

轴对称矢量喷管运动学建模及运动轨迹分析

张昊¹, 张起梁¹, 孟令超¹, 罗忠², 宋慧涛³

(1. 辽宁工业大学 机械工程与自动化学院, 辽宁锦州 121001; 2. 东北大学 机械工程与自动化学院, 沈阳 110819;
3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 轴对称矢量喷管为复杂的空间多链路机构, 是推力矢量技术的核心。为研究其运动规律, 将空间机构位置分析法、解析几何法和环路矢量法相结合, 建立了轴对称矢量喷管的空间运动学模型。利用数值仿真实现了其运动姿态的仿真, 并通过与 ADAMS 仿真结果对比, 验证了该模型的正确性, 进而获得轴对称矢量喷管在不同驱动方式下的位姿以及喉口和喷口的面积变化规律。结果表明: 喉口状态和喷管运动状态对喷管面积比均有影响, 面积比随着 A9 作动筒的同步伸长呈明显单调递增状态; A9 作动筒异步驱动时, 喷管面积比变化较小, 喷口矢量偏转角角速度与作动筒运动速度呈比例关系, 截面形状由圆形逐渐变为空间上扭曲的椭圆形; 拉杆尺寸对喷管机构的面积比变化范围有明显影响, 拉杆每增大(或减小)1 mm, 面积比变化区间整体上移(或下移)0.025。仿真结果有助于了解喷管的运动规律, 可为喷管的参数化分析及优化设计提供理论依据。

关键词: 轴对称矢量喷管; 空间多链路; 运动学建模; 仿真; 位姿; 运动轨迹; 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.2024.01.012

Kinematic Modeling and Trajectory Analysis of Axisymmetric Vectoring Nozzle

ZHANG Hao¹, ZHANG Qi-liang¹, MENG Ling-chao¹, LUO Zhong², SONG Hui-tao³

(1. College of Mechanical Engineering and Automation, Liaoning University of Technology, Jinzhou Liaoning 121001, China;
2. School of Mechanical Engineering and Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China;
3. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The Axisymmetric Vectoring Nozzle is a complex spatial multi-link mechanism, which is the core of thrust vectoring technology. To study its motion law, a spatial kinematic model of an axisymmetric vector nozzle was established by combining the position analysis method of spatial mechanism, analytical geometry method, and loop vector method. The motion attitude of the axisymmetric vector nozzle was numerically simulated. The correctness of the model was verified by comparing it with ADAMS simulation results. Then the position and attitude of the axisymmetric vector nozzle under different driving modes and the variation laws of the throat and nozzle area were obtained. The results show that both the throat state and the nozzle motion state influence the nozzle area ratio, the area ratio increases monotonously with the synchronous elongation of the A9 actuator. When the A9 actuator is driven asynchronously, the change in the nozzle area ratio is small. The angular velocity of the nozzle vector deflection is proportional to the motion velocity of the actuator, and the shape of the cross-section gradually changes from a circle to a spatially distorted oval shape. The sizes of the linkrods have a significant influence on the variation range of the area ratio of the nozzle mechanism, for every 1 mm increase (or decrease) in the linkrod, the variation range of the area ratio shifts up (or down) by 0.025 as a whole. The simulation results provide insight into the nozzle motion laws, which provide a theoretical basis for the parametric analysis and optimization design of the nozzle.

Key words: axisymmetric vectoring nozzle; spatial multi-link; kinematic modeling; simulation; position and attitude; motion trajectory; aeroengine

0 引言

推力矢量技术作为新一代战斗机的关键技术,除

了能够给飞机提供必要的推力,还可以使战斗机具备超强的短距离起降能力,充分发挥出战斗机的灵活性和隐身性^[1-2]。近年来,中国航空事业发展迅猛,为提

收稿日期: 2022-08-27 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 张昊(1985), 男, 硕士, 副教授。

引用格式: 张昊, 张起梁, 孟令超, 等. 轴对称矢量喷管运动学建模及运动轨迹分析[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 87-93. ZHANG Hao, ZHANG Qiliang, MENG Lingchao, et al. Kinematic modeling and trajectory analysis of axisymmetric vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 87-93.

高新一代战斗机的作战性能,也开始重视矢量喷管控制技术^[3]。轴对称矢量喷管是实现推力矢量技术的重要机构。2022年,在长春航展上,歼-20表演了令人眼花缭乱的高难度动作,该机尾部的矢量喷管充分发挥了发动机的性能,使得推力更加灵活。飞机尾部矢量喷管的调节机构是复杂的空间机构,由多种典型的运动机构组成^[4-6]。分析矢量喷管调节机构的运动特性并掌握其运动规律,对矢量喷管的参数化设计以及控制有着重要的意义。

轴对称矢量喷管技术在20世纪80年代被首次提出后,国内外学者对其开展了广泛研究。刘铭达等^[7]通过利用内切圆来近似表示不规则的A8面的方法,获得了A8作动筒的推进量与收敛片的内切圆面积的函数关系;李有德等^[8]认为利用收敛调节片末端的内切圆来表示轴对称矢量喷管中喉道面积会产生一定程度的误差,不利于进一步的定量分析,采用多边形近似的方式建立了喉道面积计算方法,建立了凸轮滚子喉道控制的运动学模型;李建鹏等^[9]忽略了喉口运动,建立了A8环平动下轴对称矢量喷管喉道面积调节结构运动学模型,求解了A8环平动下作动筒运动与喉道面积变化的关系,但该模型无法对A8环偏转进行分析;李维维等^[10]同样忽略了喉口运动,采用闭环矢量法分析方法建立了喷口矢量偏转的运动学方程,获得了作动筒伸缩量与喷口偏转角度的关系,并验证了该方法的准确性;赵志刚等^[11]针对3环驱动轴对称推力矢量喷管,采用空间机构位置分析法、解析几何法和坐标转换法建立了完整的喷管驱动机构逆运动学模型,获得了作动筒驱动与喷口偏转角、面积的关系;霍树林等^[12]针对3环驱动轴对称推力矢量喷管,同时分析了A8喉道和A9喷口面的影响,通过对喷口面积近似求解获得作动筒位移大小与喷口面积大小的关系;柳亚冰等^[13]将出口截面简化为2个半椭圆的拼接结构,并采用插值方法获得了作动筒位移与喷口矢量角的函数关系。Ferlauto^[14]研究了矢量喷管偏转对发动机推力的影响,建立了推力矢量控制系统的仿真计算方法,验证了推力矢量化控制的有效性。Chouicha等^[15]建立了带有矢量喷管的发动机的数学模型,并研究了不同矢量偏转角对发动机动态特性的影响。Cai等^[16]研究了喷管矢量偏转时喷嘴喉部执行器的载荷变化规律,利用Simulink建立了轴对称矢量喷管-涡扇发动机的集成模型。上述文献多针对轴对

称矢量喷管部分或局部机构进行分析,忽略了各子结构的相互运动影响。同时,很多研究在喷口面积分析上采用近似简化求法,在喷口偏转角度较大的情况下会存在一定的精度误差,对喷管设计与控制产生不利影响。

本文在论述该喷管调节机构结构与工作原理的基础上,将空间机构环路矢量法、位置分析法和解析几何法相结合分层次建立了矢量喷管调节机构空间运动学方程。

1 喷管调节机构分析

轴对称矢量喷管调节机构如图1所示。从图中可见,A9作动筒一端与机匣相连,另一端与A9环相连。A9环上均布有15个连杆,连杆与扩张调节片间有球副相连;A8作动筒一端与机匣相连,另一端与A8环相连,A8环上均布有6个滚子,滚子与收敛片上的凸轮骨架形成凸轮副。收敛片与扩张片之间由十字连接片连接。

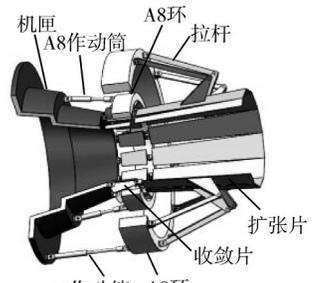


图1 轴对称矢量喷管调节机构

通过独立驱动3个A9作动筒,自由控制喷口面积的大小和矢量方向。当3个A9作动筒同步驱动时,A9环会随作动筒沿轴线运动,均布在A9环上的拉杆拉动扩张调节叶片发生径向偏转,从而改变喷口面积;当3个A9作动筒不同步驱动时,A9环会发生偏转,拉杆拉动扩张调节叶片,进而改变了喷口面积和推力矢量方向。6个A8作动筒只做同步驱动,即A8环只沿轴线方向移动而不发生偏转,喉口只会发生面积改变,矢量方向不改变。A8环上的滚子与收敛调节片上的凸面形成凸轮副,经过凸轮副作用,将A8环的水平位移转化为收敛调节片的径向偏转,进而实现了喷口方向的控制,喷口推力方向由矢量偏转角与矢量方位角确定。矢量偏转角 θ 、矢量方位角 β ,如图2所示。收敛调节片的偏转不但改变了喉口面积而且改变了喷口面积,从而实现了推力矢量技术,满足了飞机各种飞行姿态的需求^[17]。

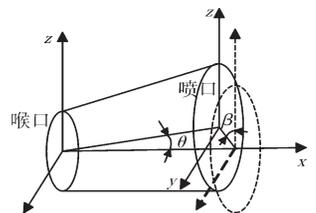


图2 矢量偏转角 θ 、矢量方位角 β

2 喷管空间运动学分析求解

喷管调节机构的运动学分析是研究轴对称矢量喷管运动的基础,也是研究轴对称矢量喷管控制的基础。喷管调节机构是个复杂的空间多连杆机构,可采用分层次建模思想对该调节机构的整体运动学建模,对整个机构根据运动功能进行分解,可将其分为 3 部分:A9 作动机构、A8 作动机构、扩张调节片机构。

2.1 A9 作动机构运动学分析

A9 作动系统由 3 条球铰-移动副-球铰支链协同实现控制。A9 作动系统结构如图 3 所示, A_1, B_1, C_1 为 3 个 A9 作动筒的固定端点的坐标值, D_1, E_1, F_1 为作动筒与 A9 环连接点的坐标值, O_9 为 A9 环环心的坐标值。 u, v, w 分别表示 3 个作动筒的总长度,当作动筒长度发生改变时,连接点 D_1, E_1, F_1 的位置会发生改变,进而改变 A9 环的位姿。

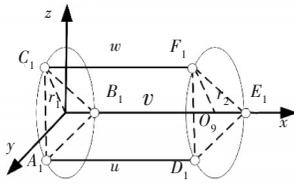


图 3 A9 作动系统结构

为满足运动要求, $A_1, B_1, C_1, D_1, E_1, F_1$ 6 个连接副均为球副,根据结构参数尺寸和 3 个作动筒连接点的位置关系列出 4 个约束方程为

$$\begin{cases} |\overrightarrow{E_1 D_1}|^2 - \sqrt{3} r_2^2 = 0 \\ |\overrightarrow{F_1 E_1}|^2 - \sqrt{3} r_2^2 = 0 \\ |\overrightarrow{F_1 D_1}|^2 - \sqrt{3} r_2^2 = 0 \\ \frac{\overrightarrow{D_1} + \overrightarrow{E_1} + \overrightarrow{F_1}}{3} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: r_2 为 A9 环的半径。

根据 3 个作动筒两端连接点位置和作动筒长度关系列出 3 个约束方程为

$$\begin{cases} |\overrightarrow{A_1 D_1}|^2 - u^2 = 0 \\ |\overrightarrow{B_1 E_1}|^2 - v^2 = 0 \\ |\overrightarrow{C_1 F_1}|^2 - w^2 = 0 \end{cases} \quad (2)$$

已知 3 个 A9 作动筒的驱动速度,可求出 A9 环环心的速度 v_{O9} 为

$$v_{O9} = (v_{D1} + v_{E1} + v_{F1})/3 \quad (3)$$

式中: v_{D1}, v_{E1}, v_{F1} 分别为长度为 u, v, w 的 3 个作动筒的驱动速度。因此, A9 环上任意一点 A_3 的速度 v_{A3} 可以表示为

$$v_{A3} = v_{O9} \times \overrightarrow{O_9 A_3} \quad (4)$$

2.2 A8 作动机构运动学分析

A8 作动系统由 6 组相同的支链组成,每条支链均包括 A8 作动筒、A8 环、滚子及凸轮骨架 4 个构件。A8 作动系统(单链)结构如图 4 所示。其中, O_1 为收敛调节片与机匣连接点坐标; O_2 为 A8 作动筒与机匣连接点坐标; A_2 为滚子与凸轮骨架接触点坐标; $O_2 A_2$ 长度为 A8 作动筒的总长度; P_2 为收敛调节片左端点坐标,与扩张调节叶片机构相连; $A_2 B_2$ 垂直于表示收敛调节片的 $O_1 P_2$ 线段。为合理表达凸轮外形参数,采用插值法确定不同位置处 $A_2 B_2$ 的长度,并定义 $A_2 B_2 = f(O_1 B_2)$ 。该机构中, O_1, O_2, A_2, P_2 4 个运动副均为转动副,当 A8 作动筒长度发生改变时(即 $O_2 A_2$ 长度发生改变),随着滚子在凸轮上的移动, P_2 位置会发生改变,进而改变扩张调节叶片的位置。

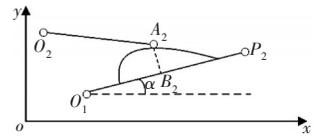


图 4 A8 作动系统(单链)结构

根据滚子与凸轮骨架上接触点的位置关系列出约束方程为

$$|O_2 A_2|^2 - r_{A2}^2 = 0 \quad (5)$$

式中: r_{A2} 为 O_2 到凸轮上的接触点距离。

在凸轮局部坐标系中,根据凸轮的外形曲线函数确定约束方程为

$$|\overrightarrow{B_2 A_2}|^2 - f^2(O_1 B_2) = 0 \quad (6)$$

根据 2 个向量的垂直关系列出约束方程为

$$\overrightarrow{O_1 B_2} \cdot \overrightarrow{A_2 B_2} = 0 \quad (7)$$

已知 A8 作动筒速度, ω_2 为收敛调节片的角速度,可求出 A8 环上的点 A_2 的速度 v_{A2} 为

$$v_{A2} = v_l / \cos \theta \quad (8)$$

式中: v_l 为作动筒运动速度; θ 为作动筒运动方向与水平方向夹角。进而可以获得

$$\begin{cases} v_{B2} = \sin \alpha \cdot v_{A2} \\ \omega_{O1} = \frac{v_{B2}}{|\overrightarrow{O_1 B_2}|} \\ v_{P2} = \omega_{O1} \times \overrightarrow{O_1 P_2} \end{cases} \quad (9)$$

式中: v_{B2} 为 B_2 点对应的速度; ω_{O1} 为收敛调节片的角速度; v_{P2} 为收敛调节片端点速度。

2.3 扩张调节片机构运动学分析

扩张调节片机构由 15 组相同的支链组成,每条

支链均包括拉杆、扩张调节片及十字连轴节。扩张调节片部分结构如图5所示,其中, A_3 为拉杆与A9环的连接点坐标,该连接副为转动副,转动方向取决于A9环的空间位姿; B_3 为拉杆与扩张调节片连接点坐标,该连接副为球副; C_3 位于扩张调节片 D_3N_3 上, B_3C_3 垂直于表示扩张调节片的 D_3N_3 线段, E_3D_3 为十字连轴节段; D_3 为十字连轴节与扩张调节片连接点坐标; E_3 为十字连轴节与收敛调节片连接点坐标,与A8作动机构 P_2 相连,位置随着A8环的运动而发生变化; N_3 为扩张调节片端点坐标; D_3 与 E_3 均为转动副坐标且转动方向相互垂直。

图5 扩张调节片部分结构

根据位置关系列出约束方程为

$$\begin{cases} (\overrightarrow{A_3B_3} \times \overrightarrow{B_3O_8}) \cdot \overrightarrow{n_9} = 0 \\ (\overrightarrow{E_3O_8} \times \overrightarrow{n_8}) \cdot \overrightarrow{E_3D_3} = 0 \\ (\overrightarrow{E_3O_8} \times \overrightarrow{n_8}) \times \overrightarrow{E_3D_3} \cdot \overrightarrow{D_3C_3} = 0 \\ ((\overrightarrow{E_3O_8} \times \overrightarrow{n_8}) \times \overrightarrow{E_3D_3}) \cdot (\overrightarrow{B_3C_3} \times \overrightarrow{D_3C_3}) = 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\overrightarrow{n_8}$ 为A8环截面的法向量; $\overrightarrow{n_9}$ 为A9环截面的法向量; O_8 为A8环圆心。

根据速度的位置方向可列出速度约束方程为

$$\begin{cases} (v_{B_3} - v_{D_3}) \cdot \overrightarrow{n_{D_3}} = 0 \\ (v_{D_3} - v_{E_3}) \cdot \overrightarrow{n_{E_3}} = 0 \\ (v_{B_3} - v_{A_3}) \cdot \overrightarrow{n_{A_3}} = 0 \end{cases} \quad (11)$$

式中: $v_{B_3}, v_{D_3}, v_{E_3}, v_{A_3}$ 分别为 B_3, D_3, E_3, A_3 的速度; $n_{A_3}, n_{D_3}, n_{E_3}$ 分别为 A_3, D_3, E_3 坐标处转动副的旋转轴方向向量。

2.4 结构参数

轴对称矢量喷管调节机构未发生矢量偏转时,各机构的相对位置信息及相关结构几何参数见表1。喷口的大小是由扩张调节片的位置和偏转角度决定的,扩张调节片的偏转角度由A9环的位置和偏转角度决定,A9环的位置和偏转角度又由作动筒的作动位移决定,因此通过作动筒位移可以直接获得喷口运动轨迹信息。

收敛调节片发生偏转的同时扩张调节片也随之运动。收敛调节片与凸轮骨架相连,A8作动筒同步驱动使A8环沿机匣轴线运动,其上的凸轮在骨架上运动使收敛调节片发生偏转。通过对凸轮轮廓进行取样,即可采用插值法获取凸轮轮廓曲线。

表1 几何参数

参数	数值
A9作动筒与机匣连接点半径 r_1	470
A9环左连接点半径 r_2	470
A9环右连接点半径 r_3	482
A9环左右两连接点距离 H_9	220
十字连接头连接点距离 l_{DE}	25
拉杆长度 l_{AB}	270
连杆端点B3到扩张片距离 l_{BC}	56
扩张调节片长度 l_{DN}	370
凸轮骨架长度 l_2	214
A8作动筒连接点半径 r_{o_2}	427
滚子与凸轮接触点半径 r_A	404
凸轮骨架与机匣连接点半径 r_{o_1}	380
扩张片连接点到C点距离 l_{DC}	122

3 仿真结果分析

针对上述所列出的约束方程,结合已知参数,对喷管调节机构进行建模,利用数值仿真获得机构各部件的运动规律,分析机构在不同驱动情况下的运动状态,喷管空间运动仿真模型如图6所示。

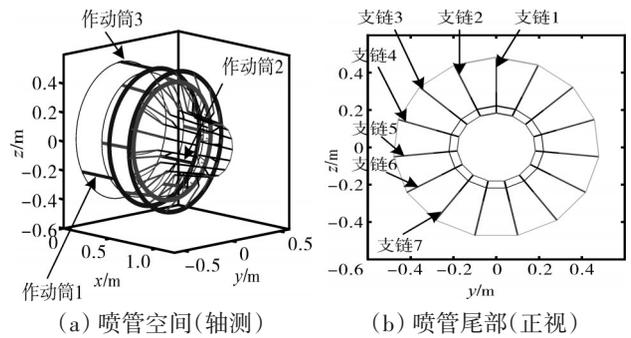


图6 喷管空间运动仿真模型

为了验证所建模型的正确性,利用SolidWorks建立了喷管调节机构的3维模型,并将简化后的3维模型导入到ADAMS软件中,在ADAMS中创建各构建之间的约束关系,完成计算模型的建立。基于ADAMS的喷管模型如图7所示。

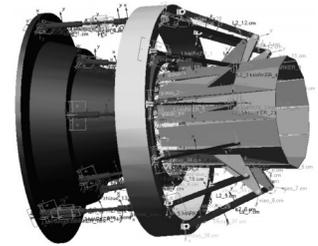


图7 基于ADAMS的喷管模型

将3个A9作动筒和对应的作动筒推杆之间的移动副添加移动驱动,设置运动为 $80.0 \cdot \text{time}$ 。获得0~1s内的喷管运动仿真结果。利用各扩张调节片的空间位置矢量可求出喷口的矢量方向 $\overrightarrow{n_N}$ 为

$$\vec{n}_N = \sum_{i=1}^{15} \vec{n}_{3i} \quad (i = 1 \cdots 15) \quad (12)$$

式中: \vec{n}_{3i} 为各支链的方向矢量。

进而可得各扩张调节片的偏转角度 δ_i 和喷口的矢量偏转角 θ 。

$$\delta_i = \cos \langle \vec{n}_{3i}, \vec{n}_9 \rangle \quad (13)$$

$$\theta = \cos \langle \vec{n}_N, \vec{n}_9 \rangle \quad (14)$$

将数值仿真数据与 ADAMS 仿真数据进行对比,如图 8 所示。

从图中可见,3 个 A9 作动筒以 80 mm/s 的驱动速度同步驱动下,扩张调节片径向偏转角度计算值和 ADAMS 仿真值吻合度较高,最大误差为 0.76%,验证了模型的正确性。

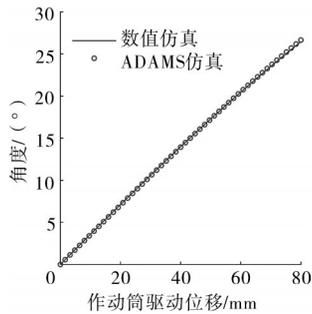
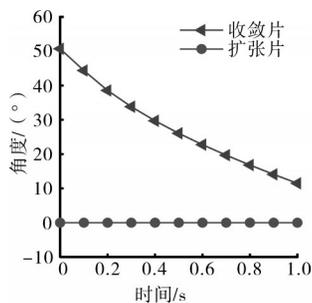
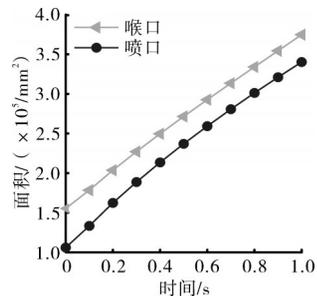


图 8 仿真数据对比

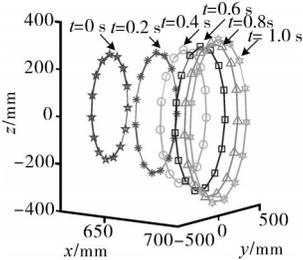
A8 作动筒均以 80 mm/s 的速度同步驱动,A8 作动筒驱动的运动仿真结果如图 9 所示。从图中可见,各支链的运动状态相同。收敛调节片发生偏转,扩张调节片的空间位置也随之发生改变。从图 9(a)中可见,扩张调节片径向偏转角度变化不大,收敛片的径向偏转角度单调递减,由 50°减小至 11°且偏转速度逐渐减小;从图 9(b)中可见,在 1 s 内,喉口、喷口面积均单调递增,且增长速度略有下降,喉口面积由 $1.5 \times 10^5 \text{ mm}^2$ 增大至 $3.75 \times 10^5 \text{ mm}^2$,喷口面积由 $1.06 \times 10^5 \text{ mm}^2$ 增大至 $3.40 \times 10^5 \text{ mm}^2$;从图 9(c)、(d)中可见,当作动筒同步驱动时,A8 环沿轴向运动,各支链空间状态



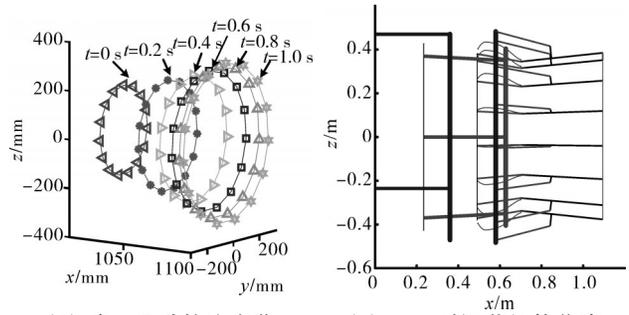
(a) 径向偏转角度变化



(b) 喉口、喷口面积变化



(c) 喉口运动轨迹变化

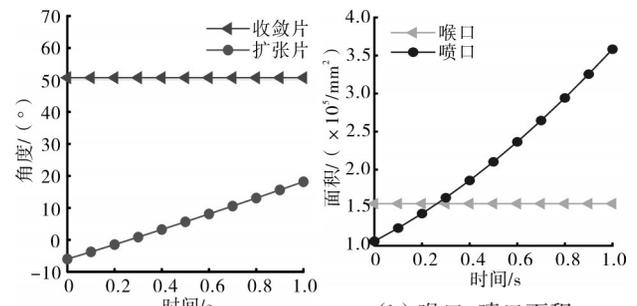


(d) 喷口运动轨迹变化 (e) $t=1$ s 时调节机构位姿

图 9 A8 作动筒驱动的运动仿真结果

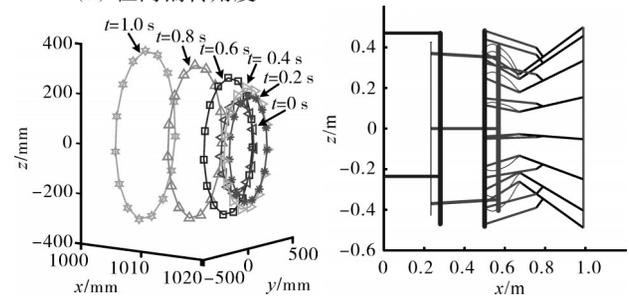
相同,喉口和喷口的截面都为圆形且圆心都在同一轴线上,A8 作动筒匀速驱动的情况下,喉口和喷口的扩张速度在逐渐减慢。

A9 环的 3 个作动筒以 80 mm/s 同步驱动,A9 作动筒同步驱动时的运动仿真结果如图 10 所示,此时,收敛调节片位姿不发生改变,扩张调节片发生偏转。从图 10(a)中可见,收敛调节片未发生偏转,扩张调节片径向偏转角度由 -6° 单调递增至 18° ,增大速度趋于线性。同步驱动下 A9 环沿轴向运动,喉口面积不变,喷口面积单调递增,且增长速度略有增大,面积由 $1.06 \times 10^5 \text{ mm}^2$ 增大至 $3.58 \times 10^5 \text{ mm}^2$,各调节支链的运动状态相同。从图 10(c)中可见,喷口面积在增大且运动速度逐渐变快。



(a) 径向偏转角度

(b) 喉口、喷口面积



(c) 喷口运动轨

(d) $t=1$ s 时调节机构位姿

图 10 A9 作动筒同步驱动时的运动仿真结果

图 6(a)中 3 个 A9 作动筒以不同步的方式驱动时,即作动筒 1 以 80 mm/s 速度伸长,作动筒 2、3 以 80

mm/s 速度缩短,取图6(b)所示的7条支链作为研究对象,A9作动筒异步驱动时的运动仿真结果如图11所示。从图11(a)、(b)中可见,各调节机构支链的扩张调节片的空间位姿变化规律不同,即A9环发生偏转;从图11(c)中可见,A9环发生偏转时喷口面积逐渐增大,同时截面形状由圆形逐渐变为空间上扭曲的椭圆形,偏转角度越大,形状越扭曲,在偏转角度较小时,该喷口形状可采用文献[12]中提及的2个半椭圆的拼接结构近似表示;从图11(d)中可见,矢量偏转角在80 mm/s的作动筒异步驱动方式下趋于线性,变化速度近似为 $15.7^\circ/\text{s}$,即矢量偏转角速度与作动筒运动速度呈比例关系。

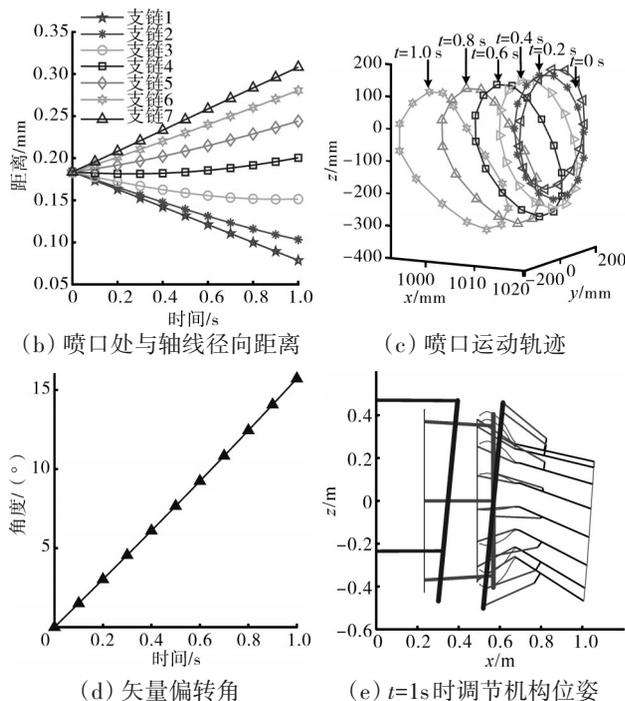


图11 A9作动筒异步驱动时的运动仿真结果

4 拉杆参数对喷管面积比的影响

矢量喷管面积比是1个重要参数,不但影响发动机的推力,而且还影响偏转效率和其他矢量特性^[18]。喷管调节机构中各个零件的尺寸参数对喷管的面积比都有影响,以喷管调节机构(图1)中的拉杆为例,

分析A9作动筒同步驱动与异步驱动时,喉口面积在极大和极小2种极限状态下,不同拉杆尺寸参数对喷管调节机构面积比的影响如图12、13所示。

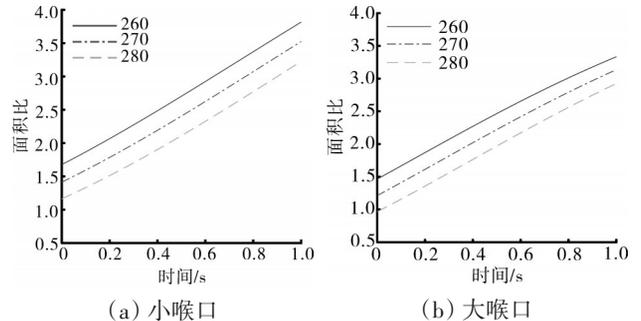


图12 A9同步驱动时不同拉杆长度的面积比变化

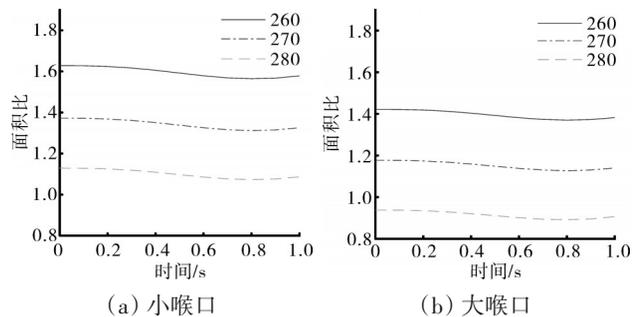


图13 A9异步驱动时不同拉杆长度的面积比变化

由结果可知,喉口状态和喷管运动状态对面积比均有影响,在拉杆长度为270 mm且A9驱动筒同步驱动时,喉口为极小值的状态下的喷管面积比变化范围为1.41~3.52,而喉口为极大值的状态下的喷管面积比变化范围为1.21~3.14,且随着A9作动筒的同步伸长呈单调递增状态。但相对于A9作动筒同步驱动,A9作动筒异步驱动(喷口发生偏转)过程中喷管面积比变化较小,在2种喉口面积下的变化范围分别为1.37~1.32和1.17~1.14,且随着偏转角度的增大,喷管面积略有减小。拉杆对喷管机构的面积比变化范围有明显影响,在一定范围内,拉杆每增大(或减小)1 mm,面积比变化区间整体上移(或下移)约0.025。

5 结论

(1)A8作动筒匀速驱动时,A8环沿轴向运动,喉口、喷口面积均单调递增且增长速度略有减慢,喉口和喷口的扩张速度在逐渐减慢。A9环的3个作动筒同步驱动时,扩张调节片径向偏转角度单调递增且趋于线性。喷口面积单调递增,且增长速度略有加快。A9作动筒异步驱动时,A9环发生偏转,喷口截面形状由圆形逐渐变为空间上扭曲的椭圆形。矢量偏转角

角速度与作动筒运动速度呈比例关系。

(2)喉口状态和喷管运动状态对喷管面积比均有影响,面积比随着 A9 作动筒的同步伸长呈单调递增状态。相对于 A9 作动筒同步驱动,A9 作动筒异步驱动(喷口发生偏转)过程中喷管面积比变化较小且随着偏转角度的增大,喷管面积略有减小。

(3)拉杆对喷管机构的面积比变化范围有明显影响,拉杆每增大(或减小)1 mm,面积比变化区整体上移(或下移)0.025。在设计喷管调节机构时,在满足飞行条件所需的面积比前提下,考虑结构的尺寸参数设计十分必要。

参考文献:

- [1] 张海波,蔡常鹏,姜尚彬.轴对称矢量喷管作动系统矢量偏转受载特性研究[J].南京航空航天大学学报,2020,52(4):523-531.
ZHANG Haibo, CAI Changpeng, JIANG Shangbin. Study on vector deflection loading characteristics of axisymmetric vectoring nozzle actuation system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 52(4): 523-531. (in Chinese)
- [2] 林左鸣.战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J].航空发动机,2006,32(1):1-8.
LIN Zuoming. Research status and development trend of fight engine[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [3] 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 tail nozzle and its development trend[J]. Journal of Shandong Industrial Technology, 2018(3): 234. (in Chinese)
- [4] 孙健国.面向 21 世纪航空动力控制展望[J].航空动力学报,2001,16(2):97-102.
SUN Jianguo. Prospect of aviation power control for the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)
- [5] Hauer T A. Axisymmetric vectoring exhaust nozzle: US, US4994660[P]. 1991-02-19
- [6] 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. Study on design and test technology of axisymmetric vector nozzle[J]. Aeroengine, 2002(1): 1-3. (in Chinese)
- [7] 刘铭达,赵志刚,石广田,等.轴对称矢量喷管 A8 面运动学分析与求解[J].机械科学与技术,2016,35(6):975-979.
LIU Mingda, ZHAO Zhigang, SHI Guangtian, et al. Kinematic analysis and solution of A8 surface of axisymmetric vectoring nozzle[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(6): 975-979. (in Chinese)
- [8] 李有德,赵志刚,孟佳东,等.轴对称矢量喷管喉道运动学精确建模研究[J].机械科学与技术,2016,35(11):1785-1790.
LI Youde, ZHAO Zhigang, MENG Jiadong, et al. Research on precise kinematics modeling of axisymmetric vectoring nozzle throat[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1785-1790. (in Chinese)
- [9] 李建鹏,赵志刚,李有德,等.三环驱动轴对称矢量喷管喉道逆运动学建模[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)
- [10] 李维维,赵志刚,刘洋,等.基于三环驱动的轴对称矢量喷管运动学与力学分析[J].机械研究与应用,2018,31(2):43-45.
LI Weiwei, ZHAO Zhigang, LIU Yang, et al. Kinematic and mechanical analysis of axisymmetric vectoring nozzle based on three ring drive [J]. Mechanical Research and Application, 2018, 31(2): 43-45. (in Chinese)
- [11] 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. Inverse kinematics analysis of three ring drive axisymmetric thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 24-29. (in Chinese)
- [12] 霍树林,赵志刚,同世洲.冷态轴对称矢量喷管非矢量状态运动学研究[J].机械科学与技术,2019,38(10):1619-1625.
HUO Shulin, ZHAO Zhigang, YAN Shizhou. Study on non-vectoring kinematics of cold axisymmetric vectoring nozzle[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2019, 38(10): 1619-1625. (in Chinese)
- [13] 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. Spatial kinematics modeling and Simulation of axisymmetric vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 34-40. (in Chinese)
- [14] Ferlauto M, Marsilio R. Numerical investigation of the dynamic characteristics of a dual-throat-nozzle for fluidic thrust-vectoring[J]. AIAA Journal, 2017, 55(1):86-98.
- [15] Chouicha R, Sellam M, Bergheul S. Effect of reacting gas on the fluidic thrust vectoring of an axisymmetric nozzle[J]. Propulsion and Power Research, 2020, 63(6): 1121-1135.
- [16] Cai C P, Peng Y R, Zhang Q G, et al. Vector deflection stability control of aero-engine based on linear active disturbance rejection[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(8): 221-235.
- [17] 王鑫,武建新.轴对称矢量喷管动力学仿真与分析[J].机械设计与制造,2013,272(10):106-109.
WANG Xin, WU Jianxin. Dynamic simulation and analysis of axisymmetric vector nozzle[J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2013, 272(10): 106-109. (in Chinese)
- [18] 白伟,高为民,任智博,等.喷管面积比对推力矢量发动机特性的影响[J].航空动力学报,2021,36(7):1426-1433.
BAI Wei, GAO Weimin, REN Zhibo, et al. Effect of nozzle area ratio on thrust vectoring engine characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1426-1433. (in Chinese)

(编辑:兰海青)