

# 地面效应对反推状态下发动机进口流场影响数值研究

周凯,王志强

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**为分析与评估地面效应对反推状态下大涵道比涡扇发动机进口流场影响,对某型大涵道比涡扇发动机台架试验的5个状态点开展反推状态下的数值模拟研究,通过与试验数据对比,验证数值方法的准确性。在此基础上,进行反推状态下单台发动机三维流场细节的研究,通过对比固定地面和移动地面以及不同离地高度时的计算结果,获取反推扰流流场中大涵道比涡扇发动机进口 AIP 截面周向稳态总压畸变指数,总结地面效应对反推状态下大涵道比涡扇发动机进口流场影响特性。

**关键词:**地面效应;反推力装置;大涵道比

**中图分类号:**TP391.9 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)01-0193-05

## Numerical Study of Influence of Ground Effect on Flow Field of Engine Inlet in Reverse State

ZHOU Kai, WANG Zhiqiang

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to analyze and evaluate the influence of ground effect on the inlet flow field of high bypass ratio turbofan engine in the reverse thrust state, a numerical simulation study of the reverser flow field was carried out for five state points of high bypass ratio turbofan engine bench test. Comparison with the experimental thrust values was conducted to verify the accuracy of the numerical method and to determine the mesh quantities and turbulence models. Based on this, the research on the reverser flow field under different relative incoming was undertaken. By means of comparison with the calculation results of the fixed and the moving grounds and different ground clearance heights, the AIP cross section of the steady-state total pressure distortion index of the turbofan engine inlet in the reverse-turbulent flow field was obtained and the effect of the ground effect on the turbofan engine inlet flow field in the reverse-thrust state was summarized.

**Keywords:** ground effect; thrust reverser; high bypass ratio

## 0 引言

飞行器在着陆靠近地面时,绕飞行器的流场与在自由大气中飞行不同,这种由地面存在而产生的气流影响作用称为地面效应<sup>[1]</sup>。

随着涡扇发动机涵道比的增加,风扇流量大幅度增加<sup>[2]</sup>,引起反推力装置流通面积增加,增大反推力装置轴向尺寸,缩短了反推力装置与地面距离,加剧了反推气流与地面相互作用。

地面应该模拟成一个以自由流速度移动的地板,当地板移动速度达到自由流速度时可消除固定地面产生的边界层影响。2005年 G. H. Hegen 利用带有移动带的DNW-LLF 风洞对 TPS 模型开展不同滑跑速度下地面效应对反推气流重吸入的影响。有无移动带地板风洞试验示意图如图 1 所示。国内反推力装置性能试验大多在带有固定地板的风洞测试,对地面效应影响的研究较少<sup>[3-5]</sup>。

本文针对某大涵道比涡扇发动机的简化模型,开展着



图 1 有无移动带地板风洞试验示意图

陆滑跑状态下反推气流流场的数值研究,分析不同滑跑速度下地面效应对反推状态下大涵道比涡扇发动机进口流场畸变影响。

## 1 建模与网格划分

本文研究对象为大涵道比涡扇发动机 1:1 全尺寸模型。主要由发动机短舱、吊架、进气锥、内涵喷管和叶栅式反推装置组成,如图 2 所示。

在发动机外建立了半圆柱外流区域,如图 3(a)所示。发动机中轴线距离地面为  $H$ ,发动机直径  $D$ (此时  $H/D$  约

基金项目:国家科技重大专项(2017-II-0004-0017)

第一作者简介:周凯(1993—),男,安徽蚌埠人,硕士研究生,研究方向为航空宇航推进理论与工程、内外流叶轮机械气体动力学。

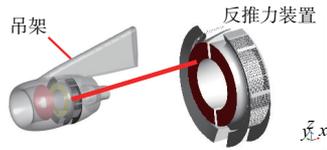


图2 计算对象示意图

为2),发动机轴向长度为 $L$ 。计算域半径为 $14D$ ,计算域长度取为发动机轴向长度 $L$ 的10倍,计算域进口距离发动机进口约为 $5.5L$ 。

采用ICEM对计算域进行网格划分,外流场流域最大网格尺度为1024mm,在流动复杂区域发动机周围和发动机进气道附近设置双加密区,如图3(b)所示,发动机进气唇口区域最大网格尺度为16mm,并在壁面设置了10层边界层网格,第一层网格为0.2mm,延展比为1.2。反推力装置域相对尺寸较小,最大网格尺寸设为32mm(图3(c)),其中叶栅区面网格最大尺寸为2mm(图3(d)),并在外流域与反推力装置内域交界处反推气流出口设置相同网格参数,最后生成网格单元约为2100万(elements),记为Grid\_2100万。通过合理改变上述网格参数,共生成4套网格分别为Grid\_1000万、Grid\_1600万、Grid\_2100万、Grid\_5500万。

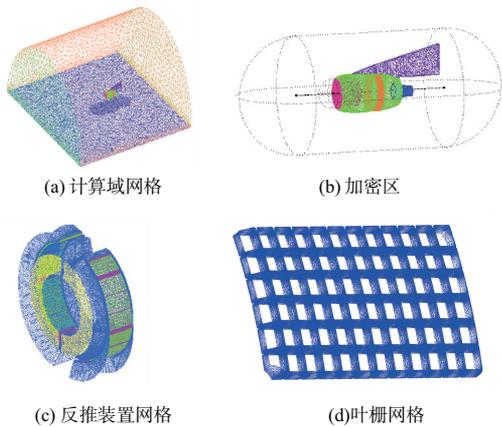


图3 计算网格示意图

## 2 数值计算方法

### 2.1 计算方法

本文数值模拟采用ANASYS CFX软件。为了验证本文数值模拟方法的可靠性和所采用网格密度、湍流模型的合理性,首先对台架试验的5个不同状态点开展反推气流场的数值模拟研究,通过与试验数据对比,验证本文采用的数值模拟方法的准确性。

计算时的边界条件给定如图4所示:外流域主要由远场、远场进口、远场出口以及地面边界组成,在验证数值模拟方法准确性计算中三远场为开放边界,给定试验记录的环境大气总温、总压;外流域的下边界为无滑移壁面,用于模拟试验中固定地面;发动机进口截面设定为质量流量速率出口;发动机内涵喷管进口和

反推力装置进口为计算域的进口边界,给定相应试验状态下的总温、总压。

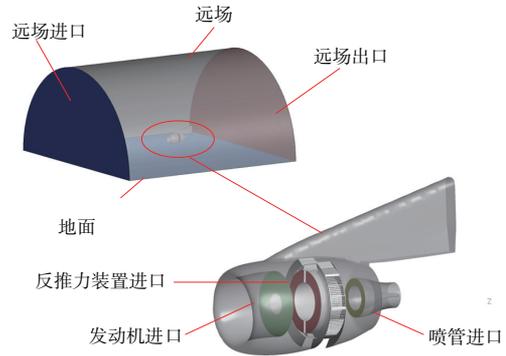


图4 边界条件示意图

### 2.2 网格密度和湍流模型选定

国内外已开展了大量的大涵道比涡扇发动机反推气流场数值模拟研究。DE Andrade F O等人<sup>[6-10]</sup>分别选用 $k-\omega$ 、SST、 $k-\varepsilon$ 湍流模型对大涵道比涡扇发动机反推流场展开了数值模拟研究。

从上述研究可以看出,反推流场数值模拟方法仍存在以下问题:第一,湍流模型的选定仍是关键;第二,研究对象几何模型复杂,部件尺寸差异较大,网格参数是影响数值模拟精确性的重要因素。

本文分别采用4套网格对台架试验的5个状态点开展反推气流场的数值模拟研究。

图5为不同网格量计算得到的不同状态点下推力与试验值的相对偏差。从上述4套网格计算结果可以看出,各套网格计算得到的推力值与试验结果的偏差趋势基本一致,总体网格量1000万计算结果较其他3套网格推力相对误差更大,基本都超过5%,网格增加至2100万后,数值模拟结果与试验推力贴合最好,推力相对误差集中在 $\pm 5\%$ 左右,故采用Grid\_2100万为本次计算网格。其中,推力相对误差 $\varepsilon$ 如下式:

$$\varepsilon = \frac{|T_{CFD} - T_{Test}|}{T_{Test}} \times 100\%$$

式中: $T_{CFD}$ 表示数值模拟计算推力; $T_{Test}$ 表示推力试验值。

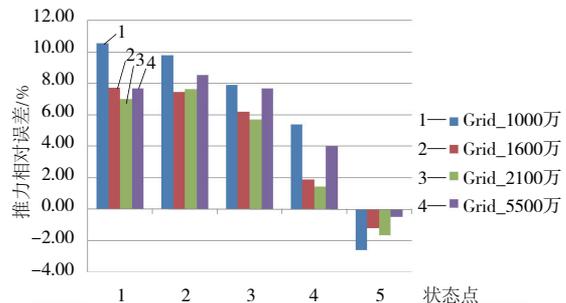


图5 不同网格密度反推力相对误差图

本文在选用Grid\_2100万网格的前提下选取了SST模型、标准 $k-\omega$ 模型以及标准 $k-\varepsilon$ 模型,分别开展了反

推状态下的排气系统流场计算。

从图 6 可以看出,各湍流模型计算得到的发动机推力与试验值的偏差随工况的变化趋势是一致的。从图可以看出,标准  $k-\omega$  模型计算得到的发动机推力最大,而标准  $k-\varepsilon$  模型的计算结果与试验结果最接近。

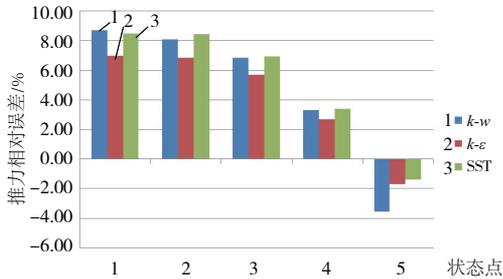


图 6 不同湍流模型反推力相对误差图

### 3 地面效应数值模拟结果分析

本文采用 Grid\_2 100 万选择标准  $k-\varepsilon$  模型,分别选择 0.03、0.04、0.06、0.08、0.10、0.15、0.22、0.25 等来流马赫数<sup>[11]</sup>为多个稳态瞬间进行定常计算。计算中改远场进口为速度进口,给定相应的来流马赫数,其余边界设定保持不变。通过改变地面为固定无滑移壁面和移动无滑移壁面(速度与远场进口相等),分析地面效应对反推状态下大涵道比涡扇发动机进口流场影响。选用 ARP1420<sup>[12]</sup>所规定的周向稳态总压畸变指数  $\Delta\sigma$ ,计算发动机进口 AIP (aerodynamic interface plane) 截面上的周向稳态总压畸变指数,来评估由地面效应引起的发动机进口流场的总压不均匀性。

为了获取 AIP 截面上的畸变指数,在 AIP 截面上布置若干个数值测点,周向均匀分布的 16 个点,沿径向布置 10 个测点,这 10 个测点是 AIP 截面上 10 个等环面的面积中心点,再加上截面中心的 1 个测点,AIP 截面上共布置有 161 个测点,如图 7 所示。

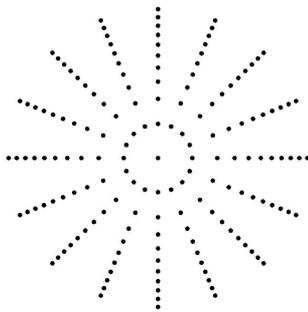


图 7 AIP 截面测点分布

#### 3.1 固定地板和移动地板计算结果分析

图 8 为地面固定时不同来流马赫数的反推流场。图中给出了发动机进口和反推出口流线和地面静压云图,图中红色线为流经地面高静压区域流线(如图中红色标记区域)(因本刊为黑白印刷,有疑问之处可咨询作者)。

随着来流马赫数的增加,发动机进口捕捉流管直径逐渐减小,反推气流区域也相应缩减,慢慢形成较为规整的反推气流流管。在来流  $Ma \geq 0.10$  时,发动机进口捕捉流管与反推流管在反推力装置前后形成分离的两部分,基本不再相互影响。但是在  $Ma$  数较小时,反推气流流管影响区域直径较大,来自反推装置底部叶栅的反推射流在发动机进气唇口前部区域接触地面形成速度滞止区,即高静压区域。在高静压区附近,近地面来流与反推气流相遇,在反推气流和发动机进口捕捉流管的作用下,形成向上气流,来自地面的上升气流(如红色流线示)对捕捉流管底部产生影响。在滑跑速度较小时,如  $Ma = 0.03$  近地面气流被吸入发动机进口,随着自由来流马赫数的增加,反推气流流管与发动机进口捕捉流管直径减小,反推气流影响区域后移,近地面流线上趋势减弱,最终趋于一条平直流线带。

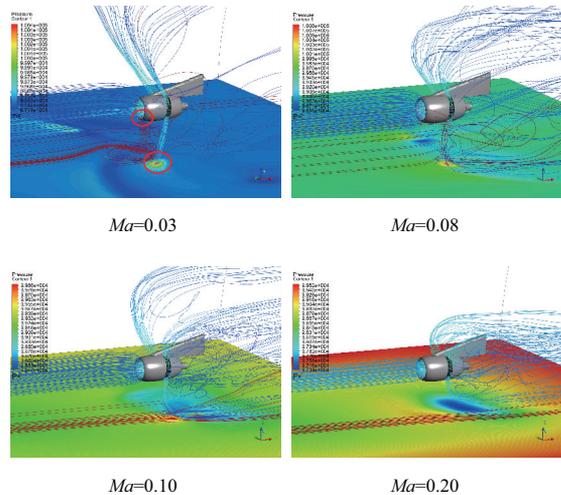


图 8 不同  $Ma$  数下反推气流流管分布

为了进一步说明地面效应对发动机进口流场的影响,图 9 分别给出  $Ma$  数分别为 0.08、0.22 时发动机进口截面总压恢复系数  $\sigma$  分布云图。由图可知,在来流  $Ma$  较小时通过给定地面移动速度对由固定地面边界层发展引起的位扰动有抑制作用,AIP 截面底部总压损失区缩小;在  $Ma$  较大时,两种边界条件计算结果基本一致。由于单发反推流场计算中无机身、机翼等干扰,反推气流无明显直接再吸入现象,由固定地面附面层低能气流被卷吸进入发动机引发的进气畸变,程度小,区域仅在 AIP 截面底部较为明显。

图 10 分别给出了两种地面边界条件下 AIP 截面的周向稳态总压畸变指数随来流  $Ma$  数变化曲线,由图可知,周向稳态总压畸变指数随相对来流  $Ma$  数减小而慢慢增大,大致呈阶梯状,与早年国外学者 JOHN H P<sup>[13]</sup>与 HE-GEN G H 等人<sup>[14]</sup>通过进口截面温度特征参数表示反推气流对发动机进口的扰动影响结果相似。从图中可以看出,两种壁面边界条件下 AIP 截面周向稳态总压畸变指数随来流  $Ma$  数变化趋势虽然基本一致,但图中线 2 整体略低于线 1,说明移动地板可以达到消除固定地板边界层发展进气的发动机进口底部不均匀性。

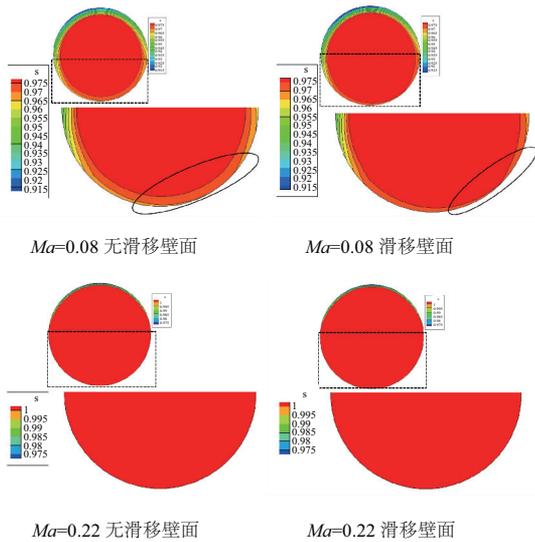


图9 不同马赫数发动机进口截面总压恢复系数  $\sigma$  分布云图

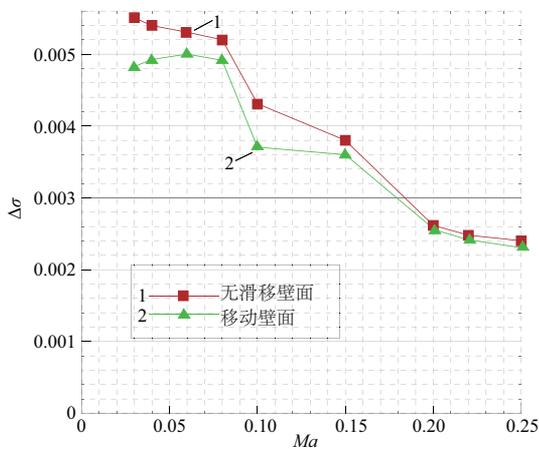


图10 周向稳态总压畸变指数随相对来流  $Ma$  数变化曲线

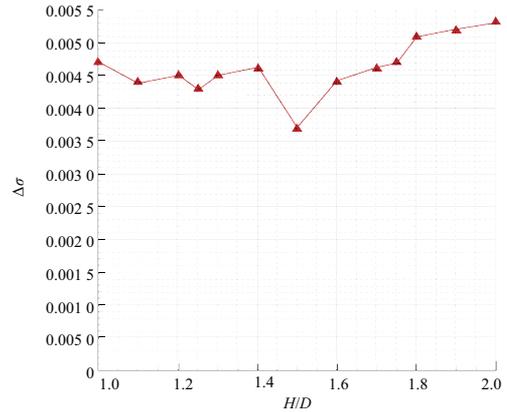


图11 周向稳态总压畸变指数随  $H/D$  变化曲线

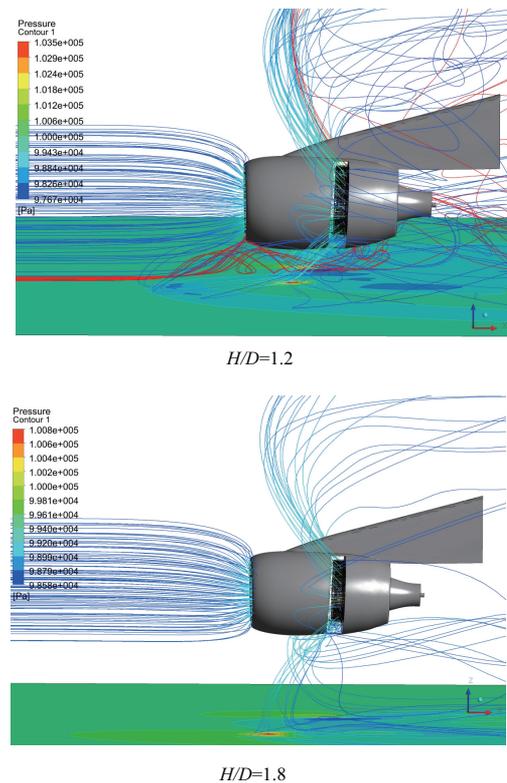


图12  $H/D=1.2, 1.8$  反推气流扰流流线分布

### 3.2 离地高度影响分析

在前文研究的基础上,选择相对来流  $Ma=0.08$ ,地面为固定无滑移边界,通过改变  $H/D$  大小,开展离地高度对反推状态下发动机进口流场影响研究。

图11给出了发动机进口AIP截面周向稳态总压畸变指数随  $H/D$  变化曲线。从图11可以看出,畸变指数随离地高度的降低而减小,到  $H/D=1.5$  后,畸变指数又有所增大,最后在0.0045附近浮动。

图12分别给出了  $H/D=1.2, 1.8$  反推流线和发动机进口流线,地面为静压云图。对比两图可以看出:离地高度的下降使反推气流更早接触地面,高压静区向发动机后部移动,反推流管影响区域减小,降低了对相对来流的卷吸作用,故  $H/D$  在1.5~20之间,畸变指数随离地高度的降低而减小;而随着离地高度进一步减小,发动机进口捕捉流管慢慢接触地面,吸入边界层气体,可能造成地面涡吸入,引起发动机进口流场畸变,周向稳态总压畸变增大。

### 4 结语

本文针对反推状态下大涵道比涡扇发动机开展反推扰流流场数值模拟研究,分析地面效应对反推状态下大涵道比涡扇发动机进口流场影响,并通过稳态周向总压畸变随滑跑速度的变化直观展现,为以后相关风洞试验以及大涵道比涡扇发动机设计<sup>[15]</sup>提供一定的有用信息。

#### 参考文献:

- [1] 周亿裕. 风洞地板边界层控制研究的现状和发展趋势[J]. 气动实验与测量控制, 1991(1): 9-16.
- [2] 靳宝林, 邢伟红, 刘殿春. 飞机/发动机推进系统反推力装置[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 48-52, 58.
- [3] HACKETT J E. Ground effect for V/STOL aircraft configuration

- and its simulation in the wind tunnel part2: Experimental studies [C]. NASA, CR-11495, 1972.
- [4] 黄勇, 胡卜元, 张卫国, 等. 8 m×6 m 风洞 TPS 反推力试验技术[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 346-353.
- [5] LABAN M, SOEMARWOTO B, KOOI J. Reshaping engine nacelles for testing in wind tunnels with turbofan propulsion simulators[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia; AIAA, 2005.
- [6] DE Andrade F O, FERREIRA S B, DA Silva L F F, et al. Study of the influence of aircraft geometry on the computed flowfield during thrust reversers operation[C]//24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Francisco, California. Reston, Virginia; AIAA, 2006.
- [7] SCHETZ J A, HARSHA P T. Injection and mixing in turbulent flow (progress in aeronautics and astronautics, vol. 68) [J]. Journal of Fluids Engineering, 1980, 102(4): 525.
- [8] 左志成, 钱瑞战. 民机反推力装置非稳态数值模拟与分析[C]. 贵阳: 中国航空学会第7届动力年会, 2010.

- [9] 陈著, 单勇, 沈锡钢, 等. 着陆滑跑状态下的反推力装置重吸入特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 733-739.
- [10] 王志强. 反推状态下大涵道比涡扇发动机气动稳定性预测与评估[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 151-161.
- [11] 陈功, 胡初与. 民用飞机反推装置气动特性分析与验证[J]. 航空发动机, 2017, 43(2): 56-61.
- [12] EPSTEIN A H. Active suppression of compressor instabilities [J]. AIAA Paper, 1994: 86.
- [13] JOHN H P, Summary of scale-model thrust-reverser investigation[R]. NACA TN-3664, 1956.
- [14] HEGEN G H, KOOI J W. Investigation of aircraft performance with deployed thrust reversers in DNW [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia; AIAA, 2005.
- [15] 宋圣申, 周正贵, 邓瑜真. 超高载荷大涵道比齿轮驱动风扇气动设计[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(6): 67-71.

收稿日期: 2020-01-06

(上接第 163 页)



图 6 移动监控系统  
(手机 APP) 界面

复现,对机器人的运动过程进行回放,通过“复位”按钮可使机器人回到初始位置;通过历史数据查询和超值报警窗口,可查看机器人各关节在不同时刻对应的状态参量(如力矩),同时,设定力矩阈值,对超值的力矩数据进行标红显示,实现超值报警功能,提醒用户及时处理;另外,通过设计多机器人监测切换窗口,可同时多个机器人进行监控,并随时切换。

### 3 结语

基于 NB-IoT 模块的机器人监控系统利用 51 单片机经串口获取机器人的状态参量数据,同时对数据进行综合分析处理,若出现异常数据则本地蜂鸣器直接报警,现场提醒本地工程师及时对机器人维护;然后,51 单片机通过

NB-IoT 模块将数据发送到云服务器中的数据库进行存储处理。用户可通过手机 APP 对机器人进行远程监控,实现机器人运动复现、历史数据查询和超值报警、多机器人监测切换等功能。整套系统硬件终端使用 NB-IoT 模块具有功耗低、成本低及现场部署简单等优势;手机 APP 对机器人三维模型进行监控和对多个机器人同时进行监控切换具有可视化效果好、便捷的优点,且该系统结构简单易实施,非常适合各种机器人用户对机器人的远程监控。

#### 参考文献:

- [1] ABB Inc. ABB robot care service agreements with remote service [M]. [S. l; s. n]: 2013.
- [2] 朱心科, 公丕亮, 王长涛, 等. 基于 GPRS 的水下滑翔机器人监控系统设计[J]. 微计算机信息, 2007, 23(34): 90-91, 121.
- [3] 李毅, 刘永. 基于 ZigBee 技术的飞行吸附机器人无线监控系统[J]. 机械制造与自动化, 2017, 46(1): 160-163.
- [4] 蒋志敏, 陈丽安, 丁明珠. 基于 ZigBee 技术的电量数据传输系统[J]. 物联网技术, 2014, 4(1): 37-40, 43.
- [5] 黄文超. NB-IoT 低速率窄带物联网通信技术现状及发展趋势[J]. 电子测试, 2017(6): 58, 29.
- [6] 廉小亲, 周栋, 成开元, 等. 基于 NB-IoT 的空调远程控制系统设计及实现[J]. 测控技术, 2018, 37(5): 51-55.
- [7] WANG Y P E, LIN X Q, ADHIKARY A, et al. A primer on 3GPP narrowband Internet of Things[J]. IEEE Communications Magazine, 2017, 55(3): 117-123.
- [8] 董玉荣, 聂云峰. 基于 NB-IoT 的智慧停车系统研究与设计[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2017, 31(3): 95-99.
- [9] 王明浩, 吴韶波. 基于智慧城市建设的 NB-IoT 应用研究[J]. 物联网技术, 2017, 7(7): 79-82.

收稿日期: 2019-09-16