DOI: 10.3901/JME.2018.02.184

可变面积的非对称姿态模拟射流喷管设计与仿真*

陈鹏飞¹ 吴锋¹ 徐全勇² 彭晋¹ 徐倩楠¹

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院航空发动机高空模拟技术重点实验室 绵阳 621703;

2. 清华大学航天航空学院 北京 100084)

摘要: 可变面积和可变姿态的自由射流喷管因其能够实现试车台能力的最大化、降低成本和快速调节等优点, 将成为地面风洞试验研究的新趋势。为解决在大迎角范围内满足不同推进系统地面试验所需的气流能力和试验舱物理空间之间的矛盾, 同时使其具备真实高度、马赫数和姿态的模拟能力, 提出了一种基于非对称机械臂的姿态模拟射流喷管方案。根据试验舱结构与现代战机飞行包线, 确定自由射流喷管的设计指标与初步流场布置; 建立 2-RRR 机械臂机构数学模型, 运用 Deanvit-Hartenberg(D-H)法开展了机构计算与求解研究; 通过仿真分析了射流喷管的初步功能实现情况, 并验证了该设计方案的可行性, 为射流喷管的研究与发展奠定了基础。

关键词: 风洞; 自由射流; 喷管; 可变面积; 姿态模拟; 非对称; 机械臂

中图分类号: V211

Design and Simulation of Variable Area Jet Nozzle with Asymmetrical Attitude Simulation

CHEN Pengfei¹ WU Feng¹ XU Quanyong² PENG Jin¹ XU Qiannan¹

(1. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Altitude Simulation,

AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703;

2. School of Aerospace engineering, Tsinghua University, Beijing 100084)

Abstract: Free jet nozzle with variable area and variable attitude, for their ability to maximize test cell capacity, reduce costs and adjust quickly, etc., had become the new trend of ground wind tunnel test research. To resolve the contradiction between the airflow capacity requirements that to meet the different propulsion systems ground test required in the wide angle of attack range and the physical space requirements of test chamber, moreover, it had the ability to simulate true altitude, Mach number and attitude, an attitude simulation jet nozzle based on asymmetry robotic manipulator was proposed. According to the test chamber structure and modern aircraft flight envelope, the free jet nozzle design specifications and initial flow field layout were identified. A 2-RRR robotic manipulator mechanism mathematical model was built, and the computation via Deanvit-Hartenberg (D-H) method and solving research of mechanism was carried out. Finally, through the simulation, the jet nozzle functional fulfillment was analyzed, and the design scheme feasibility was validated for the jet nozzle investigate and development established foundation.

Key words: wind tunnel; free jet; nozzle; variable area; attitude simulation; asymmetry; robotic manipulator

0 前言

与风洞试验通过改变试验件相对于风洞轴线的姿态来模拟飞行器飞行环境^[1]不同, 自由射流试验通过射流喷管改变气流流速以及气流与试验件的夹角, 模拟飞行器在加减速、机动飞行时, 气流改变引起进气畸变对推进系统稳定性的影响。文献[2-5]介绍了自由射流试验及其在进气道-发动机匹配性评估方面的优势。自由射流装置采用姿态和马

赫数可变的射流喷管^[6-7], 使推进系统地面试验满足近似图1所示的气动布局。

图1 自由射流试验的气动布局

射流喷管必须能够在大的俯仰角、偏航角和马赫数范围内, 提供流场品质与进气道-发动机评估目

* 国家自然科学基金资助项目(51506108)。20160412 收到初稿, 20170509 收到修改稿

标相称的气流。此外,不同型号的发动机研制所要求的试车台包线范围并不相同,因此对试验舱的模拟能力要求也更灵活,即喷管出口面积需要根据不同进气道的几何形状进行调整。国内外通常是根据不同试验件,设计不同的喷管及其姿态模拟机构^[8-11],很明显,传统固定形式的喷管装置在台架准备周期、制造经费等方面表现欠佳。基于此,本文设计了一种基于非对称机械臂的姿态模拟射流喷管,该喷管可以根据进气道形状直接调整射流的截面积和角度,使其仅将试验所需要的最小进气道包络区包括而复现飞行进气条件,进而实现试验能耗的降低。但该喷管设计必须解决最大模拟能力与有限空间之间的矛盾,具体体现为:① 喷管需按尽可能大的出口面积、姿态角度进行设计,以满足不断增加的进气道尺寸需求,提高试车台的包线范围与通用性;② 在一定尺寸的试验舱中,喷管需采用尽可能小的姿态角度、长度以及收缩比等,以减少壁面效应和射流角度对流场品质的影响,同时降低喷管运动机构负担;③ 试车台供、抽气能耗与试验成本迫使喷管设计趋向所必需的最小出口面积。

在权衡这些矛盾的基础上,本文开展了该喷管的气动布局设计、机构数值计算,并通过初步仿真验证该设计方案的可行性。

1 方案设计

1.1 技术指标

参考现代战机常见机动性要求、飞行包线以及任务剖面^[12],其机动飞行范围一般如图 2 所示,可以看出:大机动工况主要发生在亚声速阶段,在 $Ma=0.5$ 时,正迎角可达 30° ,负迎角仅为 -18° 。同时随着飞行器大迎角、强机动性等发展趋势^[13-15],迎角不对称性还将逐步加剧,基于此,提出自由射流亚声速喷管技术指标,见表 1。

1.2 方案设计

基于非对称机械臂的姿态模拟射流喷管的自由射流试验气动布局如图 3 所示,设计思路如下。

(1) 喷管置于前室与试验段之间,其气动通道由左右对称的固定侧板,以及垂直于侧板之间,上下型面对称并可实现规则运动的型面机构组成。

(2) 喷管上下型面机构相互独立且分别由 3 自由度机械臂组成^[16],3 自由度功能分别为:① 纵向高度可调,以实现喷管面积可调,同时兼顾不同试验件高度位置对喷管中心线高度调整的需求;② 型面角度可调,以实现喷管俯仰姿态可调;③ 流向位置可调,以实现喷管出口截面与试验件之间的距离调整,同时结合角度调整实现俯仰旋转中心可调。

图 2 机动飞行范围

表 1 喷管技术参数

参数	数值
出口面积/ m^2	$0.18 \times (0.08 \sim 0.28)$
马赫数	$0.3 \sim 0.9$
俯仰角/ $^\circ$	$-20 \sim 40$
侧滑角/ $^\circ$	$-15 \sim 15$
角速度/ $^\circ/s$	≤ 1
马赫数精度	± 0.05
角度精度	± 0.5

图 3 基于非对称机械臂的气动布局

(3) 上下机械臂设计为由驱动缸控制的 3 连杆并联机构(2-RRR)^[17]且非对称布置:① 采用 3 连杆机械臂形式的结构设计,以实现灵活运动与线性调节;② 非对称布置,以实现非对称俯仰角度需求下的空间利用最大化。

在此需要特别说明的是:侧滑角范围为 $\pm 15^\circ$,其角度变化范围有限,且在该方案喷管的外围添加常规驱动机构即可实现^[18],故本文暂不对其模拟机构开展相关研究。

2 数值计算

2.1 机械臂建模

按照 D-H 法的规则^[19-20],建立如图 4 所示的喷

管机械臂连杆机构模型。其中 O' 、 O 分别为机械臂上下支点。 m 、 n 分别为两个支点之间的相对坐标距离。 $l_i (i=1\sim 6)$ 分别为调整机构的各连杆长度, $\theta_i (i=1\sim 6)$ 分别为各连杆相对转动的角度值。根据喷管上下面平行, 且出口齐平的原则, l_3 、 l_6 组成的四边形 $BCFE$ 始终为矩形, 故初步给定的 θ_3 、 θ_6 角度范围分别为 $70^\circ\sim 135^\circ$ 、 $-45^\circ\sim 20^\circ$, 以满足俯仰角 $-20^\circ\sim 40^\circ$ 的设计需求; l_1 通常小于 250° , 以保持 A 点与试验舱边壁的安全距离, 同时大于 180° , 以实现其良好的运动性能和驱动装置的结构可实现性; 同理, 给出的各连杆坐标参数及初步给定的角度范围见表 2。

图 4 连杆机构模型

表 2 连杆坐标参数

连杆	长度	角度 $\theta_i / (^\circ)$	角度范围 $\theta_i / (^\circ)$
1	l_1	$\theta_1(180)$	$180\sim 250$
2	l_2	$\theta_2(-90)$	$-120\sim -90$
3	l_3	$\theta_3(90)$	$70\sim 135$
4	l_4	$\theta_4(180)$	$150\sim 210$
5	l_5	$\theta_5(90)$	$90\sim 180$
6	l_6	$\theta_6(-90)$	$-45\sim 20$

下机械臂末端位置相对于基坐标的齐次变换矩阵

$${}^3_0T = {}^1_0T {}^2_1T {}^3_2T = \begin{pmatrix} n_x & o_x & a_x & p_x \\ n_y & o_y & a_y & p_y \\ n_z & o_z & a_z & p_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$n_x = \cos \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2) - \sin \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2)$$

$$n_y = \cos \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2) - \sin \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2)$$

$$n_z = 0$$

$$o_x = -\cos \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2) - \sin \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2)$$

$$o_y = \cos \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2) - \sin \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2)$$

$$o_z = 0$$

$$a_x = 0$$

$$a_y = 0$$

$$a_z = 1$$

$$p_x = l_1 \cos \theta_1 + l_3 \cos \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2) -$$

$$l_3 \sin \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2) + l_2 \cos(\theta_1 + \theta_2)$$

$$p_y = l_1 \sin \theta_1 + l_3 \cos \theta_3 \sin(\theta_1 + \theta_2) -$$

$$l_3 \sin \theta_3 \cos(\theta_1 + \theta_2) + l_2 \sin(\theta_1 + \theta_2)$$

$$p_z = 0$$

此外, 在式(1)中, 0_1T , 1_2T , 2_3T 为相邻坐标系 $i-1$ 和 i 的 D-H 变换矩阵。 $(n_x, n_y, n_z)^T$ 为接近矢量, $(o_x, o_y, o_z)^T$ 为姿态矢量, $(a_x, a_y, a_z)^T$ 为法向矢量, $(p_x, p_y, p_z)^T$ 为位置矢量。

同理可得上机械臂末端位置相对于基坐标的齐次变换矩阵

$${}^6_0T = {}^0_1T {}^1_2T {}^2_3T {}^3_4T {}^4_5T {}^5_6T = \begin{pmatrix} n'_x & o'_x & a'_x & p'_x \\ n'_y & o'_y & a'_y & p'_y \\ n'_z & o'_z & a'_z & p'_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$n'_x = \cos \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5) - \sin \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5)$$

$$n'_y = \cos \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5) - \sin \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5)$$

$$n'_z = 0$$

$$o'_x = -\cos \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5) - \sin \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5)$$

$$o'_y = \cos \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5) - \sin \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5)$$

$$o'_z = 0$$

$$a'_x = 0$$

$$a'_y = 0$$

$$a'_z = 1$$

$$p'_x = l_4 \cos \theta_4 + l_6 \cos \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5) -$$

$$l_6 \sin \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5) + l_5 \cos(\theta_4 + \theta_5) - m$$

$$p'_y = l_4 \sin \theta_4 + l_6 \cos \theta_6 \sin(\theta_4 + \theta_5) -$$

$$l_6 \sin \theta_6 \cos(\theta_4 + \theta_5) + l_5 \sin(\theta_4 + \theta_5) + n$$

$$p'_z = 0$$

2.2 运动学求解

运动学求解主要是根据设定的喷管位姿开展机构逆运算, 即 n, o, a, p 和 n', o', a', p' 已知, 据此推导变量 θ_i 的值。

对于下机械臂, 基坐标系 (x_0, y_0, z_0) 原点指向后两个参考坐标系的位置(即 B 、 C 点)变换关系

$$P_2 = P_3 - a_3 n = (p_x^1, p_y^1, p_z^1) \quad (3)$$

对应于转换矩阵 2_0T 的位置矢量是

$$\begin{pmatrix} p'_{Bx} \\ p'_{By} \\ p'_{Bz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p_x - l_3 n_x \\ p_y - l_3 n_y \\ p_z - l_3 n_z \end{pmatrix} \quad (4)$$

下机械臂在一般位姿下的示意图如图 5、6 所示。

图 5 一般位姿下连杆 1、连杆 2 示意图

图 6 一般位姿下连杆 3 示意图

根据三角形余弦公式和图 5 可得到关系式

$$(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2 = ((l_1)^2 + (l_2)^2) - 2l_1l_2 \cos(180^\circ - \theta_2) \quad (5)$$

$$\theta_2 = \pm \arccos \frac{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2 - ((l_1)^2 + (l_2)^2)}{2l_1l_2} \quad (6)$$

根据机构的运动范围可排除 θ_2 的负值解为伪根, 故

$$\theta_2 = \arccos \frac{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2 - ((l_1)^2 + (l_2)^2)}{2l_1l_2} \quad (7)$$

又有

$$\alpha = \arctan \frac{p'_{By}}{p'_{Bx}} \quad (8)$$

$$\beta = \arccos \frac{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2 + (l_1)^2 - (l_2)^2}{2l_1 \sqrt{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2}} \quad (9)$$

因此, 可得

$$\begin{aligned} \theta_1 &= -180^\circ + \alpha - \beta = \\ &-180^\circ + \arctan \frac{p'_{By}}{p'_{Bx}} - \\ &\arccos \frac{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2 + (l_1)^2 - (l_2)^2}{2l_1 \sqrt{(p'_{Bx})^2 + (p'_{By})^2}} \end{aligned} \quad (10)$$

从图 6 可得到以下关系式

$$q_1 = \theta_1 - 180^\circ \quad (11)$$

$$q_2 = 180^\circ - \theta_2 \quad (12)$$

$$\gamma = 180^\circ - q_1 - q_2 \quad (13)$$

$$\delta = \arctan \frac{n_x}{n_y} \quad (14)$$

$$q_3 = 180^\circ - \gamma - \delta \quad (15)$$

故有

$$\theta_3 = 180^\circ - q_3 = 180^\circ + \theta_1 + \theta_2 + \arctan \frac{n_x}{n_y} \quad (16)$$

同理, 可以求解上机械臂变量分别为

$$\theta_5 = \arccos \frac{(p'_{Ex} + m)^2 + (p'_{Ey} - n)^2 - ((l_4)^2 + (l_5)^2)}{2l_4l_5} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \theta_4 &= -180^\circ + \alpha - \beta = \\ &-180^\circ + \arctan \frac{p'_y - n}{p'_x + m} - \\ &\arccos \frac{(p'_x + m)^2 + (p'_y - n)^2 + (l_4)^2 - (l_5)^2}{2l_4 \sqrt{(p'_x + m)^2 + (p'_y - n)^2}} \end{aligned} \quad (18)$$

$$\theta_6 = 180^\circ - q_6 = \theta_4 + \theta_5 - 180^\circ - \arctan \frac{n'_x + m}{n'_y - n} \quad (19)$$

3 仿真实验

3.1 流场实现

上下气动型面由收缩曲线与保持线组成; 侧板则由入口远端光滑过渡的扇形导流板和出口平直的延长襟组成。喷管流场品质主要受进口气流均匀性、喷管型面气动性能、以及喷管出口试验件或舱壁的堵塞效果影响。图 7 为喷管在一固定面积和水平角度下的气动结果图, 结果表明, 喷管能够实现亚声速阶段气流的均匀加速, 满足使用要求。图 8、9 分别为某型进气道-发动机在试验舱中开展亚声速射流试验的几何模型和喷管射流仿真云图, 结果表明, 在较大俯仰角并带试验件条件下, 喷管出口能

够形成有效射流流场,且能较好克服试验舱边壁的壁面效应,满足使用要求。在此需要说明的是:为简化计算模型,喷管进口默认为均匀进气;用固定

圆弧壁替代喷管机械臂;喷管进口和试验舱排气出口均设定为压力边界,给定进口总压和静压,给定出口静压,并设定仰角为 30° 。

图7 喷管气动结果

图8 带试验件的喷管射流试验几何模型

图9 带试验件的喷管射流试验仿真结果

3.2 运动实现

在第2节变量 θ_i 求解的基础上,通过设置适当位置的驱动缸,使其在行程内满足 θ_i 的运动范围,建立非对称机械臂仿真简化模型,模型坐标采用长度与试验舱内径之比的量纲一表示方法,模型一初始状态的参数如表3所示。其中 $i\#_N$ 、 $i\#_Y$ 分别表示第 $i\#(i=1\sim6)$ 个驱动缸无杆腔端、有杆腔端端点位置,2 $\#_Y$ 、3 $\#_N$ 、5 $\#_Y$ 、6 $\#_N$ 分别与A、B、D、E点重合而未再罗列,驱动缸($i\#$)位置如图8所示。

根据喷管使用特点,仿真模拟设置的运动规则为:上下机械臂型面端相互平行,且沿喷管角度方向始终保持出口平齐,同时忽略其气动力、摩擦力等差异产生的影响。仿真模型及其运动过程如图10所示,该机构分别经历喷管出口高度线性增大(第1 s)、喷管出口截面前移(第2 s)、最大俯冲角度(第3

s)、以及最大爬升角度(第4 s)四个阶段。

表3 模型参数

序号	坐标	序号	坐标
O	(0,0)	1 $\#_N$	(-0.048, -0.112)
A	(-0.272, -0.084)	1 $\#_Y$	(-0.168, -0.016)
B	(-0.368, 0.188)	2 $\#_N$	(-0.208, -0.04)
O'	(-0.316, 0.672)	3 $\#_Y$	(-0.408, 0.188)
D	(-0.588, 0.632)	4 $\#_N$	(-0.448, 0.728)
E	(-0.368, 0.468)	4 $\#_Y$	(-0.432, 0.616)
		5 $\#_N$	(-0.52, 0.648)
		6 $\#_Y$	(-0.408, 0.468)

图10 模型运动过程图

图11为机械臂驱动缸位移曲线,图12为喷管位姿结果。可以看出,该机构运动良好,驱动缸行程范围合理;受最大出口截面面积状态限制,机构在最大爬升角度($>40^\circ$)调节过程中线性度相对较差。总的说来,该非对称的2-RRR机械臂机构能够相互协同,并实现喷管在出口面积、旋转中心、俯仰角度等方面的线性调节,满足设计指标。

图 11 驱动缸位移曲线

图 12 喷管位姿曲线

4 结论

(1) 提出的可变面积的姿态模拟射流喷管, 其根据不同试验件几何尺寸需求, 直接进行喷管出口截面积调整, 提高了试验设备的兼容能力与试验准备效率。

(2) 采用的非对称 2-RRR 机械臂设计, 解决了典型战机机动飞行范围需求不对称, 而引起的试验舱模拟能力受限的问题, 使其模拟能力趋于最大化。在此基础上, 通过调整型面位姿, 还可实现钟形口喷管或拉瓦尔喷管功能, 以便开展如试验前吹扫、超声速射流等特定的试验科目。

(3) 初步的仿真计算结果表明, 可变面积的姿态模拟射流喷管在亚声速气动实现, 以及机构求解方面具有可行性, 其在风洞试验领域具有良好的可实现性与应用前景。下一步将在带姿态角的流固耦合仿真; 2-RRR 机构的路径规划与精确实现这两个方面做进一步的分析研究。

参考文献

[1] 孙岩, 张征宇, 黄诗捷, 等. 风洞试验中模型迎角视觉测量技术研究[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 1-7.

SUN Yan, ZHANG Zhengyu, HUANG Shijie, et al. Vision measurement technology research for model angle of attach in wind tunnel tests[J]. ActaAeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1): 1-7.

[2] SERRE L, DENIS P, CORTES N, et al. Development of S4 free jet test facility for the French Lea flight test program. AIAA 2011-2264[R]. Reston: AIAA, 2011.

[3] CHEN Pengfei, WU Feng, XU Jinglei, et al. Design and implementation of rigid-flexible coupling for a half-flexible single jack nozzle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29 (6): 1477-1483.

[4] CHARLES L. Current airframe propulsion integration testing techniques at AEDC, AIAA 2004-6819[R]. Reston: AIAA, 2004.

[5] 程晓龙, 马朝臣, 刘恒, 等. 合成射流对钝尾缘翼型气动特性的影响[J]. 机械工程学报, 2016, 52(4): 148-156. CHENG Xiaolong, MA Chaochen, LIU Heng, et al. Influence of synthetic jet on aerodynamic characteristics of blunt trailing edge wind turbine airfoil[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(4): 148-156.

[6] 陈鹏飞, 吴锋, 邓云中. 自由射流进气装置研究与发展综述[C]//中国航空学会第八届动力年会, 2014, 9 月 18-19, 沈阳. 2014: 1474-1479.

CHEN Pengfei, WU Feng, DENG Yunzhong. Research and developing general overviews of the free-jet intake device[C]// Eighth Drive Conference of Aviation Association of China, September 18-19, 2014, Shenyang. 2014: 1474-1479.

[7] BEALED. Suppression of secondary vertical flow in nozzles for free-jet ground test facilities, AIAA-2000-0152[R]. Reston: AIAA, 2000.

[8] PRUITT D, BATES L. Starting and test rhombus characteristics of two-dimensional supersonic free-jet nozzle/generic supersonic aircraft inlet configurations, AIAA-1992-5091[R]. Reston: AIAA, 1992.

[9] 唐志共, 许晓斌, 杨彦广, 等. 高超声速风洞气动力试验技术进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 86-97.

TANG Zhigong, XU Xiaobin, YANG Yanguang, et al. Research progress on hypersonic wind tunnel aerodynamic testing techniques[J]. ActaAeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 86-97.

[10] JUHANY K, HUSAINI H. Investigation of a single jack flexible supersonic nozzle, AIAA-2007-958[R]. Reston: AIAA, 2007.

[11] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total-pressure

- distortion in turbine engine ground tests[R]. ASME Paper No. GT2006-90038.
- [12] 刘大响, 胡俊, 叶培梁, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004. LIU Daxiang, HU Jun, YE Peiliang, et al. Stability design and evaluation technology for aviation gas turbine engines[M]. Beijing: Aircraft Industry Press, 2004.
- [13] ADAMS R, BUFFINGTON J, BANDA S. Active vortex flow control for VISTA F-16 envelope expansion, AIAA-1994-3681[R]. Reston: AIAA, 1994.
- [14] COBLEIGH B. High-angle-of-attack yawing moment asymmetry of the X-31 aircraft from flight test, AIAA-1994-1803[R]. Reston: AIAA, 1994.
- [15] CHAPEL J. Unified manipulator performance specifications for contact and noncontact tasks, AIAA-1992-4310[R]. Reston: AIAA, 1992.
- [16] LEI Jingtao, YU Huangying, WANG Tianmiao. Dynamic bending of bionic flexible body driven by pneumatic artificial muscles(PAMs) for spinning gait of quadruped robot[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2016, 29(1): 11-20.
- [17] 卜王辉, 郑钰馨, 张攀, 等. 含正则支链的并联机器人雅可比简化分析方法[J]. 机械工程学报, 2016, 52(9): 36-41. BU Wanghui, ZHENG Yuxin, ZHANG Pan, et al. Simplified Jacobian analysis for parallel robots with regular limbs[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(9): 36-41.
- [18] DUESTERHAUS D A, MAYWALD P V. Free-jet test capability for the aeropulsion systems test facility, AIAA-1989-2537[R]. Reston: AIAA, 1989.
- [19] 宋瑜, 施至豪, 唐智川, 等. 四连杆电动椅电动机的动力学模型及仿真[J]. 机械工程学报, 2015, 51(19): 47-52. SONG Yu, SHI Zhihao, TANG Zhichuan, et al. Kinematics model and simulation for motor of four-link electric chair[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(19): 47-52.
- [20] 赵静一, 陈鹏飞, 郭锐. 自行式液压货车非对称转向系统设计[J]. 机械工程学报, 2012, 48(10): 160-166. ZHAO Jingyi, CHEN Pengfei, GUO Rui. Design of asymmetry steering system for self-propelled hydraulic transporter[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(10): 160-166.
-
- 作者简介: 陈鹏飞, 男, 1986 年出生, 工程师。主要从事高空模拟试验技术、先进整机试验及试验预研技术方面的研究工作。
E-mail: zhongguoren.cpf@qq.com
- 吴锋(通信作者), 男, 1982 年出生, 高级工程师。主要从事高空模拟试验技术、先进整机试验技术和复杂系统仿真技术方面的研究工作。
E-mail: wufeng_my@qq.com