doi: 10.7690/bgzdh.2013.03.023

基于某涡喷飞机矢量喷口的回路控制

张哲聪，王道波，谢建国，罗珊
（南京航空航天大学自动化学院，南京 210016）

摘要：为了改善某小型无人涡喷飞机的性能，设计一种矢量喷口回路。在满足轴对称矢量喷管控制系统控制要求的条件下，在涡喷发动机尾部设计了一种轴对称矢量喷口，基于 TMS28335 控制器研究并实现了喷口横纵向的控制，以部分替代常规气动舵面进行飞行控制，并进行了喷口的半实物仿真。仿真结果表明，喷管的响应速度随偏转角的增大而降低。该研究为解决推力矢量的应用实现问题提供了一种有效的方法。

关键词：矢量喷口；涡喷飞机；控制器；半实物仿真
中图分类号：TJ85　　**文献标志码：**A

Loop Control Based on Certain Type Turbojet’s Vector Nozzle

Zhang Zhecong, Wang Daobo, Xie Jianguo, Luo Shan
(*College of Automation Engineering*, *Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, *Nanjing* 210016, *China*)

Abstract: For improving performance of certain type small size unmanned turbojet aircraft, design a vector nozzle loop. Based on satisfying control requirements of axis symmetry vector pipe control system, design axial symmetry vector jet in the end of turbojet engine, based on TMS28335 controller, study and realize lateral and longitudinal control of the jet that controlling the flight by partially replacing conventional starting control surface. Carry out the jet semi-object simulation. The simulation results show that the pipe response velocity is decreased when deflexion angle is increased. The research provides a useful method for solving thrust vector application realization method.

Key words: vector nozzle; turbojet aircraft; controller; semi-object simulation

0　引言

有人飞机在安全性及机动性上存在着局限性。随着航空领域的发展，无人机的发展和研究越来越重要。高敏捷性、过失速机动(post stall maneuvers)是现代高速飞机的 2 个重要特性。过失速机动产生的大诱导阻力以及飞机的结构强度和飞行员的生理限制决定了 PSM 必定是在低速区进行的。在低速大迎角下，由于气动舵面的效能很低或会失效[1-2]，仅靠在飞机气动布局上下功夫是不够的；因此，在发动机尾部采用推力矢量技术来提高机动性，代替气动舵面的力和力矩的不足，改善飞机的性能。目前，国内外很多学者致力于矢量推力的控制方案、控制率、控制算法的设计。

笔者根据某小型涡喷飞机的研制要求完成了轴对称矢量喷管(AVEN)的结构设计，对如何具体控制尾管喷口进行了研究，并对喷口进行半实物仿真。

1　矢量喷口的结构设计与实现

矢量喷管控制系统是带矢量飞行/推进综合控制系统的重要组成部分。矢量喷管控制系统不仅要满足发动机工作的要求，还要满足飞行控制系统的要求。轴对称矢量喷管控制系统的技术要求是保证发动机正常工作的控制功能和根据飞行控制要求提供矢量推力的控制功能[3-4]。

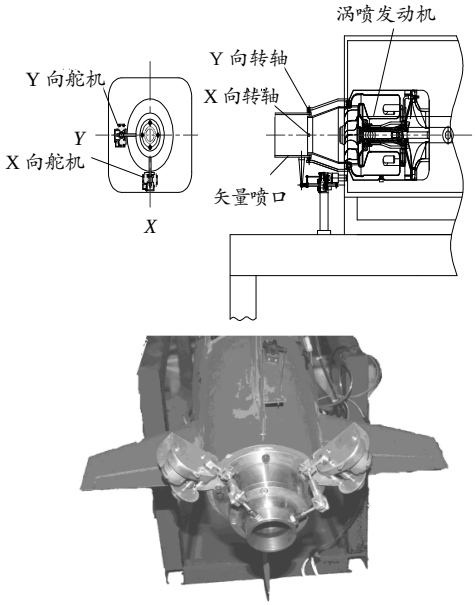


图 1　矢量喷口装置机械示意图及实物

轴对称矢量喷管控制系统的控制要求[5-6]包括：

1) 保证提供适合于飞机俯冲/偏航/横滚矢量推力工作模式的瞬态响应速率和准确的发动机稳态保护点。

收稿日期：2012-09-05；**修回日期：**2012-10-14
作者简介：张哲聪(1988—)，男，江西人，在读硕士，从事先进无人机飞行控制研究。

2) 保证飞机在所有飞行工作点和发动机矢量喷管偏转时，推力方向能够在 360°的全方位偏转 0°～20°。

3) 保证轴对称矢量喷管控制系统能与飞机控制系统和发动机控制系统匹配、协调工作。

矢量喷口调节装置的机械设计示意图及实物设计如图 1 所示。

其中，矢量喷口调节装置由 2 个电动伺服舵机和二维喷口调整环构成，二维喷口调整环有横纵二个自由度可以运动，运动的角度范围±20°，由 2 个线位移的电动伺服舵机驱动。

2　矢量喷管偏转角的运动关系及控制

喷管横向偏转角用 δ_T 来描述，纵向偏转角用 δ_L 来描述，以喷管横截面中以水平位置为起始位置、以喷管中心为旋转中心，逆时针转动为正。δ_L=0，δ_T≠0，喷管处于偏航矢量状态；δ_L≠0，δ_T=0 喷管处于俯仰矢量状态。矢量喷管的纵向偏转角为 δ_L 向下为正，矢量喷管的横向偏转角为 δ_T 向左为正，喷口偏转示意图如图 2。

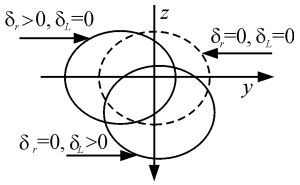


图 2　喷口偏转示意图

当喷管先横向偏转 δ_T，后纵向偏转 δ_L 后的几何示意图如图 3，设喷管偏转后发动机轴线与喷管轴线的夹角为 $\angle AOA'$，通过计算得到 $\angle AOA'=\arccos(\frac{1}{\sqrt{1+\mathrm{tg}^2\delta_L+\mathrm{tg}^2\delta_T}})$。

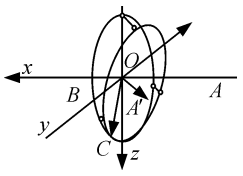


图 3　喷管偏转后几何示意图

分析矢量喷管的运动学可知：2 个喷管的位移量 L_1、L_2 决定了矢量喷管的横向偏转角 δ_T、纵向偏转角 δ_L 的大小（$L_{1\max}$、$L_{2\max}$ 和 $\delta_{T\max}$、$\delta_{L\max}$ 分别代表喷管的最大位移量和偏转角的可偏转最大角度）：

$$\delta_T=\frac{L_1}{L_{1\max}}\delta_{T\max} \tag{1}$$

$$\delta_L=\frac{L_2}{L_{2\max}}\delta_{L\max} \tag{2}$$

δ_T、δ_L 的大小决定了发动机轴线与喷管轴线的夹角 $\angle AOA'$：

$$\angle AOA'=\arccos(\frac{1}{\sqrt{1+\mathrm{tg}^2\delta_L+\mathrm{tg}^2\delta_T}}) \tag{3}$$

它们之间的关系可用下述方程表示：

$$f_i(\delta_T,\delta_L,L_1,L_2,\angle AOA')=0 \tag{4}$$

根据给定的矢量喷管的偏转角，得出导向管的位移量，即已知 δ_T、δ_L，求解出 L_1、L_2：

$$L_1=f_1(\delta_L,\delta_T,\angle AOA') \tag{5}$$

$$L_2=f_2(\delta_L,\delta_T,\angle AOA') \tag{6}$$

3　喷口控制回路设计

轴对称矢量喷管控制是指发动机喷管能快速响应发动机或飞机的偏转指令，在一定时间内使喷管达到给定状态位置。矢量推力控制器是由一 TMS28335 控制器构成，接收由飞控计算机给出的喷管偏转角给定横向偏转角信号 δ_{Td}，纵向偏转角 δ_{Ld}，在控制器中通过反解计算出滚珠丝杆的位移量（i=1,2），先由控制器接受位移信号，给出控制指令控制执行机构滚珠丝杆动作，后经过 4 路 PWM 功放驱动电动舵机，由于电动舵机连接着滚珠丝杆，滚珠丝杆带动尾喷管偏转的同时，安装在电动舵机两侧的位移传感器将滚珠丝杆行程的位移量反馈给执行机构控制器构成位置闭环，最终使尾喷管偏转到给定位置。在矢量喷管偏转过程中，矢量喷管偏转角不断变化，这样喉部截面的有效面积也将受到影响，进而影响发动机的工作，油门杆指令由上位机发出，决定了发动机的工作状态。笔者在研究喷管偏转控制时，保证供油量 Q_{fu} 不变且不考虑喷口截面面积的变化。对称尾喷管控制的原理如图 4。

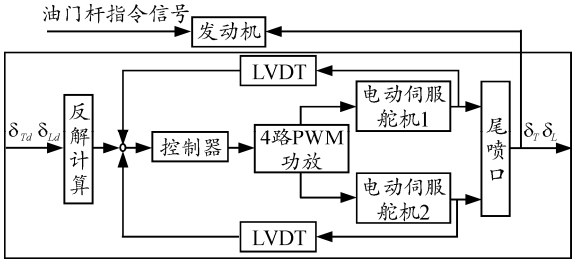
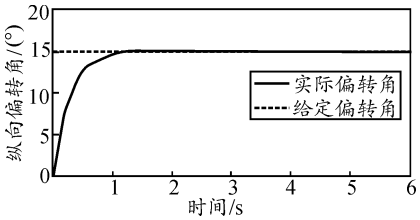


图 4　喷偏角控制回路原理

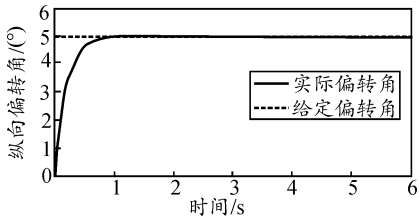
4　矢量喷口半物理仿真

半实物仿真在无人涡喷飞机的飞行控制系统的研究与研制过程中具有重要的地位。在试验中，被控对象并不是真实的涡喷飞机，而是用仿真计算机中的数学模型来模拟真实的飞机，采用 1 台仿真计算机、飞控机和 1 台测控计算机完成试验[7]。由仿

真计算机给出涡喷飞机的给定舵机偏转角度，经过飞控机解算出矢量喷口的偏转角，发送给执行机构，带动矢量喷口的俯仰偏航运动。舵机运动角度经过测角传感器测量送回测控计算机，在测控界面上实时显示喷管的实际横纵向偏转角和响应时间。经实验测得喷管的偏转角度与给定的矢量喷口偏转角满足跟踪精度要求。图 5 是经过仿真得到的 δ_L=15°和 δ_L=5°时发动机喷管纵向偏转角的响应曲线。



(a) δ_L=15°



(b) δ_L=5°

图 5　纵向偏转角响应曲线

由图 5 可知，设计的喷管控制回路能达到控制效果。通过比较可知，发动机偏转角较小时，喷管响应速度快。

5　结束语

基于该型高速涡喷飞机，笔者设计了喷口控制回路。半物理仿真实验结果证明：喷管的响应速度随偏转角的增大而降低，为解决推力矢量的应用实现问题提供了一种的新方法。

参考文献：

[1] 高彦玺, 金长江, 肖亚伦. 推力矢量控制和推力矢量喷管[J]. 飞行力学, 1995(6): 1−12.

[2] 杨生民, 刘超, 刘亚辉. 过失速机动飞行模拟与操纵效能分析[J]. 飞行力学, 2011(8): 23−27.

[3] 郭渊, 刘科辉, 郑严. 微型涡喷发动机设计难点与顶层系统分析[J]. 推进技术, 2010.

[4] 崔昊. 无人机尾喷口作动系统控制技术研究[D]. 硕士学位论文, 2007, 4: 1−65.

[5] 汤红. 基于 DSP 的轴对称矢量喷管数字控制系统设计技术研究[D]. 硕士学位论文, 2009, 9: 1−72.

[6] 屈裕安, 宋志平. 矢量喷管控制对发动机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2004.

[7] 刘晔, 杨新伟, 张璐, 等. 基于 VC++的飞机电源控制器试验台软件设计[J]. 四川兵工学报, 2010, 31(2): 111.

****

（上接第 71 页）

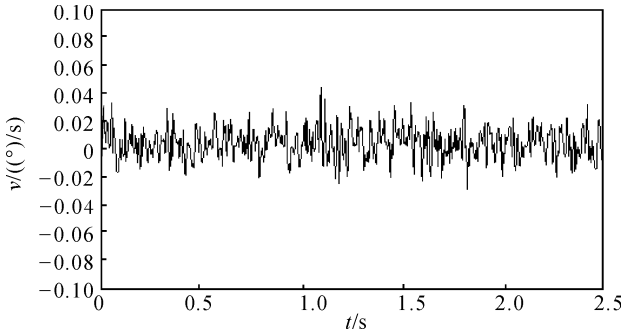


图 4　软阈值去噪

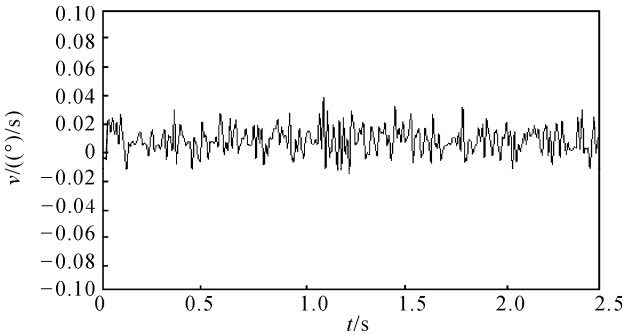


图 5　改进阈值去噪

由图 3～图 5 可以看到，改进阈值去噪后的陀螺曲线的光滑程度较硬阈值去噪，软阈值去噪后的陀螺曲线要好，表 1 从统计学的角度说明了改进阈值比传统阈值的去噪效果更好。

表 1　滤波前后均值、方差比较

分类	原始信号	硬阈值	软阈值	改进阈值
均值/((°)/s)	0.005 39	0.005 47	0.005 33	0.005 38
方差	0.162 5	0.081 6	0.072 6	0.068 5

4　结论

为提高光纤陀螺的使用精度，笔者在分析小波变换阈值去噪的基础上，提出一种新的阈值构造法去除光纤陀螺噪声，实验结果表明：新的阈值去噪方法比传统的硬阈值和软阈值去噪的效果更好，在去除噪声的同时较好地保留了有用信号，是一种有效的数据处理方法。

参考文献：

[1] 姬伟, 李奇. 光纤陀螺信号误差分析及滤波算法研究[J]. 传感技术学报, 2007, 20(4): 848−852.

[2] Daubenchies. 小波十讲 Ten Lectures on Wvelets[M]. 李建平, 杨万年, 译. 北京: 国防工业出版社, 2004.

[3] Stephane Mallat. 信号处理与小波导论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.

[4] 霍炬, 王石静, 杨明, 等. 基于小波变换阈值法处理光纤陀螺信号噪声[J]. 中国惯性学报, 2008(3): 343−347.

[5] 杜继永, 黄国荣, 程洪柄, 等. 基于改进小波阈值法处理 MEMS 陀螺信号噪声[J]. 电光与控制, 2009(12): 61−64.