;作动筒负载力在加力状态下比在中间状态下的大。

(2)在 $\alpha=180^\circ$ 、 $\beta_{\max}$ (下偏转)的气动偏转角静差(约为3.1%)比 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta_{\max}$ (上偏转)的气动偏转角静差(约为2.8%)大。

(3)控制系统稳态误差一般为 0.07% ~ 0.92%,可接受;控制系统油源压力不小于 14 MPa 时,能正常拖动负载工作。

## 5 建议

(1)上、下偏转位置的气动偏转角静差大的问题,建议通过变参数有差调节或无差调节,适当改变偏转角给定值来寻求补偿。

(2)为保证有效矢量推力的偏转速率,如采用恒定油源流量,建议控制系统油源压力不小于 14 MPa;亦可采用流量控制法,通过调节油源流量来驱动负载作动筒,以更好地按照偏转角要求来满足矢量推力的偏转速率。

## 参考文献:

- [1] 孟庆明,李清盛. 推力矢量喷管及其控制技术综述[J]. 航空发动机,1995(3):53-57.  
MENG Qingming,LI Qingsheng. Summary of thrust vectoring nozzle and control technology[J]. Aeroengine,1995(3):53-57. (in Chinese)
- [2] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J]. 航空发动机,1997(1):44-49.  
JIN Baolin,ZHU Mingjun. Development analysis of thrust vectoring technology on aeroengine [J]. Aeroengine,1997(1):44-49.(in Chinese)
- [3] 梁春华. 国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究[J]. 航空发动机,1998(1):49-55.  
LIANG Chunhua. Investigation of thrust vectoring technology on aeroengine development abroad [J]. Aeroengine,1998(1):49-55.(in Chinese)
- [4] 贾东兵,陈锐. 轴对称矢量喷管设计与试验技术研究[J]. 航空发动机,2002(1):1-3.  
JIA Dongbing,CHEN Rui. The investigation on axisymmetric vectoring nozzle[J]. Aeroengine,2002(1):1-3.(in Chinese)
- [5] 肖宇,张兴有. 战斗机发动机推力矢量控制技术中的应用[J]. 航空发动机,2008,34(4):56-58.  
XIAO Yu,ZHANG Xingyou. Application of thrust vector control technology on fighter engine[J]. Aeroengine,2008,34(4):56-58.(in Chinese)
- [6] 曲山,邢家瑞. 飞机/发动机推力矢量综合控制方法的探讨[J]. 航空发动机,2003,29(1):27-30.  
QU Shan,XING Jiarui. Investigation of thrust vector aircraft/engine integrated control [J]. Aeroengine,2003,29(1):27-30.(in Chinese)
- [7] 马会民,樊思齐,卢燕. 分离流动对矢量喷管性能的影响[J]. 推进技术,2003,24(5):421-424.  
MA Huimin,FAN Siqi,LYU Yan. Effects of flow separation on the performance of thrust-vectoring nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology,2003,24(5):421-424. (in Chinese)
- [8] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究[J]. 航空动力学报,2008,23(5):822-829.  
SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(5):822-829. (in Chinese)
- [9] 卢燕,樊思齐,马会民. 轴对称矢量喷管数值模拟及数学模型研究[J]. 西北工业大学学报,2002,20(3):383-386.  
LU Yan,FAN Siqi,MA Huimin. On establishing the mathematical model for axisymmetric thrust-vectoring nozzle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2002,20(3):383-386. (in Chinese)
- [10] 卢燕,樊思齐. 轴对称推力矢量喷管的静态内部性能分析[J]. 飞机设计,2002,(2):14-17.  
LU Yan,FAN Siqi. Static internal performance analysis of axisymmetric thrust-vectoring nozzle [J]. Aircraft Design,2002,(2):14-17. (in Chinese)
- [11] 屈裕安,谢寿生,宋志平. 带矢量喷管的涡扇发动机动态过程研究[J]. 航空动力学报,2005,20(1):29-32.  
QU Yuan,XIE Shousheng,SONG Zhiping. Research of turbofan engine transient process with thrust vectoring nozzle [J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(1):29-32. (in Chinese)
- [12] 丁凯锋,樊思齐. 矢量喷管与发动机的共同工作研究[J]. 航空动力学报,2000,15(1):96-98.  
DING Kaifeng,FAN Siqi. A study on cooperating between thrust vectoring nozzle and aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power,2000,15(1):96-98. (in Chinese)
- [13] 刘小勇,樊思齐,陈辅群. 矢量喷管数学模型研究[J]. 航空动力学报,1998,13(1):49-52.  
LIU Xiaoyong,FAN Siqi,CHEN Fuqun. A thrust-vectoring nozzle math model [J]. Journal of Aerospace Power,1998,13(1):49-52. (in Chinese)
- [14] 吴正科,杨青真,施永强,等. 基于 RBF 和 PSO 的双喉道气动矢量喷管优化设计[J]. 推进技术,2013,34(4):451-456.  
WU Zhengke,YANG Qingzhen,SHI Yongqiang,etal. Optimization design of the dual throat fluidic thrust vectoring nozzle based on RBF and PSO [J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(4):451-456. (in Chinese)
- [15] 乐贵高,马大为. 超声速对流推力矢量喷管的数值模拟[J]. 空气动力学学报,2007,25(4):479-482.  
LE Guigao,MA Dawei. Numerical simulation of fluidic counterflow thrust vectoring nozzle in supersonic flow [J]. Acta Aerodynamica Sinica,2007,25(4):479-482. (in Chinese)
- [16] 杨建军,汪明生. 逆流推力矢量喷管基本流动特征的数值研究[J]. 航空学报,2008,29(4):769-775.  
YANG Jianjun,WANG Mingsheng. Numerical research on basic flow characteristics of counterflow thrust vectoring nozzle [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica,2008,29(4):769-775. (in Chinese)
- [17] 付尧明,王强,额日其太,等. 矢量喷管六分量测力试验台的研制[J]. 流体力学实验与测量,2002,16(1):87-93.  
FU Yaoming,WANG Qiang,Eriqitai,etal. Development of the sixcomponent force-measuring balance for thrust-vectoring nozzle testing [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics,2002,16(1):87-93. (in Chinese)