

# 轴对称矢量喷管空间运动学建模仿真

柳亚冰<sup>1</sup>, 符大伟<sup>2</sup>, 蔡常鹏<sup>2</sup>, 孙丰勇<sup>1</sup>, 张海波<sup>2</sup>

(1. 中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:**为了获得轴对称矢量喷管动态偏转轨迹的最优路径,提出了 1 种基于运动学位移解算的解决方法。通过空间运动约束分析建立了描述轴对称矢量喷管复杂空间运动的平衡方程,经解算建立了描述矢量角与作动筒位移映射关系的 2 维插值模型。基于运动学模型仿真中喷管喉道截面与出口截面几何中心距离不变的结论,建立矢量角与中心坐标的简化关系并设计各控制周期下矢量角动态指令偏转规律。仿真结果表明:该解决方案基本可以保证动态偏转下矢量轨迹满足预期要求。

**关键词:**轴对称矢量喷管;空间运动学建模;动态偏转轨迹;偏转规律;航空发动机

**中图分类号:** V233.7+57

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.007

## Modeling and Simulation of Spatial Kinematics of Axisymmetric Vectoring Nozzle

LIU Ya-bing<sup>1</sup>, FU Da-wei<sup>2</sup>, CAI Chang-peng<sup>2</sup>, SUN Feng-yong<sup>1</sup>, ZHANG Hai-bo<sup>2</sup>

(1. AECC Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China; 2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to obtain the optimal path of the dynamic deflection trajectory of axisymmetric vectoring nozzle, a solution was proposed based on kinematic displacement calculation. An equilibrium equation describing complex spatial motion of axisymmetric vectoring nozzle was established by space motion constraint analysis. A 2-D interpolation model describing the mapping relationship between vector angle and actuator displacement was established by solving the equations. Based on the conclusion that the geometric center distance between nozzle throat section and outlet section was constant in kinematics model simulation, the simplified relationship between vector angle and center coordinate was established and the deflection law of vector angle dynamic command was designed in each control cycle. The simulation results show that the solution can basically ensure that the vector trajectory meets the expected requirements under dynamic deflection.

**Key words:** axisymmetric vectoring nozzle; spatial kinematics modeling; dynamic deflection trajectory; deflection law; aeroengine

## 0 引言

轴对称矢量喷管由 GE 公司于 20 世纪 80 年代中期首先研制成功并应用在 F-15、F-16 推力矢量验证机上<sup>[1-3]</sup>。而在中国,轴对称矢量喷管应用于歼 10B 推力矢量验证机并在 2018 年珠海航展上亮相,系列高难度超机动飞行验证了轴对称矢量喷管能够赋予战机更为优异的机动性能。在普通喷管的基础上,轴对称矢量喷管通过结构上拓展扩张段的功能,使喷管在产生超声速气流的同时方向发生偏转。扩张段的偏转由各扩张调节片的空间运动组合而成,各调节片及

其连杆的运动则由作动筒带动控制环的整体偏转来控制<sup>[4-6]</sup>。在矢量喷管实际控制试验中,常出现喷管动态控制效果不佳,矢量轨迹不理想的情况。虽然在稳定状态下喷管能运动到位,但是在过渡状态下的推力矢量方向存在不确定性,给飞行稳定性带来隐患<sup>[7]</sup>。需要设计偏转控制规律,以实现动态轨迹的要求。目前国内外鲜有矢量偏转规律方面的文献报道。

本文从轴对称矢量喷管的运动学分析着手,建立描述喷管矢量参数与作动筒位移之间映射关系的运动学模型,并基于运动学仿真结论,设计了用于喷管

收稿日期:2019-04-18 基金项目:国家自然科学基金(51576096)、中央高校科研业务费重大人才培养项目(NF2018003)资助

作者简介:柳亚冰(1983),男,硕士,高级工程师,主要从事航空发动机建模与控制工作;E-mail:avenPro@163.com。

引用格式:柳亚冰,符大伟,蔡常鹏,等.轴对称矢量喷管空间运动学建模仿真[J].航空发动机,2020,46(6):34-40. LIU Yabing, FU Dawei, CAI Changpeng, et al. Modeling and simulation of spatial kinematics of axisymmetric vectoring nozzle [J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 34-40.

动态控制的偏转规律。

### 1 喷管空间运动学建模分析

轴对称矢量喷管推力矢量方向为矢量偏转角  $\alpha$  和矢量方位角  $\beta$ , 如图 1 所示。从图中可见, 令  $A_8$  喉道截面中心与  $A_9$  面中心的连线为喷管几何推力矢量, 则该矢量与发动机轴线的空间夹角即为矢量偏转角  $\alpha$ ; 该矢量在  $A_8$  平面上的投影与发动机机匣坐标系  $y$  轴的夹角为矢量方位角  $\beta$ 。喷管作动系统从功能角度可以分为  $A_8$  调节系统和  $A_9$  调节系统, 如图 2 所示。 $A_8$  调节系统由控制装置、作动筒、 $A_8$  调节环、凸轮副、收敛调节片、收敛段密封片等组成。多个作动筒同步输出推动  $A_8$  调节环, 经过凸轮副的作用, 将水平位移转化为收敛段调节片的旋转, 从而改变  $A_8$  喉道面积<sup>[8]</sup>。

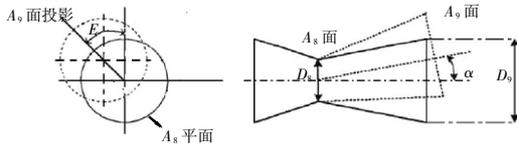


图 1 轴对称矢量喷管推力矢量定义

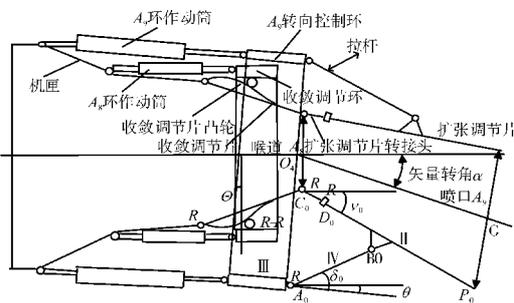


图 2 轴对称矢量喷管结构

$A_9$  调节系统包括控制装置、作动筒、 $A_9$  环定心机构、 $A_9$  转向控制环、拉杆、扩张调节片等。当给定各作动筒的位移不同步时,  $A_9$  环发生偏转, 从而带动了  $A_9$  截面面积和推力矢量方向的变化。

$A_9$  调节系统是非常复杂的空间运动结构,  $A_9$  面 ( $\alpha, \beta, A_9$ ) 的控制基本上是由 3 个球铰链 - 移动副 - 球铰链 (Spheric hinge - Sliding pair - Spheric hinge, SPS) 作动筒协同作动实现的。 $A_9$  环的 3 自由度特性参数包括平台法线矢量偏转角  $\theta$ 、矢量方位角  $\xi$ 、环定心侧中心与机匣平面的距离  $l_0$ 。 $A_9$  环和拉杆通过旋转副 R 副相连, 旋转角度为  $\delta_i$ , 拉杆  $AB$  通常连接在扩张调节片的中部,  $B$  点与扩张调节片之间的距离为  $l_b$ 。扩张调节片的末端中点为  $P$  点,  $A_9$  截面可看作是由一系列离散  $P$  点组成的。扩张调节片通过十字转接

头(2 个互为空间垂直的 R 副)连接在  $A_8$  截面上, 分别通过  $D, C$  点处的 2 个 R 副实现扩张调节片在径向平面和周向平面内的偏转, 角度分别为  $v_i$  和  $\omega_i$ 。每个连杆 - 调节片单元如图 3 所示<sup>[9]</sup>。

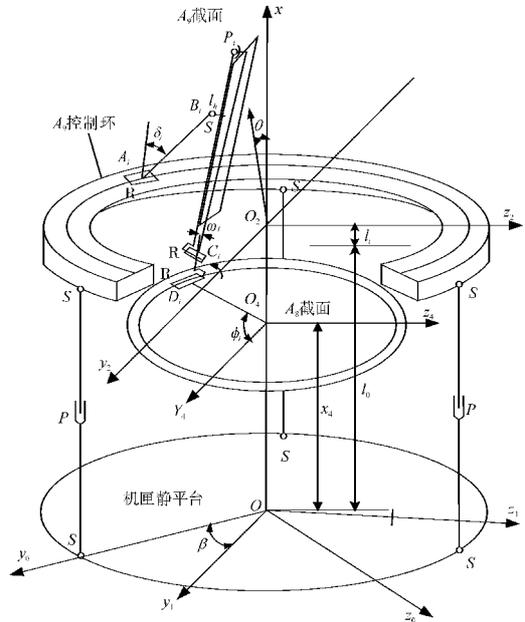


图 3  $A_9$  调节系统单元

从图 3 中可见, 在  $A_9$  系统作动筒起始端所在的机匣平面上分别定义 2 个坐标系: 机匣坐标系  $Oxy_0z_0$  和基准坐标系  $Oxy_1z_1$ 。机匣坐标系为定坐标系, 基准坐标系上矢量方位角始终为 0。通过建立这 2 个坐标系, 采用运动的分解原理<sup>[10]</sup>, 将  $A_9$  调节系统的空间运动分解为:

(1) 控制环先绕  $Oz_3$  坐标轴(机匣坐标系  $Oz_0$  坐标轴沿  $x$  轴平移到环定心点  $O_3$  处)旋转  $\theta$ , 该运动下控制环的法向量始终位于  $Oxy_0$  平面内, 运动结果为  $A_9$  环法线矢量偏转角为  $\theta$ ,  $A_9$  面矢量偏转角为  $\alpha$ , 而方位角仍为 0。

(2) 再将控制环及杆系统绕  $x$  轴旋转  $\xi$ , 使环法线矢量偏离  $Oxy_0$  平面而落到  $Oxy_1$  平面内, 则  $A_9$  环及  $A_9$  面的矢量方位角变为  $\beta$  或  $\xi$ 。

由  $A_9$  面求解  $A_9$  环的研究在基准坐标系下进行; 由  $A_9$  环求解作动筒位移的研究在机匣坐标系下进行。基于上述分析, 本文在王玉新<sup>[11]</sup>的研究基础上进一步简化了推导过程, 提高了模型平衡方程的准确性。

从空间运动学的角度来看,  $A_9$  调节系统需要在保证结构完整稳定的基础上使面积和偏转矢量角满足指令需求, 因此存在 3 个约束: 结构稳定性  $B_i$  (拉杆

定长)约束、矢量角度  $\alpha$  约束、面积  $A_9$  约束,可分别描述为

$$B_i=[T_{IV_i}]B_{IV_i}=[T_{II_i}][T_{III_i}]B_{III_i} \quad (1)$$

$$\alpha=\arccos\frac{G_x-x_4}{\sqrt{(G_x-x_4)^2+G_y^2+G_z^2}}=\alpha_r \quad (2)$$

$$A_9=\pi a(b_1+b_2)/2=A_{9r} \quad (3)$$

式中: $T_{IV_i}$ 为环上任意一点 $A_i$ 处的连杆坐标系变换矩阵; $B_{IV_i}=[l_{AB} \ 0 \ 0 \ 1]^T$ 为 $B_i$ 在连杆坐标系下的相对坐标; $T_{II_i}$ 为 $C_iD_i$ 构件坐标系还原为基准坐标系的变换矩阵; $T_{III_i}$ 为扩张调节片 $C_iP_i$ 构件坐标系相对 $C_iD_i$ 坐标系的变换矩阵; $B_{III_i}=[l_{BC},0,-l_h]^T$ 为 $B_{III_i}$ 在扩张调节片坐标系下的相对坐标; $G_x, G_y, G_z$ 分别为喷管出口截面几何中心沿坐标轴 $x, y, z$ 的坐标; $a, b_1, b_2$ 分别为出口截面2个半椭圆的轴长,即 $P_1G, P_0G, P_2G$ 。通过坐标系转换可以获取上述变换矩阵

$$B_i=[T_{IV_i}]B_{IV_i}=[T_{II_i}][T_{III_i}]B_{III_i}=\begin{bmatrix} l_{AB}(C\theta C\delta_i+C\phi_i S\theta S\delta_i)-R_2 C\phi_i S\theta+l_i C\theta+l_0 \\ l_{AB}(S\theta C\delta_i-C\phi_i C\theta S\delta_i)+R_2 C\phi_i C\theta+l_i S\theta \\ l_{AB} S\phi_i S\delta_i+R_2 S\phi_i \\ 1 \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} l_{BC} C v_i C \omega_i-l_h S v_i+l_{CD} C v_i+x_4 \\ l_{BC}(C\phi_i S v_i C \omega_i+S\phi_i S \omega_i)+l_h C\phi_i C v_i+l_{CD} C\phi_i S v_i+R_4 C\phi_i \\ l_{BC}(S\phi_i S v_i C \omega_i-C\phi_i S \omega_i)+l_h S\phi_i C v_i+l_{CD} S\phi_i S v_i+R_4 S\phi_i \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $C$ 为 $\cos$ 的缩写; $\Phi_i$ 为第 $i$ 个位置点方位角; $S$ 为 $\sin$ 的缩写; $R_2$ 为 $A_9$ 转向控制环半径; $R_4$ 为扩张调节片转接头喉道截面半径。

$A_9$ 出口截面可以看作由2个半椭圆拼成,如图4所示。选择4个特殊端点,包括2个非对称位置 $P_0, P_2$ 和2个对称位置 $P_1, P_3$ 。定义偏转矢量与发动机轴线构成的平面为偏转平面,该平面 $A_9$ 截面的交点即为 $P_0, P_2$ ,分别对应于图2中截面下、上两侧的扩张调节片的末端。2个对称位置 $P_1, P_3$ 分别为偏转平面两侧中间调节片的末端;矢量角度 $\alpha$ 约束公式(2)中的 $G$ 点为出口截面 $A_9$ 的几何中心,即为 $P_1, P_3$ 的中心,且在偏转平面上。

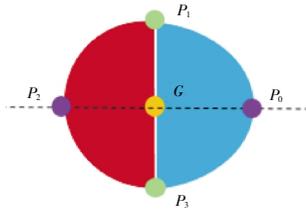


图4  $A_9$ 出口截面

结构稳定性约束公式(1)中的 $B_i$ 点分别选在这4个特殊位置处。在 $P_0$ 处, $\phi_0=0, \omega=0$ ,代入式(4)中得到

在 $B_0$ 处的平衡方程 $f_1, f_2$ 为

$$l_{BC} C v_0-l_h S v_0+l_{CD} C v_0+x_4= \\ l_{AB}(C\theta C\delta_0+S\theta S\delta_0)-R_2 S\theta+l_i C\theta+l_0 \quad (5)$$

$$l_{BC} S v_0+l_h C v_0+l_{CD} S v_0+R_4= \\ l_{AB}(S\theta C\delta_0-C\theta S\delta_0)+R_2 C\theta+l_i S\theta \quad (6)$$

在 $P_2$ 处, $\Phi_0=\pi, \omega=0$ ,代入式(4)中得到 $B_2$ 处的平衡方程 $f_3, f_4$ 为

$$l_{BC} C v_2-l_h S v_2+l_{CD} C v_2+x_4= \\ l_{AB}(C\theta C\delta_2-S\theta S\delta_2)+R_2 S\theta+l_i C\theta+l_0 \quad (7)$$

$$l_{BC} S v_2-l_h C v_2+l_{CD} S v_2+R_4= \\ l_{AB}(S\theta C\delta_2+C\theta S\delta_2)-R_2 C\theta+l_i S\theta \quad (8)$$

在 $P_1$ 处, $\Phi_0=\pi/2$ ,代入式(4)中得到 $B_1$ 处的平衡方程 $f_5, f_6, f_7$ 为

$$l_{BC} C v_1 C \omega_1-l_h S v_1+l_{CD} C v_1+x_4= \\ l_{AB} C\theta C\delta_1+l_i C\theta+l_0 \quad (9)$$

$$l_{BC} S \omega_1=l_{AB} S\theta C\delta_1+l_i S\theta \quad (10)$$

$$l_{BC} S v_1 C \omega_1+l_h C v_1+l_{CD} S v_1+R_4=-l_{AB} S\delta_1+R_2 \quad (11)$$

几个特殊位置 $P_i$ 点的基准坐标通过将相对坐标 $P_{II_i}=[l_{CP_i}, 0, 0]^T$ 代入式(12)求解

$$P_i=[T_{II_i}][T_{III_i}]P_{II_i} \quad (12)$$

进而代入式(2)、(3),构成平衡方程 $f_8, f_9$ 。

综上所述, $f_1 \sim f_9$  9个平衡方程描述了 $A_9$ 调节系统需要满足的定长约束、面积约束以及角度约束等,构成了轴对称矢量喷管的运动学模型

$$F(\mathbf{x})=[f_1, f_2, \dots, f_9]^T \quad (13)$$

未知参数为 $\mathbf{x}=[v_0, \delta_0, v_2, \delta_2, v_1, \omega_1, \delta_1, \theta, l_0]^T$ ,输入参数为 $\mathbf{y}=[\alpha, A_9, A_{9s}]^T$ 。可以采用Newton-Raphson算法求解。其中,根据运动的分解中由 $A_9$ 面求解 $A_9$ 环的研究在基准坐标系下进行,故 $\beta$ 未考量。在求解出 $A_9$ 控制环的 $l_0$ 和 $\theta$ 后,再结合 $\xi=\beta$ ,在机匣坐标系下根据作动环的位姿 $[l_0, \theta, \xi]^T$ 可对3个作动筒的位移进行求解<sup>[12]</sup>

$$T_1 Q_1=\sqrt{R_1^2+R_0^2+l_0^2-2R_1 l_0 S\eta-2R_0 R_1 C\eta}$$

$$T_2 Q_2=\sqrt{R_1^2+R_0^2+l_0^2+R_1 l_0(S\eta-\sqrt{3} S\mu C\eta)-\frac{1}{2} R_0 R_1(C\eta+\sqrt{3} S\mu S\eta+3C\mu)} \quad (14)$$

$$T_3 Q_3=\sqrt{R_1^2+R_0^2+l_0^2+R_1 l_0(S\eta+\sqrt{3} S\mu C\eta)-\frac{1}{2} R_0 R_1(C\eta-\sqrt{3} S\mu S\eta+3C\mu)}$$

## 2 喷管空间运动学模型仿真

首先以喷管未偏转状态作为设计点进行几何尺寸参数整理和确定,喉道面积取为 $0.302 \text{ m}^2, A_9/A_8=1.25$ 。

主要尺寸参数设计结果见表 1,此时各组件空间运动参数见表 2。

表 1 几何尺寸参数设计结果

参数	数值	参数	数值
拉杆长度 $l_{10}/m$	0.500	$A_9$ 喉道截面至机匣平面距离 $x_4/m$	1.160
作动环厚度 $l_i/m$	0.147	十字转接头连接点半径 $R_q/m$	0.310
作动筒与机匣连接点 $T$ 半径 $R_0/m$	0.600	十字转接头段长度 $l_{c0}/m$	0.040
$A_9$ 环左平面连接点 $Q$ 半径 $R_1/m$	0.600	扩张调节片长度 $l_{c1}/m$	0.930
$A_9$ 环右平面连接点 $A$ 半径 $R_2/m$	0.600	$B$ 点在调节片上投影与 $C$ 点距离 $l_{c2}/m$	0.500
$B$ 点与扩张调节片距离 $l_b/m$	0.050		

表 2 设计点下参数求解结果

参数	数值	参数	数值
拉杆径向旋转角度 $\delta_0/(\circ)$	26.13	扩张调节片径向旋转角度 $v_1/(\circ)$	2.12
拉杆径向旋转角度 $\delta_1/(\circ)$	26.13	扩张调节片切向旋转角度 $\omega_1/(\circ)$	0
拉杆径向旋转角度 $\delta_2/(\circ)$	26.13	$A_9$ 环矢量偏转角 $\theta/(\circ)$	0
扩张调节片径向旋转角度 $v_0/(\circ)$	2.12	$A_9$ 环左面中心至机匣面距离 $l_0/m$	0.899
扩张调节片径向旋转角度 $v_2/(\circ)$	2.12		

设计点的计算表明,当推力矢量不发生偏转时,各调节片和拉杆的空间状态相同, $A_9$  出口截面为圆形。

矢量偏角  $\alpha$  从 0 增大到 20°,模型解算各参数变化如图 5 所示。

随着  $\alpha$  增大,矢量方向对应的 0 位置的扩张调节片偏转角度逐渐增大,连杆偏转角度减小;对应的反向 2 位置处的调节片偏转角度减小,连杆偏转角度增大,从而带动  $A_9$  面中心向最远位置一侧偏移。两侧 1

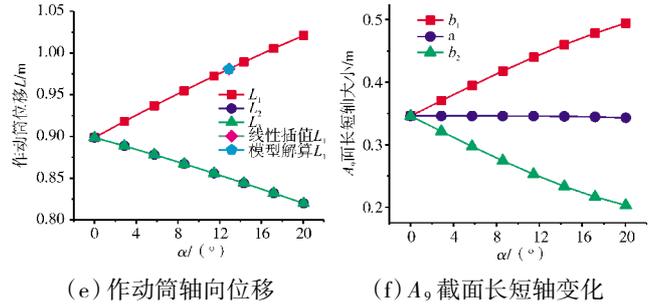
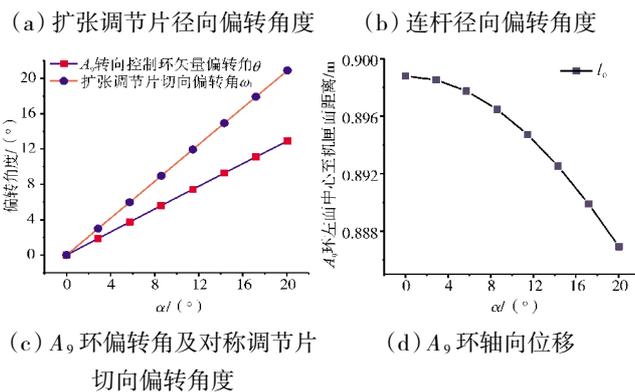
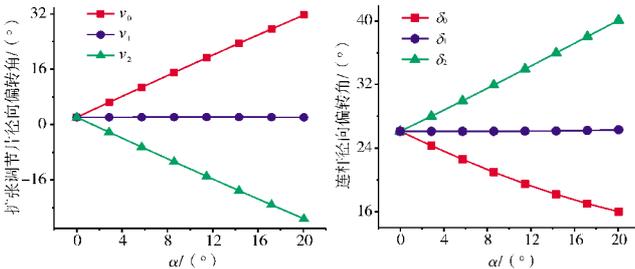


图 5 不同偏转角下的运动学参数变化

和 3 位置处的调节片和连杆的径向偏转角度则基本不变,而调节片切向旋转角  $\omega_1$  与  $\alpha$  之间基本呈  $\omega_1=\alpha$  的变化关系,说明本文设计的喷管作动系统的  $A_9$  面矢量偏转角主要由对称位置扩张调节片的切向偏转决定。随着  $\alpha$  增大, $y$  轴正方向上的作动筒  $L_1$  的位移量增大,与之夹角均为 120°而对称分列两边作动筒  $L_2$  和  $L_3$  位移量相同且减小,幅度比  $L_1$  的略小。作动筒变  $\alpha$  曲线基本呈线性,1 维线性插值结果与模型解算结果基本一致,根据该曲线即可由输入参数  $\alpha$  插值出 3 个作动筒的位移指令并进行控制。 $A_9$  截面以对称位置为界分为 2 个半椭圆,由于对称位置扩张调节片的径向偏转角  $v_1$  在不同  $\alpha$  下基本不变,因此为定值;受相关约束的影响,两非对称位置调节片末端与几何中心的距离均随  $\alpha$  发生改变,但根据式(3)中的面积约束, $b_1+b_2$  保持为定值。

令矢量偏转角  $\alpha$  恒定为 17.2°, 矢量方位角  $\beta$  从 0°逐渐增大到 360°, 此时  $A_9$  转向控制环的矢量偏转角  $\theta$ 、 $l_0$  保持恒定,而方位角  $\xi$  随  $\beta$  变化。因此除了特殊位置所对应的实际扩张调节片-连杆系在不断变化外,其他所有参数均保持不变。此外,由于作动筒的空间位置均固定,因此需要每个作动筒的位移相应地改变,根据式(14)得到矢量方位角变化对 3 个作动筒位移指令要求的影响规律如图 6 所示。

将  $\alpha$  和  $\beta$  的影响规律相结合,基于空间运动学模型计算建立 2 维插值模型,如图 7 所示。该 2 维插值模型可以看作是上述 1 维等偏转角和等方位角曲线分别在偏转角和方位角维度上的延伸。当  $\alpha=0$  时,3 个作动筒的等  $\alpha$  线均为 1 条定值直线。随着  $\alpha$  增大,等  $\alpha$  线开始呈现出与图 6 相似的变化趋势,且幅值逐

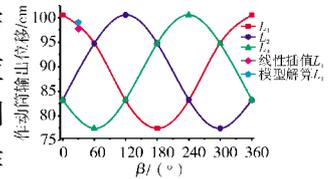


图 6 不同方位角下作动筒位移变化

渐增大;等β线则描述了与图5相似的变化趋势,且每条等β线都是单调的。

上述2维插值模型描述了在A<sub>8</sub>、A<sub>9</sub>几何面积固定的前提下,矢量偏转角及矢量方位角与3个作动筒之间的输入输出关系。在空间运动学模型迭代求解时间较长,占用内存量大,通过插值模型可以较快地根据矢量角指令插取轴对称矢量喷管开环控制下3个作动筒的输入指令。完整的插值模型维度为4,即在2维模型的基础上,加上A<sub>8</sub>和A<sub>9</sub>2个维度<sup>[13]</sup>。

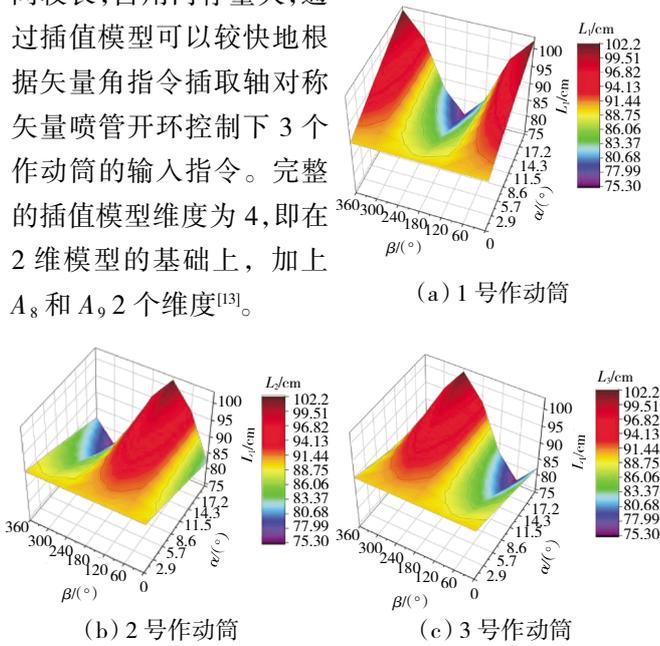


图7 2维插值模型

### 3 喷管偏转规律初探

由于喷管的矢量角度、面积等参数不能被传感器测得,因此轴对称矢量喷管采用开环控制;对单个作动筒可通过位移传感器获取反馈量,采用闭环控制。控制的动态性能和稳态性能受偏转指令反解作动筒位移控制指令的插值模型精度、偏转规律、单作动筒小闭环控制器、作动筒协同控制规律共同影响<sup>[14]</sup>,如图8所示。喷管矢量偏转通常要在规定时间内完成,由初始状态 $[\alpha_1, \beta_1]^T$ 转变为目标状态 $[\alpha_2, \beta_2]^T$ ,若无合适的偏转规律,位移插值由终了状态直接输入作动筒的位移指令可以看作是阶跃信号。令矢量喷管的控制周期

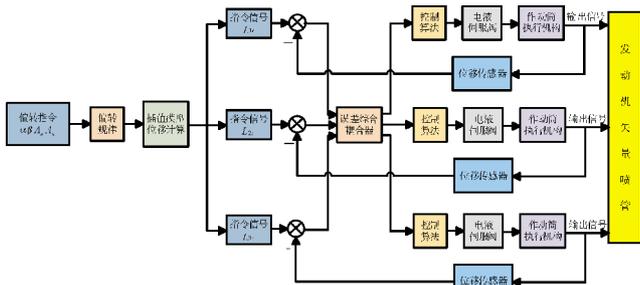


图8 轴对称矢量喷管A<sub>9</sub>调节系统控制

与发动机控制周期相同,均为20ms,通过偏转规律计算每个控制周期下的偏转指令,阶跃信号转化为类斜坡信号,再通过误差综合耦合器和控制算法在每个控制周期内对当前指令信号进行跟踪,从而实现喷管矢量偏转的动态可控性。

喷管矢量α和β的动态变化情况可转化为A<sub>9</sub>面几何中心G点空间运动的轨迹。第2章的研究表明,当A<sub>8</sub>、A<sub>9</sub>面积固定,G点空间坐标的秩为2且α、β的改变对G<sub>x</sub>的影响较小可忽略时,α、β的变化转化为G<sub>y</sub>、G<sub>z</sub>的变化,即简化为G点空间运动轨迹在Oyz平面内的投影。为了使喷管的矢量状态切换直接快速,偏转规律的设计约束之一为该投影是1条直线,如图9所示。

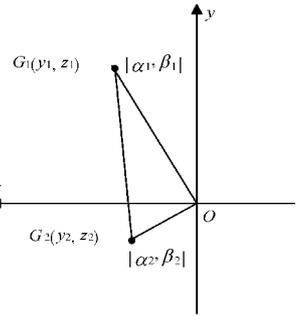


图9 设计规律下的喷管矢量投影面轨迹

从图中可见,O点为发动机轴线Ox的投影。由于偏转中矢量长度l<sub>G0i</sub>基本不变,因此 $[\alpha, \beta]^T$ 与坐标之间的转换可简化为

$$\begin{aligned} y &= l_{G0i} \sin \alpha \cos \beta \\ z &= l_{G0i} \sin \alpha \sin \beta \end{aligned} \quad (15)$$

当喷管稳定在初始状态1时,作动筒液压力与喷管内壁气动负载力相平衡;当给出偏转指令后,作动筒滑油流量逐渐改变,液压力逐渐改变,受力失衡,作动筒开始产生位移;观察G点轨迹,运动加速度和速度大小均从0开始缓缓增加。为了避免作动筒活塞突然停止带来的控制困难和构件冲击,当喷管运动逼近状态2时,运动加速度和速度大小均缓缓降为0。因此,从G<sub>1</sub>到G<sub>2</sub>的过程中,几何中心移动速度先增大再减小,加速度先为正再为负,变化曲线设计为正弦函数<sup>[15]</sup>

$$a = A \sin \frac{2\pi}{T} t \quad (16)$$

式中:T为矢量偏转时长;A为待求系数。

积分并代入(t,v)边界条件:(0,0)和(T,0),得速度曲线为余弦曲线

$$v = \int A \sin 2\pi t dt = A \left( \frac{T}{2\pi} \cos \frac{2\pi}{T} t + \frac{T}{2\pi} \right) \quad (17)$$

继续积分并代入(t,s)边界条件:(0,0)和(T,l),解得系数A及位移曲线

$$s = \frac{2\pi}{T^2} l_s \left( \frac{T^2}{4\pi^2} \sin \frac{2\pi}{T} t + \frac{T}{2\pi} t \right) \quad (18)$$

式中:  $l_s = \sqrt{(z_1 - z_2)^2 + (y_1 - y_2)^2}$ 。由于位移曲线是线性的, 因此  $G$  点坐标轨迹方程为

$$z = z_1 + \frac{2\pi}{T^2} (z_2 - z_1) \left( \frac{T^2}{4\pi^2} \sin \frac{2\pi}{T} t + \frac{T}{2\pi} t \right) \quad (19)$$

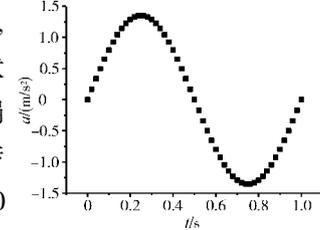
$$y = y_1 + \frac{2\pi}{T^2} (y_2 - y_1) \left( \frac{T^2}{4\pi^2} \sin \frac{2\pi}{T} t + \frac{T}{2\pi} t \right) \quad (20)$$

再结合式(15), 将中心坐标变化规律转化为喷管矢量角度  $\alpha$ 、 $\beta$  的偏转规律

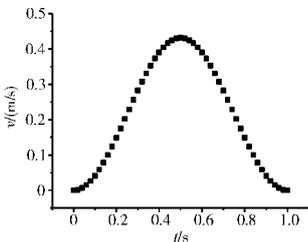
$$\alpha = \arcsin \left( \frac{\sqrt{y^2 + z^2}}{l_{CO_4}} \right) \quad (21)$$

$$\beta = \arctan \frac{z}{y} \quad (22)$$

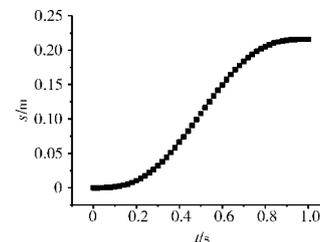
令喷管初始状态  $[\alpha_1, \beta_1]^T$  为  $[11.46, \pi/6]^T$ , 目标状态  $[\alpha_2, \beta_2]^T = [5.73, 2\pi/3]^T$ , 偏转时间定为 1 s。上述偏转规律的仿真结果如图 10 所示。



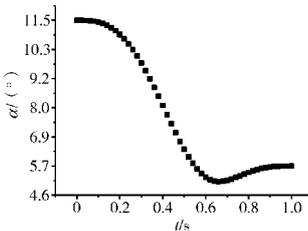
(a) 几何中心加速度变化规律



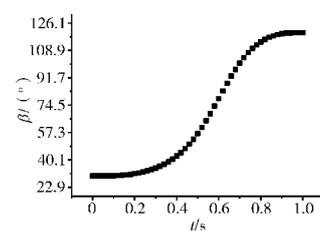
(b) 几何中心速度规律



(c) 几何中心位移规律



(d) 矢量偏转角调节规律



(e) 矢量方位角调节规律

图 10 喷管偏转规律仿真结果

仿真结果表明, 由于起步和结束时的缓冲作用, 几何中心轨迹曲线分别呈现加、减速的效果。矢量方位角变化规律为一单调的曲线, 佐证了矢量状态切换的直接性; 偏转角变化规律则不是单调的,  $\alpha$  最小值出现在 0.65 s 左右, 这是因为  $O$  点到  $G_1G_2$  连线上任意点的最短距离出现在垂足位置。

根据每个控制周期内的  $\alpha$ 、 $\beta$  角度指令, 代入空间

运动学稳态数学模型或位移插值模型, 解算得到 3 个作动筒的位移指令, 变化规律如图 11 所示。进一步令稳态数学模型代替实际喷管开展数字仿真验证, 检验在该调节规律下各控制周期内  $A_1$  几何中心的轨迹。

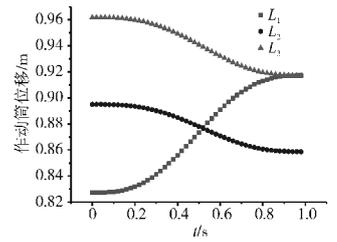


图 11 作动筒调节规律

在作动筒调节规律中, 作动筒之间位移差距随时间呈减小趋势, 原因在于偏转角  $\alpha$  随时间减小而使作动筒位移幅值减小, 满足 2 维仿真规律; 各作动筒随时间的增减趋势也与变  $\beta$  仿真中方位角  $\beta$  减小时的规律相一致。该位移调节规律与实际作动筒的运动特性曲线相接近, 容易控制实现, 具有较好的工程应用价值。

设计调节规律下几何中心轨迹验证结果如图 12 所示, 从图中可见, 在该调节规律下几何中心轨迹的投影与终末连线的偏差微乎其微, 从而验证了该调节规律设计理论推导的正确性。但是在实际中, 每个控制周期下几何中心的位置还与作动筒控制器、作动筒间协同控制算法的控制效果有关, 也是本文围绕轴对称矢量喷管的后续研究方向之一<sup>[16-17]</sup>。

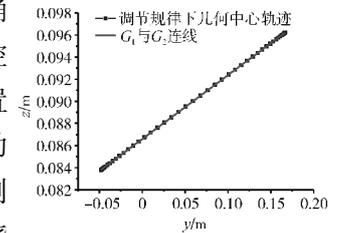


图 12 设计调节规律下几何中心轨迹验证

#### 4 结论

本文针对喷管矢量轨迹动态可控的技术需求, 在轴对称矢量喷管模型方面做了相关研究, 得出以下结论:

(1) 通过空间运动学分析揭示了轴对称矢量喷管系统中作动筒位移与喷管出口矢量之间的映射关系, 建模仿真结果表明矢量偏转角主要由对称位置扩张调节片的切向旋转角决定, 矢量方位角的影响体现在作动筒位移的周期性变化上。

(2) 针对矢量喷管动态控制的研究需求, 本文在传统的协同控制方案的基础上提出设计偏转规律的解决方案, 结合作动筒的实际运动规律将加速度和速度规律设计为三角函数。仿真结果表明该调节规律可较好地使喷管矢量的动态轨迹满足设计要求。

## 参考文献:

- [1] 黄均均. 矢量喷管控制装置的建模与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.  
HUANG Junjun. Modeling and simulation of vectoring thrust nozzle control device [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] Sik C, Heuy S, Kim D, et al. A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle [J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(6): 486-490.
- [4] 王贝, 袁茹, 王三民. 轴对称矢量推力喷管驱动机构的多目标优化设计研究[J]. 机械科学与技术, 2009, 9: 36-38.  
WANG Bei, YUAN Ru, WANG Sanmin. Multi-objective optimization for the driving mechanism of an axial-symmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 9: 36-38. (in Chinese)
- [5] Constantin R, Raluca I, Mihai A, et al. Applications of multivariable control techniques to aircraft gas turbine engines [J]. Review of the Air Force Academy, 2014, 2(26): 45-50.
- [6] 高亚辉, 杨刚, 臧军. 航空发动机液压执行机构模型时域辨识方法研究[C]// 中国控制会议. 烟台: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2011: 1529-1533.  
GAO Yahui, YANG Gang, ZANG Jun. Time-domain model identification method research for aeroengine hydraulic actuator[C]// Proceedings of the 30th Chinese Control Conference. Yantai: Technical Committee on Control Theory, Chinese Association of Automation, 2011: 1529-1533. (in Chinese)
- [7] Bursey R, Dickinson R. Flight test results of the F-15 SMTD thrust vectoring/thrust reversing exhaust nozzle[R]. AIAA-1990-1906.
- [8] 李建鹏, 赵志刚, 李有德, 等. 三环驱动轴对称推力矢量喷管逆运动学建模[J]. 机械科学与技术, 2017, 36(4): 653-656.  
LI Jianpeng, ZHAO Zhigang, LI Youde, et al. Inverse kinematics modeling for throat area of axial-symmetric vectoring exhaust nozzle driving by three rings [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017, 36(4): 653-656. (in Chinese)
- [9] 常璐, 额日其太, 杨亚雄. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管性能预测数学模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 909-916.  
CHANG Lu, Eriqitai, YANG Yaxiong. Mathematical model of performance prediction of axisymmetric vectoring nozzle based on numerical simulations [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 909-916. (in Chinese)
- [10] 赵志刚, 李建鹏, 刘洋, 等. 三环驱动轴对称推力矢量喷管逆运动学分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1): 24-29.  
ZHAO Zhigang, LI Jianpeng, LIU Yang, et al. Analysis on inverse kinematics of the three rings supporting and driving axial-symmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 24-29. (in Chinese)
- [11] 王玉新. 喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 176-223.  
WANG Yuxin. Axial-symmetric vectoring exhaust nozzle for jet-thrust-aircraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 176-223. (in Chinese)
- [12] Jason K. Research of advanced aircraft design [J]. Aviation Week & Space Technology, 1990-1996: 200-206.
- [13] 王玉新. 轴对称推力矢量喷管运动奇异性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 162-168.  
WANG Yuxin. Singularity analysis of axisymmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 162-168. (in Chinese)
- [14] 陈杰. 航空发动机轴对称矢量喷管控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
CHEN Jie. Study of control technology for aero-engine AVEN [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [15] 马会民. 矢量喷管非定常流场计算与动态数学模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.  
MA Huimin. Study on the unsteady flow calculation & transient mathematical model of vectoring nozzle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [16] 崔响, 徐志晖. 航空发动机尾喷管及其发展趋势[J]. 山东工业技术, 2018(3): 234.  
CUI Xiang, XU Zhihui. Aeroengine exhaust nozzle and its development trend [J]. Shandong Industrial Technology, 2018(3): 234. (in Chinese)
- [17] 王建锋, 臧军, 姜殿文, 等. 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, ZANG Jun, JIANG Dianwen, et al. Design for vector nozzle control system based on model [J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 23-29. (in Chinese)

(编辑: 刘静)