

FL-26 风洞模型支撑系统动态仿真分析

陈万华 王超琪 谢国栋 陈振华

中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000

摘要: 研制具有良好力学特性的大迎角模型支撑系统, 是解决先进、高机动飞行器大迎角气动力问题的关键技术之一。阐述了 FL-26 风洞大迎角模型支撑系统结构形式, 对系统的动态特性和动力响应进行了有限元分析, 获得了大迎角模型支撑系统自由振动时的模态频率和模态振型, 以及试验段气动噪声作用下的加速度响应和动应力。仿真结果表明: 大迎角模型支撑系统动态特性较好, 不同方向的动力响应主频及均方根值分布较为离散且数量级相差较大, 未出现共振现象。

关键词: 风洞; 模型支撑系统; 模态分析; 动态响应

中图分类号: V211.7

DOI: 10.3969/j.issn.1004-132X.2012.02.009

Dynamic Simulation Analysis of Model Support System in FL-26 Wind Tunnel

Chen Wanhua Wang Chaoqi Xie Guodong Chen Zhenhua

China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang, Sichuan, 621000

Abstract: Developing the high angle of model support system with nicer mechanics characteristics is among the key technologies for researching aircraft weapons which are advanced and high mobile. The structural forms of high angle of model support system in FL-26 wind tunnel were expounded. The dynamic characteristics and dynamic response of the high angle of model support system in FL-26 wind tunnel were analyzed, and the modal frequencies and shapes at the vibration with natural frequency, and the acceleration response and dynamic stress response at the aerodynamic noise were obtained. These results show that the high angle of model support system in FL-26 wind tunnel has good performance of dynamic characteristics and main frequency is in different directions and scalar level of RMS value is quite distinctness.

Key words: wind tunnel; model support system; modal analysis; dynamic response

0 引言

大迎角试验气动力问题, 是先进、高机动飞行器武器研制的关键技术之一^[1], 开展该试验的主要装置是大迎角模型支撑系统。美、俄等航空发达国家都在相应的大风洞中发展了成熟先进的大迎角试验技术, 研制成功的系列高机动飞行器就是最好的例证^[2]。国外为开展这些试验的风洞都研制了具有良好力学特性的大迎角模型支撑系统, 但由于种种原因, 很少见到相应的研究报告。目前, 国内高超声速风洞中只有 CARDC 1.2m 跨超声速风洞具有一套单臂支撑的大迎角模型支撑系统, 该系统采用分层叠加的设计思路, 将俯仰机构置于偏航机构之上, 两机构各自独立运动, 互不干扰^[2]。FL-26 风洞的大迎角模型支撑系统采用关节式结构, 迎角 α 和侧滑角 β 各自独立变化, 互不干扰, 系统结构形式与荷兰 HST 风洞的大迎角模型支撑系统类似。

在大迎角试验中, 由于试验段气流噪声、内流场气流脉动以及气流分离的作用, 模型将产生振动。较大的振动将导致试验数据的准度和精度出现较大偏差, 甚至导致模型支撑机构的结构破坏^[3]。为避免模型的振动, 在模型支撑系统设计过程中, 应针对不同的工况进行结构有限元分析, 以预估系统的动态特性及动力学响应。因此, 设计具有良好动态特性的支撑系统, 是力求避免模型在试验时产生较大振动的首要关键技术之一。在 FL-26 风洞大迎角模型支撑系统设计中, 陈振华等^[4]采用有限元法对大迎角机构的静态强度、刚度及模态进行了初步计算分析, 本文在此基础上, 针对模型支撑系统进行了模态分析和气动噪声作用下的动力响应预估。

1 模型支撑系统简介

FL-26 风洞大迎角模型支撑系统结构(图 1)主要包括标模、大迎角机构、弯支杆以及扇形支板等。大迎角机构又由模型支杆、俯仰机构、偏航机构等组成, 通过弯支杆安装在全模试验段的扇形支板上。俯仰机构包括旋转支臂、转动关节和

收稿日期: 2011-02-23

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金资助项目 (SKLA2009A0103)

伺服油缸等,偏航机构包括前臂、后臂、弯支臂、前后卡板以及前后转动关节等^[4]。大迎角机构总长约 2.8m,安装模型和模型支杆后总长约 4.1m。为了保证模型中心轴线与风洞轴线水平重合,迎角机构预置于 20°迎角的位置。

俯仰机构由伺服油缸驱动,闭环自动控制,可无级调速。偏航机构采用手动调节,由机构前后两对卡板进行定位。模型支撑系统具体的运动原理是:通过伺服油缸驱动旋转支臂(包含模型、天平、尾支杆)绕俯仰机构的转动关节旋转,从而实现模型迎角 α 的连续变化;通过偏航机构前后支臂的相反预先偏转,并由前后卡块压紧连接定位,从而实现模型侧滑角 β 的阶梯变化。基于以上原理,可实现试验模型真正意义上的大迎角、大侧滑角试验姿态。其中,模型典型姿态角包括两种工况:迎角 $\alpha=0^\circ$,侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时,大迎角机构处于悬臂最长状态,此时机构刚度较小,但模型气动力较小,见图 1;迎角 $\alpha=52.5^\circ$,侧滑角 $\beta=\pm 20^\circ$ 时,大迎角机构刚度有所变化,但此时模型气动力最大,见图 2。

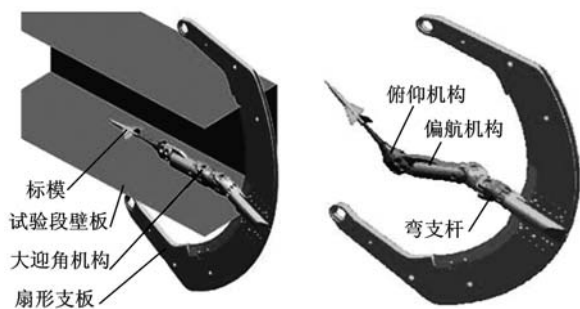


图 1 模型支撑系统组成及典型姿态 A($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$) 图 2 模型支撑系统典型姿态 B($\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$)

2 计算模型的建立

在风洞试验中,模型支撑系统的空间位置随模型姿态角的变化而发生变换,大迎角机构的几何刚度及质量分布也随着模型姿态角的变化而变化^[5]。同时,由于机构中存在安装间隙、滚动轴承以及液压油缸等复杂边界条件,因此大迎角机构实质是具有多柔体、时变、非线性的复杂机械系统。

目前,分析机械零部件动力学问题的有限元方法已比较成熟,可在 NASTRAN、ANSYS 等商品化软件平台上完成动力学建模和各种分析。但对于复杂的机械系统,即使采用动态有限元求解技术进行仿真,其结果与实际工程应用还是存在较大的差距。因此,采用时变机械系统瞬时结构的假设,以模型支撑系统主要姿态建立力学分析

模型,并以计算结果来分析机械系统的动态特性和动力响应是一种行之有效的工程处理方法。

2.1 结构简化

有限元分析结果的准确度依赖于计算模型的正确程度。建立正确计算模型的关键问题主要包括结构单元的选取、载荷及边界条件等的处理方法,处理不同零部件装配时的结合面特性最为重要。笔者曾采用结构简化方法对存放状态下的大攻角机构进行了有限元分析和模态试验对比,结果较为理想^[6]。因此,本文通过分析大迎角模型支撑系统的结构形式,采用类似的结构简化方法,对结构采取了以下简化。

(1)采用四面体实体单元离散整个结构,忽略扇形支板上的工艺孔和大迎角机构上的小孔(直径小于 30mm)、结构工艺倒角(倒角半径小于 10mm)等不致影响结构力学特性的细小特征。

(2)将扇形支板的中部支架和上下支板之间的螺栓连接简化为实体相连,仅保留 4 个配做的定位销孔;考虑机构中各锥度配合面的高精度加工和安装配合要求,将大迎角机构中的前臂、后臂及弯支杆之间的连接简化为实体相连。

(3)将弯支杆与扇形支板中部支架,以及模型、天平、旋转支臂的锥度配合简化为实体相连。

(4)将各转动关节转轴处的滚动轴承简化为实体共面协调网格,并以等效刚度和等效阻尼在结合面建立边界约束方程,采用结构有限元分析软件 MSC/NASTRAN 中的 CBUSH 单元来进行模拟;将液压油缸简化为具有轴向刚度(液压刚度)和阻尼的套筒单元,同时将油缸作相应的质量等效并采用质量单元模拟。

(5)边界约束:①扇形支板与油缸活塞杆相连的上下转动轴孔内表面的位移及转角约束;②扇形支板两侧面 4 组侧向支撑轮的单向位移约束。

2.2 滚动轴承参数计算

对于圆锥滚子轴承,其等效刚度系数计算采用如下公式:

轴向刚度系数

$$K_a = 41\ 335Zl_e^{8/9}\delta_a^{1/9}\sin^{19/9}\theta \quad (1)$$

径向刚度系数

$$K_r = 9118Zl_e^{8/9}\delta_r^{1/9}\cos^{10/9}\theta \quad (2)$$

式中, Z 为滚动体个数; l_e 为滚动体有效接触长度,mm; θ 为接触角, $^\circ$; δ_a 、 δ_r 分别为轴向和径向的变形,mm。

参考机械工程手册,取滚动轴承连接结构的等效阻尼系数 $\zeta=0.015$,同时根据式(1)、式(2),可得大迎角机构中俯仰机构关节、偏航机构前后关节处滚动轴承的等效刚度值,见表 1。

表 1 滚动轴承等效刚度值 N/mm

α 关节	$K_a = 5.367\ 01 \times 10^5$	β 关节	$K_a = 6.541\ 55 \times 10^6$
轴承	$K_r = 2.290\ 31 \times 10^6$	轴承	$K_r = 2.040\ 69 \times 10^6$

2.3 液压油缸参数计算

根据液压油缸特性,等效液压刚度为两腔受压液体产生的液压弹簧刚度之和,即

$$K_h = A_1^2 \beta_e / V_1 + A_2^2 \beta_e / V_2 \quad (3)$$

式中, β_e 为液压油容积弹性模量,一般取 $(0.7 \sim 1.4) \times \text{GPa}$; A_i 、 V_i 分别为油缸进油腔和出油腔的有效活塞面积与容积。

式(3)表明,油缸液压刚度系数 K_h 与油缸活塞有效面积为二次非线性关系,在模型迎角 α 从 $-5^\circ \sim 95^\circ$ 的变化中,将油缸活塞行程转化为模型迎角 α ,可得出模型迎角 α 与油缸等效液压刚度的关系具有非线性特性的结论,见图 3。

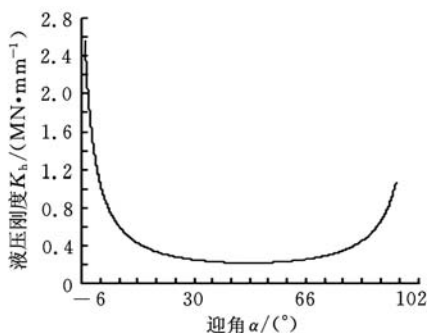


图 3 迎角 α 与液压刚度 K_h 曲线

根据液压控制理论,液压油缸阻尼比 ζ_h 随工况的改变会产生很大的变化,当活塞位于零位区时, ζ_h 范围为 $0.1 \sim 0.2$; 当活塞速度和负载较大时, $\zeta_h > 1$,阻尼比变化幅度为 $2000\% \sim 3000\%$ 。尽管如此,在工程设计中,一般液压系统的阻尼系数 ζ_h 选用的范围为 $0.1 \sim 0.2$ 。为简化计算,本文阻尼系数 ζ_h 取 0.15 。

3 模态分析与结果

根据以上简化方案,采用四面体单元、含刚度和阻尼特性的一维元,基于多点约束方程的刚性单元及等效质量单元,在多次计算、分析、比较的基础上,确定了在典型试验工况下用于动态特性和动力响应预估的有限元分析模型,如图 4 所示。

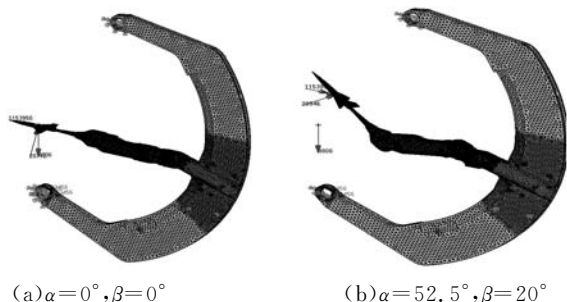


图 4 模型支撑系统典型姿态有限元模型

针对所建模型特点,考虑特征值求解方法的数值稳定性和计算效率,选用 MSC/NASTRAN 中的 Lanczos 法进行求解。由于模型计算规模很大,根据一般工程需求,计算了大迎角模型支撑系统两种姿态下的前 3 阶自然频率及振型,图 5 所示为 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 姿态时的前 2 阶模态振型,表 2 所示为前 3 阶自然频率。

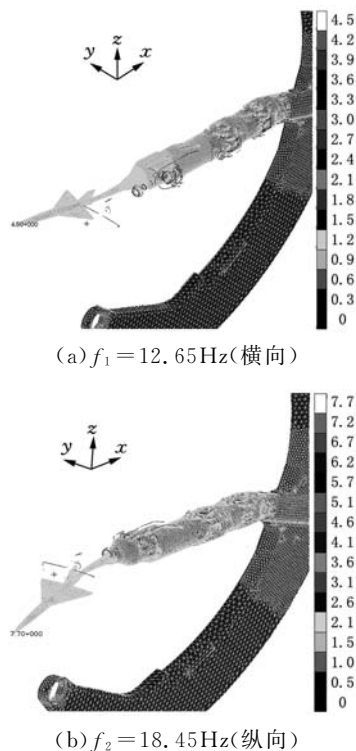


图 5 前 2 阶的大迎角模型支撑系统姿态 A 模态振型 ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

表 2 大迎角模型支撑系统模态计算结果 Hz

模型姿态		$\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ$	$\alpha = 52.5^\circ, \beta = 20^\circ$
模态分析	f_1	12.65(横向)	13.48(横向)
	f_2	18.45(纵向)	18.38(纵向)
	f_3	21.57(横向)	22.18(横向)

根据图 5 及表 2 的内容可知:

(1) 无论是在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 的姿态,还是在 $\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$ 的姿态,大迎角模型支撑系统的模态并未出现模态密集的现象,且模态之间有一定程度的分离,说明部件耦合影响较小,这将有助于调整结构固有频率;大迎角模型支撑系统的固有频率与气流脉动压力的典型峰值频率(马赫数 0.8 时的主要频率分别为 27Hz、45Hz、112Hz 及 293Hz)未出现重叠,避开了主要激振频率,使支撑系统有可能避免产生较大的振动。

(2) 随着模型姿态的变换,大迎角机构频率也发生一定的变化。这表明大迎角机构的动态刚度随模型姿态角不同而不同。

4 动力响应分析与结果

模型支撑系统在风洞吹风试验时,风洞流场存在气流脉动,在模型姿态的变化过程中,气流往往会使模型产生较明显的气动力变化,在大迎角试验状态下,该类问题更为突出。模型姿态和流场的非定常变化可能出现多种多样、数目无限的组合,因此,很难给出模型姿态与非定常气动力的准确函数关系。

在有限元谱分析方法中,随机响应分析在频响分析的基础上求解结构的完整频率响应函数。在处理大多数工程问题时,根据结构随机振动理论^[7],若结构中的应力与变形均属于微小量,则可认为激励与响应之间存在线性关系。因此,采用有限元法计算结构的频率响应函数,再利用传递函数理论计算结构的响应谱,是解决复杂结构随机响应问题的最有效方法之一。

4.1 激励载荷谱的处理

根据 FL-26 风洞试验所提供的模型气动力激励载荷形式,模型支撑系统的动力响应分析可理解为模型支撑系统在随机分布力(气动噪声)作用下的随机振动响应计算。FL-26 风洞试验段噪声功率谱密度曲线如图 6 所示。计算前需将噪声功率谱密度曲线换算为 MSC/NASTRAN 软件所需的气流脉动压力功率谱密度 PSD:

$$G_p = p_{ref}^2 10^{(0.1G_{SPL} - 94)} \quad (4)$$

式中, p_{ref} 为参考声压, $p_{ref} = 20.4\text{Pa}$; G_{SPL} 为风洞噪声功率谱密度, dB。

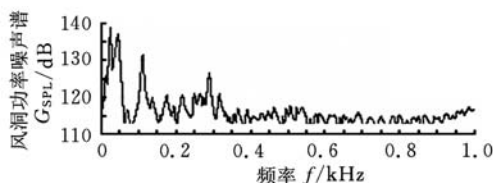


图 6 风洞噪声功率谱曲线图

考虑到风洞噪声曲线频率分布,截断频率 f 取 400Hz,则应用于谱分析的气流脉动压力功率谱密度曲线如图 7 所示。

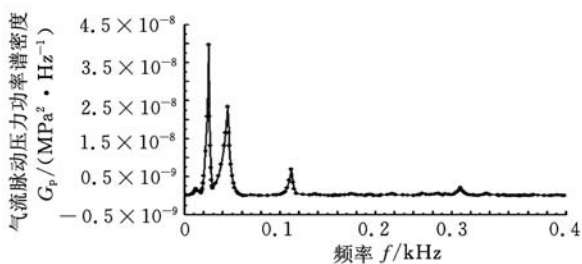


图 7 气流脉动压力功率谱密度曲线

4.2 阻尼比系数选取

模态阻尼比对动力响应有重要的影响,一般

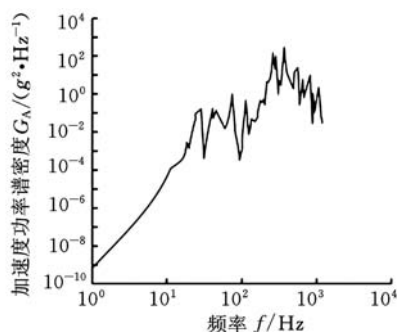
只能通过模态试验获取,对于新研制过程中的结构系统,无法获得准确的阻尼比。因此,根据以往计算分析经验,参考以前在风洞中所完成的模型支撑系统模态试验测量结果,在查阅大量相关文献的基础上,采用动力载荷设计中阻尼问题的工程处理方法,阻尼比系数统一取 0.04。

4.3 计算结果与分析

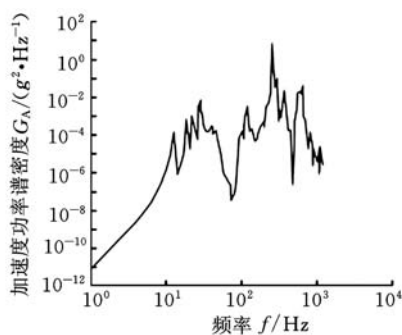
根据设计要求,本文关心的结构响应分析结果包括模型力矩中心的加速度、位移和最大动应力的响应值,表 3 列出了加速度和位移的均方根值计算结果,相应的振动加速度响应曲线如图 8、图 9 所示,最大动应力曲线如图 10、图 11 所示。

表 3 大迎角模型支撑系统动力响应计算结果

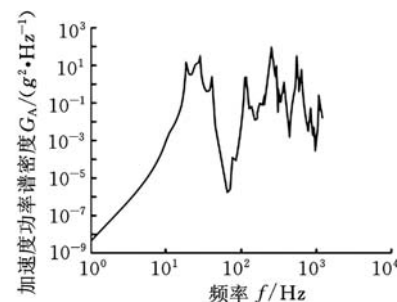
模型姿态		$\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$		$\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$	
部位	方向	加速度 (mm/s ²)	位移 (mm)	加速度 (mm/s ²)	位移 (mm)
力矩中心	X	96.04	4.379×10^{-5}	56.07	1.098×10^{-3}
	Y	7.969	5.629×10^{-6}	61.14	3.067×10^{-3}
	Z	54.94	4.845×10^{-4}	80.77	4.254×10^{-4}



(a) X 方向(阻力方向)



(b) Y 方向(侧向力方向)



(c) Z 向(升力方向)

图 8 模型支撑系统加速度功率谱密度曲线($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

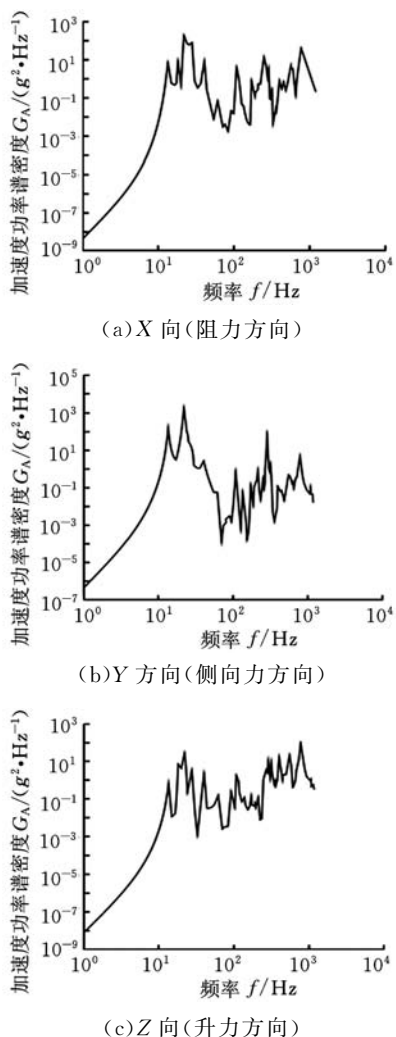


图9 模型支撑系统加速度功率谱密度曲线($\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$)

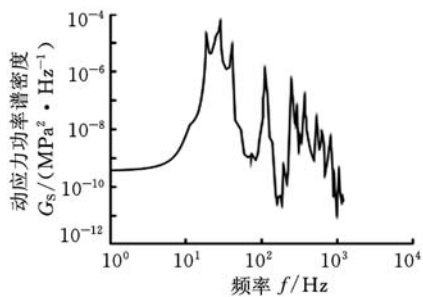


图10 动应力功率谱密度曲线($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

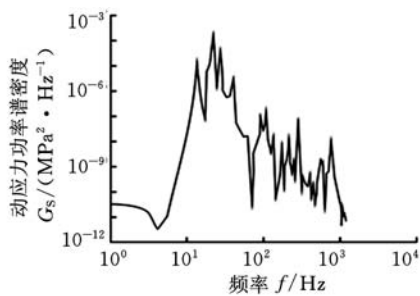


图11 动应力功率谱密度曲线($\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$)

分析表3及图8~图11可知:

(1)在气动噪声激励作用下,模型两种典型姿

态工况条件下的加速度响应和位移响应值均较小,这表明模型支撑系统并未出现明显的振动;同时,计算结果充分表明,振动响应峰值的大小主要取决于结构自身的固有力学特性和激励的主频率成分。

(2)模型支撑系统在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 的时候,模型振动加速度的主要振动频率依方向不同而有较大差异,同时模型振动主要能量集中在250~400Hz范围;X向(阻力方向)及Z向(升力方向)的振动加速度的均方根值大于Y向(侧向力方向)的振动加速度均方根值,这说明模型在低频时,Z向(升力方向)易产生振动,在较高频率时易出现X向振动;模型支撑系统在 $\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$ 的时候,模型的振动加速度主要振动频率范围为13~28Hz;3个方向振动的加速度均方根值相近。

(3)模型支撑系统在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 的时候,最大动应力主要频率为18Hz和29Hz,在 $\alpha=52.5^\circ, \beta=20^\circ$ 的时候,最大动应力主要频率为13Hz、22Hz和29Hz。

5 结论

(1)FL-26风洞大迎角模型支撑系统具有较好的力学动态特性,刚度富裕,低阶频率分布较为分散,满足气动试验要求。

(2)模型支撑系统动力响应发生频率主要集中在低频部分,X、Y、Z方向的动力响应主频及均方根值分布较为离散且数量级相差较大,未出现共振现象;加速度响应值、位移响应值及最大动应力响应值水平均很低。

(3)从FL-26风洞模型支撑系统几年的试验情况来看,支撑系统未出现较大的振动,其结构设计合理可靠。因此,采用有限元法对风洞结构进行优化设计和响应预估是一种行之有效的方法。

参考文献:

- [1] 恽起麟. 试验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1991.
- [2] 范召林,吴军强,贺中,等. 高速风洞超大迎角试验技术初步研究[J]. 流体力学实验与测量,2001,15(3):36-42.
- [3] Yong C, Popernack T, Gloss B. National Transonic Facility Model and Model Support Vibration Problems[R]. Reston, VA, USA: AIAA,1990.
- [4] 陈振华,陈万华. FL-26风洞大迎角机构结构设计及与有限元分析[J]. 试验流体力学,2008,22(4):84-88.

差速转向复合式探测机器人运动学分析

尚伟燕¹ 邱法聚² 杨超珍¹

1. 宁波工程学院, 宁波, 315000 2. 宁波市特种设备检验检测研究院, 宁波, 315000

摘要:为便于探测机器人的导航和跟踪控制,提出了差速转向的复合式移动机器人运动学模型的构建及求解方法。通过对差速转向复合式移动系统结构及运动特性进行分析,推导了探测机器人车体速度与后轮及承重轮速度之间的关系矩阵,提出采用 Householder 变换求解车体运动的方法,为探测机器人越障过程中位置和方位的估计提供了较准确的求解模型。最后对差速转向复合式机器人的行进过程进行仿真试验,验证了运动学模型的正确性及机器人的运动特性。

关键词:差速转向;探测机器人;移动系统;运动学;Householder 变换

中图分类号:TP24

DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2012.02.010

Kinematics Analysis of Differential Steering Exploration Robot with Compound Walking Mechanism

Shang Weiyan¹ Qiu Faju² Yang Chaozhen¹

1. Ningbo University of Technology, Ningbo, Zhejiang, 315000

2. Ningbo Special Equipment Inspection & Research Institute, Ningbo, Zhejiang, 315000

Abstract:In order to improve the accuracy of navigation, a kind of new method was presented to establish and solve the kinematics model of wheel-tracked exploration robot. By analyzing the structure of the moving system, a kinematics model of exploration robot was set up and kinematics equations were deduced. Then the kinematics relationships between the bodywork and the wheels were established, and the Householder transformation was used to estimate the least-squares solution of the kinematics equations, which provides an efficient method to obtain more accurate solutions. At last, the effect of the correctness of kinematic model and solution method was testified by computer simulation.

Key words:differential steering; exploration robot; moving system; kinematics; Householder transformation

0 引言

救援机器人具有较好的环境适应性,往往能代替人完成复杂环境下的探测任务,在灾场搜救等方面显示出其优势^[1-3]。轮履复合式探测车在执行探测任务过程中,当路面状态复杂多变,遇到难于跨越的障碍物、沟壕及斜坡等地形时,需要探测车跟踪路径规划器所规划的路径,灵活地进行避障行驶,因此,探测车在执行探测任务中的转向较频繁。笔者设计的差速转向复合式探测机器人

(以下简称为探测机器人)采用滑动转向方式,四轮全驱动,通过控制内外侧轮驱动电机的转速实现探测机器人转向。该转向方式可以实现探测机器人的原地转向,即零半径回转,这样在运动环境比较狭窄的情况下,探测机器人也能行驶自如,顺利完成作业任务^[4-5]。

探测机器人在非结构化的三维环境中移动时,需要随时获取相对准确的自身运动信息,对其自身运动行为进行控制,从而顺利地完转向避障等运动,为探测、救援任务的顺利完成打下基础。因此,进行探测机器人的运动学分析对提高其探测效率具有重要意义。

收稿日期:2011-07-08

基金项目:浙江省教育厅项目(Y201120198)

[5] Garcon F. Recent Developments in Captive Trajectory Systems of the ONERA Modane Wind Tunnels, AIAA-2001-0579[R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2001.

[6] 陈万华. 2.4m 风洞大攻角机构系统运动仿真与动态特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007.

[7] 庄表中,梁以德. 结构随机振动[M]. 北京:国防工业

出版社,1995.

(编辑 张 洋)

作者简介:陈万华,男,1975年生。中国空气动力研究与发展中心四所副研究员。主要研究方向为风洞结构优化与主动控制。发表论文 10 余篇。王超琪,男,1964年生。中国空气动力研究与发展中心四所研究员。谢国栋,男,1962年生。中国空气动力研究与发展中心四所高级工程师。陈振华,男,1966年生。中国空气动力研究与发展中心四所研究员。