



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2015-06

Vol.41 No.6

目次

高电导率、低溶胀的碱性聚电解质膜的实现策略	相艳, 司江菊 (961)
时变热辐射环境下高温合金蜂窝板三维热变形测量	潘兵, 江天云, 吴大方 (969)
应力主轴旋转下砂土力学特性的数值模拟分析	童朝霞, 王勃, 左照坤, 姚仰平 (976)
CTA 影像头部骨骼组织提取算法	曹春红, 艾亮, 许光星 (982)
线控制系统踏板模拟器与制动感觉评价	姬芬竹, 周晓旭, 朱文博 (989)
一种空间目标可见光反射特性控制技术	黄晨, 王建军, 薛莉, 高昕, 宋平 (995)
基于动态孔径聚焦的 L 型构件相控阵超声检测	徐娜, 何方成, 周正干 (1000)
有限体积内的 $K-\pi$ 相互作用和 K^* 共振态	周丹, 崔二亮, 陈华星, 耿立升, 沈成平 (1007)
显示界面多维视觉编码综合评价模型	肖旭, 完颜笑如, 庄达民 (1012)
基于导纳原理的下肢外骨骼摆动控制	刘棣斐, 唐志勇, 裴忠才 (1019)
基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪	杨立本, 章卫国, 黄得刚 (1026)
有限维修能力下舰载机可修复件库存优化模型	张帅, 李军亮, 吕卫民, 滕克难 (1034)
基于 SIMP 法的周期性传热材料拓扑优化	贾娇, 程伟, 龙凯 (1042)
改性聚酰亚胺复合材料的电导机理分析	雷伟群, 乌江, 彭平, 杨沛, 郑晓泉 (1049)
分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响	闫万方, 吴江浩, 张艳来 (1055)
复合材料开孔层板压缩渐进损伤分析	周睿, 关志东, 李星, 卓越 (1066)
超声速横向喷流侧向控制的数值模拟	李亚超, 阎超, 张翔, 孟军 (1073)
基于本体的故障案例信息抽取方法研究	柯倩云, 李青, 孙勇 (1080)
基于视频虚拟化身的远程视频协作	刘思奇, 喻纯, 史元春 (1087)
基于证据融合的雷达反隐身性能评估方法	师俊朋, 胡国平, 王馨 (1095)
空间磁场环境模拟线圈驱动恒流源设计	张鹏飞, 齐铂金, 郑敏信, 张伟 (1102)
浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析	糜攀攀, 孟军辉, 吕明云 (1108)
旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响	刘桂桂, 林宇震, 胡好生, 王晓峰, 张弛 (1117)
基于局域性约束线性编码的人体动作识别	白琛, 孙军华 (1122)
非线性气动弹性系统反演自适应控制	刘送丹, 李道春, 向锦武 (1128)
基于 GP+GA 的陀螺仪随机误差建模分析	吕琳, 全伟 (1135)
变重力场中散体颗粒堆的安息角及接触力分布	陈辉, 赵先琼, 刘义伦 (1141)
基于学习的图像智能适配显示技术	李可, 杨奕臻, 颜波 (1147)

CONTENTS

Strategies for reconciling tradeoff between conductivity and swelling in alkaline polymer electrolytes membrane	XIANG Yan, SI Jiangju (961)
3D thermal deformation measurement of superalloy honeycomb panels in time-varying thermal radiation environment	PAN Bing, JIANG Tianyun, WU Dafang (969)
Discrete element simulation of mechanical characteristics of sands under principal stress axes rotation	TONG Zhaoxia, WANG Bo, ZUO Zhaokun, YAO Yangping (976)
Head bone tissue extraction algorithm based on CTA image	CAO Chunhong, AI Liang, XU Guangxing (982)
Pedal simulator and braking feel evaluation in brake by wire system	JI Fenzhu, ZHOU Xiaoxu, ZHU Wenbo (989)
New control technology for visible light reflection characteristics of space target	HUANG Chen, WANG Jianjun, XUE Li, GAO Xin, SONG Ping (995)
Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing	XU Na, HE Fangcheng, ZHOU Zhenggan (1000)
K - π interaction in finite volume and the K^* resonance	ZHOU Dan, CUI Erlang, CHEN Huaxing, GENG Lisheng, SHEN Chengping (1007)
Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface	XIAO Xu, WANYAN Xiaoru, ZHUANG Damin (1012)
Swing motion control of lower extremity exoskeleton based on admittance method	LIU Difei, TANG Zhiyong, PEI Zhongcai (1019)
Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control	YANG Liben, ZHANG Weiguo, HUANG Degang (1026)
Optimization of carrier-based aircraft repairable spares inventory systems under limited maintenance ability	ZHANG Shuai, LI Junliang, LYU Weimin, TENG Kenan (1034)
Topology optimization for periodic thermal conductive material using SIMP method	JIA Jiao, CHENG Wei, LONG Kai (1042)
Conduction mechanism analysis of modified polyimide composite	LEI Weiqun, WU Jiang, PENG Ping, YANG Pei, ZHENG Xiaoquan (1049)
Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft	YAN Wanfang, WU Jianghao, ZHANG Yanlai (1055)
Progressive damage analysis of open-hole composite laminates under compression load	ZHOU Rui, GUAN Zhidong, LI Xing, ZHUO Yue (1066)
Numerical simulation of lateral control in supersonic cross jet flow	LI Yachao, YAN Chao, ZHANG Xiang, MENG Jun (1073)
Fault case information extraction method research based on ontology	KE Qianyun, LI Qing, SUN Yong (1080)
Video avatar-based remote video collaboration	LIU Siqi, YU Chun, SHI Yuanchun (1087)
Evaluation method for radar anti-stealth performance based on evidence fusion	SHI Junpeng, HU Guoping, WANG Xin (1095)
Design of constant current source to drive analog coil of space magnetic environment	ZHANG Pengfei, QI Bojin, ZHENG Minxin, ZHANG Wei (1102)
Aerodynamic and overall parameters analysis of buoyancy-lifting hybrid airship	MI Panpan, MENG Junhui, LYU Mingyun (1108)
Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance	LIU Guigui, LIN Yuzhen, HU Haosheng, WANG Xiaofeng, ZHANG Chi (1117)
Human action recognition based on locality-constrained linear coding	BAI Chen, SUN Junhua (1122)
Adaptive backstepping control of a nonlinear aeroelastic system	LIU Songdan, LI Daochun, XIANG Jinwu (1128)
Modeling and analysis of gyroscope's random drift based on GP + GA method	LYU Lin, QUAN Wei (1135)
Angle of repose and contact-force distribution in granular pile under variable g	CHEN Hui, ZHAO Xianqiong, LIU Yilun (1141)
Learning based intelligent image retargeting technique	LI Ke, YANG Yizhen, YAN Bo (1147)

高电导率、低溶胀的碱性聚电解质膜的实现策略



相艳*, 司江菊

(北京航空航天大学 化学与环境学院, 北京 100191)

摘 要: 碱性聚电解质膜燃料电池 (APEMFC) 作为质子交换膜燃料电池的替代, 由于其可以使用非贵金属催化剂、氧还原反应动力学快及成本低等众多优点, 近年来获得了长足的发展. 作为其中一个关键部件, 碱性聚电解质 (APE) 膜在 APEMFC 中扮演着重要的角色. 然而, 由于 OH^- 的淌度明显低于 H^+ , 碱性聚电解质膜的性能尤其是电导率相对较低. 通过提高聚合物中离子基团的接枝度 (GD), 获得高的离子浓度可以在一定程度解决这个问题. 但是, 这种方法往往导致聚合物膜过度亲水溶胀, 机械强度大幅下降. 由此看来, 电导率和溶胀成为了两个影响电池性能的异常重要但又相互矛盾的因素. 本文综述了近几年来解决这个矛盾的一些策略, 如物理手段、化学交联、离子基团在侧链上的富集以及通过亲水/疏水相分离结构构建高效的离子传输通道等. 这些手段都能在一定程度上实现在低的吸水和溶胀下获得高的电导率.

关 键 词: 碱性聚电解质 (APE) 膜; 离子电导率; 吸水率; 交联; 亲水/疏水相分离

中图分类号: O646

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0961-08

近年来, 以碱性聚合物作为电解质隔膜的碱性聚电解质膜燃料电池 (Alkaline Polymer Electrolytes Membrane Fuel Cells, APEMFC) 引起了科学家们的广泛关注, 因为 APEMFC 所提供的碱性环境具有许多突出的优势:

1) 在碱性条件下, 阴极氧还原反应的催化动力学明显优于酸性环境.

2) 在碱性条件下可以采用非贵金属催化剂, 扩大催化剂的选择面, 降低了燃料电池的成本.

3) OH^- 的迁移方向与燃料的渗透方向相反, 降低了燃料在电解质膜中的渗透.

4) 碱性聚电解质 (APE) 膜可以采用不含氟的碳氢聚合物主链, 能够大幅降低聚合物膜的成本^[1-13].

作为其中一个关键部件, 碱性聚电解质 (APE) 膜在 APEMFC 中扮演着两种角色: ①是作为分隔阴、阳两电极并传导 OH^- 的隔膜材料; ②是作为燃料电池催化层黏结剂和离子传导介质的聚电解质材料.

为了保证燃料电池高效、稳定、长时间地运行, 燃料电池中的 APE 膜必须同时满足高的电导率、机械强度和稳定性、低的吸水和溶胀. 然而, 由于 OH^- 的淌度明显低于 H^+ , 与酸性聚电解质膜相比, APE 膜的电导率相对较低^[11]. 为了提高 APE 膜的电导率, 通常的做法是通过提高聚合物中离子基团的接枝度 (Grafting Degree, GD), 从而获得高的离子浓度和离子交换容量 (Ion Exchange Capacity, IEC)^[14-18]. 但是, 这种方法往往导致聚

收稿日期: 2015-03-26; 录用日期: 2015-04-18; 网络出版时间: 2015-05-07 10:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150507.1058.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (1422301, U1137602); 国家“863”计划 (2013AA031902)

* 通讯作者: 相艳 (1974—), 女, 山东曲阜人, 教授, xiangy@buaa.edu.cn, 主要研究方向为新能源材料与器件的设计与计算模拟.

引用格式: 相艳, 司江菊. 高电导率、低溶胀的碱性聚电解质膜的实现策略 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (6): 961-968.

Xiang Y, Si J J. Strategies for reconciling tradeoff between conductivity and swelling in alkaline polymer electrolytes membrane [J].

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (6): 961-968 (in Chinese).

合物膜过度亲水,在吸入大量的水后膜剧烈溶胀,机械性能大幅下降.在较高温度下,聚合物膜甚至会溶解在水中,难以满足燃料电池的应用要求.由此看来,电导率和溶胀成为了两个影响电池性能的异常重要但又相互矛盾的因素.解决这个矛盾获得具备良好的综合性能的 APE 膜成为一项非常有挑战性的科学难题^[19].本文综述了近几年来解决这个矛盾的物理和化学方法.

1 物理手段抑制过度的溶胀

APE 膜的过度溶胀是由于离子基团的接枝度过高而引起的膜的亲水性太强造成的.但是亲水离子基团的高接枝度又是高 IEC 和高电导率的保证.要想在高的电导率的基础上降低溶胀就需要在保持高接枝度的前提下适度地降低膜的亲水性,最为简单有效的方法当属适当地掺杂一些疏水的增强材料.疏水增强材料的掺杂包括以下的共混和孔道填充等方法.

1.1 共混

在酸性聚电解质膜中应用最为成熟的疏水增强材料是聚四氟乙烯 (PTFE).于是,一些研究者尝试将其引入 APE 膜中.Wang 等^[20]通过将 PTFE 添加到用三乙烯二胺 (DABCO) 季铵化的聚砜 (QDPSU) 的溶液中制备了复合 PTFE-QDPSU 膜.与没有 PTFE 增强的膜相比,该复合膜拥有更高的机械强度 (32 MPa)、较低的吸水率 ($61\% \pm 3\%$) 和溶胀度 ($17\% \pm 2\%$)、较高的电导率.在 50°C 全湿条件下,电导率可达到 $55 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$.用纯 O_2 作阴极, Pt/C 作催化剂,电池最大功率密度可达到 $146 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$.研究表明:PTFE 增强是一种能同时保持电导率、增强机械强度、降低吸水 and 溶胀的有效方法.同时也说明 PTFE 与季铵化的聚电解质膜的相容性较好.

1.2 孔道填充

Takeo 等^[21]通过将氯甲基化的聚砜 (AM-APS) 溶液填充到多孔的交联聚乙烯基膜 (CLPE) 中,然后季铵化,制备了孔道填充型的聚电解质膜 (PF-AEMs).研究表明:疏水的基膜孔道能够有效抑制孔内亲水的聚电解质的溶胀,并且能够控制使进入聚电解质内部的水都成为结合水,有效地降低高能量密度的液体燃料如甲醇和氨等的渗透,提高燃料电池的能量效率.该研究首次发现了水合氢氧根离子.但是这种方法制得的复合膜的电导率大幅下降.于是这种交联聚乙烯多孔基膜渐渐地被放弃了,取而代之的是相容性更好

的 PTFE 多孔基膜.Zhang 等^[22]将引发剂过氧苯甲酰 (BPO)、二乙烯基苯 (DVB) 和乙烯基氯苄 (VBC) 单体按一定比例混合后,浸渍于经过乙醇润湿的多孔 PTFE 基膜中,通过加热引发自由基聚合制备了季铵化的聚苯乙烯型 PTFE 复合增强膜. IEC 为 $1.73 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜在室温下的离子电导率为 $49 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$,机械强度达到 27 MPa,基本达到燃料电池的使用要求.以胍和 1 mol/L 的 NaOH 溶液为燃料,以 Co (载量为 2 mg/cm^2) 和 CoNx/C (载量为 0.4 mg/cm^2) 作为阳极和阴极催化剂, 70°C 全湿条件下,电池的最高功率密度达到 $110 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$.与多孔的交联聚乙烯基膜相比,多孔的 PTFE 基膜不但没有降低复合膜的电导率,反而还能与亲水的季铵基团形成微观相分离结构,提高了离子的传输效率.

2 化学交联

交联是提高膜的机械强度降低溶胀的有效方法.传统的交联方法是用交联剂将分子链之间连接起来^[23-24].这种交联虽然降低了膜的吸水溶胀,增强了机械强度,但同时也导致了膜电导率的大幅下降.目前使用更多是离子交联的方法,即用含一个或者多个叔胺的分子作为交联剂与卤甲基化的聚合物进行季铵化反应,此反应既产生了交联结构,降低了溶胀;同时,也产生了更多的季铵功能基团,从而提高了电导率.所以,离子交联是一种调和电导率与溶胀之间矛盾的简单有效方法.

2.1 离子交联

武汉大学庄林课题组^[25-26]将接枝在聚砜主链上的部分季铵基团用叔胺替代,使其在成膜过程中与相邻聚合物链上的氯苄基团发生交联反应,制备了可在 90°C 长时间稳定工作的自交联季铵化聚砜 APE 膜.此自交联的季铵化聚砜膜在 90°C 热水中,溶胀率仅为 3%,电导率为 $63 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$,机械强度为 14 MPa,经过 1000 h 的高温 (90°C) 处理后电导率仅下降 4%,机械强度依然维持在 11 MPa 以上.Varcoe 等^[27]在无溶剂的条件下用四乙烯五胺 (TEPA) 作交联剂,制备了交联的 APE 膜 QPPT,该膜在 100% 湿度, 70°C 下的电导率为 $76 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$.以此膜作为隔膜的 H_2/O_2 电池在 50°C 的最大功率密度为 $6 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$.更为重要的是它能在 2 mol/L 的 KOH 溶液里维持电导率在 168 h 内不下降.交联剂 TEPA 在其中有效地增加了电荷密度,离子电导率和碱性稳定性,同时也有效地抑制

了溶胀. 吴雪梅等^[28]用三乙烯二胺(DABCO)作为交联剂制备了交联的季铵化聚醚醚酮膜 CL-QDPEEKOH. 与未交联的 QDPEEKOH 膜相比, 交联的 CL-QDPEEKOH 膜表现出了更高的电导率($33.4 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$, 25°C)、更低的溶胀(48.2%, 60°C)、更好的热稳定性(热分解起始温度 T_{onset} 由 165°C 升高到 176°C). Katzfuß 等^[29]分别用 DABCO 以及 DABCO 和二碘丁烷联合做交联剂, 以 PPO 为主链制备了交联的 APE 膜. IEC 为 $1 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜的吸甲醇率低于 20%. 该膜在 90°C 的 1 mol/L 的 KOH 溶液里电导率能够稳定保持 240 h. 文献[29]首次用非贵金属 FeCo/C 做阴极催化剂进行 DMFC 单电池测试, 最大功率密度为 $132 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$. 谢晓峰等一直致力于含氟的聚合物电解质膜的合成, 分别用四甲基乙二胺(TM-HDA)^[30], 乙二胺(EDA)和丙二胺(PDA)^[31]作为交联剂, 制备了交联的含氟膜 FCAEM、EDA-PP 和 PDA-PP. 交联后的膜都展现了更高的电导率、机械强度以及更低的溶胀. 其中 FCAEM 膜在 20°C 的电导率为 $17 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$, 拉伸强度为 28.02 MPa , 吸水率为 51%, 溶胀率仅为 6%. 与 EDA-PP 膜相比, 以较长链的 PDA 为交联剂的 PDA-PP 膜性能更优.

以上这些研究结果验证了离子交联结构不仅能够有效地抑制吸水溶胀, 增强了机械强度, 同时还提高了膜的电导率.

2.2 共价交联

Hickner 和 Wang^[32]通过低温的烯烃复分解交联方法合成了交联的聚合物电解质膜. 交联后的膜即使在较高的 IEC 下也表现出了高的机械强度和低的溶胀. 此外, 文献[32]还考察了交联前后膜的微观相形态的变化. 发现未交联膜的微观相都呈现长程有序的层状结构, 交联过程不同程度地破坏了膜的微观相形态, 减小了离子团簇的尺寸. 交联后只有部分膜维持了长程有序的层状结构, 并且只有维持有序结构的膜才表现出了高的电导率. 此研究结果表明了有序结构对高电导率的重要性.

这种共价交联过程也能获得更高的机械强度, 更低的溶胀以及更好的稳定性. 但是也会带来一些负面影响, 如聚合物刚性过强、溶解度下降、成膜性能降低、甚至变脆等, 有时还导致电导率的下降.

3 功能离子基团在侧链的富集

季铵基团的引入会在一定程度上改变聚合物

主链的性质, 在碱性条件下甚至导致主链的分解. 季铵基团的接枝度越大, 对聚合物主链的影响程度就越大. 为了确保聚合物主链的稳定, 应该适当降低接枝度. 但是接枝度低, 功能基团浓度小, 又将导致电导率的降低. 要想解决这个矛盾, 就要保证在相对低的接枝度下聚合物膜依然具有高的 IEC, 这就要求在一个接枝位点上需要接枝两个或者多个季铵基团.

武汉大学的庄林课题组^[33]和北京航空航天大学相艳课题组^[34]分别把双季的季铵基团接枝到聚砜和聚醚醚酮的主链上制备了双季铵基团的 APE 膜. 结果发现在相同的接枝度下, 双季铵基团膜的 IEC 远远大于单季铵基团膜, 所以双季铵基团膜的电导率也远远大于单季铵基团膜. 出人意料的是, 双季铵基团膜的吸水率和溶胀却低于单季铵基团膜. 这些结果表明: 这种类似于 Gemini 表面活性剂结构的、通过烷烃链连接的双季铵基团的接枝方式有助于离子基团的聚集, 水分子更倾向于进入亲水的离子簇中, 从而限制了膜的过度吸水和溶胀. 白如科团队^[35]用 2,4,6-三(二甲氨基)苯酚作为功能化基团连接到聚(2,6-二甲基-1,4-苯醚)(PPO)制备了三季铵化的 PPO 聚电解质膜 PPO-TQA. 与直接单季铵化的 QPPO 膜相比, PPO-TQA 膜表现较高的电导率、低的溶胀和吸水率. 此外, 白如科等详细比较了侧链含单季铵基团(PPO-MQA)、双季铵基团(PPO-DQA)以及第三季铵基团(PPO-TQA)的膜的性能. 在相同接枝度下, 第三季铵基团的 PPO-TQA 膜由于拥有更高的离子浓度从而表现较高的电导率(50°C , $92.6 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$).

徐铜文课题组^[36]通过原子转移自由基聚合(ATRP)制备了梳状的阴离子交换膜 BPPO-g-QVBC, 区别于一般的季铵化聚合物电解质膜, 该膜通过不同长度的烷烃链将亲水的季铵基团和疏水的主链连接起来, 同时也使得亲水的季铵基团远离疏水的主链, 减小对主链性能的改变, 使膜获得更高的稳定性. 该膜在 80°C 下的电导率可达到 $100 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$. 如此高的电导率来源于独特的亲水/疏水相分离结构所构建的高效离子通道, 具体的微观相分离结构对电导率的影响会在后面的相分离结构中讨论.

综上所述, 通过季铵基团在侧链上的富集可以在相对较低的接枝度下大幅度地提高 IEC, 从而实现了在较低的吸水和溶胀下获得高的电导率. 这种方法也是一种调和电导率与溶胀之间矛盾的有效方法.

4 通过亲水/疏水相分离结构构筑高效的离子传输通道

APE 膜性能相对较低,尤其是电导率低于酸性聚电解质膜的根本原因在于 OH^- 较低的活度. 在室温的稀溶液里, OH^- 的活度仅是 H^+ 的 $0.57^{[12]}$. 此外,在聚电解质膜中,似路障般的疏水聚合物主链严重妨碍了 OH^- 的有效传输. 所以,要从本质上提高 APE 膜的性能就必须提高 OH^- 在聚合物电解质膜传输的活度. OH^- 的传导与 H^+ 的传导机制是类似的. 在多年的酸性聚电解质膜的研究中发现^[37], Nafion[®] 膜优良的质子传导能力归因于它的微观相分离结构所构建的连续的离子通道. 具体地说,类似表面活性剂分子的两亲结构,高疏水的碳氟主链和亲水的柔性侧链在 Nafion[®] 膜形成了亲水相和疏水相分离的微观结构. 在这种结构中,亲水的区域相互交叠形成了内部联通的水通道,更多的 OH^- 将在该通道内聚集和传输. 研究发现,当 Nafion[®] 膜的 IEC 是 $0.92 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$,而通道内部的 H^+ 的浓度要远远大于 $0.92 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$,说明这种亲水/疏水相分离的微观结构所构筑的离子通道从本质上提高了离子的活度和 hopping 传输效率.

基于 Nafion[®] 膜中质子传导的微观相分离理论,一些研究者开始在 APE 膜中尝试构造亲水/疏水相分离的微观结构. 这些具有微观相分离结构的聚电解质膜的化学结构大致分为图 1(b)~图 1(e)中的 4 类. 图 1 中每个长方形代表一个高分子嵌段.

图 1(a)是传统的无规型 APE 膜的化学结构示意图. 这种 APE 膜,主链提供疏水作用和机械强度,侧链接枝亲水的功能季铵基团. 这种结构一般很难出现相分离的微观结构.

图 1(b)的结构更多出现在嵌段共聚物中,因为引入了疏水的嵌段,这种微观结构较图 1(a)的结构更容易实现相分离,并且这种微观结构一般都是呈现长程有序的规则结构. 例如, Knauss 等^[38] 合成了二嵌段的季铵化 PPO 共聚物膜, Br^- 型膜的电导率随 IEC 和温度的增大而增大. IEC 为 $1.27 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的 Br^- 型膜在 95% 的相对湿度和 90°C 的温度下,离子电导率达到 $26 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$,所对应的 OH^- 型膜在 95% 的相对湿度和 80°C 的温度下电导率达到 $84 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$. 白如科团队^[39] 报道了 ABA 三嵌段共聚物 QPPO-PAES-QPPO 膜,通过 SAXS 分析发现该聚合物有明显的微观

相分离结构. 对于 IEC 为 $1.83 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜,其 60°C 和 80°C 的电导率分别可以达到 100 和 $120 \text{ ms} \cdot \text{cm}^{-1}$ 以上,在 80°C 的吸水率低于 45%,溶胀度低于 25%. Watanabe 和 Miyatake^[14] 合成了具有相分离微观结构的聚砜基多嵌段聚电解质膜. 与同样分子结构的无规聚合物膜相比,在类似的条件下,嵌段共聚物展现了更高的电导率、较低的吸水率和相似的机械强度. 其中, IEC 为 $1.93 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的嵌段共聚物膜在 80°C 的电导率可达到 $144 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$,是同样温度下 IEC 为 $1.88 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 无规共聚物膜的电导率的 3.2 倍. 此外, IEC 为 $1.26 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜可以保持恒定的电导率长达 5 000 h. 以该聚砜基的嵌段共聚物膜作为隔膜材料,以非铂的过渡碱金属作催化剂的直接肼燃料电池在 80°C 的最大功率密度可达到 $297 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$. Coughlin 等^[40] 通过原子转移自由基聚合的方法制备了嵌段共聚物膜 PS-b-[PVBTA][OH],通过 SAXS 分析,该膜呈现规则的长程有序的微观相,并且微观相的形态随 IEC 发生变化. 当 IEC 从 $0.58 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 增加到 1.19 和 $1.36 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 时,微观相形态从球状变化到六方柱状,再到层状结构文献[40]者还研究了温度、湿度对不同微观相形态的膜电导率的影响,结果发现比起球状和六方柱状的结构,层状结构更有利于离子的传输,并且微相中的晶界 (grain boundaries) 对连续的离子通道的形成有重大影响. 在达到一定的湿度和温度 (折射温度) 时,亲水相膨胀,晶界减小,从而形成了高效的连续离子通道.

为了探索阴离子在聚电解质膜的传输机理, Hickner 等^[41] 合成了三嵌段共聚物 PHMA-b-PS-b-PHMA,然后分别磺化和季铵化得到相似结构的质子交换膜 (Proton Exchange Membrane, PEM) 和阴离子交换膜 (Anion Exchange Membrane, AEM),并详细地比较它们的电导率、吸水率和不同 IEC 的膜的微观相形态等性能. 结果发现同样的条件下,PEM 表现出了高的电导率和高吸水率. 在同样的湿度下,AEM 与 PEM 具有相似的相对扩散系数 D/D_0 . 当增大 IEC,电导率对湿度的敏感度降低,说明增大 IEC 对高的电导率是相当重要的. 相同的 IEC 的 AEM 和 PEM 膜有相同尺寸的离子簇和相似的微观相形态. 说明在较大的 IEC 和湿度下,扣除离子活度的影响,具有相同主链结构的 AEM 与 PEM 的性能基本相似. 但在较低的 IEC 下,AEM 的电导率要明显低于 PEM,这就为在低的湿度下实现高的电导率的 AEM 提出了严峻的挑战. Beyer^[42] 通过反应诱导相分离的方法合成

了具有双连续相的聚电解质膜.该膜能够非常高效地传导 OH^- , IEC 为 $1.7 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜在 60°C 的电导率可以达到 $120 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$. 但是因为高的吸水率大大限制了它在实际电池中的应用.

图 1(c) 的结构是在现有的无规聚合物主链的基础上,在接枝的季铵基团的侧链上引入较长的疏水烷基链段,以增加聚电解质膜的疏水能力,使之产生微观相分离结构. Binder 和 Li 等^[43] 就是通过季铵化的 PPO 的季铵基团中引入了 16 烷基碳链,使最终的梳状聚合物膜 PPO-DMHDA 中出现了明显的微观相分离结构,当接枝度从 20% 增加到 55%,对应的离子团簇也由 2.95 nm 增加到 3.51 nm . 与同样接枝度的没有长链结构的 PPO-TMA 相比, PPO-DMHDA 膜表现出了更高的电导率、更低的吸水率、更高的碱性稳定性以及在低沸点溶剂中更好的溶解度. 后来, Hickner 和 Li 等^[44] 又在季铵化的 PPO 的季铵基团中引入了不同长度的烷基碳链. 结果发现并不是所有引入碳链的季铵化的 PPO 都能产生微观相分离结构. 对于接枝度为 20% 的聚合物,长的碳链更倾向于产生微观相分离结构,并且出现的亲水的离子簇的尺寸越大,对应的膜的电导率就越高,吸水率越低. 其中,以 C6D6O 作为隔膜的 H_2/O_2 电池,在 50°C 的最大功率密度可达 $145 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$. 此外, CyD4O 膜都表现出很好的碱性稳定性,在 80°C 的 1 M NaOH 溶液中电导率可稳定保持 2 000 h. 后来, Hickner 和 Li 等^[45] 又在上述的结构中通过 Grubbs II-催化的烯烃复分解反应制备了交联的梳状聚合物膜 XxYy 膜. 交联后的膜表现出了更低的吸水率和溶胀度,更外重要的是这些膜依然保持了高的电导率. 例如 X80Y20 膜在室温下的电导率已经达到了 $36 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$,而它的吸水率和溶胀度只有 29% 和 6%. 此外,文献[45]还研究了交联过程对分离的微相结构的形成的影响,例如,对于交联度比较低的 X60Y15 膜,交联过程使得它产生了有序的微观相分离结构. 而对于交联度比较高的 X60Y60 膜,交联过程使得它的离子峰向大 q (q 为离子峰位置) 值方向偏移,对应

的离子簇的尺寸略微变小. Kim 等^[46] 将溴甲基的聚(亚芳基醚砜)与带有长烷基链的咪唑反应制备了带有长烷基链(分别为二碳、六碳、十二碳和十六碳)的碱性咪唑型 APE,这些膜均呈现大尺寸的离子团簇($19 \sim 33 \text{ nm}$)和明显的微观相分离结构. IEC 为 $0.92 \sim 1.14 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的膜在在 20°C 和 80°C 的电导率分别可达到 30 和 $140 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$. 同时,相分离的微观结构使得膜表现出了良好的碱性稳定性、热稳定性、机械及尺寸稳定性.

区别于图 1(c) 结构在季铵基团上引入长的烷基链,图 1(d) 的结构是在未接枝季铵基团的主链部分引入长链,使膜中产生微观相分离结构. 武汉大学的庄林课题组^[19,47] 合成了具有这样结构的季铵化聚砜电解质膜,链长在 4~12 个碳的膜都出现了明显的微观相分离结构,对应的离子簇在 $2.4 \sim 4.2 \text{ nm}$. 在相同的接枝度下,相分离结构的 αQAPS 膜的电导率要远远高于没有相分离结构的 QAPS 膜. 例如,IEC 仅为 $1 \text{ mmol} \cdot \text{g}^{-1}$ 的 αQAPS 膜在 20°C 和 80°C 的电导率分别为 35 和 $100 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$,而相同接枝度下的 QAPS 膜在 20°C 和 80°C 的电导率仅有 15 和 $35 \text{ mS} \cdot \text{cm}^{-1}$. Frank 和 He^[48] 通过 Williamson-Ether Synthesis 将聚乙二醇(PEG)接枝到季铵化的聚砜中制备了具有微观相分离结构的 APE 膜 QAPSf-g-PEGx ,与相同接枝度的 QAPSf 膜相比,其在 60°C 的电导率由 $20.2 \text{ mS} \cdot \text{g} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot \text{mmol}^{-1}$ 增长到 $40.3 \text{ mS} \cdot \text{g} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot \text{mmol}^{-1}$,对应的 H_2/O_2 燃料电池的最大功率密度也由 $118 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$ 增大到 $180 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$, QAPSf-g-PEGx 膜性能的提高来源于这种相分离的微观结构在膜中形成了 $5 \sim 10 \text{ nm}$ 的离子通道.

图 1(e) 的结构由于合成条件比较苛刻,目前涉足的研究者还比较少. 徐铜文课题组^[36] 通过原子转移自由基聚合(ATRP)制备了梳状的阴离子交换膜 BPPO-g-QVBC ,由于该膜中引入了不同长度的烷烃链增强了整个分子的疏水能力,使得膜中出现了明显的亲水/疏水相分离结构,所对应的离子簇的尺寸已经达到了 57 nm . 大的团簇有利于提高离子通道的连通性,使得离子更有效地传输.

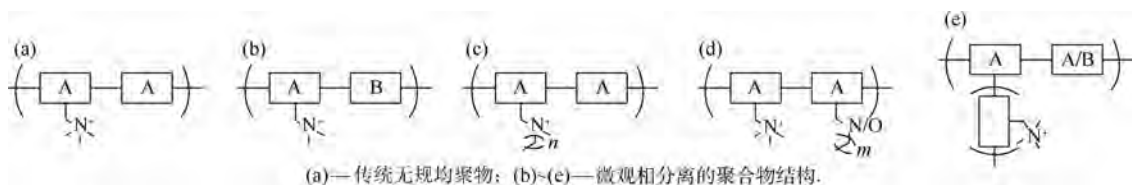


图1 传统无规均聚物及典型的微观相分离结构的 APE 膜的化学结构示意图^[12]

Fig.1 Schematic diagram of chemical structure of a traditional random homopolymer and typical micro-phase segregated APEs^[12]

这些研究结果证实了通过相分离的微观结构构筑高效的离子通道是构建高性能碱性聚电解质膜的有效策略,这些结构的亲水和疏水部分各司其职,在提高电导率的同时也降低了膜的吸水率,有效解决了电导率与溶胀之间的矛盾.

5 展 望

APE 膜燃料电池作为酸性聚电解质膜燃料电池的替代,由于其可以使用非贵金属催化剂、成本低等优点,已成为近年来研究的热点.但是迄今为止,仍然没有令人满意的 APE 膜材料能够满足工业化的 APE 膜燃料电池的需要.本文综述的这些方法都能在一定程度上缓解其电导率和吸水溶胀二者的矛盾.但是,因为碱性电解质膜的电导率对湿度非常敏感,一旦降低湿度,其电导率迅速大幅下降,所以研发在低湿度下依然保持高电导率的碱性电解质膜成为首要任务.此外,文中涉及的方法中大多需要通过复杂、冗长甚至苛刻的化学合成过程来实现,这无疑是对大幅降低聚电解质膜的成本、规模化应用是不利的.因此,寻找成本更低材料及更加简单有效的制备方法显得尤为重要.综上,要研发出真正满足工业化应用需要的高性能碱性聚电解质膜还需要大量的研究.

参考文献 (References)

- [1] Asazawa K, Yamada K, Tanaka H, et al. A platinum-free zero-carbon-emission easy fuelling direct hydrazine fuel cell for vehicles [J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2007, 46(42):8024-8027.
- [2] Sheng W C, Bivens A P, Myint M, et al. Non-precious metal electrocatalysts with high activity for hydrogen oxidation reaction in alkaline electrolytes[J]. *Energy and Environmental Science*, 2014, 7(5):1719-1724.
- [3] Deavin O I, Murphy S, Ong A L, et al. Anion-exchange membranes for alkaline polymer electrolyte fuel cells: Comparison of pendent benzytrimethylammonium- and benzytrimethylimidazolium-head-groups[J]. *Energy and Environmental Science*, 2012, 5(9):8584-8597.
- [4] Gu S, Cai R, Luo T, et al. Quaternary phosphonium-based polymers as hydroxide exchange membranes [J]. *ChemSusChem*, 2010, 3(5):555-558.
- [5] Gu S, Cai R, Luo T, et al. A soluble and highly conductive ionomer for high-performance hydroxide exchange membrane fuel cells [J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2009, 48(35):6499-6502.
- [6] Wang J H, Gu S, Kaspar R B, et al. Stabilizing the imidazolium cation in hydroxide-exchange membranes for fuel cells[J]. *ChemSusChem*, 2013, 6(11):2079-2082.
- [7] Poynton S D, Slade R C T, Omasta T J, et al. Preparation of radiation-grafted powders for use as anion exchange ionomers in alkaline polymer electrolyte fuel cells[J]. *Journal of Materials Chemistry A*, 2014, 2(14):5124-5130.
- [8] Lin X C, Varcoe J R, Poynton S D, et al. Alkaline polymer electrolytes containing pendant dimethylimidazolium groups for alkaline membrane fuel cells[J]. *Journal of Materials Chemistry A*, 2013, 1(24):7262-7269.
- [9] Li N W, Guiver M D, Binder W H. Towards high conductivity in anion-exchange membranes for alkaline fuel cells[J]. *ChemSusChem*, 2013, 6(8):1376-1383.
- [10] Lu S F, Pan J, Huang A B, et al. Alkaline polymer electrolyte fuel cells completely free from noble metal catalysts[J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 2008, 105(52):20611-20614.
- [11] Pan J, Lu S F, Li Y, et al. High-performance alkaline polymer electrolyte for fuel cell applications[J]. *Advanced Functional Materials*, 2010, 20(2):312-319.
- [12] Varcoe J R, Atanassov P, Dekel D R, et al. Anion-exchange membranes in electrochemical energy systems[J]. *Energy and Environmental Science*, 2014, 7(10):3135-3191.
- [13] 侯宏英. 碱性固体燃料电池碱性聚合物电解质膜的最新研究进展[J]. *物理化学学报*, 2014, 30(8):1393-1407.
Hou H Y. Recent research progress in alkaline polymer electrolyte membranes for alkaline solid fuel cells[J]. *Acta Physico-Chimica Sinica*, 2014, 30(8):1393-1407 (in Chinese).
- [14] Tanaka M, Fukasawa K, Nishino E, et al. Anion conductive block poly(arylene ether)s: Synthesis, properties, and application in alkaline fuel cells[J]. *Journal of the American Chemical Society*, 2011, 133(27):10646-10654.
- [15] Robertson N J, Kostalik H A, Clark T J, et al. Tunable high performance cross-linked alkaline anion exchange membranes for fuel cell applications[J]. *Journal of the American Chemical Society*, 2010, 132(10):3400-3404.
- [16] Tanaka M, Koike M, Miyatake K, et al. Anion conductive aromatic ionomers containing fluorenyl groups [J]. *Macromolecules*, 2010, 43(6):2657-2659.
- [17] Hibbs M R, Fujimoto C H, Cornelius C J. Synthesis and characterization of poly(phenylene)-based anion exchange membranes for alkaline fuel cells [J]. *Macromolecules*, 2009, 42(21):8316-8321.
- [18] Clark T J, Robertson N J, Kostalik IV H A, et al. A ring-opening metathesis polymerization route to alkaline anion exchange membranes: Development of hydroxide-conducting thin films from an ammonium-functionalized monomer [J]. *Journal of the American Chemical Society*, 2009, 131(36):12888-12889.
- [19] Pan J, Chen C, Zhuang L, et al. Designing advanced alkaline polymer electrolytes for fuel cell applications [J]. *Accounts of Chemical Research*, 2011, 45(3):473-481.
- [20] Wang X, Li M Q, Golding B T, et al. A polytetrafluoroethylene-quaternary 1,4-diazabicyclo-[2.2.2]-octane polysulfone composite membrane for alkaline anion exchange membrane fuel cells [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, 36(16):10022-10026.
- [21] Jung H, Fujii K, Tamaki T, et al. Low fuel crossover anion exchange pore-filling membrane for solid-state alkaline fuel cells [J]. *Journal of Membrane Science*, 2011, 373(1-2):107-111.

- [22] Zhang F X, Zhang H M, Ren J X, et al. PTFE based composite anion exchange membranes: Thermally induced in situ polymerization and direct hydrazine hydrate fuel cell application [J]. Journal of Materials Chemistry, 2010, 20(37): 8139-8146.
- [23] Luo Y T, Guo J C, Wang C S, et al. Fuel cell durability enhancement by crosslinking alkaline anion exchange membrane electrolyte [J]. Electrochemistry Communications, 2012, 16(1): 65-68.
- [24] Gubler L. Polymer design strategies for radiation-grafted fuel cell membranes [J]. Advanced Energy Materials, 2014, 4(3): DOI:10.1002/aenm.201300827.
- [25] Pan J, Li Y, Zhuang L, et al. Self-crosslinked alkaline polymer electrolyte exceptionally stable at 90°C [J]. Chemical Communications, 2010, 46(45): 8597-8599.
- [26] 潘婧, 谭力盛, 庄林, 等. 可在 90°C 工作的自交联碱性聚合物电解质膜的制备及表征 [J]. 中国科学: 化学, 2011, 41(12): 1848-1856.
Pan J, Tan L S, Zhuang L, et al. Synthesis and characterization of self-crosslinked alkaline polymer electrolytes operable at 90°C [J]. Scientia Sinica: Chimica, 2011, 41(12): 1848-1856 (in Chinese).
- [27] Lin X C, Liu Y B, Poynton S D, et al. Cross-linked anion exchange membranes for alkaline fuel cells synthesized using a solvent free strategy [J]. Journal of Power Sources, 2013, 233: 259-268.
- [28] Wang J J, He G H, Wu X M, et al. Crosslinked poly (ether ether ketone) hydroxide exchange membranes with improved conductivity [J]. Journal of Membrane Science, 2014, 459: 86-95.
- [29] Katzfuss A, Gogel V, Jörissen L, et al. The application of covalently cross-linked BrPPO as AEM in alkaline DMFC [J]. Journal of Membrane Science, 2013, 425-426: 131-140.
- [30] Wang W P, Wang S B, Li W W, et al. Synthesis and characterization of a fluorinated cross-linked anion exchange membrane [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2013, 38(25): 11045-11052.
- [31] Zhang S M, Li C P, Xie X F, et al. Novel cross-linked anion exchange membranes with diamines as ionic exchange functional groups and crosslinking groups [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2014, 39(25): 13718-13724.
- [32] Wang L Z, Hickner M A. Low-temperature crosslinking of anion exchange membranes [J]. Polymer Chemistry, 2014, 5(8): 2928-2935.
- [33] Pan J, Li Y, Han J J, et al. A strategy for disentangling the conductivity-stability dilemma in alkaline polymer electrolytes [J]. Energy and Environmental Science, 2013, 6(10): 2912-2915.
- [34] Si J J, Lu S F, Xu X, et al. A gemini quaternary ammonium poly (ether ether ketone) anion-exchange membrane for alkaline fuel cell: Design, synthesis, and properties [J]. ChemSusChem, 2014, 7(12): 3389-3395.
- [35] Li Q, Liu L, Miao Q Q, et al. A novel poly (2,6-dimethyl-1,4-phenylene oxide) with trifunctional ammonium moieties for alkaline anion exchange membranes [J]. Chemical Communications, 2014, 50(21): 2791-2793.
- [36] Ran J, Wu L, Xu T W. Enhancement of hydroxide conduction by self-assembly in anion conductive comb-shaped copolymers [J]. Polymer Chemistry, 2013, 4(17): 4612-4620.
- [37] Mauritz K A, Moore R B. State of understanding of nafion [J]. Chemical Reviews, 2004, 104(10): 4535-4586.
- [38] Rebeck N T, Li Y F, Knauss D M. Poly (phenylene oxide) copolymer anion exchange membranes [J]. Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics, 2013, 51(24): 1770-1778.
- [39] Li Q, Liu L, Miao Q Q, et al. Hydroxide-conducting polymer electrolyte membranes from aromatic aba triblock copolymers [J]. Polymer Chemistry, 2014, 5(7): 2208-2213.
- [40] Tsai T-H, Maes A M, Vandiver M A, et al. Synthesis and structure-conductivity relationship of polystyrene-block-poly (vinyl benzyl trimethylammonium) for alkaline anion exchange membrane fuel cells [J]. Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics, 2013, 51(24): 1751-1760.
- [41] Disabb-Miller M L, Johnson Z D, Hickner M A. Ion motion in anion and proton-conducting triblock copolymers [J]. Macromolecules, 2013, 46(3): 949-956.
- [42] Price S C, Ren X M, Jackson A C, et al. Bicontinuous alkaline fuel cell membranes from strongly self-segregating block copolymers [J]. Macromolecules, 2013, 46(18): 7332-7340.
- [43] Li N W, Yan T Z, Li Z, et al. Comb-shaped polymers to enhance hydroxide transport in anion exchange membranes [J]. Energy and Environmental Science, 2012, 5(7): 7888-7892.
- [44] Li N W, Leng Y J, Hickner M A, et al. Highly stable, anion conductive, comb-shaped copolymers for alkaline fuel cells [J]. Journal of the American Chemical Society, 2013, 135(27): 10124-10133.
- [45] Li N W, Wang L Z, Hickner M. Cross-linked comb-shaped anion exchange membranes with high base stability [J]. Chemical Communications, 2014, 50(31): 4092-4095.
- [46] Rao A H N, Nam S Y, Kim T-H. Comb-shaped alkyl imidazolium-functionalized poly (arylene ether sulfone)s as high performance anion-exchange membranes [J]. Journal of Materials Chemistry A, 2015, 3(16): 8571-8580.
- [47] Pan J, Chen C, Li Y, et al. Constructing ionic highway in alkaline polymer electrolytes [J]. Energy and Environmental Science, 2014, 7(1): 354-360.
- [48] He S S, Frank C W. Facilitating hydroxide transport in anion exchange membranes via hydrophilic grafts [J]. Journal of Materials Chemistry A, 2014, 2(39): 16489-16497.

Strategies for reconciling tradeoff between conductivity and swelling in alkaline polymer electrolytes membrane

XIANG Yan^{*}, SI Jiangju

(School of Chemistry and Environment, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Alkaline polymer electrolytes membrane fuel cells (APEMFC) have been investigated as an alternative to proton-exchange membrane fuel cells (PEMFC) because of their compatibility with nonprecious-metal catalyst, favorability toward fuel oxidation, together with the lower cost, where the charge carrier is OH^- rather than H^+ . However, the performance of APEMFC, especially the conductivity, has thus far lagged that of PEMFC because of the intrinsic lower mobility of OH^- than that of H^+ . The improvement of ion-exchange capacity (IEC) by increasing the grafting degree (GD) of cationic functional groups can, to some extent, solve this issue; however, a high IEC is always accompanied by excessive water uptake, swelling, and backbone degradation. Balancing the ionic conductivity and the dimensional stability in APEs has been a formidable scientific challenge. Here, we reviewed the research progress of the strategies for reconciling the tradeoff between conductivity and dimensional stability. These strategies include physical strategies, such as blending and filling pores to restrain the swelling, chemical cross-linking, enrichment of quaternary ammonium cation groups in the side chains and constructing efficient ionic channels by hydrophilic/hydrophobic phase segregation morphological structure like Nafion[®] membranes to enhance the mobility of OH^- . The strategies mentioned above can all realize high ion conductivity and low water uptake and swelling at the same time to some extent.

Key words: alkaline polymer electrolytes (APE) membrane; ion conductivity; water uptake; cross-link; hydrophilic/hydrophobic phase segregation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0391

时变热辐射环境下高温合金蜂窝板三维热变形测量

潘兵*, 江天云, 吴大方

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: 轻质、高强和隔热性能优良的蜂窝合金板结构已广泛用于航空航天领域, 其在模拟瞬态气动热环境下的热变形是高速飞行器热防护结构设计的重要参数之一. 首先, 用自行研制的红外辐射瞬态气动热实验模拟系统模拟与其服役环境类似的时变热辐射环境, 用新型“主动成像”三维数字图像相关(3D-DIC)测量方法对高温合金蜂窝板结构试件在时变热辐射环境下不同时刻的三维热变形进行了测量. 其次, 为保证三维数字图像相关测量方法能有效实施, 提出一种制作稳定的大面积高温散斑新方法, 该方法制作的高温散斑能在整个实验过程中保持稳定, 可作为高温变形的有效载体. 最后, 用 Hoff 等效刚度理论计算高温合金蜂窝板在稳态时的最大翘曲位移. 研究表明: $210\text{ mm} \times 210\text{ mm}$ 的高温合金蜂窝板在单侧面辐射加热条件下其面内变形为均匀热变形, 而离面变形为轴对称的翘曲变形, 在 900°C 时其最大离面翘曲位移约为 1.6 mm ; Hoff 等效刚度理论计算结果与实验结果相吻合.

关 键 词: 高温合金蜂窝板; 三维数字图像相关; 三维热变形; 高温散斑; Hoff 等效刚度理论

中图分类号: V45; O341

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0969-07

高温合金蜂窝板结构由较薄的高强度合金蒙皮和较厚的低强度蜂窝芯层焊接或黏接组成三明治结构, 因其具有重量轻、强度高、高温环境下抗变形能力强、导热系数小等优点使之成为高速飞行器理想的隔热结构, 已广泛应用于火箭、导弹、飞机等高速飞行器的热防护结构材料^[1-2]. 20 世纪 40 年代德国最早将蜂窝板结构应用于四引擎 Hacciland Albotross 飞机^[3], 中国从 20 世纪 60 年代开始研制玻璃钢蜂窝板, 随后又研制了 Nomex 蜂窝板、铝合金蜂窝板等^[4]. 近几年来, 不断发展的航空航天技术和越发苛刻的服役环境对蜂窝板结构件提出了更高的要求. 作为表征其性能的重要参数, 高温合金蜂窝板结构在模拟气动高温热

环境下的隔热性能和全场变形成为相关设计人员关注的焦点.

为了研究高温合金蜂窝板结构在高温环境下的热变形与隔热性能, 国内外许多科研人员通过数值计算与实验测量两种手段进行了大量的研究. 例如, Ko^[5]、Shiau^[6]、Fatemi^[7]、Chamis^[8] 等结合热力学理论和有限元数值方法分析了蜂窝板结构在热载荷条件下的变形, 其结论是蜂窝板结构的面内变形为均匀膨胀, 离面变形为四周翘曲. 吴大方等^[9]通过实际的气动热环境模拟实验定性对比高温合金薄板试件与高温合金蜂窝板试件在经过 950°C 高温后的残余翘曲变形, 发现高温合金蜂窝板结构可恢复到原始几何尺寸, 残余变形

收稿日期: 2014-07-01; 录用日期: 2014-10-10; 网络出版时间: 2014-11-27 09:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0391.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272032, 91216301, 11322220, 11427802); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-HKXY-001)

* 通讯作者: 潘兵(1978—), 男, 安徽无为为人, 教授, panb@buaa.edu.cn, 主要研究方向为实验固体力学.

引用格式: 潘兵, 江天云, 吴大方. 时变热辐射环境下高温合金蜂窝板三维热变形测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 969-975. Pan B, Jiang T Y, Wu D F. 3D thermal deformation measurement of superalloy honeycomb panels in time-varying thermal radiation environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 969-975 (in Chinese).

很小几乎可以忽略不计。

尽管相比于实验测量,数值模拟计算具有低成本、周期短、可快速模拟各种实验条件等优点,但因基于理想的物理模型和经验公式,数值模拟计算往往与实际的实验结果有一定的偏差。因此高温合金蜂窝板热变形与隔热性能的实验测量能获得可信度更高的真实变形,在热防护结构的设计阶段是不可替代的重要步骤。迄今为止,许多研究者通过实验仅得到蜂窝板结构面内高温热变形,由于高温变形实验的难度,直接测量蜂窝板结构在时变辐射加热条件下的三维热变形还未见有报道。本文研究了高温合金蜂窝板在快速辐射加热下的变形测量,实验采用自行设计的红外辐射瞬态气动热环境模拟系统复现高速飞行器的时变热环境,并采用文献[10]提出的基于高亮度单色光源照明和窄带通滤波成像相结合的“主动成像”3D-DIC 系统对时变热辐射环境下高温合金蜂窝板面内和离面 3 个高温热变形分量进行了测量。实验结果为工程设计提供了有价值的参考。

1 实验方案

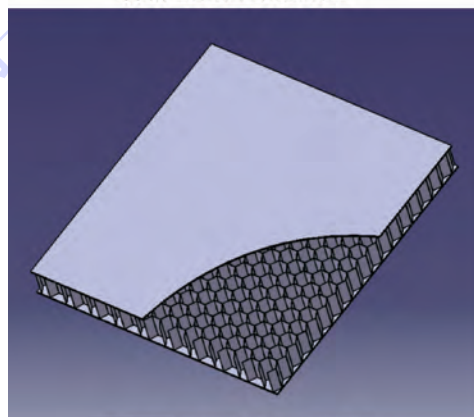
1.1 高温合金蜂窝板实验件和高温散斑制作

实验采用的高温合金蜂窝板是由两块面板和蜂窝芯层结构焊接而成的(见图 1)。前后面板材料为镍基合金 GH3039,蜂窝芯层材料为镍基合金 GH536。高温合金蜂窝板结构的平面尺寸为 $210\text{ mm} \times 210\text{ mm}$,蜂窝单元外接圆直径为 12 mm ,单元高度为 10 mm ,壁厚为 0.1 mm ,前后面板的厚度均为 1 mm ,蜂窝板总厚度为 12 mm 。

三维数字图像相关(3D-DIC)方法需利用实验件被测表面的随机灰度变化作为变形信息载体并为该方法匹配提供信息。文献[9,11]中提出用氧化锆、碳粉与高温无机胶按合适比例搅拌混合制作成黑色液状物,用该黑色液状物可在被测试样上通过溅撒或点涂的方法制作可耐受高温的人工散斑。然而实验中发现,该方法难以在较大试样上制作大面积的高温散斑。为解决大面积散斑制作问题,本文以可耐受 1700°C 的无机高温喷漆作为变形信息载体,提出一种新型高温散斑制作方法,步骤如下:①用 MATLAB 软件生成一幅黑白二值随机图像;②打印图像并粘贴在 $250\text{ mm} \times 250\text{ mm} \times 5\text{ mm}$ 硬铝板表面;③在铝板上按照图像黑白像素点分布打出大小、位置随机的通孔;④将打完孔的铝板覆盖在被测试件表面,喷涂无机高温喷漆,即完成高温散斑制作,如图 2 所示。



(a) 高温合金蜂窝板实物图



(b) 高温合金蜂窝板夹芯示意图

图 1 高温合金蜂窝板实物图与高温合金蜂窝板夹芯示意图

Fig. 1 Photo of superalloy honeycomb panel and schematic diagram of its sandwich

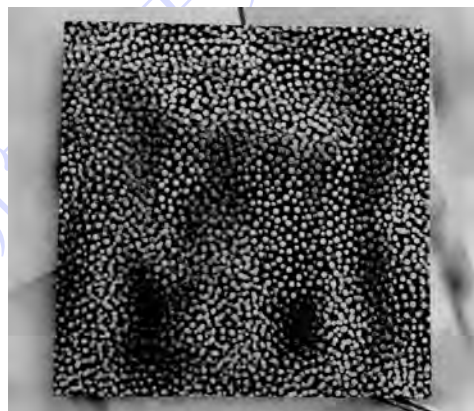


图 2 表面制备有高温散斑的高温合金蜂窝板试件

Fig. 2 Superalloy honeycomb panel sample with high-temperature speckle pattern fabricated on its surface

1.2 石英灯辐射加热系统

本文所采用的石英灯辐射加热系统如图 3 左侧所示,该系统由石英灯阵列、温度传感器、信号放大器、模拟/数字转换器、数字/模拟转换器、电功率调节装置和控制用计算机组成,系统对实验

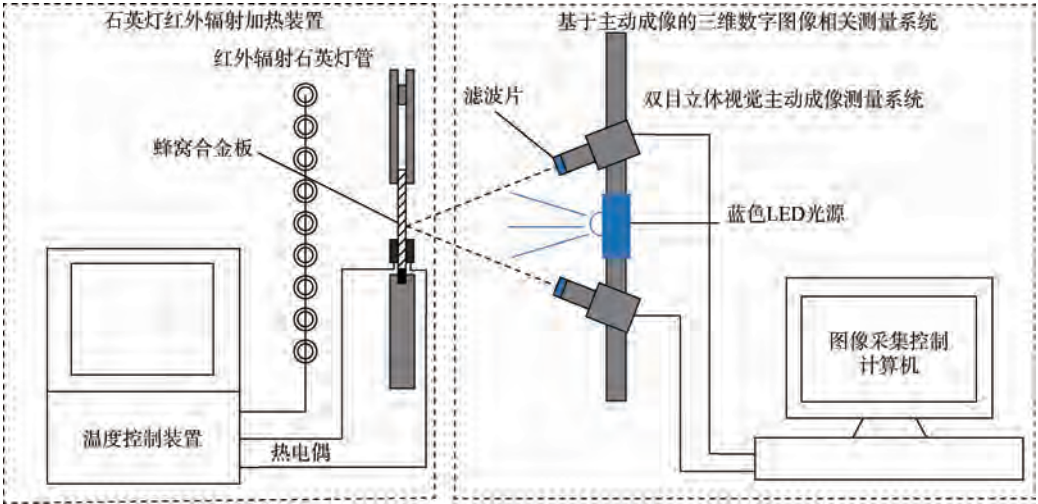


图 3 高温合金蜂窝板的非接触高温三维变形测量系统的示意图

Fig. 3 Schematic diagram for non-contact high-temperature 3D deformation measurement of superalloy honeycomb panel

件可按设定温度曲线快速、准确加热. 针对实验条件要求的时变模拟环境特点,采用具有鲁棒性好、对参数变化适应性强、过渡过程时间短等优点的模糊控制方式进行时变热环境模拟实验^[12]. 系统工作时,由焊接在被测试样表面和背面的热电偶(K 型,工作范围为 $-200 \sim 1\,200^{\circ}\text{C}$)实时采集连续变化的模拟温度信号,信号经过放大后送入模/数转换器(A/D)进行模/数转换. 将测量到的温度值与设定温度值进行比较后将偏差送入控制程序,通过控制算法对采样数据进行计算得到控制量,并经过数/模转换器(D/A)转换成模拟信号后驱动电功率调节装置,调节红外辐射加热装置上的电功率,从而实现被测试样表面温度设定过程的自动控制. 该系统采用闭环控制,被测试样表面的温度控制读数判别精度可达 0.1°C . 若对石英灯管采用水冷装置,该系统最高瞬时温度可达 $1\,550^{\circ}\text{C}$,温升速率最高可达 $200^{\circ}\text{C}/\text{s}$.

1.3 “主动成像”3D-DIC 测量系统

为获得快速辐射加热下高温合金蜂窝板在不同时刻表面的三维变形,本文采用基于双目立体视觉原理 3D-DIC 方法,其测量系统如图 3 右侧所示^[13-14]. 该测量系统由左右两个配置了焦距为 25 mm 定焦镜头的数字 CCD 相机(陕西维视数字图像技术有限公司,型号 MV-VS141FM)组成,该相机采集的图像为分辨率 1 392 像素 $\times$ 1 040 像素的 8 bit 灰度图像.

在对实验件加热过程中,加热石英灯阵列的辐射光与受热实验件自身的热辐射会使进入相机靶面的光强显著增加,导致采集到的图像亮度增强、对比度降低,即“图像退相关现象”,从而使数字图像相关方法的图像匹配算法失效. 为获得高

温物体表面亮度和对比度稳定的数字图像,与普通 3D-DIC 系统不同,笔者在 3D-DIC 测量系统的镜头前安装了光学带通滤波片(中心波长为 450 nm ,带宽为 32 nm),并采用波长为 $(450 \pm 3)\text{ nm}$ 的高亮度单色光源照明被测试件,该单色光源由大功率 LED 阵列组成,可长时间保证照明光强均匀稳定. 由于采用特定波长的高亮度单色光源照明被测试件,并在成像系统前配置窄带通滤波片已阻隔非主动照明的其他干扰光^[10],这种“主动成像”3D-DIC 测量系统(图 3 右侧)可有效地避免受热实验件热辐射所造成的散斑图像“退相关现象”. 已有的实验结果显示所建立的光学测量系统可获得 $1\,200^{\circ}\text{C}$ 镍基高温合金试样和 $1\,550^{\circ}\text{C}$ 碳基复合材料表面高质量、无退化的数字图像,并能准确提取其均匀三维高温热变形^[9,11].

基于双目立体视觉原理的 3D-DIC 测量系统使用两个相机从不同方位同时记录同一被测对象表面的一组数字图像,通常将变形前记录的数字图像称为“参考图像”,将变形后记录的数字图像称为“变形后图像”. 一般在测量之前对双目立体视觉模型进行标定^[15-16],获得相机的内外参数和两个相机之间相对姿态关系,建立一个固定的世界坐标系. 在测量过程中,3D-DIC 方法利用两个姿态和相对位置固定的数字相机组成的测量系统从不同角度对被测物体表面同一区域成像,记录不同状态下被测区域的一对数字图像. 在图像分析时利用基于图像子区的灰度匹配算法^[17-18]得到左右两幅视图中选择计算区域内各对应点的视差,由已获得的标定参数和视差信息即可根据双目立体视觉成像原理重构物体表面的三维形貌(即相对于世界坐标系的三维坐标),而不同状态

下物体表面三维坐标之差即为三维位移场,对位移场进行差分可获得应变场^[19].

1.4 实验步骤

本文结合石英灯红外辐射加热系统和基于主动成像的三维数字图像相关测量系统搭建非接触高温变形测量系统,如图4所示,加热系统置于蜂窝板实验件前方对其前表面进行加热,为精确控制加热温度,在实验件前、后表面各粘贴一热电偶(K型,工作范围为 $-200 \sim 1\,200^{\circ}\text{C}$)采集表面温度数据.3D-DIC测量系统置于蜂窝板后方采集后表面散斑图像.实验初始温度为 30°C ,调整左右相机使成像清晰后,用15 mm圆点标定板采集60组标定图像,用以标定相机内外参数,之后采集一组该温度下的实验件表面散斑图像作为初始图像.实验件按照设定温度曲线(见图5)加热,每隔100 s采集一幅后表面散斑图像,同时记录前、后表面温度数据.实验过程持续1 000 s,共10组数据.



图4 高温合金蜂窝板高温三维变形测量系统现场照片

Fig.4 A picture of high-temperature 3D deformation measurement system

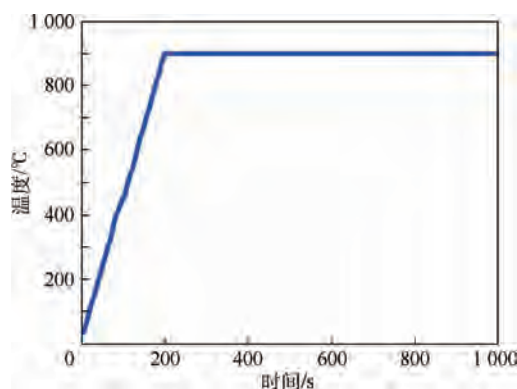


图5 实验件表面预定加热温度曲线

Fig.5 Preset surface heating temperature curve of experimental samples

2 实验结果与分析

2.1 高温合金蜂窝板前、后表面温度变化

图6是高温合金蜂窝板实验件实验过程中

前、后表面温度变化曲线,可以看出,前表面(直接加热面)温度曲线与设定温度曲线十分吻合,验证了石英灯红外辐射加热系统的可靠性与精确性.后表面温度低于前表面,且较晚达到稳态,当温度稳定时,实验件后表面温度约为 640°C ,说明高温合金蜂窝板结构具有良好的隔热性能.

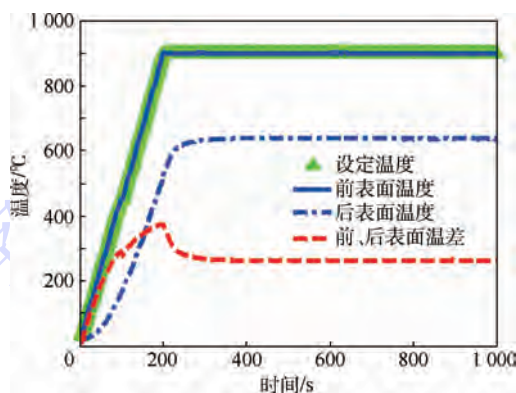


图6 高温合金蜂窝板实验件表面预定加热温度以及前、后表面温度测量曲线

Fig.6 Curves of preset surface heating temperature and measured temperatures on front and back surfaces of superalloy honeycomb panel sample

2.2 高温合金蜂窝板高温变形

首先标定两相机的内外参数,并分析图像序列以计算三维位移场.计算位移时,以初始时刻采集的一组图像作为参考图像,在其中的左相机图像中选择大小为971像素 $\times$ 921像素($91 \times 86 = 7\,826$ 个计算点)的矩形区域作为计算区域,位移计算时所用图像子区大小为71像素 $\times$ 71像素,步长为10像素.对所获得的位移场可用逐点最小二乘法计算应变场,应变计算窗口为15点 $\times$ 15点.

用3D-DIC方法得出的三维位移场,如图7(a)、图7(b)所示,面内 u 位移场与 v 位移场等值线基本与坐标轴平行且变形量相当,因此可知高温合金蜂窝板面内变形为均匀膨胀.实验测得稳态时 x 与 y 方向热应变分别为 $8.900 \times 10^{-6}\epsilon$ 和 $9.000 \times 10^{-6}\epsilon$.通过查阅手册^[20]可知,蜂窝板热膨胀系数为 $1.49 \times 10^{-7}\epsilon/^{\circ}\text{C}$,实验测得试件表面温升为 610°C ,由此可计算出热应变为 $9.089 \times 10^{-6}\epsilon$,这与实验结果相符.图7(c)为离面位移(w 位移)场,其等值线呈同心圆分布,为四周翘曲变形,这是因为蜂窝板沿厚度方向有温度梯度,从而导致上下表面热变形大小不同.由 w 位移场也可看出蜂窝板翘曲变形相对其尺寸很小,四边中点处翘曲变形最大为1.62 mm,说明其

具有较好的抵抗高温变形能力. 图 8 为 100、200 和 1 000 s 3 个不同时刻下中央横截面(见图 7(c))中黑色直线对应位置) w 位移沿 x 坐标分布规律, 其呈轴对称分布.

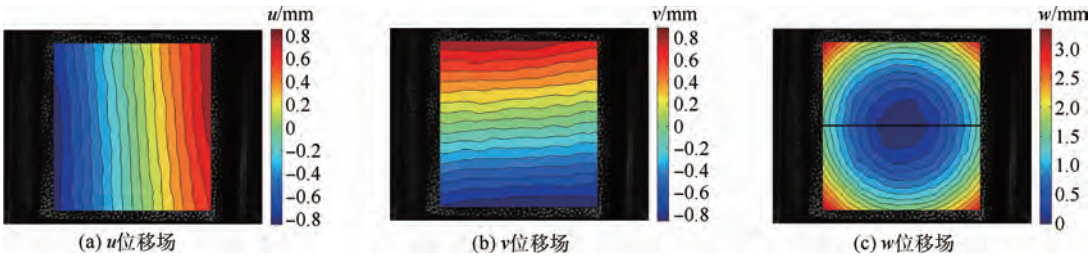


图 7 1 000 s 时三维位移场
Fig.7 3D deformation field at 1 000 s

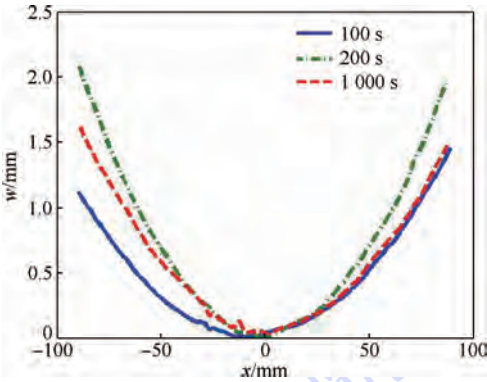


图 8 中央横截面分别在 100 s、200 s 和 1 000 s 时沿 x 轴的 w 位移分布曲线
Fig.8 w displacement distribution along x axis of central cross section at 100 s, 200 s and 1 000 s, respectively

表 1 为每个时刻三维位移最大值, 可以清晰看出在 200 s 时受热冲击影响翘曲变形达到整个实验过程最大值, 之后略有减小并趋于稳定. 这是因为 200 s 时前、后表面温差最大(见图 6), 当前表面达到 900℃ 时后表面还未达到最大变形. 通过 Hoff 等效刚度理论^[21]与薄板弯曲的热弹性力学理论^[22], 可推导出高温合金蜂窝板的翘曲变形函数为

$$w=\sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} w_{m n} \sin \frac{m \pi}{2} \sin \frac{n \pi}{2} \quad (1)$$

式中:

$$w_{m n}=M \int_0^a \int_0^a \sin \frac{m \pi x}{a} \sin \frac{n \pi y}{a} \mathrm{d} y \mathrm{d} x \quad (2)$$

其中: $w_{m n}$ 为傅里叶系数; M 为弯矩; M_{T} 为温度引起的弯矩; a 为高温合金蜂窝板边长; D 为等效弯曲刚度; ν 为等效泊松比; M_{T} 计算公式为

$$M_{\mathrm{T}}=\alpha E \int_{-H / 2}^{H / 2} \Delta T z \mathrm{d} z \quad (3)$$

式中: α 为热膨胀系数; E 为等效弹性模量; H 为高温合金蜂窝板厚度; ΔT 为温度沿厚度 z 方向的变化. 通过查阅手册得到蜂窝板材料参数并代入

实验件边界中点坐标即可求出最大翘曲变形为 1.84 mm, 与实验结果相近. 此外, 从式(3)中也可以看出, 当前、后表面温差较大时, 翘曲变形也较大, 这也和实验结果相符.

表 1 不同时刻三维位移场最大值
Table 1 Maximum values of detected 3D displacement at each stage

时间/s	u / mm	v / mm	w / mm
100	0.20	0.20	1.45
200	0.67	0.72	2.08
300	0.80	0.86	1.69
400	0.83	0.88	1.68
500	0.84	0.88	1.64
600	0.84	0.90	1.64
700	0.84	0.89	1.70
800	0.84	0.89	1.65
900	0.84	0.89	1.66
1 000	0.84	0.89	1.62

3 结 论

本文将自行研制的石英灯辐射加热系统与基于双目立体视觉的主动成像的三维数字图像相关测量系统相结合, 通过实验测量高温合金蜂窝板结构在时变热辐射环境下三维高温热变形, 得出以下结论:

- 1) 蜂窝板实验件面内变形为均匀膨胀, 离面位移为等值线呈同心圆分布的翘曲变形, 在 900℃ 稳态时面内位移与翘曲变形分别为 0.84, 0.89, 1.62 mm, 与蜂窝板尺寸大小相比, 变形量很小, 实验结果显示蜂窝板结构具有良好的抵抗高温热变形能力. 用 Hoff 等效理论计算所得结果与实验值吻合良好.
- 2) 当高温合金蜂窝板实验件在 200 s 初次达到 900℃ 时受到热冲击影响, 热变形比稳态时大.
- 3) 对比蜂窝板在加热过程中前、后表面温度随时间变化曲线, 验证了实验所采用的石英灯辐射加热系统的可靠性与精确性, 也体现了高温合

金蜂窝板结构优良的隔热性能.

参考文献 (References)

- [1] 吴大方,郑力铭,潘兵,等.非线性热环境下高温合金蜂窝板隔热性能研究[J].力学学报,2012,44(2):297-307.
Wu D F, Zheng L M, Pan B, et al. Research on heat-shielding properties of superalloy honeycomb panel for non-linear high temperature environment[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(2): 297-307 (in Chinese).
- [2] Zenkour A M, Alghamdi N A. Bending analysis of functionally graded sandwich plates under the effect of mechanical and thermal loads[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2010, 17(6): 419-432.
- [3] 刘艳辉,杜鹏.金属蜂窝夹层板的研究进展[J].机械制造与自动化,2013,41(1):9-11.
Liu Y H, Du P. Research process of metal honeycomb sandwich boards[J]. Machine Building and Automation, 2013, 41(1): 9-11 (in Chinese).
- [4] 刘艳辉,童国权,王辉,等. GH99 高温合金蜂窝板的制备及力学性能[J]. 机械工程材料, 2013, 37(2): 82-85.
Liu Y H, Tong G Q, Wang H, et al. Preparation and mechanical properties of GH99 high temperature alloy honeycomb plates[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2013, 37(2): 82-85 (in Chinese).
- [5] Ko W L. Heat shielding characteristics and thermostructural performance of a superalloy honeycomb sandwich thermal protection system (TPS), NASA/TP-2004-212024 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2004.
- [6] Shiau L C, Kuo S Y. Thermal buckling of composite sandwich plates[J]. Mechanics Based Design of Structures and Machines, 2004, 32(1): 57-72.
- [7] Fatemi J, Lemmen M. Effective thermal mechanical properties of honeycomb core panels for hot structure applications[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 514-525.
- [8] Chamis C C, Aiello R A, Murthy P L N. Composite sandwich thermostructural behavior: Computational simulation, AIAA-1986-0948 [R]. Reston: AIAA, 1986.
- [9] 吴大方,潘兵,高镇同,等.超高温,大热流,非线性气动热环境试验模拟及测试技术研究[J].实验力学,2012,27(3): 255-271.
Wu D F, Pan B, Gao Z T, et al. On the experimental simulation of ultra-high temperature high heat flux and nonlinear aerodynamic heating environment and thermal-mechanical testing technique[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(3): 255-271 (in Chinese).
- [10] Pan B, Wu D F, Yu L P. Optimization of a three-dimensional digital image correlation system for deformation measurements in extreme environments[J]. Applied Optics, 2012, 51(19): 4409-4419.
- [11] Pan B, Wu D F, Wang Z Y, et al. High-temperature digital image correlation method for full-field deformation measurement at 1 200℃ [J]. Measurement Science and Technology, 2011, 22(1): 015701.
- [12] 吴大方,房元鹏,张敏.高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统[J].航空计测技术,2003,23(1):9-11.
Wu D F, Fang Y P, Zhang M. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehicle[J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 2003, 23(1): 9-11 (in Chinese).
- [13] Sutton M A, Orteu J J, Schreier H W. Image correlation for shape, motion and deformation measurements [M]. Berlin: Springer, 2009: 175-208.
- [14] 潘兵,谢惠民,李艳杰.用于物体表面形貌和变形测量的三维数字图像相关方法[J].实验力学,2008,22(6):556-567.
Pan B, Xie H M, Li Y J. Three-dimensional digital image correlation method for shape and deformation measurement of an object surface [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2008, 22(6): 556-567 (in Chinese).
- [15] 张广军.机器视觉[M].北京:科学出版社,2005:122-125.
Zhang G J. Machine vision [M]. Beijing: Science Press, 2005: 122-125 (in Chinese).
- [16] Zhang Z Y. A flexible new technique for camera calibration [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2000, 22(11): 1330-1334.
- [17] Pan B, Qian K M, Xie H M, et al. Two-dimensional digital image correlation for in-plane displacement and strain measurement: A review [J]. Measurement Science and Technology, 2009, 20(6): 062001.
- [18] Pan B. Reliability-guided digital image correlation for image deformation measurement [J]. Applied Optics, 2009, 48(8): 1535-1542.
- [19] Pan B, Asundi A, Xie H M, et al. Digital image correlation using iterative least squares and pointwise least squares for displacement field and strain field measurements[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2009, 47(7): 865-874.
- [20] 中国航空材料手册编辑委员会.中国航空材料手册(第二卷)[M].北京:中国标准出版社,2002:194.
China Aeronautical Materials Handbook Redaction Committee. China aeronautical materials handbook (Volume II) [M]. Beijing: Standards Press of China, 2002: 194 (in Chinese).
- [21] 李贤冰,温激鸿,郁殿龙,等.蜂窝夹层板力学等效方法对比研究[J].玻璃钢/复合材料,2012(S1):11-15.
Li X B, Wen J H, Yu D L, et al. The comparative study of equivalent mechanical methods on honeycomb sandwich plate [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2012(S1): 11-15 (in Chinese).
- [22] 竹内洋一郎.热应力[M].郭廷玮,李安定,译.北京:科学出版社,1977:358-365.
Ichiro T O. Thermal stress [M]. Translated by Guo T W, Li A D. Beijing: Science Press, 1977: 358-365 (in Chinese).

3D thermal deformation measurement of superalloy honeycomb panels in time-varying thermal radiation environment

PAN Bing^{*}, JIANG Tianyun, WU Dafang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Superalloy honeycomb panels with the advantages of light weight, high strength and excellent heat-shielding properties have been widely used in the field of aeronautics and astronautics. Deformation measurement of superalloy honeycomb panels due to transient thermal loading is essential for the design of heat-shielding structures. Firstly, a self-developed infrared radiation transient aerodynamic heating simulation system was used to simulate conditions similar to transient aerodynamics service conditions and a novel active imaging three-dimensional digital image correlation (3D-DIC) method was used to measure 3D thermal deformation of a superalloy honeycomb panel sample with a size of 210 mm × 210 mm at different times in time-varying thermal radiation environment. Secondly, to ensure the reliability of measurement by using 3D-DIC, a new technique for making large-area high-temperature speckle pattern on a test sample was proposed. The high-temperature speckle pattern stayed stable throughout the experiment and could be used as an effective carrier of thermal deformation. Finally, the largest warping displacement was also calculated by Hoff's equivalent stiffness theory. Study results indicate that in-plane thermal expansion is homogeneous when the panel is heated one-side by radiation heating, while the out-plane displacements show evident axisymmetric warp deformation with the largest warping displacement of approximate 1.6 mm at a temperature of 900℃. The experimental results agree well with theoretical predictions made by Hoff's equivalent stiffness theory.

Key words: superalloy honeycomb panel; three-dimensional digital image correlation; three-dimensional thermal deformation; high-temperature speckle pattern; Hoff's equivalent stiffness theory

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0434

应力主轴旋转下砂土力学特性的数值模拟分析

童朝霞*, 王勃, 左照坤, 姚仰平

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: 应力主轴旋转条件下砂土等颗粒材料的力学响应与细观组构及演化规律密切相关. 通过将离散元数值模拟与室内物理试验在正应变分量发展、剪应力-剪应变关系曲线、体应变发展规律及影响因素等方面进行对比分析, 验证了离散元数值模拟的有效性. 在此基础上, 将颗粒长轴定向组构特征和粒间接触法线组构特征分别用反映组构分布各向异性程度及主方向的变量表示, 深入分析了应力主轴旋转条件下颗粒材料组构特征在一个循环周的演化规律, 并同时考察了初始孔隙比和应力比对颗粒材料细观组构演化规律的影响.

关 键 词: 应力主轴旋转; 离散元数值模拟; 砂土; 力学特性; 细观组构

中图分类号: TU43

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0976-06

实际工程中的地基土在交通、地震、波浪等往返荷载作用下应力状态变化复杂, 通常不仅主应力幅值会随时间往复变化, 主应力的方向亦会循环旋转^[1]. 目前应力主轴旋转对土体变形特性的影响已引起国内外学者的广泛关注, 采用方向剪切盒、空心圆柱扭剪仪等试验设备开展了较为系列的试验研究^[2-11]. 应力主轴旋转条件下砂土的主要试验规律可总结如下: ①纯应力主轴循环旋转可产生与应力主轴固定单调剪切处于同一数量级的塑性变形. ②应力主轴旋转导致砂土产生体缩趋势, 在不排水条件表现为正超静孔隙水压力的不断累积, 可导致液化等破坏发生. ③应力主轴旋转条件下塑性应变增量主轴与应力主轴之间存在显著的非共轴现象. ④中主应力对应力主轴循环旋转条件下砂土的变形特性有重要影响, 体缩应变(不排水条件下为正超静孔隙水压力)趋势随中主应力系数的增加而增加.

土体宏观上表现出的力学特性与细观组构及演化规律密切相关. 离散元法具有可保证初始试

样完全相同以及可获得任意加载时刻颗粒的空间分布和接触特征等优点, 已成为分析岩土材料细观变形机理的有效工具. 值得指出的是, 至今为止的离散元数值模拟主要基于颗粒材料双轴压缩、三轴压缩、直剪试验、单剪试验等单调加载的模拟. Li 和 Yu^[12] 在应力主轴旋转条件下颗粒材料的离散元数值模拟取得了突破性进展. 他们采用六边形的试样, 有效实现了纯应力主轴旋转的加载, 并较为深入地分析了颗粒材料非共轴的细观物理机制. 但在他们的研究中, 试样的颗粒形状均为圆形, 无法反映试样沉积过程中颗粒形状产生的初始各向异性的影响. 为了合理反映颗粒形状及试样初始各向异性的影响, 本文的离散元数值模拟采用椭圆形的颗粒材料, 且模拟重力作用下颗粒的沉积过程生成试样. 在验证应力主轴旋转离散元数值模拟有效性的基础上, 对应力主轴旋转条件下颗粒材料的细观组构特征及演化规律进行了分析, 以望对应力主轴旋转条件下颗粒材料的细观物理机制研究有所裨益.

收稿日期: 2014-07-19; 录用日期: 2014-10-22; 网络出版时间: 2014-12-02 17:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0434.html

基金项目: 水沙科学与水利水电工程国家重点实验室开放研究基金(sklhse-2014-D-01); 国家“973”计划(2014CB047006); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-JTXY-007)

* 通讯作者: 童朝霞(1976—), 女, 湖南岳阳人, 副教授, tongzx@buaa.edu.cn, 主要研究方向为岩土本构理论、土动力学与土工抗震等.

引用格式: 童朝霞, 王勃, 左照坤, 等. 应力主轴旋转下砂土力学特性的数值模拟分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 976-981. Tong Z X, Wang B, Zuo Z K, et al. Discrete element simulation of mechanical characteristics of sands under principal stress axes rotation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 976-981 (in Chinese).

1 离散元数值模拟

本文离散元数值模拟采用现在美国劳伦斯·利弗莫尔国家实验室从事岩土工程数值分析研究工作的付鹏程博士开发的 PPDEM. 付鹏程和 Dafalias^[13-14]对直剪试验和双轴压缩试验进行了系列的数值模拟,充分证实了该离散元程序在单调加载条件下的有效性.而相比于单调加载,应力主轴旋转加载的实现要复杂很多.为了实现应力主轴旋转,Li 和 Yu^[12]数值模拟中的应力通过伺服控制动态边界条件的方式施加.本文中应力主轴旋转的加载摒弃了伺服控制动态边界条件的方法,而是开发了一种可施加任意边界应力状态的新方法.图 1 所示为应力主轴旋转条件下应力边界的施加模式.该方法能自动识别加载过程中处于边界上的颗粒,沿主应力方向作用的力则直接施加在边界颗粒上.这种应力边界条件施加方法具有允许试样自由变形、且可保证所施加应力场的均匀性等优点.

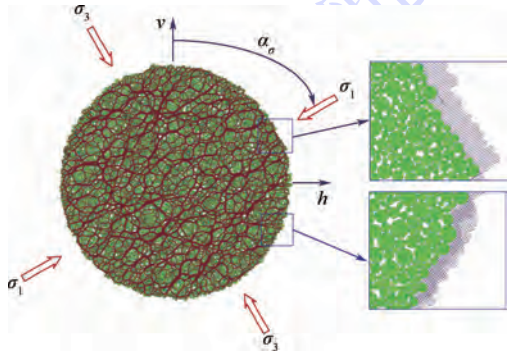


图 1 应力主轴旋转边界应力的施加方式说明
Fig. 1 Illustration of applied mode of boundary stress under rotation of principal stress axes

离散元数值模拟采用长短轴比均为 3.0 的椭圆形颗粒,颗粒长轴变化范围为 0.30 ~ 1.00 mm.制样过程采用付鹏程和 Dafalias^[13-14]相同的方法,即先生成 20 000 个椭圆颗粒,对椭圆颗粒施加重力模拟实际工程土体的沉积过程,将 20 000 个椭圆颗粒沉积在一个方形试样盒中.然后用一个圆形覆盖截取出图 1 所示的圆形试样,即可进行接下来的固结和应力主轴旋转加载.本文采用的圆形覆盖半径为 15 mm,包含 6 000 个左右的椭圆颗粒.

数值模拟试验施加的应力路径为:先对试样进行不等向固结,然后纯应力主轴循环旋转加载.具体加载过程为:对截取出的圆形试样沿图 1 所示的 v 轴和 h 轴施加大小主应力 σ_1 和 σ_3 进行不等向固结,此时大主应力 σ_1 与 v 轴之间形成的大主应力方向角 $\alpha_\sigma = 0^\circ$.试样固结完成后即进行纯

应力主轴循环旋转加载:保持大小主应力幅值不变,而大主应力方向角 α_σ 在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 之间连续旋转.由于主应力幅值在应力主轴旋转过程中保持不变,因此试样的变形仅由主应力方向变化产生.数值模拟试验方案如表 1 所示,所施加的球应力均为 200 kPa,对初始孔隙比不同的 4 个试样进行了多种不同应力比的纯应力主轴循环旋转试验,共计 14 组.数值模拟采用的主要细观参数为:颗粒之间的摩擦角为 30° ,颗粒之间的切向刚度为 2 100 MPa,切向刚度与法向刚度的比值取 0.33.

表 1 数值模拟试验方案		
Table 1 Test scheme of numerical simulations		
初始孔隙比 e_0	施加的应力比 $R = (\sigma_1 - \sigma_3) / (\sigma_1 + \sigma_3)$	球应力 p /kPa
0.275	0.05/0.10/0.15/0.20/0.25/0.30	200
0.251	0.10/0.15/0.20/0.25/0.30/0.35	
0.235	0.30	
0.210	0.30	

2 数值模拟有效性验证

以试样初始孔隙比 $e_0 = 0.251$,应力比 $R = 0.3$ 的数值模拟试验为例,图 2 所示为一个循环周期内实际施加在试样上的应力路径,其中的应力通过计算颗粒之间的接触力而得.分析图 2 可知,在一个循环周期内,大小主应力幅值保持不变,大主应力方向角 α_σ 从 0° 线性增加到 180° ,与设计的加载路径一致.由此可见,新开发的数值模拟方法能有效地实现应力主轴旋转加载路径.

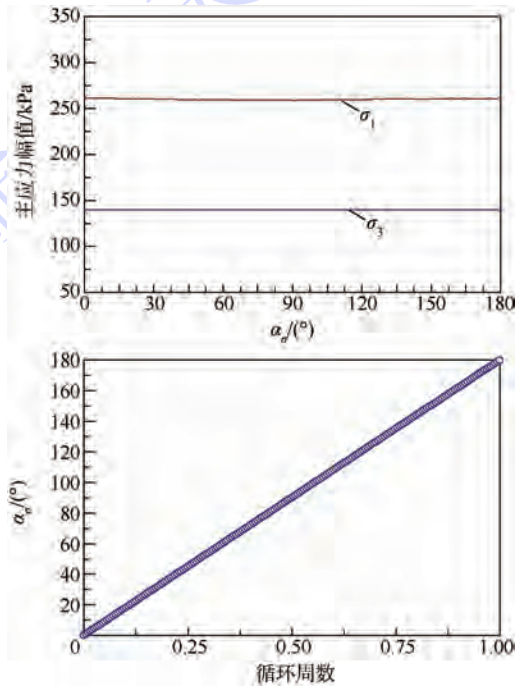


图 2 数值模拟实现的应力路径
Fig. 2 Achieved stress path for numerical simulation

基于开发的数值模拟方法,图 3 和图 4 分别给出了上述典型数值模拟试验中正应变分量与循环周数的关系曲线以及剪应力-剪应变关系曲线.张建民和童朝霞等^[9-11]采用空心圆柱扭剪仪对饱和砂土进行了较为系列的纯应力主轴循环旋转排水试验,分析了中主应力系数对应力主轴旋转条件下砂土力学特性的影响.当中主应力系数 $b = 0.1$ 时,径向应变较小,近似于平面应变.本文数值模拟是二维的,将图 3 与他们论文中 $b = 0.1$ 的试验成果对比发现:数值模拟能较好地反映物理试验中正应变的发展规律.2 个正应变分量(ε_{vv} 和 ε_{hh})随循环周数的增加,均呈周期性循环变化.竖向应变分量 ε_{vv} 主要为拉伸应变,随着循环周数的增加,向出现压缩应变的方向发展.产生的水平应变分量 ε_{hh} 为压缩应变,随循环周数的增加,压缩应变不断累积,但累积速率呈递减趋势.如图 4 所示,数值模拟试验中同样观察到剪应力-剪应变关系曲线构成的滞回圈.在循环初期,滞回圈为未封闭的,随循环周数的增加,滞回圈趋向于一闭合的椭圆.由于应力主轴循环旋转下砂土不断硬化,双幅剪应变呈递减趋势.

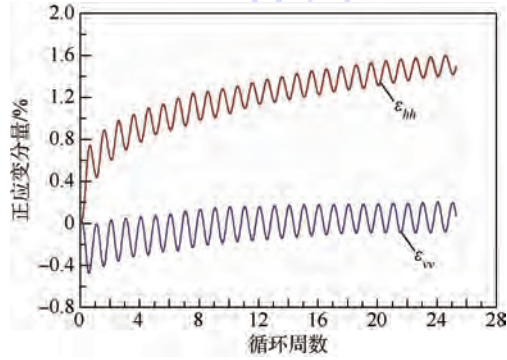


图 3 正应变分量与循环周数的关系曲线

Fig. 3 Relation curve of normal strain components changing with cycle number

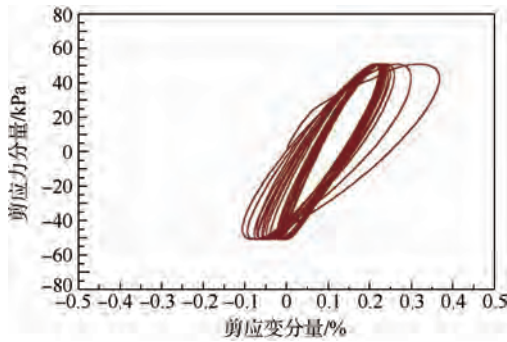


图 4 剪应力-剪应变关系

Fig. 4 Relationship between shear stress and strain

应力主轴循环旋转下体应变的发展规律如图 5 和图 6 所示. 其中图 5 主要反映应力比对体

应变发展规律的影响,各试样的初始孔隙比 $e_0 = 0.251$. 图 6 主要反映初始孔隙比的影响,各试样施加的应力比 $R = 0.3$. 将图 5 和图 6 与张建民和童朝霞等^[9-11]的物理试验结果对比可知,数值模拟能较好地反映物理试验中观察到的体应变发展规律. 譬如,应力主轴旋转下颗粒材料表现为体缩趋势,体缩应变随应力主轴循环旋转呈周期性波动变化;随循环周数增加体缩应变不断累积,但累积速率呈递减趋势;同时,应力比越大、初始孔隙比越小,体应变的累积速率越大.

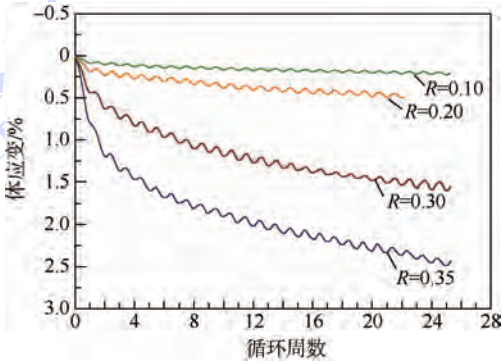


图 5 应力比对体应变发展的影响 ($e_0 = 0.251$)

Fig. 5 Effects of stress ratio on development of volumetric strain ($e_0 = 0.251$)

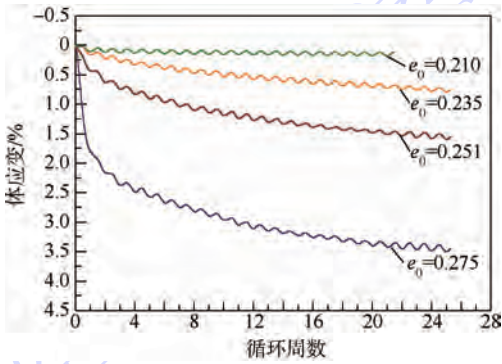


图 6 初始孔隙比对体应变发展的影响 ($R = 0.3$)

Fig. 6 Effects of initial void ratio on development of volumetric strain ($R = 0.3$)

3 细观组构演化规律分析

应力主轴旋转下颗粒材料的宏观变形特性与细观组构及其演化规律密切相关. 颗粒材料长轴定向及粒间接触法线的空间分布常用组构张量进行表述. 在参考已有研究^[14-15]基础上,本文采用式(1)、式(2)分别计算颗粒长轴定向组构张量(F_p)和粒间接触法线组构张量(F_c):

$$F_p = \frac{1}{2N_p} \sum_{k=1}^{2N_p} u^k \otimes u^k \tag{1}$$

$$F_c = \frac{1}{2N_c} \sum_{k=1}^{2N_c} n^k \otimes n^k \tag{2}$$

式中: N_p 和 N_c 分别为颗粒数量以及颗粒接触数量; $\mathbf{u}^k$ 为第 k 个颗粒长轴定向的单位向量; $\mathbf{n}^k$ 为第 k 个粒间接触的单位法向量; $\otimes$ 为 2 个矢量的张量积.

颗粒长轴定向组构张量($\mathbf{F}_p$)和粒间接触法线组构张量($\mathbf{F}_c$)是对称的,它们的积等于 1. 本文采用以下 4 个量定量描述颗粒材料的组构特征:

α_p :颗粒长轴定向组构张量($\mathbf{F}_p$)两主值的差,用于反映颗粒定向分布的各向异性程度.该值变化范围在 0~1 之间, $\alpha_p=0$ 表示颗粒长轴定向为各向同性, α_p 越大则颗粒长轴定向各向异性程

度越强.

θ_p :颗粒长轴定向组构张量($\mathbf{F}_p$)的主方向,可认为是所有颗粒的平均定向角.

α_c :粒间接触法线组构张量($\mathbf{F}_c$)两主值的差,用于反映颗粒接触分布的各向异性程度.与 α_p 类似.

θ_c :粒间接触法线组构张量($\mathbf{F}_c$)的主方向,可认为是所有颗粒间接触法线的平均定向角.

仍以试样初始孔隙比 $e_0=0.251$ 及应力比 $R=0.3$ 的数值模拟试验为例,图 7 所示为循环周数 $N=1,12$ 和 22 时颗粒组构 4 个特征变量(α_p 、 θ_p 、 α_c 和 θ_c)在一个完整循环周内的演化规律.

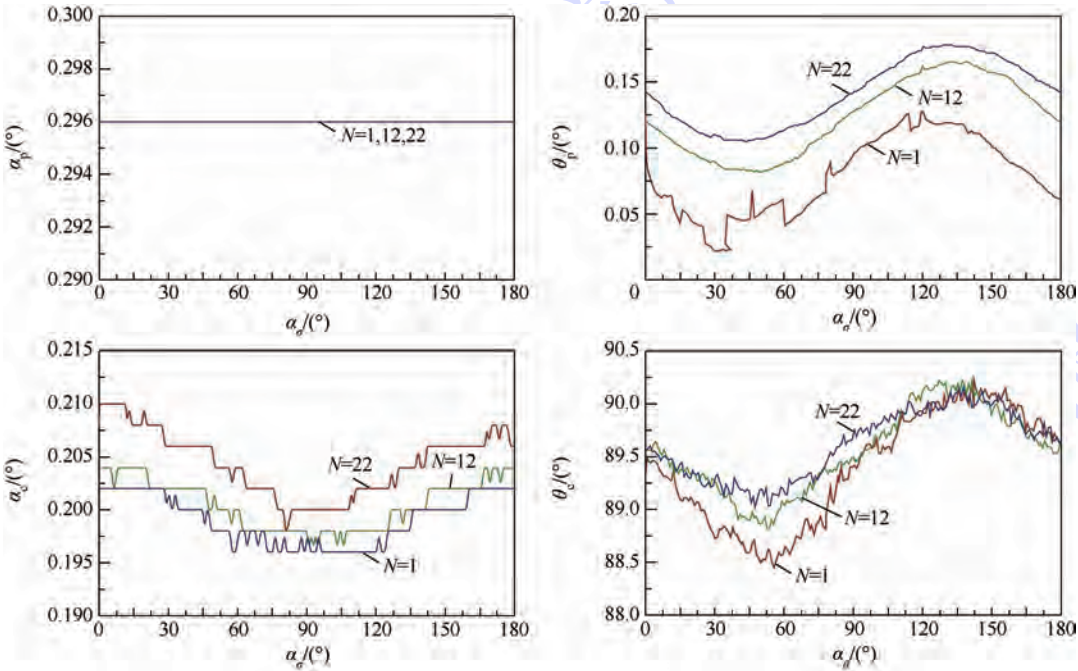


图 7 颗粒组构特征在一个周期内的变化规律
Fig. 7 Evolution of fabric properties of granules in a single cycle

分析图 7 可知,反映颗粒长轴定向各向异性程度的变量 α_p 在大主应力方向角 α_σ 从 0° 旋转到 180° 的单个循环周内基本没有发生变化,循环周数对 α_p 亦无明显影响.颗粒长轴定向角 θ_p 在单个循环周内呈正弦式周期性变化,随循环周数增加 θ_p 的变化幅值呈递减趋势,但总体 θ_p 的变化幅度非常小.这表明颗粒长轴定向组构特征在应力主轴旋转过程中变化非常小.相比于颗粒长轴定向组构,粒间接触法线组构在应力主轴旋转过程中变化较明显.反映粒间接触法线分布各向异性程度的变量 α_c 在单个循环周内呈余弦式变化,约在 $\alpha_\sigma=90^\circ$ 时达到最小值,而在 $\alpha_\sigma=0^\circ$ 和 180° 时达到最大值. α_c 的变化幅度随旋转周数增加有增大的趋势.粒间接触法线角度 θ_c 在竖轴(v 轴)附近摆动,在一个循环周内呈正弦式变化规

律.随循环周数增加, θ_c 的变化幅度呈递减趋势,但远小于应力主轴旋转幅度(180°).

图 8 所示为配位数的变化规律.由图 8 可知,配位数在单个循环周内变化幅度较小,随循环周

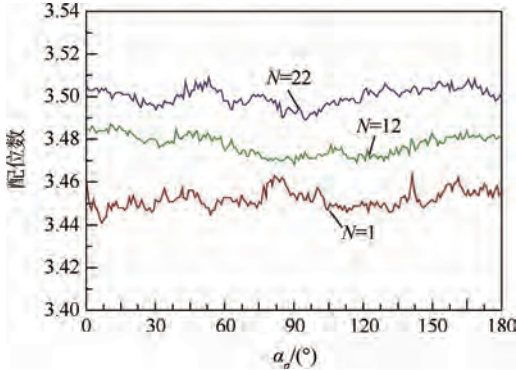


图 8 配位数在一个周期内的变化规律
Fig. 8 Evolution of coordination number in a single cycle

数增加而增加,这表明颗粒材料在应力主轴循环旋转过程中不断硬化.

以粒间接触法线组构张量的特征变量 α_c 和 θ_c 为例,图 9 和图 10 分别给出了初始孔隙比相同、应力比不同以及应力比相同、初始孔隙比不同 2 种情况下 α_c 和 θ_c 随循环周数的变化规律. 分析图 9 和图 10 可知,应力比越大, α_c 越大,即粒间接

触法线分布的各向异性程度更强;同时粒间接触法线角 θ_c 的变化幅度亦随应力比的增大而增加. 当试样初始孔隙比不同,而施加的应力比相同时,初始孔隙比主要影响前几个循环周的 α_c 和 θ_c ;试样密度越松, α_c 和 θ_c 的变化幅度越大;但随着循环周数的增加, α_c 和 θ_c 的变化幅度趋向于相同,与初始孔隙比关系不大.

4 结 论

应力主轴旋转条件下砂土的变形特性复杂,其宏观力学响应与细观组构及其演化规律密切相关. 本文通过将数值模拟与物理试验在正应变分量发展、剪应力-剪应变关系曲线、体应变发展规律及影响因素等方面进行对比分析,在验证离散元数值模拟有效性的基础上,对应力主轴旋转条件下颗粒材料的细观组构演化规律进行了初步探索,得到以下主要结论.

1) 颗粒长轴定向组构在应力主轴循环旋转过程中基本无变化,这表明颗粒长轴定向引起的试样固有各向异性对应力主轴旋转条件下的力学特性有重要影响.

2) 粒间接触法线分布的各向异性程度在单个循环周内呈余弦式变化规律,其变化幅度随循环周数增加有增大的趋势.

3) 粒间接触法线角度 θ_c 在单个循环周内呈正弦式变化;随循环周数增加, θ_c 的变化幅度呈递减趋势,但远小于应力主轴旋转幅度.

4) 粒间接触法线分布的各向异性程度及法线角度 θ_c 均随应力比的增大而增加. 在应力比相同的条件下,试样初始孔隙比主要对前几个循环周次的粒间接触法线组构有影响;随循环周数的增加,初始孔隙比不同的试样趋近于达到相同的粒间接触法线组构.

致谢 感谢 Lawrence Livermore National Laboratory 的付鹏程博士在数值模拟中给予作者的大力帮助!

参考文献 (References)

[1] Ishihara K, Towhata K. Sand response to cyclic rotation of principal stress directions as induced by wave loads [J]. Soils and Foundations, 1983, 23(4): 11-26.

[2] Symes M J, Gens A, Hight D W. Undrained anisotropy and principal stress rotation in saturated sand [J]. Geotechnique, 1984, 34(1): 11-27.

[3] Syme M J, Gens A, Hight D W. Drained principal stress rotation

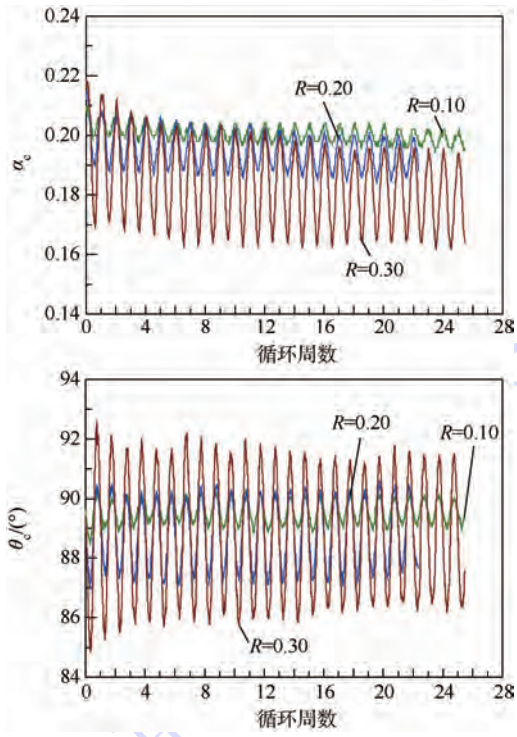


图 9 应力比对 α_c 和 θ_c 的影响 ($e_0 = 0.251$)
Fig. 9 Effects of stress ratio on α_c and θ_c ($e_0 = 0.251$)

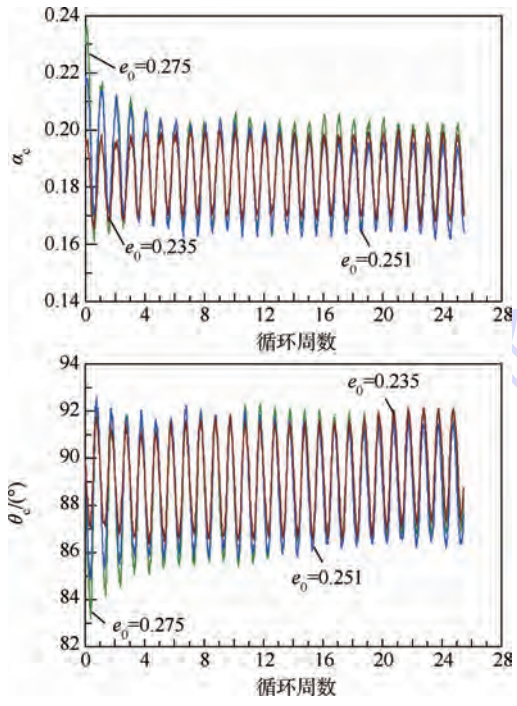


图 10 初始孔隙比对 α_c 和 θ_c 的影响 ($R = 0.3$)
Fig. 10 Effects of initial void ratio on α_c and θ_c ($R = 0.3$)

- in saturated sand[J]. *Geotechnique*,1988,38(1):59-81.
- [4] Miura K, Miura S, Toki S. Deformation behavior of anisotropic sand under principal stress axes rotation[J]. *Soils and Foundations*,1986,26(1):36-52.
- [5] Gutierrez M, Ishihara K, Towhata I. Flow theory for sand during rotation of principal stress direction[J]. *Soils and Foundations*,1991,31(4):121-132.
- [6] Nakata Y, Hyodo M, Murata H, et al. Flow deformation of sands subjected to principal stress rotation[J]. *Soils and Foundations*,1998,38(2):115-128.
- [7] 郭莹, 栾茂田, 何杨, 等. 主应力方向循环变化对饱和松砂不排水动力特性的影响[J]. *岩土工程学报*,2005,27(4):403-409.
- Guo Y, Luan M T, He Y, et al. Effect of variation of principal stress orientation during cyclic loading on undrained dynamic behavior of saturated loose sands[J]. *Chinese Journal of Geotechnical Engineering*,2005,27(4):403-409 (in Chinese).
- [8] Yang Z X, Li X S, Yang J. Undrained anisotropy and rotational shear in granular soil[J]. *Geotechnique*,2007,57(4):371-384.
- [9] Zhang J M, Tong Z X, Yu Y L. Effects of cyclic rotation of principal stress axes and intermediate principal stress parameter on the deformation behavior of sands [C] // *Geotechnical Earthquake Engineering and Soil Dynamics IV Congress 2008-Geotechnical Earthquake Engineering and Soil Dynamics. Reston: American Society of Civil Engineers*,2008:181.
- [10] 童朝霞, 于艺林, 张建民, 等. 中主应力系数对应力主轴循环旋转条件下砂土变形特性的影响[J]. *岩土工程学报*,2009,31(6):946-952.
- Tong Z X, Yu Y L, Zhang J M, et al. Effects of intermediate principal stress parameter on deformation behavior of sands under cyclic rotation of principal stress axes[J]. *Chinese Journal of Geotechnical Engineering*,2009,31(6):946-952 (in Chinese).
- [11] Tong Z X, Zhang J M, Yu Y L, et al. Drained deformation behavior of anisotropic sands during cyclic rotation of principal stress axes[J]. *Journal of Geotechnical and Geoenvironmental Engineering*,2010,136(11):1509-1518.
- [12] Li X, Yu H S. Numerical investigation of granular material behavior under rotational shear[J]. *Geotechnique*,2010,60(5):381-394.
- [13] Fu P C, Dafalias Y F. Study of anisotropic shear strength of granular materials using DEM simulation [J]. *International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics*,2011,35(10):1098-1126.
- [14] Fu P C, Dafalias Y F. Fabric evolution within shear bands of granular materials and its relation to critical state theory[J]. *International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics*,2011,35(18):1918-1948.
- [15] Oda M, Iwashita K. *Mechanics of granular materials: an introduction*[M]. Rotterdam: A A Balkma Publishers,1999:1-100.

Discrete element simulation of mechanical characteristics of sands under principal stress axes rotation

TONG Zhaoxia*, WANG Bo, ZUO Zhaokun, YAO Yangping

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The mechanical behavior of sands and other granular materials subjected to rotation of principal stress axes is significantly dependent on the micro fabric properties and their evolution. The discrete element simulation for sands under cyclic rotation of principal stress axes was validated by comparing the numerical simulation and laboratory test results on the development of two normal strains, the relationship between shear stress and shear strain, the evolution of the volumetric strain, and the effects of initial void ratio and stress ratio. Four variables characterized by the spatial distribution features of particle major axis orientation and inter-particle contact normal directions were used to describe the fabric properties of granular materials. The evolution of the four fabric variables in a single cycle was studied for granular materials subjected to cyclic rotation of principal stress axes. The effects of initial void ratio and stress ratio on the evolution of fabric variables were also investigated in detail.

Key words: principal stress axes rotation; discrete element numerical simulation; sand; mechanical characteristics; micro fabric properties

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0502



CTA 影像头部骨骼组织提取算法

曹春红^{*1,2}, 艾亮³, 许光星^{1,2}

(1. 东北大学 信息科学与工程学院, 沈阳 110819; 2. 东北大学 医学影像计算教育部重点实验室, 沈阳 110819;

3. 沈阳铁路局 信息技术所, 沈阳 110001)

摘 要: 计算机断层血管造影(CTA)影像单纯根据灰度信息无法良好地分离血管组织和骨骼组织. 结合 CTA 影像的灰度特点, 提出基于改进的三维区域生长算法的骨骼组织外轮廓提取和基于改进的 Snake 模型的骨骼提取算法. 首先结合概率论的相关知识改进区域生长判定条件的准确性, 提出三维区域生长的快速的骨骼区域种子点提取方法, 使得它可以获得比较准确的骨骼组织区域. 之后选取 Snake 模型并对其进行改进, 增加了影像能量信息项, 使得该模型可以更好地解决当前的问题. 最后给出了实验结果并和传统算法进行对比, 证实所提出的骨骼组织分割提取算法效果良好.

关 键 词: 骨骼提取; 三维分割; 计算机断层血管造影(CTA); 区域增长; 医学影像分割
中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0982-07

近代,心脑血管疾病已经成为威胁人类健康的第一大杀手. 骨骼组织分离提取和血管组织分离提取成为医学影像研究领域的两大核心部分^[1-4]. 相对于高昂的正电子发射计算机断层扫描(Positron Emission Tomography, PET)、磁共振成像(Magnetic Resonance Imaging, MRI)等医疗影像采集技术,计算机断层血管造影(Computed Tomography Angiography, CTA)作为一种拥有更多受众的医疗影像采集技术在我国拥有相对于其他医学影像采集技术更多的临床应用^[5-6]. 在 CTA 影像中,由于血液中注入了造影剂使得血管组织和骨骼组织的灰度域互相重叠,单纯根据灰度信息是无法良好地分离血管组织和骨骼组织的. 因此,如何在高阈值范围内区分出骨骼组织和血管组织是 CTA 影像处理领域的一大难题^[7]. 本文通过判定血管组织和骨骼组织的空间几何形态特征来分离

血管组织和骨骼组织,提出了基于改进的三维区域生长算法的骨骼组织外轮廓提取和基于改进的 Snake 模型的头部骨骼提取算法.

1 基于改进的三维区域生长的骨骼组织外轮廓提取

传统的医学影像处理都是基于每层影像单独处理的. 近年来,越来越多的专家学者都提出从三维空间中整体处理医学影像信息. 从三维空间中寻找感兴趣的组织结构相比单纯的从二维空间中查找需要更大的计算量和需要考虑更复杂的空间结构,但是也相应地额外获取了层与层之间的空间信息. 尤其是有些医学影像数据集合中,某些组织器官如果单纯从每层中独立分离提取,它们就会形成断裂. 有些细小的骨骼组织末端由于容积效应,使得它的像素的灰度值比普通骨骼组织的

收稿日期: 2014-08-11; 录用日期: 2014-12-08; 网络出版时间: 2014-12-22 16:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141222.1652.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61300096); 中央高校基本科研业务费专项资金(N130404013)

* 通讯作者: 曹春红(1976—),女,吉林四平人,副教授, caochunhong@ise.neu.edu.cn,主要研究方向为计算机图形学、计算机图像处理.

引用格式: 曹春红,艾亮,许光星. CTA 影像头部骨骼组织提取算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 982-988.

Cao C H, Ai L, Xu G X. Head bone tissue extraction algorithm based on CTA image[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 982-988 (in Chinese).

灰度值低很多,并且它在当前层的影像中不与其他骨骼组织有链接,这就使得在传统的二维区域生长或其他算法下,它将被标记为骨骼组织像素.三维区域生长^[8-16]有效地解决了这个问题,它在纵向的生长过程中可以找到骨骼组织在纵向上的末端并将其标记.

基本的三维区域生长算法就是把图像分割中经典的二维区域生长算法扩展到三维空间中.将在二维空间中搜索使用的 8-邻域在三维区域生长算法中扩展至 26-邻域,26-邻域中心像素点周围上层影像和下层影像中的各 9 个像素和同层影像中的 8 个相邻像素点,构成了该中心像素点的 $9+9+8=26$ 个邻域像素集合.

本文结合头部 CTA 影像特征从三维区域生长初始种子点确定和对生长判定条件这两个方面对三维区域生长方法进行改进.改进后的三维区域生长算法初始种子的确定采用了基于大量临床实验和 CTA 医学影像特点的先验知识,全自动地有效地确定初始种子点,不需要人为手工干扰.对于生长判定条件的改进是基于概率论的相关知识和生理学相关知识而进行的.

1.1 改进的初始种子点选取方法

传统的区域生长算法的初始种子点的选取往往需要人工在图像中通过点击操作或者其他方法进行设定,种子点的选取是否准确在很大程度上影响算法的性能,这就要求相关的操作人员临床经验要很高并降低了算法的鲁棒性.本文提出改进的种子点选取方法,不需要人工交互,并且是根据不同的 CTA 影像数据集可确定不同的骨骼像素的峰值.

图 1 是一组实例中的不同组织的灰度分布直方图.图 1 展示了一组典型的头部 CTA 数据集的主要 3 种类型的像素、血管组织像素、骨骼组织像素和其他组织像素统计直方图,其中横坐标是灰度值,纵坐标是该灰度值相对应的组织像素点数量.如图 1 所示,肌肉组织、脂肪组织等其他组织的灰度值较低,主要集中于灰度范围在 500 ~ 1 200 之间,这些组织的灰度区间和骨骼血管组织的灰度区间交叉覆盖很少,基本可以忽略不计.CTA 医学影像之所以不能单纯地通过灰度信息来分割,主要是由于血管组织的灰度范围 1 250 ~ 1 750 和骨骼组织的灰度范围 1 200 ~ 2 800 严重重叠,由图 1 可以看出,骨骼组织像素的灰度范围基本将血管组织像素的灰度范围全部覆盖,因此不能单纯地通过灰度信息来区分血管组织和骨骼组织.但是,通过对大量临床头部 CTA 医学影像数

据集的观察,发现如图 1 黑色十字中心点所示的峰值点(该点为骨骼组织像素的数量的峰值),位于该点右侧的像素点全部都是骨骼像素点.全部的非骨骼像素点的灰度范围都位于该峰值左侧.因此,得到了快速全自动确定 CTA 头部数据集三维区域生长算法初始种子点的方法.

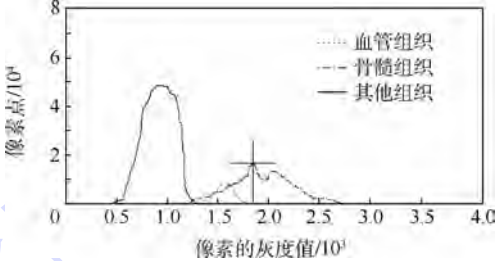


图 1 头部影像灰度直方图
Fig.1 Histogram of head image in grayscale

首先,通过头部分层算法,得到 CTA 头部影像数据集中躯干像素的集合,并统计全体躯干像素的灰度直方图.然后,根据该直方图计算出骨骼像素的临界峰值,记录该峰值的灰度数值.最后,扫描影像数据,将所有大于该峰值的像素点记录为三维区域生长算法的初始种子点.通过十几组临床数据的测试,确定了这种基于 CTA 影像数据灰度直方图特点的快速自动种子点选取方法的有效性和准确性.

1.2 改进的生长判定条件

传统的区域生长算法判定条件往往不能充分地考虑局部信息,并且没有针对人体解剖学特性做出任何相应的响应.由于人体组织具有很强的连续性和封闭性,因此,本文针对这些特性对三维区域生长算法的判定条件做出相应的改进,使得改进后的三维区域生长算法可以更加良好地解决医学影像领域的问题.

制订针对于 CTA 影像特点的生长判定条件并引入了概率方法来辅助确定邻域点是否为骨骼组织像素点.通常的区域生长算法的判定条件一般有两种:一种是判定新加入点的灰度值与原区域的平均灰度是否在可接受范围内,数学形式如式(1);另一种是判定新加入点的灰度值和邀请它加入的原种子点的灰度绝对值之差是否在可接受范围内,数学表达式如式(2):

$$\left| X_0 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i \right| \leq \phi \tag{1}$$

$$\left| X_i - X_{i-1} \right| \leq \phi \tag{2}$$

对于表达式(1)所示的第 1 种区域生长算法,存在的问题是某些灰度值很高的致密骨骼像素点有可能因为远离平均灰度值而不能被加入到

骨骼组织区域中. 对于式(2)所示的第2种区域生长算法, ϕ 的取值十分困难, 如果 ϕ 的取值过大很有可能会使得区域沿着一条灰度均匀下降的路径形成过生长. 如果 ϕ 的取值过小, 可能使得相同类别之间相邻像素的灰度变化过大而不能被加入到目标区域中. 因此, 对三维区域生长算法的判定条件进行了适合 CTA 头部影像数据的合理修改.

将判定条件设计成两部分: 第1部分是根据新加入点的像素的灰度值来进行判定的; 第2部分是根据该点周围像素点的归属来进行判定的. 例如, 有理由相信, 如果一个新的需要判定的像素的周围 26-邻域中有大量的骨骼像素点存在, 则这个新的像素点很有可能就是骨骼像素点. 其极端的例子就是, 加入一个新的像素点具有很低的灰度值, 但是它在某一个平面上的 8-邻域全部都被判定为骨骼像素点, 则该点应该属于灰度值较低的骨髓组织, 该点应该被加入到骨骼组织区域中. 因此, 设计了新的加入判定规则:

$$X_0 \geq \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i - m \times \lambda \quad (3)$$

式中: m 为判定点的 26-邻域内骨骼像素点的个数; n 为当前已经被判定为骨骼区域的像素点的集合; λ 为参数, 用来调节区域生长限制调节的严格程度.

从式(3)中可以清楚地了解到, 如果当前判定点的周围具有较多的已经判定为骨骼组织的像素点, 则 m 的值越大, 式(3)右侧的数值就会越小, 因此, X_0 就更容易满足判定条件. 同时, 加入了另一个判定条件, 即: 如果在三维平面中的某一个平面下, 该判定点的 8-邻域内有 7 个以上像素点已经被判定为骨骼像素点, 则该点就直接被判定为骨骼组织. 因为, 在同一平面内, 8-邻域中的 7 个或以上的邻域点一定可以包围中心点及骨骼组织的中心点一定是高灰度的骨骼组织或低灰度的骨髓组织.

如图2骨髓像素点示意图所示, 矩形框区域中心像素点具有和周围软组织相近的较低的灰度值, 如果按照原始的区域生长算法, 它们将不会被加入到骨骼组织区域中. 如果按照本文设计的改进的三维区域生长算法判定条件, 它们将会被当作骨骼像素点而正确地加入到骨骼区域中.

通过改进的三维区域生长算法, 已经可以在很大程度上得到 CTA 影像数据集中的大多数骨骼组织部分. 然后, 通过形态学的膨胀操作来增大得到的骨骼组织外轮廓, 这样可以使得该轮廓处

于真正的骨骼组织轮廓的外侧并且很接近于骨骼组织轮廓.

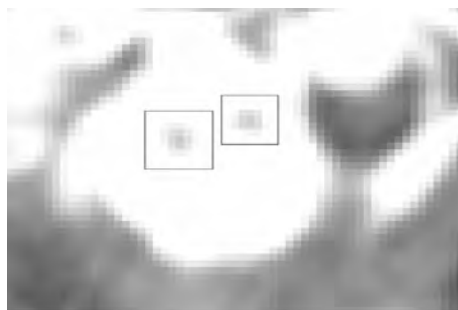


图2 骨髓像素点示意图

Fig.2 Schematic diagram of marrow pixel points

2 改进的主动轮廓模型算法

结合医学影像的特征和功能分析的特殊需求对经典 Snake 模型^[17-18]进行了两个方面的改进: 第一个方面是对 Snake 模型的初始轮廓的确定, 不采用人工交互式方式确定初始轮廓, 而是采用改进的三维区域生长算法的结果经过膨胀操作后直接作为改进的 Snake 模型的初始轮廓, 这一改进既减少了算法对于人工交互的要求, 也极大地提高了初始轮廓的准确性, 这样可以提高 Snake 算法的稳定性和健壮性; 第二个方面是在能量函数中引进了图像力这一参数项, 这一项更加有效地利用了 CTA 医学影像的骨骼组织边缘灰度信息, 可以更好地引导主动轮廓向骨骼组织边缘移动.

2.1 改进的初始轮廓确定

初始轮廓的确定又在很大程度上影响 Snake 模型的性能, 但经典 Snake 模型初始轮廓的确定往往比较困难并且不易实现自动化^[19]. 本文通过改进的三维区域生长算法来确定 Snake 模型的初始轮廓. 首先通过改进的三维区域生长算法对医学影像中的骨骼组织进行预分割处理, 然后通过形态学操作使得它更加满足 Snake 模型的初始外轮廓要求, 进而解决 Snake 模型的初始轮廓确定的自动化问题.

由于改进的三维区域生长算法得到的骨骼区域已经比较接近真实的骨骼区域分割结果, 当它经过有限次数的膨胀操作之后, 它将完全地将真正的骨骼区域完全包括在它的外边界之中, 这样就能较好地满足 Snake 模型对初始轮廓位置的要求.

2.2 改进的能量函数

SNAKE 算法主要思想是通过定义一条初始的能量函数曲线, 并将其初始位置定义在待分割物

体的边界外围. 通过求解该能量函数的极小值, 能量函数曲线经过不断地演化, 最终将收敛于目标区域的边界处, 得到目标图像的轮廓. 主动轮廓模型的定义为

$$V(s) = [x(s), y(s)] \quad s \in [0, 1] \quad (4)$$

该曲线是由一组控制点组成的, 这些控制点首尾相接构成了 Snake 模型的轮廓线. $x(s)$ 和 $y(s)$ 表示控制点在影像中的平面坐标位置, 其中, s 是描述边界的傅里叶变换形式的自变量. 在 Snake 模型的控制点集合上定义模型的能量函数为

$$E_{snake} = \int_0^1 E_{snake}(V(s)) ds = \int_0^1 E_{int}(V(s)) + E_{ext}(V(s)) ds \quad (5)$$

式中: E_{int} 为轮廓线的内部能量; E_{ext} 为外部能量.

主动轮廓模型 Snake 的能量 E_{snake} 由反应 Snake 曲线弹性势能和弯曲势能的内部能量 E_{int} 和反应当前图像特征的外部能量 E_{ext} 两部分组成. 内部能量通常可以写为

$$E_{int} = \int_0^1 \frac{1}{2} (\alpha |V'(s)|^2 + \beta |V''(s)|^2) ds \quad (6)$$

式中: 一阶微分项 $V'(s)$ 表示对应能量曲线的张力; 二阶微分项 $V''(s)$ 表示对应能量曲线的曲率; α 和 β 则是相应的势能系数, 可以是随曲线变化的表达式, 也可以是常量, 通常这两个系数用常量表示. 在实际使用主动轮廓模型时, 经常需要确定轮廓上的多个离散的控制点, α 和 β 的数值决定能量曲线在这些控制点的位置上可以伸展和弯曲的程度. E_{int} 的第 1 项可以控制曲线的应力, 即在控制点的总数量不变的情况下, 减小该项意味着能量曲线将不断地收缩. 例如, 当 β 的取值较大时, 会使二阶微分项的权重增加, 这会使曲线更加趋于平滑, 对于无其他条件干扰的封闭的轮廓, 它将进化成为一个光滑的圆形. 假设, V_{i-1} 、 V_i 和 V_{i+1} 是主动轮廓曲线上相邻的 3 个点, 曲线的一阶微分项和二阶微分项可以通过式(7)和式(8)近似地求解:

$$\left| \frac{dV_i}{ds} \right|^2 \approx |V_i - V_{i-1}|^2 = (x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2 \quad (7)$$

$$\left| \frac{d^2V_i}{ds^2} \right|^2 \approx |V_{i+1} - 2V_i + V_{i-1}|^2 = (x_{i+1} - 2x_i + x_{i-1})^2 + (y_{i+1} - 2y_i + y_{i-1})^2 \quad (8)$$

外部能量 E_{ext} 是定义在整幅图像上的标量函

数, 用于反映图像中的某些特性, 例如边缘特征等. 基于边缘的主动轮廓模型是研究历史最长并且应用最广泛的主动轮廓模型, 该模型采用图像的灰度梯度信息作为外部能量, 可以使主动轮廓曲线在内部能量和外部能量的共同引导下, 向灰度梯度较大的目标区域的边界移动. 基于边缘的主动轮廓模型的外部能量 E_{ext} 是用图像的灰度梯度模的负值 $-|\nabla I|$ 构成的图像势能. 它形成图像势能立场, 驱使能量曲线向图像灰度梯度高的区域边缘移动. 因此, 外部能量可表述为

$$E_{ext}(V) = - \int_0^1 \lambda |\nabla I(V(s))| ds \quad (9)$$

式中: ∇ 为梯度算子; I 为矩阵; λ 为外部能量的权值系数. 因为, 参数 λ 为正数, 所以要想使 $E_{snake}(V)$ 取得较小的数值, 则 $E_{ext}(V)$ 也需要向数值小的方向移动, 即轮廓线会向梯度数值较大的区域边缘移动. 外部能量就这样驱动 Snake 模型的轮廓线向区域的边界移动.

本文在传统的主动轮廓模型中加入了影像能量项 $E_{ima}(V(s))$, 影像能量项表示该像素点作为边缘的资质, 如果该像素点的影像能量数值较大, 则说明该点比较满足边缘条件. 改进后的主动轮廓模型的能量函数为

$$E_{snake} = \int_0^1 E_{int}(V(s)) + E_{ext}(V(s)) + E_{ima}(V(s)) ds \quad (10)$$

式(10)中的 $E_{int}(V(s))$ 和 $E_{ext}(V(s))$ 与传统的主动轮廓模型中的内部能量、外部能量完全一致, 内部能量来表示曲线的弹性势能和弯曲势能, 外部能量来驱使轮廓曲线向目标区域移动. 影像能量的计算表达式为

$$E_{ima} = - \int_0^1 \gamma G(V(s)) ds \quad (11)$$

式中:

$$G = I * K$$
$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 2 & 1 & 0 \\ 1 & 2 & -16 & 2 & 1 \\ 0 & 1 & 2 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中: G 为原始图像 I 与 5×5 的滤波器 K 的卷积; γ 为调节系数, 用来调控影像能量对改进的主动轮廓模型的影像的大小. 滤波器 K 可以用来检测图像中的边缘, 它具有各向同性的特性, 因此, 它可以无差别地检测图像中任何方向的边缘. 它在灰度不变区域和灰度均匀变化区域均无响应, 即在这些区域, G 的值接近 0. 而在边缘区域, 它

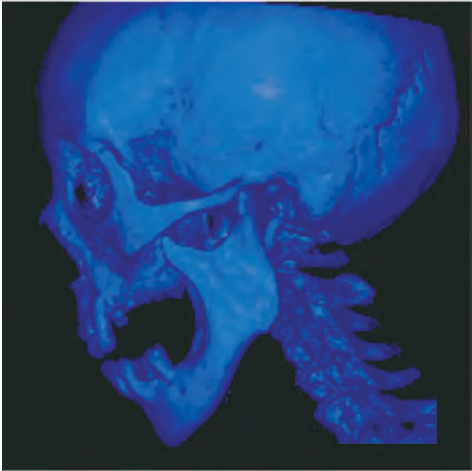
将在灰度值较低边缘外侧得到较高的数值,因此,当它和 $-\gamma$ 相乘的时候,将得到一个绝对值较大的负值,它将驱动轮廓曲线向这里移动. γ 和 α, β, λ 相似,它们的数值需要通过实验确定.

3 算法实验与结果分析

本实验采用 CTA 临床数据 20 组. 它们所提供的 CTA 影像数据均符合 DICOM3.0 标准,影像数据分辨率为 512 像素 $\times$ 512 像素,像素点间距为 0.625 mm,影像层间距为 0.900 mm,影像层数在 400 ~ 700 层之间. 图 3 给出了根据本文设计的头部骨骼组织提取算法得到的实验结果在三维可视化下的视图效果.



(a) 三维可视化正面



(b) 三维可视化侧面

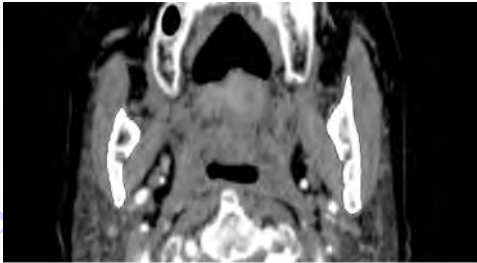
图 3 头部骨骼三维可视化效果图

Fig.3 Head skeleton 3D visualization figure

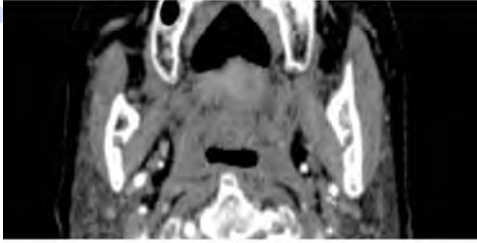
根据图 3 的实验效果图可以看出,本文提出的头部骨骼组织提取算法可以准确有效地提取出 CTA 影像数据集中的骨骼组织部分,并且由于引入了概率理论和人体生理解剖学特征到三维区域生长算法中,使得骨骼外边缘像素的提取判断更加准确.

精准的骨骼组织提取结果为之后的三维重建工程提供了良好的表面信息和边界信息,进而使得经过三维重建之后的骨骼图像可以具有非常接近其真实生理形态下的光滑外表面.

本文设计的改进的 Snake 模型与 GVF-Snake 模型实验结果对比图如图 4 所示.



(a) 本文提出的改进的Snake算法



(b) GVF-Snake算法

图 4 不同的 Snake 算法对比图

Fig.4 Comparison between different Snake algorithms

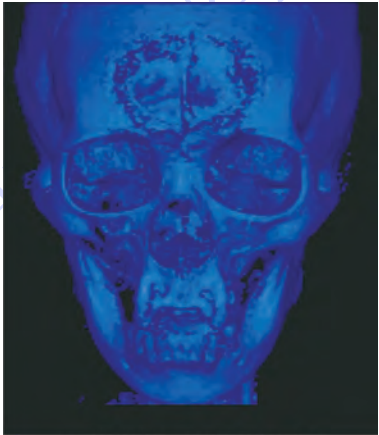
在图 4 中,将会看到,由于对骨骼组织边界提取不准确的传统的基于阈值的骨骼提取算法不能提供良好的边界信息,使得同样的三维重建技术重建出来的骨骼模型具有相对粗糙的表面和相对模糊的细节信息.

图 4 给出了分别经过 GVF-Snake 算法处理和本文改进的 Snake 算法处理后的头部 CTA 影像. 影像中作为实例被标记出来的两块骨骼结构属于下颌骨的一部分. 从图 4(b) 中可以看出, GVF-Snake 模型,可以陷入到骨骼区域内部的深度凹陷区域,但是,它显然把其中被硬质骨骼组织包围的内部组织排除在外. 它会去掉一些未被高灰度的硬质骨骼完全包围的低密度骨骼组织,与对应的,本文所采用的改进的 Snake 算法则完全地保留住了这部分的低密度骨骼组织,但是,它也多保留了一些被骨骼半包围的软组织等不属于骨骼组织的像素.

在实际的医学应用领域,医生更希望得到像图 4(a) 中所示的分割提取结果. 因为图 4(a) 的中间位置左侧和右侧所示的下颌骨柱状骨骼组织的分割提取结果良好地保留了硬质骨骼内部软组织、骨髓组织等信息,并且可以更好地服务与后续的三维可视化工程中,使得该部分的骨骼提取结果在三维可视化中展现出非常良好的外表面. 因为无论是

临床医师还是研究学者都更需要良好的外侧的观察视角,而不是从区域内部的视点出发去观察这个区域的细节.这就好像在观察人体骨架时,是从外侧观察它的外表面所具有的形态和特征,而不是从内部骨髓中去观察骨骼组织内部组成细节.

由于克服了基于传统阈值的骨骼提取算法的种种不良因素,本文提出的医学影像头部骨骼提取算法具有更加良好的操作性、稳定性和健壮性.通过成功地去除了人工种子点选取步骤,本算法有效地去除了由于医疗器械操作人员误操作而产生错误种子点进而导致错误的提取结果这一常见问题,因而大大提高了医疗器械的使用性能,得到了操作试用者的广泛好评.同时,对比示意图 5 展示了:本文提出的骨骼组织分离提取算法由于采用了区域圆形度判定等预处理步骤,提前去除了一定数量的明显具有血管组织特征的血管组织,这就为之后的骨骼提取算法打下了良好的基础,使得本文提出的骨骼分割提取算法对血管组织的误提取数量比较少,反映在对比示意图中比较明显的一处就是,图 5(a)在上颌骨附近比图 5(b)具有更加混乱的组织提取结果.



(a) 传统的基于阈值的骨骼分割



(b) 本文提出的骨骼分割

图 5 头部骨骼分割算法对比示意图

Fig. 5 Schematic diagram of comparison between different head bone segmentation algorithms

4 结 论

本文结合计算机断层血管造影影像的图像特点,提出基于改进的三维区域生长和改进的主动轮廓模型相结合的头部骨骼提取算法.

1) 结合 CTA 影像的灰度特点,提出了三维区域生长的快速的骨骼区域种子点提取方法,并对三维区域生长算法的判定条件进行了适合 CTA 头部影像数据的合理修改.

2) 对于经典的 Snake 模型,本文结合医学影像的特征和功能对其进行了两个方面的改进:一方面是对 Snake 模型的初始轮廓确定的改进,这一改进减少了算法对于人工交互的要求;另一方面是在能量函数中引进了图像力这一参数项,使得该模型可以更好地解决当前的问题.

3) 最后给出实验结果并和传统的基于阈值和区域生长的骨骼组织分割算法的结果进行对比分析,证实本文提出的骨骼组织分割提取算法效果良好.

参考文献 (References)

[1] Witkin A P. Scale-space filtering[C] // Proceeding International Joint Conference Artificial Intelligence. San Francisco, CA: Morgan Kaufmann Publishers Inc. ,1983,2:1019-1022.

[2] DeanBidgood W. Understanding and using DICOM, the data interchange standard for biomedical imaging[J]. Journal of the American Medical Informatics Association, 2007, 4 (3): 199-202.

[3] Freeman E, Robson E, Bates B, et al. Head first design patterns [M]. Cambridge: O' Reilly Media, 2005: 35-40.

[4] Behrens T, Rohr K, Stiehl H S. Robust segmentation of tubular structures in 3-D medical images by parametric object detection and tracking[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2012, 21 (8): 924-933.

[5] Rinkel G J E, Djibuti M, Algra A, et al. Prevalence and risk of rupture of intracranial aneurysms: A systematic review [J]. Stroke, 2008, 29 (1): 251-256.

[6] Wink O, Niessen W J, Viergever M A. Fast delineation and visualization of vessels in 3-D angiographic images[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2000, 19 (4): 337-346.

[7] Udupa J K, Samarasekara S. Fuzzy connectedness and object definition: Theory, algorithms, and applications in image segmentation[J]. IEEE Transactions on Graphical Models and Image Processing, 1996, 58 (3): 246-261.

[8] Chan F T, Vese L. Active contours without edges [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2001, 10 (2): 266-277.

[9] Kass M, Witkin A. Snakes: Active contour models[J]. International Journal of Computer Vision, 2007, 1 (4): 259-268.

[10] Terzopoulous D, Fleischer K. Deformable models[J]. The Visual Computer, 2008, 79 (1): 12-49.

[11] Li P H,Zhang T W. Review on active contour model (snake model) [J]. Journal of Software,2000,11(6):751-757.

[12] Li J,Yang X,Shi P. A fast level set approach to image segmentation based on Mumford-Shah model[J]. Journal of Computer, 2002,25(11):1175-1183.

[13] Cremers D,Kohlberer T,Schnorr C. Shape statistics in kernel space for variation image segmentation [J]. Pattern Recognition,2003,36(9):1929-1943.

[14] Stephen M P. Image processing and analysis at IPAG[J]. IEEE Transaction on Medical Imaging,2003,22(12):1505-1518.

[15] Pardo X M,Radeva P,Cabello D. Discriminated snakes for 3D reconstruction of anatomical organs[J]. Medical Image Analysis,2003,7(3):293-310.

[16] Montagnat J,Delingette H,Ayache N. A review of deformable surfaces:Topology, geometry and deformation [J]. Image and Vision Computing,2001,19(14):1023-1040.

[17] 李天庆,张毅,刘志,等. Snake 模型综述[J]. 计算机工程与应用,2004,40(11):43-45.

Li T Q,Zhang Y,Liu Z,et al. A review on Snake models[J]. Computer Engineering,2004,40(11):43-45(in Chinese).

[18] 倪雅樱,胡志忠. 基于 Snake 模型的医学图像分割[J]. 上海生物医学工程,2007,28(3):165-170.

Ni Y Y,Hu Z Z. Medical image segmentation based on snake model[J]. Shanghai Journal of Biomedical Engineering,2007, 28(3):165-170(in Chinese).

[19] 王蒙,戴亚平,王庆林. 一种新的 FAST-Snake 跟踪方法[J]. 自动化学报,2014,40(6):1108-1115.

Wang M,Dai Y P,Wang Q L. A novel FAST-Snake object tracking approach[J]. Acta Automatica Sinica,2014,40(6): 1108-1115(in Chinese).

Head bone tissue extraction algorithm based on CTA image

CAO Chunhong^{*1,2}, AI Liang³, XU Guangxing^{1,2}

(1. College of Information Science and Engineering, Northeastern University, Shenyang 110819, China;

2. Key Laboratory of Medical Image Computing of Ministry of Education, Northeastern University, Shenyang 110819, China;

3. Information Computing Institute, Shenyang Railway Bureau, Shenyang 110001, China)

Abstract: Vascular tissue and bone tissue cannot be clearly separated based solely on grayscale information in images of computed tomography angiography (CTA). The algorithm based on the growth of three-dimensional (3D) region improved bone tissue outside the bone contour extraction and the extraction algorithm based on improved Snake model combined with the characteristics of CTA grayscale images were proposed. Combining the knowledge of probability theory to improve the accuracy of determining condition of the region growing, fast skeletal regional seed extraction method of 3D region growing was proposed. It made it possible to obtain more accurate bone tissue area. After the Snake model was selected and some improvements were made to the model, energy image information items were increased, so that the model can better solve the current problems. Finally, the experimental results were given and compared with results from the traditional algorithm. It is confirmed the proposed segmentation of bone tissue extraction algorithm works well.

Key words: bone extraction; 3D segmentation; computed tomography angiography (CTA); region growth; medical image segmentation

线控制动系统踏板模拟器与制动感觉评价

姬芬竹^{*1}, 周晓旭², 朱文博¹

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191; 2. 山西省交通科学研究院, 太原 030006)

摘

要: 在分析传统液压制动系统踏板特性的基础上, 以试验得到的踏板特性为目标, 设计了以弹性元件和液压单元为基本模拟单元的踏板模拟器; 分析了“制动感觉”指数(BFI)评价指标; 以 AMESim 和 Matlab/Simulink 为仿真平台, 建立踏板模拟器仿真模型并进行了仿真计算. 计算结果表明, 模拟器输出的踏板反力随踏板行程的增加而增大, 其踏板特性能够跟随目标踏板特性而变化; 改变弹性元件的刚度和液压缸的压力, 可以得到不同的踏板特性; 对3种不同弹簧刚度的模拟器“制动感觉”进行评价, BFI达到92.4分, 具有良好的制动感觉; 通过调整模拟器参数, 可以适应不同的车型或满足不同的驾驶员需求.

关键词: 线控制动; 踏板模拟器; 踏板特性; 制动感觉; 评价

中图分类号: U462.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0989-06

电动汽车电-液复合制动系统中, 若保留传统的液压系统结构, 则由于电制动(再生制动)的加入而使得踏板制动力无法正确反映实际制动力的大小, 从而造成踏板的“制动感觉”不良^[1]. 线控制动(BBW)具有响应速度快、制动性能好、布置灵活等特点, 是实现电动汽车再生制动的最佳制动形式, 受到国外许多汽车厂家和科研机构的重视^[2-4]. 但由于BBW系统取消了制动踏板与制动器之间的液压或机械连接, 使得驾驶员无法直接感知制动时反馈到制动踏板上的制动反力, 从而丧失了传统制动系统的“制动感觉”. 因此, 电动汽车线控制动系统中应增设制动踏板模拟器, 以模拟制动踏板特性, 为驾驶员提供良好的“制动感觉”.

“制动感觉”是一种综合感觉, 它包括踏板制动感觉、驾驶员感受到的车辆制动减速度、听觉上的制动噪音以及视觉上的车辆减速度等诸多因素, 其中踏板制动感觉是最重要的组成部分^[5]. 踏板制动感觉是驾驶员踩下制动踏板后反馈得到

的, 通常由踏板力与踏板行程之间的关系来描述. 国外在制动踏板感觉方面以试验为主进行了深入研究, 并统计归纳得到了制动踏板力、踏板行程、车辆减速度和制动踏板感觉的关系^[6-9]. 国内的研究主要集中在踏板力与踏板行程关系的理论建模与仿真^[10-11], 对踏板制动感觉的研究还少见报道, 且出于安全法规的限制, 与整车安全性紧密相关的线控机械制动技术还无法应用于实车^[12].

本研究以某纯电动汽车线控制动系统为对象, 设计一种踏板模拟器, 以 AMESim 和 Matlab/Simulink 为平台建立仿真模型, 对模拟器踏板特性进行仿真计算, 对“制动感觉”进行评价; 研究模拟器基本参数对制动感觉的影响, 为电动汽车线控制动系统研究奠定基础.

1 踏板特性与“制动感觉”评价

1.1 传统液压制动系统踏板特性

传统液压制动系统中, 驾驶员施加在踏板上

收稿日期: 2014-02-24; 录用日期: 2014-03-11; 网络出版时间: 2014-04-09 09:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0067.html

基金项目: 国家“863”计划(2012AA111202); 北京市自然科学基金(3122024)

* 通讯作者: 姬芬竹(1963—), 女, 河南偃市人, 副教授, jfz@buaa.edu.cn, 主要研究方向为电动汽车电驱动系统和热管理.

引用格式: 姬芬竹, 周晓旭, 朱文博. 线控制动系统踏板模拟器与制动感觉评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 989-994. Ji F Z, Zhou X X, Zhu W B. Pedal simulator and braking feel evaluation in brake by wire system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 989-994 (in Chinese).

的力克服踏板操纵机构、真空助力器以及液压系统的阻力而使踏板产生一定的位移,即踏板位移,也叫踏板行程.踏板力与踏板行程之间存在一定的对应关系,通常把这种对应关系称为踏板特性.图 1 是试验得到的某乘用车液压制动系统的踏板特性^[13].

为便于分析,把曲线分为3段:OA段为真空

助力控制阀打开过程中踏板力与踏板位移的关系,此过程中踏板力没有明显增加;AB段为真空助力器起作用过程的踏板特性,B点表示真空助力已经达到极限;BC段表示踏板位移的增加全部源自驾驶员输入的踏板力.随着踏板位移的增加,曲线斜率逐渐增大,即踏板力随位移的增加而快速增大.

1.2 “制动感觉”评价指标

针对踏板制动感觉的评价,通用汽车公司的研发人员进行了大量试验并对试验数据统计分析后,建立了制动感觉指数(BFI,Braking Feel Index)评价体系^[14-15].本研究以文献[10]给出的评价指标为参考,表 1 中的踏板预置力是指制动力矩尚未作用于车轮时对应的踏板力,其他指标的意义见文献[10].对踏板“制动感觉”进行评价时,若 BFI 值大于 90 分,则认为车辆具有良好的制动感觉;若 BFI 值小于 70 分,则认为制动感觉较差.

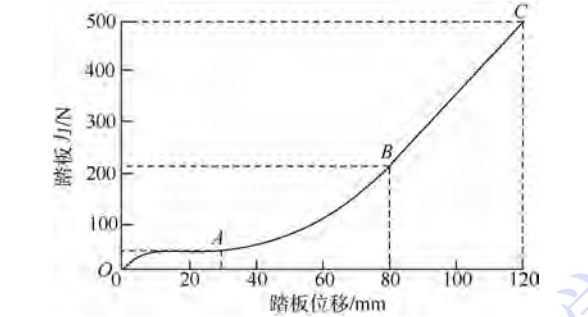


图 1 踏板力与踏板行程关系

Fig. 1 Relation between the pedal force and distance

表 1 制动感觉指数(BFI)评价指标

Table 1 BFI evaluation index			
参数	权重/%	目标值	计算方法
踏板预置力/N	7	13	超过目标值每 4.45 N,减 1.25%
制动初始点踏板力/N	7	27	超过目标值每 4.45 N,减 1.25%
制动初始点踏板行程/mm	25	23	超过目标值每 2.5 mm,减 2.5%
正常制动至 0.5g 时踏板力/N	12	80	超过目标值每 4.45 N,减 1.25%
正常制动至 0.5g 时踏板行程/mm	12	30	超过目标值每 5 mm,减 1.25%;不足目标值每 2.5 mm,减 1.25%
踏板线性度	12	0.85 ~ 1.05	超过或不足目标值每 0.025,均减 1.25%
制动系统作用时间/s	25	0.5	超过目标值每 0.02 s,减 1.25%

2 踏板模拟器设计与建模

2.1 踏板模拟器基本结构

踏板模拟器的设计目标是通过某些元件或某种控制方法将踏板特性模拟出来.由于弹性元件大多具有线性特性,而踏板特性是非线性的,因此本研究采用弹性元件与液压元件相结合的方法模拟踏板反力,即利用弹性元件的弹力和液压元件的液压力来综合模拟踏板力,图 2 为本研究所设计的模拟器基本结构示意图.

该踏板模拟器主要由踏板操纵机构、液压缸、弹性元件、位移传感器、压力传感器、两个高速开关阀、蓄能器、溢流阀、电控单元(ECU)、电机和液压泵等组成.其中,弹性元件提供基础踏板反力,保证液压系统失效时踏板仍有“制动感觉”;液压缸提供目标踏板力与基础踏板力之间的剩余部分.三者之间的关系如图 3 所示.位移

传感器、压力传感器和电控单元完成对液压系统的控制.

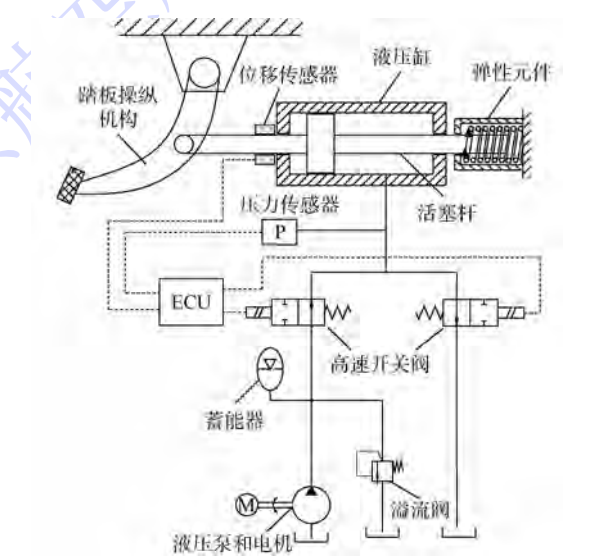


图 2 踏板模拟器基本结构示意图

Fig. 2 Sketch of the pedal simulator's basic structure

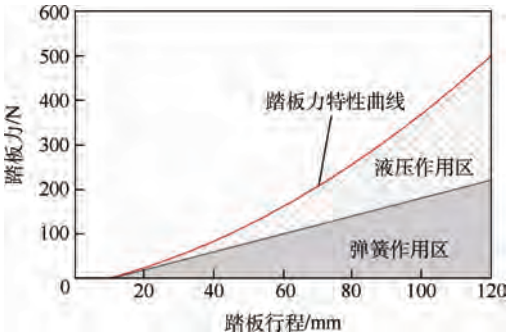


图 3 踏板力、弹簧力和液压力的关系
Fig.3 Relation of pedal force, spring force and hydraulic force

2.2 模拟器踏板力模型

1) 弹性元件的踏板力模型.

弹性元件选用螺旋弹簧,位于液压缸活塞杆的右端.踩下制动踏板时,操纵机构推动活塞杆并带动活塞右移,使活塞杆右端的弹簧压缩,弹簧的反力通过活塞杆作用于踏板,即为弹性元件的模拟踏板力,计算模型为

$$F_k = k \cdot x \tag{1}$$

式中: F_k 为弹性元件的模拟踏板力,N; k 为弹簧刚度,N/mm; x 为活塞位移,mm.

活塞位移 x 与踏板行程 L 的关系为

$$L = \beta \cdot x \tag{2}$$

式中: β 为操纵机构杠杆比.

整理式(1)、式(2)可得弹性元件的模拟踏板力与踏板位移的关系为

$$F_k = k \cdot \frac{L}{\beta} = \frac{k}{\beta} \cdot L \tag{3}$$

2) 液压缸的踏板力模型.

驾驶员施加在踏板上的力经操纵机构放大后作用于活塞杆,作为液压缸的输入;液压缸的输出为液压系统的压力 p ,由压力传感器测量得到.压力 p 与制动液容积变化 V 之间的拟合多项式为

$$p = a_1 V^2 + a_2 V \tag{4}$$

式中: p 为液压力; V 为压入(出)的制动液容积, m^3 ; a_1 和 a_2 是与液压系统有关的拟合常数.

若不考虑活塞的空行程,则 V 与活塞面积 S 和 x 的关系为

$$V = S \cdot x \tag{5}$$

液压缸的模拟踏板力为

$$F_s = p \cdot S \tag{6}$$

式中: F_s 为液压缸模拟的踏板力,N.

将式(2)、式(4)和式(5)代入式(6),整理后得 F_s 与压入(出)的制动液容积 V 的关系为

$$F_s = \frac{a_1 \beta}{L} V^3 + \frac{a_2 \beta}{L} V^2 \tag{7}$$

于是, F_s 与 L 的关系为

$$F_s = \frac{a_1 S^3}{\beta^2} L^2 + \frac{a_2 S^2}{\beta} L \tag{8}$$

3) 模拟器踏板力模型.

模拟器踏板力由弹性元件模拟踏板力与液压缸模拟踏板力两部分组成,由式(3)、式(8)可知,模拟器踏板力模型为

$$F = F_k + F_s = \frac{a_1 S^3}{\beta^2} L^2 + \frac{k + a_2 S^2}{\beta} L \tag{9}$$

式中: F 为模拟器踏板力,N.

参考奔腾 B50 轿车制动系统压力 p 与制动液容积 V 之间的 p - V 特性,模型中主要参数的取值如表 2 所示.

表 2 踏板模型主要参数
Table 2 Main parameters of pedal model

参数	取值
$a_1/(\text{MPa} \cdot \text{mL}^{-2})$	0.069 4
$a_2/(\text{MPa} \cdot \text{mL}^{-1})$	0.638 7
S/mm^2	335.59
β	4.4

2.3 模拟器建模

以 AMESim 软件为平台,建立仿真模型如图 4 所示.驾驶员踩下制动踏板时,弹性元件提供基础踏板反力;ECU 接收位移传感器和压力传感器信号,分别由式(3)和式(6)计算当前状态下的模拟踏板力 F_k 和 F_s ;控制高速开关阀的通断并调节电机转速和液压泵流量,改变压入(出)的制动液容积 V ,使目标踏板力、弹性元件模拟踏板力和液压元件模拟踏板力满足图 3 所示的变化关系.

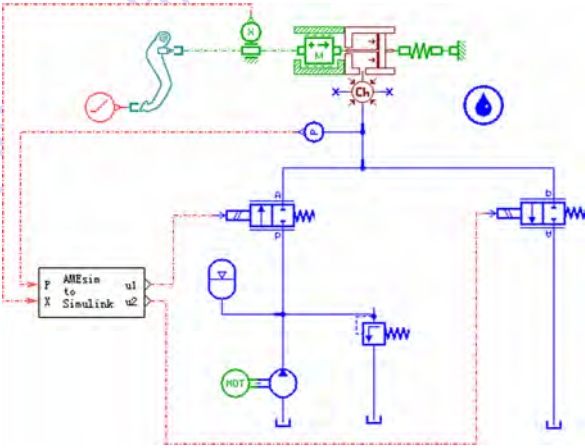


图 4 踏板力模拟器 AMESim 模型
Fig.4 AMESim model of pedal simulator

3 踏板特性模拟与“制动感觉”评价

3.1 踏板特性模拟

踏板模拟器基本参数如表 3 所示.选择典型

制动工况,使踏板行程在 0.5 s 内达到最大值 120 mm,对上述模型进行仿真计算,仿真结果如图 5 所示.由仿真结果可知,随着制动时间的增加,踏板力和踏板行程逐渐增大,同时踏板力的斜率也逐渐增大,满足传统制动系统对踏板特性的要求;在 0.5 s 的制动时间内踏板力达到最大值,说明踏板模拟器能够快速反映驾驶员意图,所设计模拟器可以满足踏板特性的基本要求.

表 3 踏板模拟器基本参数

Table 3 Basic parameters of pedal simulator

参数	取值
最大行程/mm	120
最大踏板力/N	240
弹簧刚度/(N·m ⁻¹)	1 000
活塞直径/mm	10
活塞杆直径/mm	5
输出压力/MPa	0.34
溢流阀压力/MPa	0.50
活塞杆质量/kg	0.134
电机转速/(r·min ⁻¹)	600
泵流量/(mL·r ⁻¹)	0.48

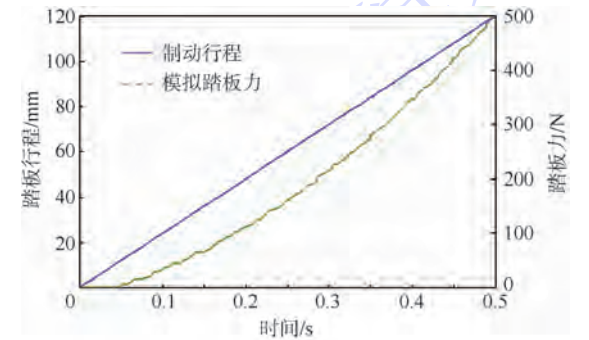


图 5 典型制动工况下模拟踏板力

Fig.5 Simulation pedal force at typical braking conditions

为了分析和验证上述踏板模拟器的有效性,可设置不同的模拟器参数,以得到不同的踏板特性.下面以调整模拟器的弹簧刚度和液压缸压力为例,说明踏板特性能够随模拟器基本参数的变化而变化.参考某电动汽车制动系统有关参数,获得本文模拟器方案的目标踏板特性如图 6 所示.仿真时液压系统的调整策略为:踏板位移传感器测得踏板行程 L ,依据目标踏板特性曲线查得目标踏板力 F_{aim} ;由踏板力计算模型式(9)计算模拟器踏板力 F ;两者比较后获得高速开关阀的控制量;由控制器控制高速开关阀的通/断来调节系统的液压力.不同弹簧刚度的模拟器分别记作模拟器 A、B 和 C,具体参数如表 3 所示.仿真得到的踏板特性如图 6 所示.可以看出,改变模拟器的基本参数,如弹性元件的刚度,踏板特性曲线的变化趋势基本相同,且模拟踏板力曲线与目标踏板力曲

线近似重合,模拟器 A、B 和 C 的平均误差分别为 4.56%、3.73% 和 4.33%,说明本研究所设计的踏板模拟器能够跟随目标踏板力曲线而输出模拟踏板力,即该模拟器可以模拟并反馈给驾驶员一定的踏板反力.

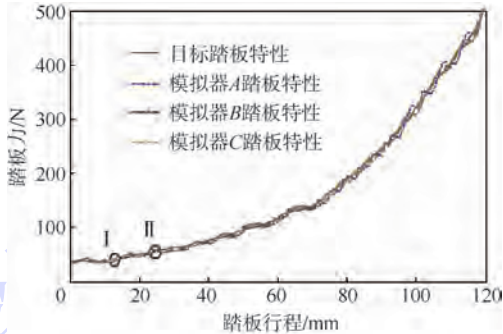


图 6 不同弹簧刚度的模拟踏板特性

Fig.6 Simulation pedal performance at different spring stiffness

当弹簧刚度不变时,使液压缸压力分别为 100、300 和 500 kPa,对应的模拟器分别记作 A'、B' 和 C',仿真结果如图 7 所示.当液压缸压力为 100 kPa 时,曲线波动很大,平均误差达 39.67%;当压力为 500 kPa 时,曲线波动减小,与目标踏板力曲线近似重合,平均误差为 3.73%;压力为 300 kPa 时,曲线波动介于两者之间,平均误差为 13.32%.可见,液压力越小,曲线波动越大,主要原因是液压系统中从压力建立到稳定需要一个时间历程,且液压力的变化滞后于高速开关阀的通断.在某一踏板行程时,若模拟踏板力不等于目标踏板力,则高速开关阀开启或关闭,使液压系统产生冲击;两者之差越大,液压系统的冲击力越大,从而导致模拟踏板力的波动越剧烈.因此,应合理选择模拟器的液压元件压力.

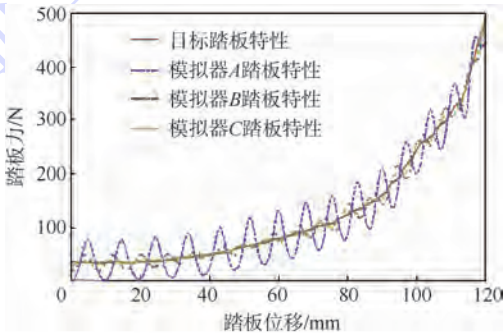


图 7 不同液压缸压力的模拟踏板特性

Fig.7 Simulation pedal performance at different hydraulic force

3.2 “制动感觉”评价

模拟器除满足踏板特性的基本要求外,还应具有良好的“制动感觉”.参考表 1 给出的评价指

标和目标值,对图 6 所示的踏板模拟器 A、B 和 C 的“制动感觉”进行评价.如前所述,踏板预置力是指制动力矩尚未作用于车轮时所对应的踏板力,可通过踏板特性曲线中踏板力的初始起跳点 I 确定,计算时,取踏板力对位移的 2 次微分值大于 6 mm/N^2 时的踏板力作为踏板预置力.此外,为了充分考虑因车型及制动系统的不同所造成的制动前行车阻力、制动力的传递迟滞等因素,设置一个相同的参考基点为制动初始点,即制动踏板从初始位置到制动系统产生 $0.05g$ 减速度时的 II 点,对应的踏板力和踏板行程即为制动初始点踏板力和制动初始点踏板行程,如图 6 所示.“制动感觉”评价指标和评价指数的计算结果如表 4 所示.

表 4 不同模拟器参数时的“制动感觉”评价
Table 4 Evaluation of “braking feel” on different parameters of simulator

参数	目标值	A	B	C
弹簧刚度/ $(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$		1 000	2 000	3 000
踏板预置力/N	20	35	37	39
制动初始点踏板力/N	50	52	55	56
制动初始点踏板行程/mm	25	26	25	24
正常制动至 $0.5g$ 时踏板力/N	150	147	152	155
正常制动至 $0.5g$ 时踏板行程/mm	70	75	72	70
踏板力线性度指数	$0.85 \sim 1.0$	0.79	0.81	0.88
制动系统作用时间/s	0.5	0.5	0.5	0.5
BFI/分	100	89.1	92.4	91.6

由表 4 中数据可知,踏板模拟器 B 和 C 的 BFI 均大于 90 分,说明具有良好的“制动感觉”;踏板模拟器 A 的 BFI 为 89.1 分,远大于 70 分而接近 90 分,表明具有较好的“制动感觉”.因此,改变模拟器中弹性元件的刚度,控制液压元件的相关参数,可以得到不同的踏板“制动感觉”.

4 结 论

1) 线控制动系统中,为了使驾驶员具有“制动感觉”,需要设置踏板模拟器;以弹性元件和液压单元为基本模拟单元的踏板模拟器,能够模拟踏板反力,并跟随目标踏板特性而输出模拟踏板力.

2) 调整模拟器的基本参数,如弹性元件的刚度和液压缸的压力,能够改变模拟器的踏板特性,使模拟踏板力曲线逼近目标踏板曲线.

3) 所设计模拟器 B 的“制动感觉”指数达到 92.4 分,说明该模拟器能够模拟并反馈给驾驶员良好的“制动感觉”;通过调整模拟器基本参数,

可以适应不同的车型或满足不同的驾驶员需求,即该模拟器能够应用于各种不同的车辆.

参考文献 (References)

[1] 李玉芳,吴炎花.电-液复合制动电动汽车制动感觉一致性及实现方法[J].中国机械工程,2012,23(4):488-492.
Li Y F, Wu Y H. Brake feel consistency of electric vehicles with electro-hydraulic braking system and realizing method[J]. China Mechanical Engineering, 2012, 23(4): 488-492 (in Chinese).

[2] Jonner W D, Winner H, Dreilich L. Electro-hydraulic brake system-the first approach to brake-by-wire technology, 10. 4271/960991[R]. New York:SAE,1996.

[3] Nakamura E, Soga M, Sakai A. Development of electronically controlled brake system for hybrid vehicle, 10. 4271/2002-01-0300 [R]. New York:SAE,2002.

[4] Kwon Y, Kim J, Cheon J, et al. Multi-objective optimization and robust design of brake by wire system components [J]. SAE International Journal of Passenger Cars-Mechanical Systems, 2013, 6(3):1465-1475.

[5] Ohkubo N, Matsushita S, Ueno M, et al. Application of electric servo brake system to plug-in hybrid vehicle [J]. SAE International Journal of Passenger Cars-electronic and Electrical Systems, 2013, 6(1):255-260.

[6] Dairou V, Priez A, Sieffemann J, et al. An original method to predict brake feel: A combination of design of experiments and sensory science, 2003-01-0598 [R]. New York:SAE,2003.

[7] Yang L J, Lee W, Hwang L Y. A model-based design analysis of hydraulic braking system [C] // SAE Technical Papers. Warrendale, PA: SAE International, 2003.

[8] Okeyaa R, Aoyagia M, Takano T, et al. Development of electro-magnetic and piezoelectric hybrid actuator system [J]. Sensors and Actuators, A: Physical, 2013, 200(1):155-161.

[9] Chen Q Z, Xu G J, Meng J, et al. Study on the brake pedal control model for regenerative braking integrated system [J]. International Journal of Electric and Hybrid Vehicles, 2012, 4(3):289-296.

[10] 郑宏宇,宗长富.线控制动系统的踏板力模拟研究[J].系统仿真学报,2008,20(4):1016-1019.
Zheng H Y, Zong C F. Research on pedal force simulation for brake-by-wire system [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(4):1016-1019 (in Chinese).

[11] 宋传学,郑竹安,靳立强,等.踏板行程模拟器在线控制动系统中的应用[J].江苏大学学报,2013,34(1):17-22.
Song C X, Zheng Z A, Jin L Q, et al. Application of pedal stroke simulator in brake-by-wire-system [J]. Journal of Jiangsu University, 2013, 34(1):17-22 (in Chinese).

[12] 宗长富,李刚,郑宏宇,等.线控汽车底盘控制技术研究进展及展望[J].中国公路学报,2013,26(2):160-176.
Zong C F, Li G, Zheng H Y, et al. Study progress and outlook of chassis control technology for X-by-wire automobile [J]. China Journal of Highway and Transport, 2013, 26(2):160-176 (in Chinese).

[13] Plattard O. Investigation of the brake design parameters' influence [D]. Cranfield; Cranfield University, 2006.

[14] 花庆荣,陈士杰.轿车制动感觉评估与制动感觉指数[J].

上海汽车,2008(6):35-38.

Hua Q R, Chen S J. Braking feel evaluation and braking feel index[J]. Shanghai Automobile, 2008(6):35-38(in Chinese).

[15] 张超. 提高制动感觉指数方法研究[J]. 西安文理学院学报:自然科学版, 2012, 15(2):89-94.

Zhang C. A preliminary study on the method of enhancing brake feel index[J]. Journal of Xi'an University of Arts & Science: Natural Science Edition, 2012, 15(2):89-94(in Chinese).

Pedal simulator and braking feel evaluation in brake by wire system

JI Fenzhu^{*1}, ZHOU Xiaoxu², ZHU Wenbo¹

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shanxi Transportation Research Institute, Taiyuan 030006, China)

Abstract: The pedal characteristic from experiments for target, a pedal simulator with elastic components and hydraulic unit as the basic simulation unit was designed, which based on the analysis on the pedal characteristics in traditional hydraulic braking system. The “breaking feeling” evaluation index was analyzed. The simulation model of pedal simulator was established by using AMESim and Matlab/Simulink. The pedal characteristic was simulated. The simulation results show that, the pedal reaction force increases with the increase of the pedal stroke, the pedal characteristics could be able to change following the target pedal characteristics; the different pedal characteristics could be obtained by changing the stiffness of elastic component and the pressure of hydraulic cylinder; the “breaking feeling” index was evaluated on three different simulators, and the maximum braking feel index value is 92.4 points, which means a “good” brake feeling. The pedal characteristics could adapt to different vehicle or meet needs of different drivers by adjusting the parameters of simulator.

Key words: braking by wire; pedal simulator; pedal characteristics; brake feel; evaluation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0422

一种空间目标可见光反射特性控制技术

黄晨^{*1}, 王建军¹, 薛莉¹, 高昕¹, 宋平²

(1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 2. 西安卫星测控中心, 西安 710049)



摘 要: 目前对于地球同步轨道(GEO)空间目标的探测和识别主要依靠反射太阳光的光度变化进行分析识别并判断. 基于空间目标表面漫反射性质的可见光反射特性计算模型分析, 研究了不同形状反射体可见光反射特性, 并提出一种采用不同形状反射体控制改变空间目标可见光反射特性的方法. 以 GEO 卫星为例, 采用基于蒙特卡罗的非序列光线追迹方法, 仿真分析椎体、球体和圆柱体作为反射控制体对卫星光变特性的影响. 结果表明该方法可改变卫星原有可见光反射光变曲线, 降低卫星被探测识别概率, 提高空间目标隐蔽性.

关 键 词: 空间目标; 光变曲线; 可见光反射特性; 反射控制体; 卫星可见光隐身

中图分类号: V557.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-0995-05

空间目标探测与识别就是利用地、天基探测设备对所有人造天体向空间的进入、在空间的运行及离开空间的过程进行探测处理, 综合分析处理出目标的轨道、特征、功能、使用、威胁等信息, 以掌握空间态势, 为国家空间安全提供保障.

对于低轨目标地基雷达、光学探测系统已拥有较为全面的探测、识别、编目能力. 位于地球同步轨道(Geosynchronous, GEO)的空间目标多为侦察预警、通信、气象卫星, 亦具有重要战略意义. 由于雷达探测能力与距离的四次方成反比, 对于高轨目标, 如 GEO 目标, 其轨道高度为 36 000 km, 意味着雷达需要更大的功率, 目前还难以对 GEO 空间目标进行探测. 相较于雷达探测, 光学探测属于被动探测, 不需要巨大的功率发射设备; 可精密定轨; 技术成熟、研制成本相对低廉; 获取信息直观等优势. 因此, 目前对于高轨空间目标探测主要依赖于光学探测手段, 也成为空间目标识别领域的前沿方向^[1-6]. 以美俄为代表的军事航天大国都已经建立了庞大的空间目标光电探测系统, 具备了对 GEO 轨道空间目标定轨编目和跟踪测量能

力. 其典型代表有美国的“地基光电深空空间监视系统”(Ground Electro-Optical Deep Space Surveillance, GEODSS)、俄罗斯的“天窗”系统等.

面对日益增强的探测手段, 卫星亦不断研究增强其隐身性能. 美、俄一直积极开展相关项目研发隐身卫星. 利用多表面、多圆弧曲线和组件作为卫星隐身手段, 降低被雷达、光学探测概率.

现有的对空间目标光学探测识别根据目标反射太阳辐射(可见光、红外等)的特性, 对目标的尺寸、姿态、外形等进行分类识别, 判断目标运行状态等信息. 对此, 本文提出一种可见光反射控制技术, 在卫星上设置一个反射控制体, 考虑不同形状的反射控制体对卫星可见光反射特性的影响, 改变原有光变特性, 以降低目标被现有光学探测识别概率.

1 高轨空间目标观测现状

高轨空间目标观测根据变光特性区分形状不同、自旋周期不同的卫星, 也有可能判断卫星是否在用或失效. 对于高轨目标, 观测过程中斜距可认为基本不变, 光度可以简单看作时间及相位角的函

收稿日期: 2014-07-16; 录用日期: 2014-09-05; 网络出版时间: 2014-12-22 10:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141222.1052.002.html

* 通讯作者: 黄晨(1987—), 男, 福建尤溪人, 助理研究员, raulhuang2010@gmail.com, 研究方向为光学特性测量、图像处理.

引用格式: 黄晨, 王建军, 薛莉, 等. 一种空间目标可见光反射特性控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 995-999.

Huang C, Wang J J, Xue L, et al. New control technology for visible light reflection characteristics of space target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 995-999 (in Chinese).

数. 目前常用的方法有: 基于时间序列的测光观测、基于偏振的光学观测、基于低色散的光谱观测以及基于同时性的多色测光观测. 其中基于时间序列的测光观测 (time series photometry) 是高轨空间目标观测中最常用的一种方法^[7], 根据目标光变曲线判断识别区分空间碎片和卫星等目标的运行状态.

1) 卫星运行状态判断. 如图 1^[7] 所示通过获得的卫星基于时间序列光变曲线, 可以看出该卫星的光变曲线呈无规律变化, 且无周期性趋势, 从而可判断卫星处于失控翻滚状态.

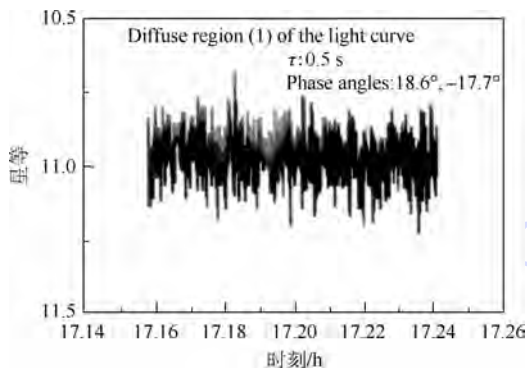


图 1 失控卫星光变曲线^[7]

Fig. 1 Light curve of uncontrolled satellite^[7]

2) 控制方式判断. 如图 2^[7] 所示通过获得的卫星基于时间序列光变曲线, 其光变曲线周期呈单波峰特征, 可判断卫星为三轴稳定姿态控制方式.

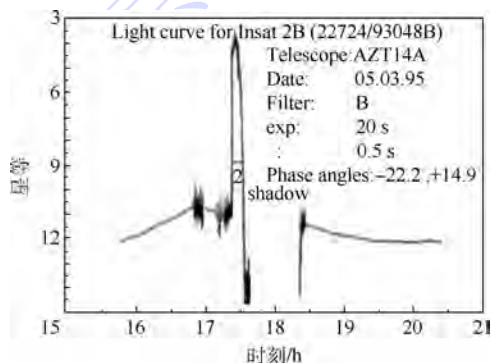


图 2 三轴稳定卫星的光变曲线^[7]

Fig. 2 Light curve of 3-axis stabilized satellite^[7]

2 GEO 目标光照反射模型

空间目标本身不发光, 主要依靠反射太阳光产生辐亮度. 假设 GEO 空间目标表面是由非透明朗伯漫反射体面元 ds 构成, 则面元 ds 上接收到的太阳辐射度为^[8-13]

$$dE_{in} = \int_{\lambda} E(\lambda) ds d\lambda = \int_{\lambda} E(\lambda) \cos \theta_1 ds d\lambda \quad (1)$$

式中: E 为太阳辐射度; λ 为波长; θ_1 为太阳光与面元法线夹角.

空间目标面元 ds 反射的辐射度为

$$dE_{out} = \int_{\lambda} E(\lambda) \rho(\lambda) \cos \theta_1 ds d\lambda \quad (2)$$

式中: ρ 为面元 ds 的漫反射率.

观测系统面元 ds' 上接收的辐射度为

$$dE_{out} = \frac{1}{\pi} \int_{\lambda} E(\lambda) \rho(\lambda) \cos \theta_1 \cos \theta_2 \frac{1}{l^2} ds d\lambda ds' \quad (3)$$

式中: θ_2 为反射线与法线的夹角; l 为空间目标至观测系统的距离.

对空间目标表面积分得到观测系统接收的辐射度为

$$E' = \frac{\rho E_{out}}{\pi l^2} \int_s \cos \theta_1 \cos \theta_2 ds \quad (4)$$

空间目标的几何形状复杂各异, 由式 (4) 推导出基本几何漫反射体表面的辐射度^[14] 如下.

1) 球体. 球体表面漫反射示意图如图 3 所示.

$$E_1 = \frac{E_0 \rho(\lambda) D^2}{4 \pi l^2} \cdot \frac{\pi}{4} [\sin \theta + (\pi - \theta) \cos \theta] \quad (5)$$

$$\theta = \theta_1 + \theta_2$$

式中: E_0 为太阳辐射度; D 为球体直径; θ_1 为入射角; θ_2 为出射角.

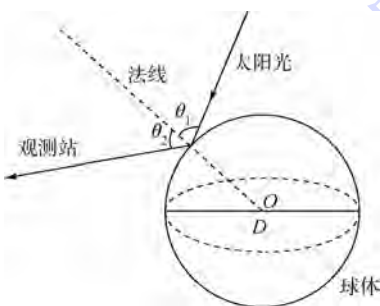


图 3 球体表面漫反射示意图

Fig. 3 Schematic diagram of sphere surface diffuse reflection

2) 圆柱体. 圆柱体表面漫反射示意图如图 4 所示.

$$E_2 = \frac{\rho(\lambda) E_0}{4 \pi l^2} D h \sin \alpha \sin \beta [\sin \theta + (\pi - \theta) \cos \theta]$$

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \theta_1 \quad \beta = \frac{\pi}{2} - \theta_2 \quad \theta = \theta_1 + \theta_2 \quad (6)$$

式中: h 为圆柱高; D 为圆柱体直径; θ_1 为入射角; θ_2 为出射角; α 为入射光线与圆柱体的夹角; β 为出射光线与圆柱体的夹角.

3) 椎体^[15]. 椎体表面漫反射示意图如图 5 所示.

$$E_3 = \frac{DL\rho E_0}{4\pi} \int (\sin \alpha \cos \varphi_m + \cos \alpha \sin \varphi_m \cos \varphi_m) \cdot [\sin \alpha \cos \varphi_i + \cos \alpha \sin \varphi_i \cos(\varepsilon - \varphi_m)] d\varphi_m \quad (7)$$

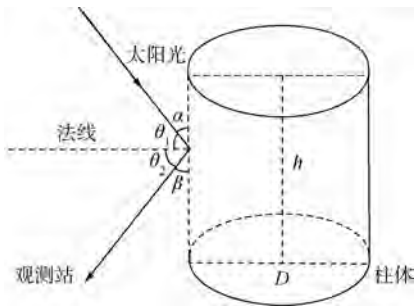


图 4 圆柱体表面漫反射示意图
Fig.4 Schematic diagram of cylinder surface
diffuse reflection

式中: D 为圆锥底面直径; L 为母线长度; φ_m 为入射光线与圆锥体的夹角; φ_l 为出射光线与圆锥体的夹角; ε 为入射光线与出射光线在圆锥地面投影夹角。

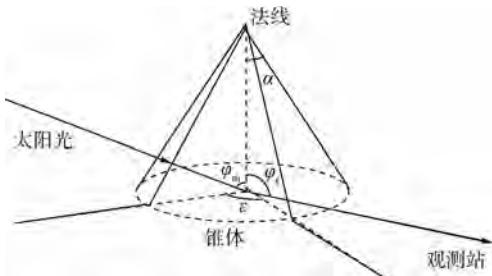


图 5 锥体表面漫反射示意图
Fig.5 Schematic diagram of cone surface diffuse reflection

3 可见光反射特性控制方法

在空间目标上设计反射特性控制体如图 6 所

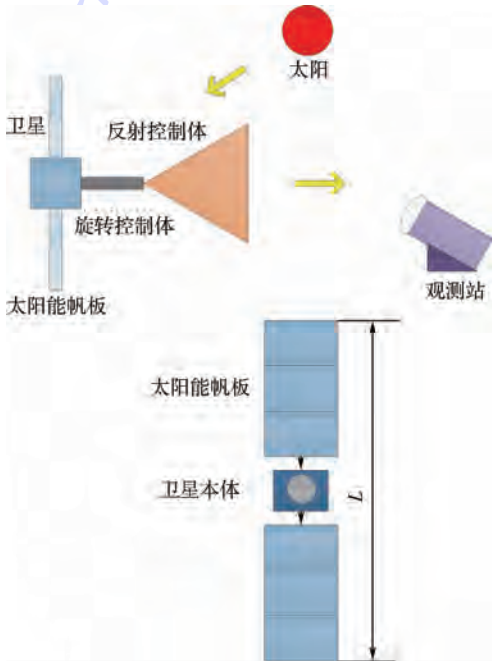


图 6 卫星和反射控制体示意图
Fig.6 Schematic diagram of satellite and
reflection control body

示,控制器为可膨胀结构,安装在卫星主体上,由伸缩旋转杆连接,使用时伸缩旋转杆将膨胀后的控制器移动至地面观测方向,以抑制、干扰地面观测设备对卫星可见光反射特性的探测识别。

4 仿真计算与分析

采用基于蒙特卡罗的非序列光线追迹方法,在 Tracepro 软件中以三轴稳定盒状卫星“风云”卫星为模型如图 6 所示,设其翼展为 L ,设置卫星表面材料属性. 分别选取椎体、球体、圆柱体为反射控制体,设置表面材料属性,仿真 3 种控制体半径 R 分别为 L 、 $L/3$ 、 $2L/3$. 利用 STK 卫星仿真软件,设置测站、卫星位置(太阳位置为软件默认,与时间有关),分别建立从测站到太阳中心、测站到卫星中心的方向向量,定义两方向向量夹角为观测相位角(phase angle),由 STK 输出相位角随观测时间的变化,并根据设置的卫星自旋速度,获得卫星姿态随观测时间的变化,换算为卫星姿态随相位角的变化关系. 将结果导入 Tracepro 软件中,得到不同相位角下太阳、地球、卫星三者位置关系,以及卫星的姿态,以此获得相位角变化过程中卫星受太阳光照射情况下,不同反射控制体对卫星原有光变曲线的影响,如图 7 所示,仿真数据统计如表 1 所示。

从表 1 可以看出:

- 1) 以椎体、球体、圆柱体作为反射控制体都对卫星原有的光变强度产生改变,其改变程度与反射体半径 R 和卫星翼展 L 相关,反射体体积越接近卫星即反射控制面越大,光变强度改变程度越大. 由于主要由卫星帆板反射太阳光,帆板位于卫星两侧,当反射控制体太小时,对帆板的反射控制作用已经很小,所以 $R = L/3$ 时,光变曲线变化不大.
- 2) 对于椎体反射体,原有光变曲线峰值出现在相位角 $\varphi = -50^\circ$,当 $R = L$ 和 $R = 2L/3$ 时,其光变曲线峰值的相位角 $\varphi = -60^\circ$,峰值分别为原有的 17% ,69.8% .
- 3) 对于球体反射体,其不同半径的反射体的光变曲线峰值相位角与原有一致, $R = L$ 时峰值减为原有的 9.3% ,对峰值抑制效果最佳.
- 4) 对于圆柱体反射体,当 $R = L$ 和 $R = 2L/3$ 时,其光变曲线峰值的相位角 $\varphi = -60^\circ$,峰值分别为 15.6% ,79.5% . 当 $R = L/3$ 时,峰值为原有的 120.6% ,此时反射体本身反射与卫星反射叠加,增加了整体反射量.

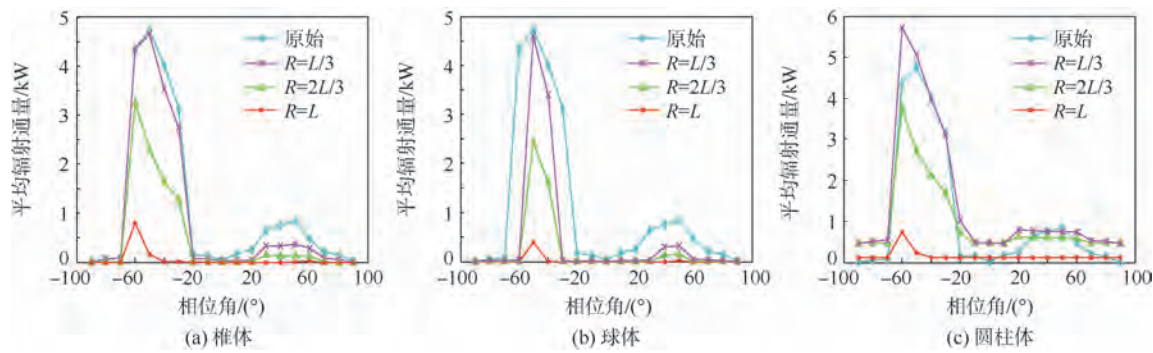


图 7 不同反射控制的卫星光变曲线

Fig. 7 Light curve of different reflection control bodies with satellite

表 1 仿真数据统计

Table 1 Simulation data statistics

比例	圆锥体			球体			圆柱体		
	峰值/W	峰值百分比/%	峰值相位角/(°)	峰值/W	峰值百分比/%	峰值相位角/(°)	峰值/W	峰值百分比/%	峰值相位角/(°)
原始	4 734.08	100	-50	4 734.08	100	-50	4 734.08	100	-50
$R=L$	802.85	17.0	-60	394.37	9.3	-50	739.55	15.6	-60
$R=2L/3$	3 255.1	69.8	-60	2 415.6	51.0	-50	3 764.2	79.5	-60
$R=L/3$	4 653.6	98.3	-50	4 586.8	96.9	-50	5 710.7	120.6	-60

5 结 论

基于蒙特卡罗光线追迹仿真 GEO 卫星可见光光照反射特性,仿真以椎体、球体和圆柱体作为反射控制体对卫星光变特性的影响,从仿真试验可以看出:

- 1) 选取 $R=L$ 的圆柱体、椎体控制反射特性,相较于原有光变特性,其峰值降低了 84.4% 和 83%,出现峰值的相位角也改变了 10°;
- 2) 选取 $R=L$ 的球体控制反射特性,光变峰值降低了 90.7%,出现峰值相位角不变。

上述 3 个反射控制状态都较好地抑制并改变了卫星原有的可见光反射特性,说明该方法的有效性,可降低被探测概率,提高卫星光学隐蔽性。后续进一步考察其他几何体对可见光反射特性的影响以及在红外、雷达波段的反射控制融合等,进一步提高卫星生存能力。

参考文献 (References)

[1] Oswald M, Krag H, Wegener P, et al. Concepts for an orbital telescope observing the debris environment in GEO[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 1155-1159.

[2] Matney M J, Stansbery E, Africano J, et al. Extracting GEO orbit populations from optical surveys[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 1160-1165.

[3] Isobe S, Asami A, Asher D, et al. A new 1M telescope for space debris survey observations[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 917-920.

[4] Seitzer P, Smith R, Africano J, et al. MODEST observations of

space debris at geosynchronous orbit[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 1139-1142.

[5] Schildknecht T, Musci R, Ploner M, et al. Optical observations of space debris in GEO and in high-eccentric orbits[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 901-911.

[6] Rudenko S P, Tarady V K, Sergeev A V, et al. Determination of orbit of geosynchronous space debris Kupon satellite using its CCD observations at 2-meter telescope at Terskol peak[C]//Dynamics of Natural and Artificial Celestial Bodies. Berlin: Springer, 2001, 8: 373-374.

[7] 唐铁岐, 姜晓军, 魏建彦, 等. 高轨空间碎片光电观测技术综述[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1094-1098.

Tang Y J, Jiang X J, Wei J Y, et al. Review of optical observations of high apogee space debris[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(4): 1095-1097 (in Chinese).

[8] 陈荣利, 韩乐, 车驰骋, 等. 非自发光空间目标的可见光探测技术研究[J]. 光子学报, 2005, 34(9): 1438-1440.

Chen R L, Han L, Che C C, et al. Research on un-illuminant space target visual detection technique[J]. Acta Photonica Sinica, 2005, 34(9): 1438-1440 (in Chinese).

[9] 刘云猛, 柴金广, 王旭辉, 等. 空间目标可见光特性与探测距离估算[J]. 红外技术, 2009, 31(1): 23-26.

Liu Y M, Chai J G, Wang X H, et al. Visible characteristics and calculation of detecting distance for space target[J]. Infrared Technology, 2009, 31(1): 23-26 (in Chinese).

[10] Sridharan R, Burnham B, et al. Performance improvements of the SBV[C]//Proceedings of the Space Control Conference. Lexington, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology Lincoln Laboratory, 1998: 71-80.

[11] Africano J L, Stansbery E G, Kervin P W. The optical orbital debris measurement program at NASA and AMOS[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 892-900.

[12] Stokes G H,von Braun C,Sridharan R,et, al. The space-based visible program[J]. Lincoln Laboratory Journal,1998,11(2): 205-238.

[13] 庄诚. 基于太阳赤纬角的地球同步轨道(GEO)空间碎片光度测量标定方法的研究[D]. 杭州:浙江工业大学,2011. Zhuang C. The research of photometric calibration of geosynchronous orbit (GEO) space debris under solar declination [D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology,2011 (in Chinese).

[14] Nayar S K,Ikeuchi K,Kanade T. Determining shape and reflectance of hybrid surfaces by photometric sampling[J]. Robotics and Automation,IEEE Transactions on,1990,6(4):418-431.

[15] 李斌成. 空间目标的光学特性分析[J]. 光电工程,1989(2): 21-26. Li B C. Optical characteristic analysis of space target[J]. Opto-Electronic Engineering,1989(2):21-26(in Chinese).

New control technology for visible light reflection characteristics of space target

HUANG Chen^{*1}, WANG Jianjun¹, XUE Li¹, GAO Xin¹, SONG Ping²

(1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;
2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710049, China)

Abstract: For geosynchronous (GEO) orbit space object's detection and recognition is mainly dependent on analysis, identification and judgment of reflected sunlight photometric curve. Based on analysis of visible light reflection characteristics calculation model of space target surface diffuse reflection properties, a study on different shape reflector light reflection characteristics was carried out. Moreover, a different shape reflector method was proposed to control space target light reflection characteristics. Taking an example of a GEO satellite, simulate and analyze the effects of cone, sphere and cylinder as reflection control body on satellite reflection characteristics by using Monte Carlo non-sequential light tracing method. The results show that the method can change the satellite original visible light reflection curve, reduce the probability of being detected and recognized, and improve the invisibility of space object.

Key words: space object; light curve; visible light reflection characteristics; reflection control body; satellite visible light stealth

基于动态孔径聚焦的 L 型构件相控阵超声检测

徐娜^{*1}, 何方成¹, 周正干²

(1. 中航工业北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 由于 L 型构件界面形状复杂, 当采用基于全矩阵数据的全聚焦方法时, 声波在试样中的传播路径十分复杂, 增加了试样中超声传播时间的计算难度. 为了解决上述问题, 提出了一种根据实际被测对象并使用全矩阵数据的动态调整聚焦方案的“动态孔径聚焦方法”; 然后, 针对 L 型构件的型面特征, 制定了动态孔径聚焦检测方案, 并提出了基于 Snell 定律的声波传播时间计算方法; 最后, 通过时域有限差分数值仿真方法模拟全矩阵数据, 验证了所提出聚焦方法的正确性; 定制 L 型金属试样进行检测实验, 检测结果与实际试样参数一致. 研究表明: 所提出的动态孔径聚焦方法可实现对 L 型构件的有效检测.

关键词: 相控阵; 超声检测; L 型构件; 虚拟聚焦; 动态孔径

中图分类号: V250.2; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1000-07

近 20 年来, 相控阵超声检测技术以其声束灵活可控、检测分辨率和灵敏度高以及检测速度快等显著优势, 逐渐在超声检测领域占据了一席之地^[1-4]. 2004 年, 英国 Bristol 大学的 Holmes 等^[5-6]提出了一种基于全聚焦方法 (Total Focusing Method, TFM) 的相控阵超声虚拟聚焦检测技术, 该技术借助计算机强大的运算处理能力, 对相控阵超声换能器中各个阵元独立接收的超声回波信号 (简称全矩阵数据) 进行相位延时、加权合成等数据处理, 以模拟声波在成像区域各位置点的虚拟聚焦, 从而实现成像检测和缺陷判别.

近些年, 国外无损检测研究机构对相控阵超声虚拟聚焦检测技术的研究开展了大量工作^[7-11], 主要集中在基于全矩阵数据的虚拟聚焦算法实现方面. 提出的全聚焦方法^[5], 可获得比常规相控阵超声检测方法更大的检测范围和更高的检测分辨率; 提出的向量全聚焦方法 (Vector Total Focusing Method, VTFM)^[11], 可准确检出直

径小于半波长的孔型缺陷, 对槽型缺陷的角度方向也可准确识别. 同时, 该技术去除了操作人员繁琐的参数设置和检测工艺制定过程, 具有更加显著的应用和发展前途.

然而, 当采用全聚焦方法对复杂形状界面试样进行成像检测时, 由于被测试样界面形状复杂, 导致某些阵元发射的超声波会在试样界面处发生波型转换甚至需要多次反射/折射才能传播至被测区域中各聚焦点, 明显增大了分析被测试样中超声传播路径的难度, 必须准确计算出试样中的超声传播时间, 才能获得正确的检测结果. 为了解决试样型面对检测结果的影响, 提出了一种“动态孔径聚焦方法”, 所谓孔径 (aperture) 是指相控阵换能器中相邻的几个阵元晶片. 该方法就是根据实际检测对象制定一定实施法则来动态调整成像区域中每个聚焦点幅值叠加时所选取的孔径. 本文将以 L 型构件圆弧区域为检测对象, 开展基于动态孔径虚拟聚焦方法的相控阵超声成像检测研究.

收稿日期: 2014-08-22; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2015-01-09 16:59

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150109.1659.002.html

* 通讯作者: 徐娜 (1985—), 女, 河北邢台人, 工程师, bjxuna@163.com, 主要研究方向为超声无损检测.

引用格式: 徐娜, 何方成, 周正干. 基于动态孔径聚焦的 L 型构件相控阵超声检测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (6): 1000-1006. Xu N, He F C, Zhou Z G. Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (6): 1000-1006 (in Chinese).

1 动态孔径聚焦方法实现

1.1 全矩阵数据采集

全矩阵数据是相控阵超声虚拟聚焦检测技术的基础. 全矩阵数据采集 (Full Matrix Capture, FMC) 是指通过控制相控阵超声换能器中各阵元晶片依次激励超声波, 每次激励时, 换能器中全部阵元独立接收超声回波信号的数据采集过程, 所获得的原始超声检测信号是非常丰富的. 对于常规相控阵超声检测技术中声束任意偏转及聚焦所获得的超声回波信号均可通过对全矩阵数据实施特定的数据处理算法而生成.

如图 1 所示, 设相控阵换能器由 N 个阵元晶片组成, 全矩阵数据的采集过程可描述为: 首先, 使第 1 个阵元激励超声波, 各阵元分别接收回波信号, 则所获得的回波数据可定义为 $S_{1,r}(M)$ ($r = 1, 2, \dots, N$), 共获得 N 组数据, 其中 M 代表每组超声回波数据的采样点数; 然后, 依次使各阵元分别作为激励源, 使各阵元分别接收回波信号. 设某阵元 w 为激励阵元, 某阵元 r 为接收阵元, 则所获得的超声回波数据可定义为 $S_{w,r}(M)$. 因此, 当所有阵元分别独立作为激励阵元, 所有阵元分别接收超声回波数据时, 全矩阵数据可定义为 $S_{w,r}(M)$ ($w = 1, 2, \dots, N; r = 1, 2, \dots, N$), 共获得一个 $N \times N \times M$ 的三维数组.

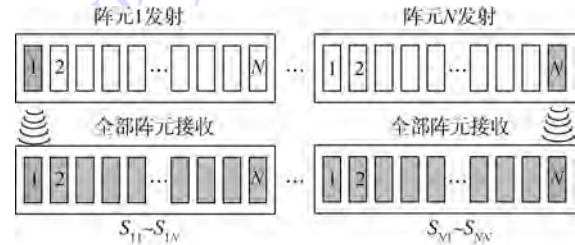


图 1 全矩阵数据采集示意图

Fig. 1 Schematic diagram of full matrix capture

1.2 全聚焦方法

全聚焦方法就是基于全矩阵数据采用特定数据处理算法进行虚拟聚焦计算的过程, 通过一次数据计算即可同时获得成像区域中任意位置的幅值信息, 从而实现缺陷的图像表征.

如图 2 所示, 被测试样位于直角坐标系 Oxz 中, 相控阵换能器置于被测区域上表面, 其中心位置位于坐标原点 O 上. 首先, 采集一组全矩阵数据 $S_{w,r}(t)$ ($w = 1, 2, \dots, N; r = 1, 2, \dots, N$), 则被测区域中某聚焦点 (x, z) 的幅值 $I(x, z)$ 表示为

$$I(x, z) = \sum_{w=1}^N \sum_{r=1}^N S_{w,r}(t_{w,r}(x, z)) \tag{1}$$

$$t_{w,r}(x, z) = \frac{\sqrt{(x_w - x)^2 + z^2} + \sqrt{(x - x_r)^2 + z^2}}{c} \tag{2}$$

式中: $t_{w,r}(x, z)$ 代表声波从第 w 号阵元激发的超声波传播到目标聚焦点 (x, z) , 再被 r 号阵元接收所花费的时间, 可由式 (2) 计算获得; $S_{w,r}(t_{w,r}(x, z))$ 代表第 w 号阵元激发、第 r 号阵元接收的超声回波信号中表征目标聚焦点 (x, z) 的幅值信息; $I(x, z)$ 代表换能器中全部阵元发射和接收的超声回波信号在该目标聚焦点 (x, z) 的幅值叠加.

然后, 通过对成像区域进行网格划分, 确定每个聚焦点的位置, 再采用式 (1) 和式 (2) 计算成像区域中各聚焦点的幅值, 即可根据幅值信息实现图像表征. 成像时图中各点的能量采用 dB 的标度方式, 并以最大反射幅值做归一化处理.

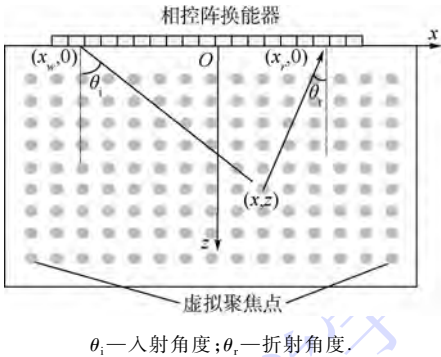


图 2 全聚焦方法示意图

Fig. 2 Schematic diagram of total focusing method

1.3 动态孔径聚焦方法

当采用全聚焦方法对复杂型面构件进行相控阵超声检测时, 采用了相控阵换能器全部阵元发射和接收的全矩阵数据, 由于被测试样几何型面复杂, 在换能器和试样之间需要耦合层, 则相控阵换能器中某些阵元激发的超声波会在被测试样界面处发生波型转换或者需要一次以上的反射/折射才能传播至目标聚焦点, 导致声波在试样中的传播路径十分复杂, 如果不能准确计算出各阵元发射声波到达各聚焦点的传播时间, 将难以获得正确的检测结果. 因此, 采用全聚焦方法进行成像检测时, 往往仅考虑声波在界面处为固定波型转换^[11] (如纵-纵波或纵-横波), 以简化考虑发射声波的传播过程, 但该方法会造成被测区域中各聚焦点幅值叠加时所选阵元晶片数量存在较大差异.

针对上述问题, 在全聚焦方法的基础上提出一种“动态孔径聚焦方法”, 该方法根据实际被测对象设计聚焦检测方案来动态选取每个虚拟聚焦点幅值叠加时的阵元孔径 (即相邻的几个阵元晶

片),以简化考虑发射声波在试样中的传播过程,并尽量采用小角度入射以减小声波在界面处的能量损失.此时全聚焦方法的式(1)被改写为

$$I(x,z)=\sum_{w=s(x,z)}^{e(x,z)}\sum_{r=s(x,z)}^{e(x,z)}S_{w,r}(t_{w,r}(x,z))\tag{3}$$

式中: $s(x,z)$ 和 $e(x,z)$ 分别代表所选取孔径中起始和终止阵元的序号,是与聚焦点位置 (x,z) 有关的函数.定义 K 为孔径中阵元晶片的数量, $K=e(x,z)-s(x,z)+1$,其为固定值.在全聚焦算法中 $s(x,z)=1,e(x,z)=N$,而此处这些值的选取是根据实际检测对象来设定的,被测区域中不同的聚焦点会有不同的 $s(x,z)$ 和 $e(x,z)$.式(3)中其他参数的含义与式(1)同.

2 L 型构件的虚拟聚焦检测

2.1 方案设计

以大曲率 L 型构件为检测对象,相控阵换能器各阵元发射的超声波需要通过 L 型构件两端的平界面或中间的圆弧界面才能传播至被测圆弧区域中各聚焦点,因此极易在界面处发生纵-横波波型转换,同时超声波在试样界面和底面之间会发生多次反射/折射,可见超声波在 L 型构件中的传播过程十分复杂.

为了避免 L 型构件型面的影响,设计动态孔径聚焦检测方案.当某一阵元发射/接收的超声波能尽量垂直地通过被测试样界面并传播至试样内部聚焦点时,所产生的能量损失较小,从该阵元晶片到聚焦点的传播路径可认为是最佳路径.根据这个原则,首先确定声波从聚焦点垂直经过被测试样界面时所对应的阵元晶片位置,然后与该阵元位置相邻的几个阵元晶片即可选取为该聚焦点的孔径,采用该方法可依次确定出被测区域中每个聚焦点的孔径.其中,在选取孔径中阵元晶片数量时,为了使更多能量的声波入射到试样中,要保证所选取孔径中各阵元晶片发射纵波在不发生波型转换的情况下以尽量小的入射角进入试样内部,即阵元发射声波均以纵-纵波形式传播至聚焦点,并在此基础上取尽量多的阵元晶片用于该聚焦点的幅值叠加,以提高检测的信噪比.在实际构件检测时,也可选取几种阵元晶片数量进行检测实验,以实际检测结果来确定最终所选择阵元晶片数量.

如图 3 所示,相控阵换能器中心位于 L 型构件圆弧圆心垂直上方高度为 H 的位置,以某一聚焦点 $P(x,z)$ 为例,声波从聚焦点 P 垂直经过 L 型构件圆弧界面所对应的阵元晶片为 A ,则阵元 A

左右相邻的 K 个阵元即为聚焦点 P 的孔径,因此,式(3)中的起始和终止阵元函数 $s(x,z)$ 和 $e(x,z)$ 可定义为

$$\begin{cases} s(x,z)=\frac{N}{2}-\left[\frac{xH}{(z-H)d}+\frac{K}{2}\right]+1 \\ e(x,z)=\frac{N}{2}-\left[\frac{xH}{(z-H)d}-\frac{K}{2}\right] \end{cases}\tag{4}$$

式中: N 为相控阵换能器的阵元个数; d 为阵元间距; K 为选取孔径中的阵元数量; $[\]$ 为四舍五入取整符号;同时,所计算的结果应满足 $1\leq s(x,z)\leq e(x,z)\leq N$.

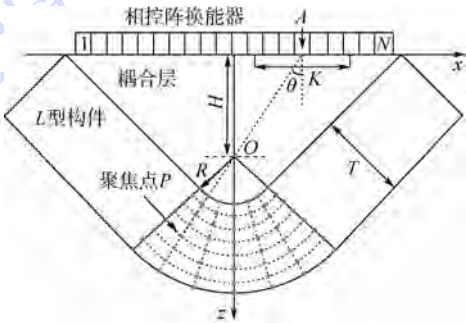


图 3 L 型构件的动态孔径聚焦检测示意图
Fig.3 Schematic diagram of dynamic aperture focusing inspection for L-shaped component

2.2 声波传播时间计算

针对 L 型构件的型面特征,提出一种基于 Snell 定律的声波传播时间计算方法.声学中 Snell 定律的公式可表达为

$$\frac{\sin \theta_i}{c_1}=\frac{\sin \theta_t}{c_2}\tag{5}$$

式中: c_1 为第 1 层介质的纵波或横波声速; c_2 为第 2 层介质的纵波或横波声速.

如图 4 所示,定义 L 型构件圆弧半径为 R ,试样厚度为 T ,放置相控阵换能器使其中心到 L 型构件圆弧圆心的垂直距离为 H .当声波从第 i 个阵元晶片 (x_i,z_i) 到达界面上的折射点 (x_b,z_b) ,再传播到拟聚焦点 $P(x_r,z_r)$ 时,其入射角 θ_i 和折射

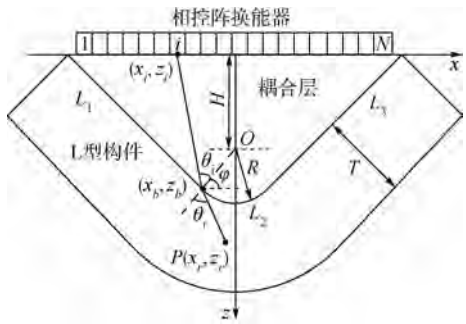


图 4 L 型构件的声波传播时间计算示意图
Fig.4 Calculation schematic diagram of wave propagation time for L-shaped component

角 θ_r 可定义为

$$\begin{cases} \theta_i = \arccos\left(\frac{x_i - x_b}{\sqrt{(x_i - x_b)^2 + (z_i - z_b)^2}}\right) - \varphi \\ \theta_r = \pi - \arccos\left(\frac{x_r - x_b}{\sqrt{(x_r - x_b)^2 + (z_r - z_b)^2}}\right) - \varphi \end{cases} \quad (6)$$

式中: $x_i = (i - N/2 - 0.5) \cdot d$ ($i = 1, 2, \dots, N$); $z_i = 0$. L 型构件耦合层和工件层间的界面可划分平面 L_1 、圆弧面 L_2 和平面 L_3 3 部分, 其中 z_b 的表达式和 x_b 的取值范围可表示为

$$\begin{cases} z_b = \\ \begin{cases} x_b + \sqrt{2}R + H & -(\sqrt{2}R + H) \leq x_b \leq -\sqrt{2}/2R \\ \sqrt{R^2 - x_b^2} + H & -\sqrt{2}/2R \leq x_b \leq \sqrt{2}/2R \\ -x_b + \sqrt{2}R + H & \sqrt{2}/2R \leq x_b \leq \sqrt{2}R + H \end{cases} \end{cases} \quad (7)$$

另外, φ 表示折射点位置 (x_b, z_b) 上的法线与 x 轴正向的夹角, 可表示为

$$\varphi = \begin{cases} \pi/4 & -(\sqrt{2}R + H) \leq x_b \leq -\sqrt{2}/2R \\ \arccos\left(\frac{-x_b}{\sqrt{x_b^2 + (z_b - H)^2}}\right) & -\sqrt{2}/2R \leq x_b \leq \sqrt{2}/2R \\ 3\pi/4 & \sqrt{2}/2R \leq x_b \leq \sqrt{2}R + H \end{cases} \quad (8)$$

将式(6)~式(8)代入式(5)中, 即可获得界面 L_1 、 L_2 、 L_3 的 3 个多项式方程, 仅有 x_b 一个未知量, 求解 3 个方程, 即获得 x_b 的根, 代入表达式(7)便得到 z_b 的值, 此时 (x_b, z_b) 共有 3 个值.

然后, 分别计算从发射阵元 (x_i, z_i) 通过 3 个折射点 (x_b, z_b) 到达聚焦点 (x_r, z_r) 的传播时间, 再根据声波总是沿最速路径传播的 Fermat 原理, 找到 3 个声波传播时间中最短的值, 即为所求的传播时间, 所对应的 (x_b, z_b) 即为折射点位置坐标. 同时, 该方法可推广到复杂形状构件的声波传播计算.

3 仿真验证

时域有限差分法 (Finite-Difference Time Domain, FDTD) 作为一种数值计算方法, 目前被广泛用于模拟弹性波传播. 采用 FDTD 方法^[12-15] 模拟一组声波在 L 型构件中传播的全矩阵数据, 用来验证所计算的声波传播时间是否正确, 所提出的动态孔径聚焦方法是否可行, 为实际的检测实验提供理论依据和技术支持.

建立如图 3 所示的仿真模型, 取 L 型构件圆

弧圆心与换能器的垂直距离 $H = 7.2$ mm, 圆弧半径 $R = 5$ mm, 工件厚度 $T = 30$ mm. 工件的纵波声速 $c_L = 5900$ m/s, 横波声速 $c_S = 3080$ m/s, 密度 $\rho_0 = 7900$ kg/m³, 耦合层楔块的纵波声速为 2330 m/s. 在 L 型试样圆弧中心 15 mm 的深度位置设置一个直径 2 mm 的圆孔缺陷. 相控阵换能器的阵元个数 $N = 32$, 中心频率 $f = 5$ MHz, 阵元间距 $d = 0.6$ mm, 阵元宽度 $a = 0.5$ mm. 设置仿真计算的空间间隔为 100 μ m, 时间间隔为 5 ns, 激励信号为加汉宁窗、5 个周期、5 MHz 的正弦信号. 依次激励 32 个阵元, 获得一组各个阵元独立接收的全矩阵数据 $S_{w,r}(t)$ ($w = 1, 2, \dots, 32; r = 1, 2, \dots, 32$).

基于仿真的全矩阵数据, 分别采用仅考虑纵-纵波波型转换的全聚焦方法和第 2.1 节所提出的动态孔径聚焦方法对 L 型构件圆弧区域进行成像检测. 首先, 采用圆弧角度方向 0.1°、半径方向 0.1 mm 的步进划分网格, 获得圆弧区域中每个聚焦点的位置坐标. 然后, 根据 2.1 节所描述的阵元晶片数量选取原则, 分别取孔径的阵元数量 $K = 4, 6, 8, 10$, 并将每个聚焦点的位置坐标 (x, z) 代入式(4)中, 即可确定每个聚焦点所选取阵元孔径的起始和终止阵元序号. 再采用 2.2 节声波传播时间计算方法获得每个阵元到达聚焦点的传播时间. 最后, 分别基于全聚焦(式(1))和动态孔径聚焦(式(3))方法计算出圆弧区域各聚焦点的幅值信息, 获得成像结果. 成像时图像中各点幅值采用 dB 为单位以图中各点的最大幅值进行对数计算获得.

通过实验对比, 当动态孔径聚焦方法中 $K = 8$ 时, 成像结果的信噪比最佳. 图 5(a)所示为全聚焦

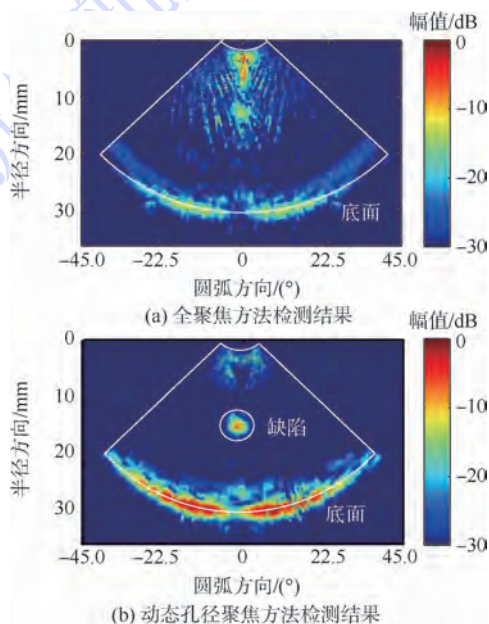


图 5 仿真数据的检测结果

Fig. 5 Detection result for simulation data

方法在纵-纵波模式下检测结果,由于 L 型形状的影响导致近表面区域的信噪比很差,缺陷识别较为困难. 动态孔径聚焦方法在 $K = 8$ 时的检测结果如图 5(b) 所示,图中可清晰分辨出试样的缺陷和底面,很好地避免了试样几何形状的影响. 但试样上表面轮廓形状不清晰,这是由于 L 型构件圆弧半径 R 仅为 5 mm,则部分声波会沿着试样上表面传播,导致声波在楔块与试样界面处的传播十分复杂. 结果表明,采用该动态孔径聚焦检测方法、换能器和楔块参数及声波传播时间计算方法,可实现对 L 型构件圆弧区域的检测.

4 检测实验

设计并定制 2 个 L 型铝合金试样,试样尺寸及参数与第 3 节仿真实验相同,采用动态孔径聚焦方法实现对圆弧区域的检测. L 型铝合金试样如图 6(a) 所示,位于圆弧 30°、15 mm 深度位置有一圆形通孔缺陷,选取与第 3 节仿真中相同的换能器和楔块参数,全聚焦方法纵-纵波模式下和 $K = 8$ 时动态孔径聚焦方法的检测结果如图 6(b)

和图 6(c) 所示,两图均可分辨出位于圆弧 30° 位置的缺陷以及试样界面和底面,可粗略测得试样厚度为 30 mm,缺陷埋深为 15 mm,但采用动态孔径聚焦方法检测结果的信噪比明显提高,能更好地实现 L 型试样的检测.

另外,界面二次回波出现在底面回波下方较近位置,这是由于 L 型界面圆弧半径仅为 5 mm,而试样的纵波声速为 2 700 m/s,楔块的纵波声速为 2 337 m/s,因此二次界面回波出现在 5.78 mm ($5\text{ mm}/2\,337\text{ m/s} \times 2\,700\text{ m/s} = 5.78\text{ mm}$) 的位置.

采用相同检测参数对包含两个圆孔缺陷(位于圆弧 $\pm 20^\circ$ 、15 mm 深度)的 L 型试样进行检测,试样实物图如图 7(a) 所示,全聚焦方法纵-纵波模式下和动态孔径聚焦方法在 $K = 8$ 时的检测结果如图 7(b) 和图 7(c) 所示. 两图中均可检测出界面、底面以及两个缺陷,测量两个缺陷分别位于 $\pm 20^\circ$ 的位置,但是采用动态孔径聚焦方法所获得检测结果其信噪比明显优于全聚焦方法,取得了更好的检测结果.

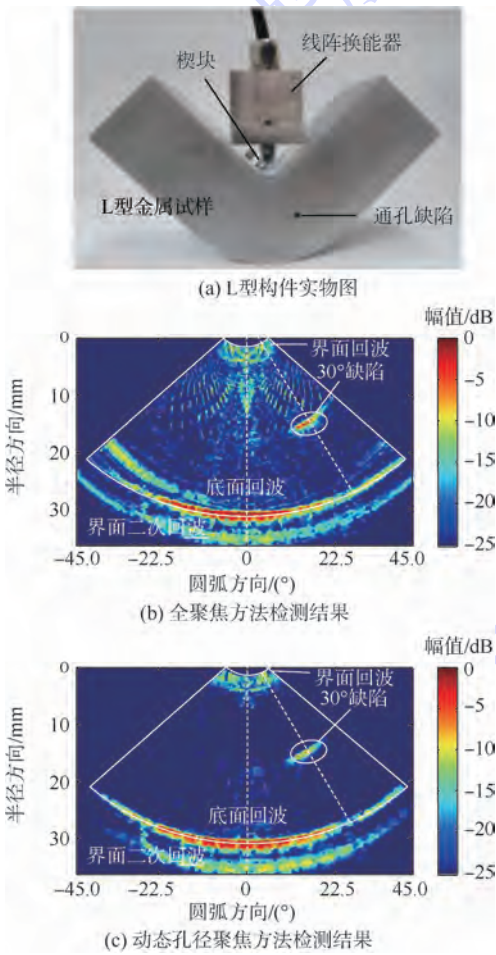


图 6 缺陷位于圆弧 30° 位置试样的 100 检测结果
Fig. 6 Detection result of specimen with defect located in the position of 30 degree arc

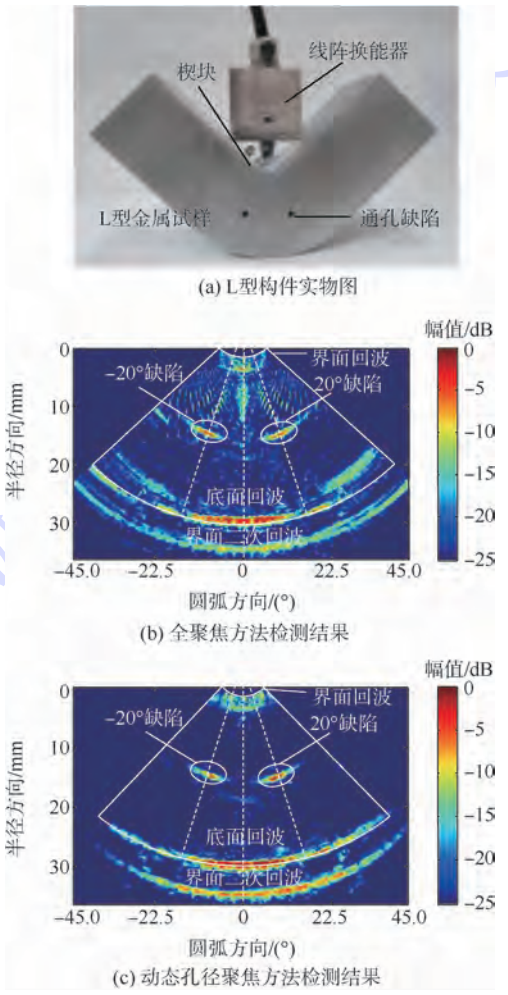


图 7 缺陷位于圆弧 $\pm 20^\circ$ 位置试样的检测结果
Fig. 7 Detection result of specimen with defects located in the position of -20 and 20 degree arc

5 结 论

1) 针对L型构件的型面特征,提出了基于Snell定律的声波传播时间计算方法,且该方法可推广到复杂形状构件的声波传播计算.

2) 通过有限差分数值仿真方法模拟声波在L型构件中传播的全矩阵数据,实现了对所提出的声波传播时间计算方法和动态孔径聚焦方法的验证.

3) 对L型铝合金试样进行了实际检测实验,取得了良好的检测结果,表明所提出的动态孔径虚拟聚焦方法能更好地实现对L型构件等复杂形状试样的超声检测.

参考文献 (References)

- [1] Lethiecq M, Pejot C, Berson M, et al. An ultrasonic array-based system for real-time inspection of carbon-epoxy composite plates [J]. NDT and E International, 1994, 27(6): 311-315.
- [2] Smith R A, Bending J M, Jones L D, et al. Rapid ultrasonic inspection of ageing aircraft [J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2003, 45(3): 174-177.
- [3] Lupien V, Cancre F. Ultrasonic phased array inspection of titanium billets [C] // Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation: Volume 20. Ames: AIP Publishing, 2001, 557(1): 919-926.
- [4] 施克仁, 郭寓岷. 相控阵超声成像检测 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010: 15-16.
Shi K R, Guo Y M. Phased array ultrasonic imaging and testing [M]. Beijing: Higher Education Press, 2010: 15-16 (in Chinese).
- [5] Holmes C, Drinkwater B W, Wilcox P D. The post-processing of ultrasonic array data using the total focusing method [J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2004, 46(11): 677-680.
- [6] Holmes C, Drinkwater B W, Wilcox P D. Post-processing of the full matrix of ultrasonic transmit-receive array data for non-destructive evaluation [J]. NDT and E International, 2005, 38(8): 701-711.
- [7] Velichko A, Wilcox P D. An analytical comparison of ultrasonic array imaging algorithms [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2010, 127(4): 2377-2384.
- [8] Drinkwater B W, Wilcox P D. Ultrasonic arrays for non-destructive evaluation: A review [J]. NDT and E International, 2006, 39(7): 525-541.
- [9] Moreau L, Hunter A J, Drinkwater B W, et al. Efficient data capture and post-processing for real-time imaging using an ultrasonic array [C] // Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation: Volume 29. Ames: AIP Publishing, 2010, 1211(1): 839-846.
- [10] Wilcox P D, Holmes C, Drinkwater B W. Advanced reflector characterization with ultrasonic phased arrays in NDE applications [J]. Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control, IEEE Transactions on, 2007, 54(8): 1541-1550.
- [11] Zhang J, Drinkwater B W, Wilcox P D, et al. Defect detection using ultrasonic arrays: The multi-mode total focusing method [J]. NDT and E International, 2010, 43(2): 123-133.
- [12] 徐娜, 李洋, 周正干, 等. FDTD 方法的改进及在超声波声场计算中的应用 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(1): 78-82.
Xu N, Li Y, Zhou Z G, et al. Improvement of finite difference time domain method and its application to the calculation of ultrasonic sound fields [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 78-82 (in Chinese).
- [13] Xu N, Zhou Z G. Numerical simulation and experiment for inspection of corner shaped components using ultrasonic phased array [J]. NDT and E International, 2014, 63(4): 28-34.
- [14] Satyanarayan L, Mohan K V, Krishnamurthy C V, et al. Finite difference time domain simulation of ultrasonic phased array sector scan for imaging cracks in large pipes, elbows, and tee sections [J]. Research in Nondestructive Evaluation, 2008, 19(2): 61-86.
- [15] Satyanarayan L, Sridhar C, Krishnamurthy C V, et al. Simulation of ultrasonic phased array technique for imaging and sizing of defects using longitudinal waves [J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2007, 84(12): 716-729.

Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing

XU Na^{*1}, HE Fangcheng¹, ZHOU Zhenggan²

(1. AVIC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: When L-shaped component is detected by ultrasonic phased array inspection technique based on total focusing method, wave propagation path in the specimen became more complex to increase the computational difficulty of propagation time due to the complicated geometries of component. To solve this problem, a dynamic aperture focusing method, adjusting focusing program according to actual samples dynamically, was proposed on the basis of the total focusing method using full matrix data. Then, the dynamic aperture focusing program was designed for the surface characteristics of L-shaped components. A calculation method of wave propagation time was posed up based on the Snell's principle. Finally, a couple of full matrix data was simulated using the finite-difference time domain method to validate the dynamic aperture focusing method. The inspection experiment was carried out to image the defect in customized L-shaped metal specimen, yielding experiment results that are in good quantitative agreement with the true values. The results show that it is feasible and effective for dynamic aperture focusing method to test the L-shaped components.

Key words: phased array; ultrasonic testing; L-shaped components; virtual focusing; dynamic aperture

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0411

有限体积内的 $K-\pi$ 相互作用和 K^* 共振态

周丹, 崔二亮, 陈华星*, 耿立升, 沈成平

(北京航空航天大学 物理科学与核能工程学院, 北京 100191)



摘 要: 为了找到一种获得 $K-\pi$ 相移的有效方法, 并从格点计算得到的能级中获取 K^* 介子的性质, 首先使用手征么正理论研究了有限体积中的 P 波 $K-\pi$ 相互作用. 这种方法曾在无限空间中成功地应用于计算 $K-\pi$ 相移. 然后用这种方法计算得到作为立方体盒子尺寸和 π 介子质量的函数的 P 波 $K-\pi$ 散射振幅的能级; 并计算了 $K-\pi$ 散射的相移以及基于该结果的 K^* 介子的物理性质. 最后, 为了和格点量子色动力学 (QCD) 计算结果进行比较, 又在 π 介子取非物理质量时计算得到了 K^* 介子的能级. 比较表明: 文中方法与格点 QCD 得到的结果基本一致. 当介子能量为 266 MeV 时, 本文方法得到的两个能级分别为 924.0 MeV 和 1 483.0 MeV, 其结果与格点 QCD 得到的 915.6 MeV 和 1 522.3 MeV 的两个能级符合得很好.

关 键 词: 手征么正模型; 格点 QCD; $K-\pi$ 相互作用; 散射; B-S 方程

中图分类号: O582.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1007-05

近年来格点量子色动力学 (Quantum Chromodynamics, QCD) 发展很快, 可以使用这种方法来计算有限体积中的分立能级, 然后重建衰变产物的相移等物理量. 在应用这种方法时, 通常需要使用 Lüscher 方法^[1]. 对强子衰变道来讲, 这种方法有更高的精确性和一致性, 但是实验上并不能直接测量出这些分立能级. 为了解决这个问题, 在文献[2]中作者通过一种有效理论来拟合实验获得参数, 得到了一种重新估算能级的方法.

这种方法已经得到很好的应用: 在文献[3]中, 从介子-重子相互作用的 Jülich 模型得到了有限体积结果; 在文献[4]中, 研究了 DK 和 ηD_s 耦合道介子-介子散射系统的相互作用, 这些粒子的相互作用能够产生 $D_{s0}^*(2317)$ 共振态; 文献[5]中研究了 $K-\pi$ 散射在 S 波反应道中的 κ 共振态; 文献[6]中也应用文献[3]中的方法来研究不稳定

粒子的相互作用. 同样地, Chen 和 Oset 也用这种方法研究了有限体积中的两个 π 介子在 ρ 反应道中的相互作用^[7].

本文将研究有限体积中 $K-\pi$ 在 K^* 道中的相互作用. 由于其他道对 $K-\pi$ 道的影响有限, 因此本文将只计算 $K-\pi$ 单道的结果. 实验中清楚地测量了 K^* 介子, 而本文可以使用手征么正模型来很好地描述它. 在本文中, 将使用文献[3]中提到的方法, 进一步计算相关的能级. 几个格点组已经用 Lüscher 方法研究过了这些能级^[8-9], 本文计算结果将同他们的进行比较.

1 手征么正方法

在文献[10-11]中已经利用手征么正模型对 P 波 $K-\pi$ 散射的振幅进行了计算, 在本文中 will 利用相同的方法以及在壳解析形式的 Bethe-Salpeter

收稿日期: 2014-07-09; 录用日期: 2014-10-09; 网络出版时间: 2015-01-21 08:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150121.0848.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-14-WLXY-013, YWF-14-WLXY-014, YWF-14-WLXY-018)

作者简介: 周丹 (1989—), 女, 河北邢台人, 博士研究生, danxueqing@126.com

* 通讯作者: 陈华星 (1982—), 男, 贵州安顺人, 副教授, hxchen@buaa.edu.cn, 主要研究方向为粒子物理、理论物理.

引用格式: 周丹, 崔二亮, 陈华星, 等. 有限体积内的 $K-\pi$ 相互作用和 K^* 共振态[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1007-1011. Zhou D, Cui E L, Chen H X, et al. $K-\pi$ interaction in finite volume and the K^* resonance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1007-1011 (in Chinese).

方程对 $K-\pi$ 进行研究^[12-15]:

$$T(s) = \frac{V(s)}{1 - V(s)G(s)} \tag{1}$$

$K-\pi$ 散射中相应的 $V(s)$ 参考了文献[10,12]的结果:

$$V(s) = -\frac{p^2}{2f^2} \left(1 + \frac{2G_V}{f^2} \frac{s}{M_{K^*}^2 - s} \right) \tag{2}$$

式中: M_{K^*} 为 K^* 的裸质量; f 为 $\pi(K)$ 介子的衰变常数; G_V 为一个标量介子耦合到两个赝标介子的耦合常数. 可以看到式(2)中的势能 $V(s)$ 的表达式与文献[11]中稍有不同,这是因为在文献[11]中 p^2 因子被 $G(s)$ 函数吸收,所以 $V(s)$ 不依赖于动量. 对质量分别为 m_π 和 m_K 的两个介子,即 $K-\pi$ 传播子的 $G(s)$ 函数定义为

$$G(p^2) = i \int \frac{d^4p}{(2\pi)^4} \cdot \frac{1}{q^2 - m_\pi^2 + i\epsilon} \cdot \frac{1}{(p - q)^2 - m_K^2 + i\epsilon} \tag{3}$$

式中: p 为外部的介子-介子系统的四动量; π 为圆周率; i 为虚数. 对于圈积分的正规化有多种方法. 在文献[11]中,作者采用了动量截断的方法,但是在本文中,本文用到的是维数正规化的方法,这种方法用来研究有限体积内的 $K-\pi$ 相互作用更加方便. 通过使用场论中维数正规化的方法,可以得到 $G(s)$ 函数的表达式:

$$G(s) = \frac{1}{(4\pi)^2} \left\{ a(\mu) + \ln \frac{m_\pi^2}{\mu^2} + \frac{m_K^2 - m_\pi^2 + s}{2s} \ln \frac{m_K^2}{m_\pi^2} + \frac{Q(\sqrt{s})}{\sqrt{s}} [\ln(s - (m_K^2 - m_\pi^2) + 2\sqrt{s}Q(\sqrt{s})) + \ln(s + (m_K^2 - m_\pi^2) + 2\sqrt{s}Q(\sqrt{s})) - \ln(-s + (m_K^2 - m_\pi^2) + 2\sqrt{s}Q(\sqrt{s})) - \ln(-s - (m_K^2 - m_\pi^2) + 2\sqrt{s}Q(\sqrt{s}))] \right\} \tag{4}$$

式中: $s=p^2$; $Q(s)$ 为粒子的在壳动量; μ 为正规化能模; $a(\mu)$ 为重整化减除常数. 本文是在质心系框架中进行的,系统能量为 $E=\sqrt{s}$. 在式(4)中,还有两个正规化参数:

$$a_\mu = -1.0 \tag{5}$$

$$\mu = M_{K^*} \tag{6}$$

f 和 G_V 这两个参数采用文献[11]中的结果:

$$G_V = 53.81 \text{ MeV} \tag{7}$$

$$f = 86.22 \text{ MeV} \tag{8}$$

但是 M_{K^*} 的值与文献[11]中不同,这是因为在本文中采用的是维数正规化方法,而不是动量截断的正规化方法. 本文中,与 P 波中 $K-\pi$ 散射的相

移的实验数据进行拟合,从而得到

$$M_{K^*} = 919.03 \text{ MeV} \tag{9}$$

上述公式均是在连续空间情况下的表达式. 在本文中,如果研究有限体积下的 K^* 介子,那么只需要通过有限盒子的大小 L 来转化式(4)中的 $G(s)$ 函数,即在满足周期性边界条件的情况下,把积分形式转化为对离散动量求和的形式. 将离散动量求和得到的 $G(s)$ 函数重新定义为 $G_f(s,L)$,可得

$$G_f(s,L) - G(s) = \lim_{q_{\max} \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{L^3} \sum_{q_i}^{q_{\max}} I(q_i) - \int_{q < q_{\max}} \frac{d^3q}{(2\pi)^3} I(q) \right) \tag{10}$$

式中:求和过程中的分立动量由式(11)给出;而 $I(q_i)$ 函数由式(12)给出:

$$q = \frac{2\pi}{L} n \quad n \in \mathbf{Z}^3 \tag{11}$$

$$I(q_i) = \frac{1}{2\omega_1(\mathbf{q})\omega_2(\mathbf{q})} \cdot \frac{\omega_1(\mathbf{q}) + \omega_2(\mathbf{q})}{E^2 - (\omega_1(\mathbf{q}) + \omega_2(\mathbf{q}))^2} \tag{12}$$

图1为 $G_f(s,L) - G(s)$ 的实部随 $q_{\max}$ 变化的曲线,本文 $L = 2.5 m_\pi^{-1}$, $E = 800 \text{ MeV}$. 从图中可以看到,当 $q_{\max}$ 超过 3 000 MeV 时,曲线的收敛效果很好. 然而,在计算中为了节省计算时间,仍然对较小的 $q_{\max}$ 的值取平均值来获得最后的结果.

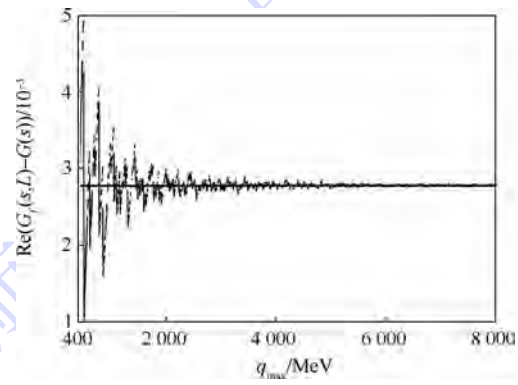


图1 $G_f(s,L) - G(s)$ 的实部随 $q_{\max}$ 的变化

Fig. 1 Real part of $G_f(s,L) - G(s)$ changing with $q_{\max}$

2 利用手征么正方法计算能级

为了计算 P 波的 $K-\pi$ 散射振幅的能级,可以通过求式(13)的解寻找 $T(s)$ 矩阵的极点:

$$1 - V(s)G_f(s,L) = 0 \tag{13}$$

本文的 $G_f(s,L)$ 是定义在有限体积条件下的,可以通过式(10)得到. 从式(10)可以很清楚地看到 $K-\pi$ 散射的能级是立方体盒子的大小 L 和 π 介子质量 m_π 的函数. 本文的研究方法与文

献[2-7,15]类似.

首先讨论能级对于盒子大小 L 的依赖性. 图 2 中是能级随 L 变化的曲线,其中能级是通过 对 1 200 ~ 2 000 MeV 范围内的不同 $q_{\max}$ 时的能级 求取平均值得到.

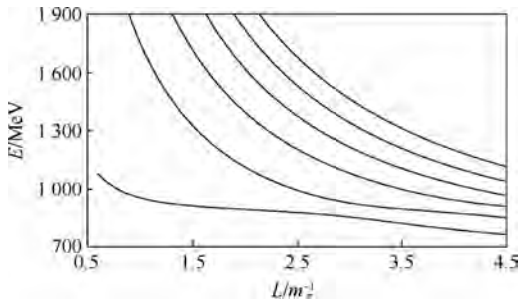


图 2 能级与立方体盒子的大小 L 的函数关系
Fig. 2 Energy levels as a function of cubic box size L

为了和格点的结果进行比较,需要改变 π 介子质量并重新进行计算. 假定 m_π^0 是 π 介子的物理质量,而 m_π 成为一个自由参数. 其他的参数则会随着 m_π 的变化而变化. 将参数 f 定义为关于 m_π 的函数,其关系为^[16-18]

$$f(m_\pi) = f(m_\pi^0) + 12.00 \left(\frac{m_\pi}{m_\pi^0} - 1 \right) \quad (14)$$

式中: $f(m_\pi^0) = 86.22$ MeV 是在拟合 K^* 介子数据时用到的数值. 耦合常数 G_V 与 f 的变化相关,假设其与 f 成正比,因此有 $G_V = f/\sqrt{2}$. 另外,假设式(2)中的 K^* 介子的裸质量 M_{K^*} 与 m_π 是不相关的.

使用上述结果就可以计算 m_π 取非物理值时的结果并与格点的结果比较. 在文献[10]中,格点组用 $m_\pi = 266$ MeV 进行计算得到了能级 $E_1 = (915.6 \pm 3.0)$ MeV 和 $E_2 = (1\,522.3 \pm 7.0)$ MeV. 本文也选取 $m_\pi = 266$ MeV 进行了有限体积的计算,得到的结果为 $E_1 = (924.0 \pm 8.9)$ MeV 和 $E_2 = (1\,483.0^{+2.4}_{-2.3})$ MeV. 和格点组得到的结果进行对照可以发现,两者差别不大.

3 利用能级计算相移

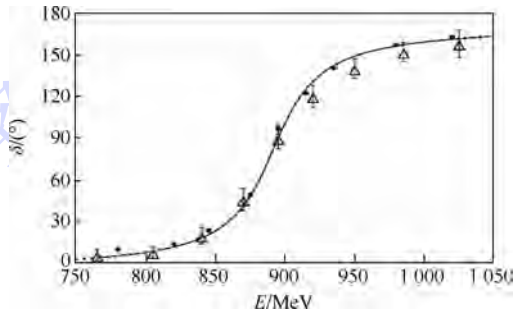
相移可以从上面计算的能级获得. 遵循文献[3]中使用的的方法,利用式(15)来计算 $K-\pi$ 散射在 P 波中的相移:

$$T(E) = \frac{-8\pi E}{p \cot \delta(p) - ip} \quad (15)$$

式中: 散射振幅不仅是能量 E 的函数,也是盒子尺寸 L 的函数,因此, $T(E, L)$ 由式(16)给出:

$$T(E, L) = \frac{V(E)}{1 - V(E)G(E)} = \frac{\tilde{G}(E, L)^{-1}}{1 - \tilde{G}(E, L)^{-1}\tilde{G}(E)} \quad (16)$$

利用式(13)将 $V(E)$ 换成 $\tilde{G}(E, L)^{-1}$, 能量值使用图 2 所示的最低能级. 这些过程中可以使用所有能级,但因为所使用的手征么正方法是一个对低能适用得更好的有效理论,所以采用最低能级来计算相移. 计算结果如图 3 所示.



实线—从图 2 所示的最低能级得到的 $K-\pi$ 散射在 P 波中的相移; 虚线—有限体积中计算得到的相移; $\bullet$ —文献[19]中的实验数据; $\triangle$ —文献[20]中的实验数据.

图 3 $K-\pi$ 散射在 P 波中的相移
Fig. 3 $K-\pi$ scattering in P -wave phase shifts

通过上述得到的相移 $\delta(E)$ 可以拟合出 K^* 介子的物理性质, 计算 m_{K^*} 、 $g_{K^*\pi K}$ 和 Γ_{K^*} . 需要注意的是 m_{K^*} 是本文计算得出的 K^* 介子的质量, 是本文的输出量之一; 而 M_{K^*} 是 K^* 介子的裸质量, 是本文的输入量之一. 使用文献[7,21]中用到的两个公式来计算 K^* 介子的性质:

$$\cot \delta(s) = \frac{m_{K^*}^2 - s}{\sqrt{s} \Gamma_{K^*}(s)} \quad (17)$$

$$\Gamma_{K^*}(s) = \frac{p^3}{s} \frac{g_{K^*\pi K}^2}{8\pi} \quad (18)$$

式(18)中的因子 8π 是本文归一化因子, 在文献[22]中使用的是 6π . 本文使用 $K-\pi$ 散射的最低能级, 通过拟合相移数据得到的结果为

$$m_{K^*} = 894.89^{+9.74}_{-9.65} \text{ MeV} \quad (19)$$

$$g_{K^*\pi K} = 6.48^{+0.04}_{-0.03} \quad (20)$$

$$\Gamma_{K^*}(s) = 50.74^{+1.99}_{-1.96} \text{ MeV} \quad (21)$$

在上述计算结果中, 理论上的不确定度是根据文献[7]中的方法进行计算的, 本文假定式(2)中的 3 个参数 G_V 、 M_{K^*} 和 f 的不确定度为 1%. 这样, 能级和相移的不确定度不大, 如图 4 和图 5 所示. 特别地, 如果固定 $L = 2.0 m_\pi^{-1}$, 则能级的不确定度小于 1%, 那么, 相移在能量为 $E = 900$ MeV 附近的关联不确定度约为 5%. 这

些结果与文献[23]的实验结果相比符合得很好.

$$m_{K^*} = (891.66 \pm 0.26) \text{ MeV} \tag{22}$$

$$g_{K^* \pi K} = 6.7 \pm 1.2 \tag{23}$$

$$\Gamma_{K^*}(s) = (50.8 \pm 0.9) \text{ MeV} \tag{24}$$

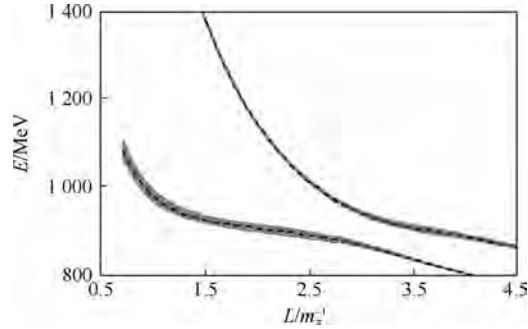


图4 能级的不确定度
Fig.4 Uncertainty of energy levels

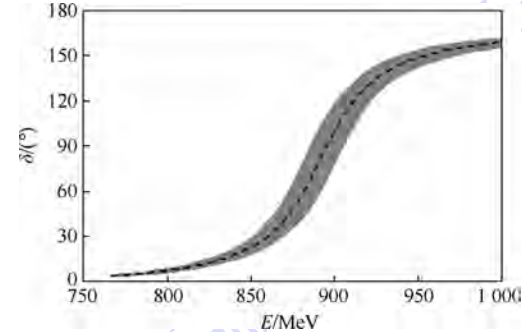


图5 相移的不确定度
Fig.5 Uncertainty of phase shifts

4 结 论

1) 手征么正方法已经被成功地应用于无限空间中 $K-\pi$ 相移的计算,在这基础上,本文研究了有限体积中的 P 波 $K-\pi$ 相互作用,通过计算得到了作为立方体盒子尺寸 L 和 π 介子质量函数的 P 波 $K-\pi$ 散射振幅的能级.

2) 在 m_π 取非物理值时,通过计算得到了 P 波 $K-\pi$ 散射振幅的能级,得到的结果与相应的格点 QCD 计算得到的结果基本一致.

3) 采用结论 2) 中计算得到的最低能级,计算了 $K-\pi$ 散射的相移,与实验结果符合得也比较好.

4) 通过计算得到的相移结果,拟合得到了作为输出结果的 K^* 介子的物理性质,与实验结果符合得很好.

致谢 感谢 Oset E 教授对该问题的建议和无私的帮助,同样感谢孙宝玺博士、肖楮文博士和任修磊博士有益的讨论.

参考文献 (References)

[1] Lüscher M. Volume dependence of the energy spectrum in massive quantum field theories II: Scattering states[J]. Communication in Mathematical Physics, 1986, 105(2): 153-188.

[2] Döring M, Meißner U G, Oset E, et al. Unitarized chiral perturbation theory in a finite volume: Scalar meson sector[J]. European Physical Journal A, 2011, 47(11): 139-1-139-15.

[3] Döring M, Haidenbauer J, Meißner U G, et al. Dynamical coupled-channel approaches on a momentum lattice[J]. European Physical Journal A, 2011, 47(12): 163-1-163-7.

[4] Torres A M, Dai L R, Koren C, et al. The $KD_s, \eta D_s$ interaction in finite volume and the $D_{s^*0}(2317)$ resonance[J]. Physical Review D, 2012, 85(1): 014027.

[5] Döring D, Meißner U G. Finite volume effects in pion-kaon scattering and reconstruction of the $\kappa(800)$ resonance[J]. Journal of High Energy Physics, 2012, 1201: 009.

[6] Roca L, Oset E. Scattering of unstable particles in a finite volume: The case of $\pi\rho$ scattering and the $a_1(1260)$ resonance[J]. Physical Review D, 2012, 85(5): 054507.

[7] Chen H X, Oset E. $\pi\pi$ interaction in the ρ channel in finite volume[J]. Physical Review D, 2013, 87(1): 016014.

[8] Lang C B, Luka L, Daniel M, et al. $K\pi$ scattering for isospin 1/2 and 3/2 in lattice QCD[J]. Physical Review D, 2012, 86(5): 054508.

[9] Fu Z, Fu K. Lattice QCD study on $K^*(892)$ meson decay width[J]. Physical Review D, 2012, 86(9): 094057.

[10] Oller J A, Oset E. N/D description of two meson amplitudes and chiral symmetry[J]. Physical Review D, 1999, 60(7): 074023.

[11] Xiao C W, Aceti F, Bayar M. The small $K-\pi$ component in the K^* wave functions[J]. European Physical Journal A, 2013, 49(2): 22.

[12] Oller J A, Oset E. Chiral symmetry amplitudes in the S wave isoscalar and isovector channels and the $\sigma, f_0(980), a_0(980)$ scalar mesons[J]. Nuclear Physics A, 1997, 620(4): 438-456.

[13] Oller J A, Meißner U G. Chiral dynamics in the presence of bound states: Kaon nucleon interactions revisited[J]. Physics Letters B, 2001, 500(3-4): 263-272.

[14] Oller J A, Oset E, Palomar J E. Pion and kaon vector form-factors[J]. Physical Review D, 2001, 63(11): 114009.

[15] Xie J J, Oset E. The $DN, \pi\Sigma_c$ interaction in finite volume and the $\Lambda_c(2595)$ resonance[J]. European Physical Journal A, 2012, 48(10): 146.

[16] Boucaud P, Dimopoulos P, Farchioni F, et al. Dynamical twisted mass fermions with light quarks[J]. Physics Letters B, 2007, 650: 304-311.

[17] Beane S R, Luu T C, Orginos K, et al. Precise determination of the $I=2$ $\pi\pi$ scattering length from mixed-action lattice QCD[J]. Physical Review D, 2008, 77(1): 014505.

[18] Noaki J, Aoki S, Chiu T W, et al. Light meson spectrum with $N_f=2+1$ dynamical overlap fermions[C]// Proceedings, 26th International Symposium on Lattice Field Theory (Lattice 2008). Italy: PoS Lattice, 2008: 107.

[19] Estabrooks P, Carnegie R K, Martin A D, et al. Study of $K\text{-}\pi$ scattering using the reactions $K^\pm p\rightarrow K^\pm \pi^+ n$ and $K^\pm p\rightarrow K^\pm \pi^- \Delta^{++}$ at 13-GeV/c[J]. Nuclear Physics B,1978, 133 (3) : 490-524.

[20] Mercer R, Antich P, Callahan A, et al. $K\text{-}\pi$ scattering phase shifts determined from the reactions $K^+ p\rightarrow K^+ \pi^- \Delta^{++}$ and $K^+ p\rightarrow K^0 \pi^0 \Delta^{++}$ [J]. Nuclear Physics B, 1971, 32 (2) : 381-414.

[21] Lang C B, Mohler D, Prelovsek S, et al. Coupled channel analysis of the ρ meson decay in lattice QCD [J]. Physical Review D,2011,84 (5) :054503.

[22] Prelovsek S, Leskovec L, Lang C B, et al. $K\pi$ scattering and the K^* decay width from lattice QCD [J]. Physical Review D, 2013,88 (5) :054508.

[23] Beringer J, Arguin J F, Barnett R M, et al. Review of Particle Physics[J]. Physical Review D,2012,86 (1) :010001.

$K\text{-}\pi$ interaction in finite volume and the K^* resonance

ZHOU Dan, CUI Erliang, CHEN Huaxing*, GENG Lisheng, SHEN Chengping

(School of Physics and Nuclear Energy Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Firstly, the $K\text{-}\pi$ interaction in P -wave in a finite volume using the chiral unitary approach was studied, to find an efficient strategy to obtain $K\text{-}\pi$ phase shifts and thus the K^* meson properties from energy levels could be obtained in lattice calculations. This method has been applied to provide $K\text{-}\pi$ shifts in infinite space very successfully. Secondly, the energy levels, which are functions of the cubic box size and the pion mass, were evaluated, and the $K\text{-}\pi$ phase shifts were evaluated based on the physical properties of K^* meson. Finally, in order to compare with the lattice quantum chromodynamics (QCD) results, non-physical pion masses were adopted to calculate energy levels of the K^* meson. Comparison shows that results from approach mentioned above agree well with those from lattice QCD: using pion mass 266 MeV, we obtain two energy levels, 924.0 MeV and 1 483.0 MeV respectively, which accord well with the lattice QCD results, 915.6 MeV and 1 522.3 MeV respectively.

Key words: chiral unitary model; lattice quantum chromodynamics (QCD); $K\text{-}\pi$ interaction; scattering; B-S equation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0428

显示界面多维视觉编码综合评价模型



肖旭, 完颜笑如*, 庄达民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为预测与评估多维视觉编码对飞行员信息辨识的影响,在大量已有单维视觉编码研究的基础上,采用元分析和综合绩效法对显示界面上的多维视觉编码进行归一量化,结合 G1 法所确定的权重系数并运用模糊加权平均算子,建立了一种新的显示界面多维视觉编码综合评价数学模型.为了验证模型的效度,对波音和空客界面进行了综合评价,据此设计出优化界面,采用 22 名被试在不同显示界面下开展仪表监视实验,并采用了主观评价法、任务绩效评价法和生理评价法(包括眼动追踪测量和心电图时域指标测量)3 种方法记录实验数据.综合测评结果表明:模型的理论预测值与多种实验方法测量结果显著相关,优化界面更利于被试完成信息辨识任务.显示界面多维视觉编码综合评价模型的提出对指导飞机驾驶舱显示界面的设计具有一定的参考价值.

关键词: 显示界面;视觉编码;综合评价模型;生理测评;人机工效

中图分类号: R857.1; B842.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)06-1012-07

用不同的视觉刺激或刺激属性表示不同含义的方法称为视觉编码^[1].在现代飞机驾驶舱中,选用合适的视觉编码可使飞行员从众多飞行信息中进行迅速、准确的识别.现有的适航条例、国军标和飞机设计手册等为飞机驾驶舱界面设计提供了设计原则和设计方法.然而,这些原则和方法一般来源于经验数据和定性化分析,多依赖于调查问卷、仿真实验或报告系统^[2].因此,对于显示界面的优化设计,缺乏能够提前预测及评估其优劣的量化数学模型^[3].

国内外学者对飞机显示界面上单维或多维视觉编码进行了一些研究.例如文献[4-5]评估了显示大小和信息突显性对飞行控制、空域监视和目标搜索等飞行任务的影响.文献[6-14]开展了不同字符的颜色、位置、形状、大小等的辨识绩效仿

真与实验.这些研究积累了大量的实验数据并对显示界面中视觉编码的优化设计提供了有价值的研究结果.但在实际应用中,显示界面的信息辨识受到多种视觉编码的综合影响,如何将不同种类的视觉编码进行统一量化是需要解决的问题.文献[3]将影响航空界面设计的 8 种显示格式采用并合性能单元(Amalgated Performance Units, APUs)进行归一量化,并通过线性相加建立了显示格式与情景意识模型(Display Formatting and Situation Awareness Model, DFSAM),用来指导航空显示界面设计.但该方法在应用上存在一定局限性:首先,模型中提出的 APU 方法缺乏等级划分的依据;其次,模型所采用的线性相加方法没有考虑各显示格式对界面显示效果影响程度的权重.

收稿日期: 2014-07-17; 录用日期: 2014-10-24; 网络出版时间: 2014-12-17 14:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.1425.009.html

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2010CB734104); 高等学校博士学科点专项科研基金(20121102120013)

作者简介: 肖旭(1990—),女,湖北荆州人,博士研究生, xiaoxu@ase.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 完颜笑如(1981—),女,河北涿州人,讲师, wanyanxiaoru@buaa.edu.cn, 主要研究方向为人机工效.

引用格式: 肖旭, 完颜笑如, 庄达民. 显示界面多维视觉编码综合评价模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1012-1018.
Xiao X, Wanyan X R, Zhuang D M. Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1012-1018 (in Chinese).

本文选取 9 种视觉编码为评价对象,采用元分析^[2]与综合绩效赋值法归一量化各视觉编码综合评价特征值来建立显示界面多维视觉编码综合评价模型.模型中各视觉编码的权重系数采用 G1 法^[15]求解,并运用模糊加权平均算子^[15]计算出最终评价结果.为了验证多维视觉编码综合评价模型的可用性,在对波音和空客主飞行显示界面综合评价基础上,构建了一幅改进界面 AB(汲取了波音和空客主飞行显示界面的优点),综合采用主观评价法、任务绩效评价法和生理评价法(包括眼动追踪测量和心电图时域指标测量)对波音、空客和改进界面进行了评价研究.

1 显示界面多维视觉编码建模

本文采用元分析法^[2],在对前期大量实验数据统计学结果整理的基础上,提取对显示界面的显示效果有显著影响的视觉编码因素,建立了显示界面多维视觉编码综合评价模型,以预测及评估驾驶舱显示界面设计的优劣.

1.1 综合绩效法求解各视觉编码综合评价特征值

根据已有研究结果,选取对显示界面影响显著的、可修改、能量化以及相互独立的视觉编码因素.由于多维视觉编码具有不可公度性,即各种视觉编码没有统一的度量标准.为了便于分析和比较其综合效应,本文提出了一种综合绩效法(Integrated Performance Values,IPVs)对多维视觉编码的特征值进行归一量化.操作绩效对视觉编码效应的影响在于^[3]:①统计意义,指方差分析两两比较的显著性 P 值,当 $P < 0.05$ 时为非常显著, $0.05 < P < 0.10$ 时为比较显著,当 $P > 0.10$ 时不为显著;②实践意义,指两个水平间正确率或反应时的平均误差百分数 δ ,如 $\delta > 10\%$ 为非常显著, $\delta > 5\%$ 为比较显著, $\delta < 5\%$ 为不显著.综合绩效法即根据上述原则得出各视觉编码的归一量化模型为

$$V_m = \sum_{i=2}^m \min \left\{ \frac{\delta_i^a}{P_i^a} + \frac{\delta_i^b}{P_i^b}, 10 \right\} \quad (1)$$
$$v_m = \frac{100 \left(V_m - \min_i V_i \right)}{\max_i V_i - \min_i V_i} \quad m = 2, 3, \cdots, n \quad (2)$$

式中: V_m 为该视觉编码第 m 个水平的综合绩效特征值(令 $V_1 = 0$); P_i^a 和 P_i^b 分别为第 i 与 $i - 1$ 个水平间正确率和反应时的显著性 P 值; δ_i^a 和 δ_i^b 分别为第 i 与 $i - 1$ 个水平间正确率和反应时增加或减

少的平均误差百分数; v_m 将 V_m 化为百分制,得出的分值越大,相应的视觉编码设计越合理.

首先,分析各视觉编码绩效数据时应将不同研究中视觉编码的单位进行统一换算.字符大小选择视角^[1]为度量单位,视角的计算如式(3)所示.信息流强度统一换算成信息传递率^[1],如式(4)所示.其次,利用式(1)和式(2)的计算模型从统计意义和实践意义两方面分析文献[4-14]中各视觉编码的绩效数据,获得各视觉编码的综合绩效特征值.

$$\alpha = 2 \arctan (H / 2 D) \quad (3)$$

$$T = \sum_{i=1}^n P_i [\lg (1 / P_i)] / T_R \quad (4)$$

式中: α 为视角,('),即 $(1/60)^\circ$; H 为被视物体两端点的直线距离,在信息编码研究中通常表示字符高度; D 为视距; n 为事件的数量; P_i 为事件 i 发生的概率; T_R 为平均反应时; T 为信息传递率, bit/s.

1.1.1 字符大小

显示界面上字符大小的辨识绩效将直接影响飞行员判断决策的速度与准确性^[8].计算所得的字符大小综合绩效特征值 v^a ,如表 1 所示,利用 SPSS 进行一元线性回归分析得

$$v^a = -54.17 + 6.68 \min \{ \alpha, 23.07 \} \quad (5)$$

表 1 不同字符大小的 v^a

Table 1 v^a of different character sizes

$\alpha / (^\circ)$	$v^a / \text{分}$	$\alpha / (^\circ)$	$v^a / \text{分}$	$\alpha / (^\circ)$	$v^a / \text{分}$
6.74	0.0	13.80	50.0	19.40	81.3
8.66	4.2	16.04	62.5	20.63	85.4
10.78	6.3	17.52	70.8	22.52	95.8
11.46	14.6	18.33	79.2	32.09	100.0

1.1.2 颜色匹配

颜色是视觉编码研究的一个重要方面,显示界面上合理的颜色匹配能够提高飞行员的信息辨识效率^[6].计算得到的颜色匹配综合绩效特征值 v^b ,如表 2 ~ 表 4 和式(6)所示.

表 2 不同背景色的 v^{b1}

Table 2 v^{b1} of different background color

背景色	蓝色	深蓝色	黄色	深绿色	草绿色	紫色	黑色
$v^{b1} / \text{分}$	90.0	82.5	81.0	75.0	60.0	22.5	0.0

表 3 30 个不同配色方案的 v^{b2}

Table 3 v^{b2} of 30 different color matching

方案	1	9,13,26	12,29	14,24	28	4,6~7,25
$v^{b2} / \text{分}$	100.0	91.7	83.3	75.0	66.7	58.3
方案	3,5,17~19,21	2,11,23,27	10,8,30	15	22	16,20
$v^{b2} / \text{分}$	50.0	41.7	33.3	25.0	16.7	0.0

表 4 字符与背景色匹配的 v^{b3}

Table 4 v^{b3} of object and background color matching

目标色	背景色				
	黑色	灰色	白色	棕色	青色
红色	100.0	66.7	91.7	79.2	83.3
蓝色	45.8	85.4	87.5	50.0	83.3
绿色	79.2	25.0	58.3	75.0	0.0

$$v^b = (v^{b1} + v^{b2} + v^{b3}) / 3 \tag{6}$$

表 5 不同布局位置的 v^c

Table 5 v^c under different layout positions

位置	右下方				左下方				左上方				右上方			
	左	上	右	下	左	上	右	下	左	上	右	下	左	上	右	下
v^c /分	70.8	50.0	16.7	25.0	25.0	75.0	4.2	0.0	25.0	83.3	75.0	50.0	100.0	91.7	70.8	100.0

1.1.4 刻度线形状

目前飞机显示器中出现的刻度线形状有条形和弧形两种,分别用于显示高度、速度和航向仪表.刻度线形状的综合绩效特征值 v^d 由模型计算可得:对速度高度仪表,条形刻度带 $v^{d1} = 100$ 分,弧形为 0;而对航向仪表,弧形刻度带 $v^{d2} = 100$ 分,条形为 0.因此, $v^d = (v^{d1} + v^{d2}) / 2$.

1.1.5 突显性

异常信息的突出显示可以及时地提高飞行机组成员对该信息的关注程度,从而快速对异常信息做出反应,让飞行恢复正常^[1].异常信息突显性的综合绩效特征值为 v^e ,若存在突出显示则 v^e 为 100 分,否则 v^e 为 0.

1.1.6 字体字形

常用中文字体有宋体、隶书和黑体,英文字体常用的有 Arial、TNR (Times New Roman) 和 Calibri^[13],根据实验结果利用综合绩效法,可得部分字体字形对应的 v^f ,如表 6 所示.

表 6 不同字体字形的 v^f

Table 6 v^f under different character fonts

字体	中文			英文		
	宋体	隶书	黑体	Arial	TNR	Calibri
v^f /分	0.0	100.0	91.7	0.0	91.7	100.0

1.1.7 笔画宽度

笔画宽度对飞行员辨识目标信息有着显著的影响,过宽或过细的笔画宽度均不利于信息辨认^[1].计算得到笔画宽度的综合绩效特征值 v^g :在 600 mm 的视距上,笔画宽度 1 mm 的 v^g 为 0,笔画宽度 2 mm 的 v^g 为 83 分.

1.1.8 字符种类

字符种类主要包括中文、英文、数字和各种形状符号^[8],基于综合绩效法计算得到字符种类的

式中: v^{b1} 为目标配色不变背景配色的综合绩效特征值,当背景配色与姿态仪配色相同时取 $v^{b1} = 100.0$ 分; v^{b2} 为目标配色中 30 个配色方案^[9]的综合绩效特征值; v^{b3} 为字符与背景色匹配的综合绩效特征值.

1.1.3 布局位置

信息布局对不同仪表上飞行信息的辨识绩效所对应的综合绩效特征值 v^c ,如表 5 所示.

综合绩效特征值 v^h ,如表 7 所示.

表 7 不同字符种类的 v^h

Table 7 v^h of different kinds of characters

字符	中文	英文	数字	◆	★	●	■	▲
v^h /分	0	25	54.2	70.8	100	100	100	100

1.1.9 信息流强度

本文中信息流强度指显示界面上显示信息的数量和信息的显示频率^[14].通过模型计算可得信息传递率 T 和信息流强度综合绩效特征值 v^i ,如表 8 所示,经过 SPSS 的一元线性回归可得

$$v^i = 118.68 - 25.61 \max \{ \min \{ T, 4.63 \}, 0.73 \} \tag{7}$$

表 8 不同信息流强度的 v^i

Table 8 v^i under different intensity of information flow

$T / (\text{bit} \cdot \text{s}^{-1})$	$v^i / \text{分}$	$T / (\text{bit} \cdot \text{s}^{-1})$	$v^i / \text{分}$	$T / (\text{bit} \cdot \text{s}^{-1})$	$v^i / \text{分}$
0.942	100.0	1.695	91.7	2.807	50.0
1.293	87.5	1.873	66.7	3.170	25.0
1.585	83.3	2.084	66.7	5.170	0.0

1.2 G1 法确定权重系数

本文采用基于“功能驱动”原理的 G1 法确定权重系数.该方法是层次分析法 (Analytical Hierarchy Process, AHP) 的一种改进方法,不仅克服了 AHP 在原理和方法上的缺陷,可操作性也较强^[15].具体步骤包括:①按各视觉编码 $u_k (k = 1, 2, \dots, m)$ 对驾驶舱显示界面影响的重要性程度排序;②给出相邻视觉编码间相对重要程度的比较判断 $r_k^{[15]}$;③计算权重系数.

$$w_m = \left(1 + \sum_{k=2}^m \prod_{i=k}^m r_i \right)^{-1} \tag{8}$$

$$w_{k-1} = r_k w_k \quad k = m, m-1, \dots, 3, 2 \tag{9}$$

式中: w_m 为 m 个视觉编码排序最后的权重系数.

采用 G1 法,由 22 位专家按 9 种视觉编码的重要性排序并注明相对重要程度,根据式(8)、式(9)

计算出各视觉编码的权重系数,如表9所示.

表9 视觉编码的权重系数

Table 9 Weight coefficient of visual coding					
指标	系数	指标	系数	指标	系数
字符大小	0.140 1	刻度线形状	0.091 2	笔画宽度	0.082 8
颜色匹配	0.145 1	信息流强度	0.130 7	字符种类	0.076 5
布局位置	0.132 2	字体字形	0.065 0	突显性	0.136 4

1.3 模糊加权平均算子确立综合评价数学模型

常用的综合评价数学方法有线性加权综合法、非线性加权综合法、增益型线性加权综合法、理想点法等^[15]. 本文通过对各种合成方法的分析和比较,确定采用基于线性评价模型的模糊综合评价数学模型为

$$M = \sum w_x \odot v^x \quad x = a, b, \cdots, i \quad (10)$$

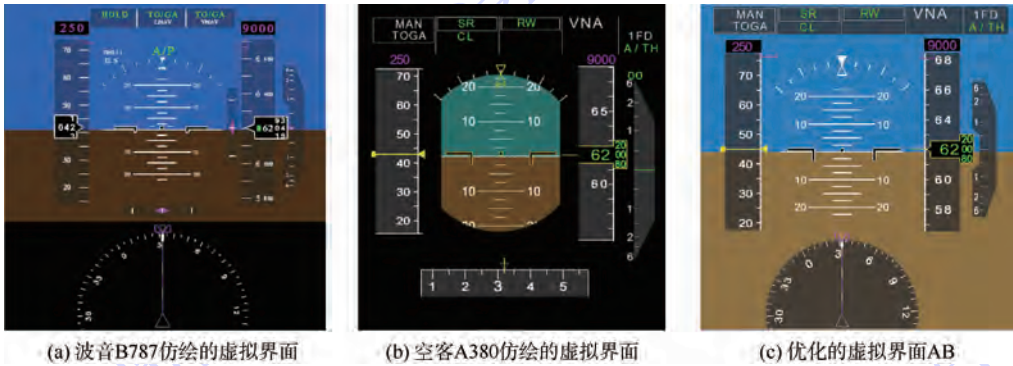


图1 虚拟显示界面
Fig.1 Virtual display interface

由显示界面多维视觉编码综合评价模型得出B787、A380和AB的各视觉编码分值如表10所示,并计算出总分: $M_{B787} = 74.6$ 分, $M_{A380} = 77.1$ 分, $M_{AB} = 84.1$ 分.由此可见,优化界面AB的分值最高,理论上最利于飞行员的目标辨识.

表10 界面综合绩效特征值

Table 10 Integrated performance values of interfaces								
界面	综合绩效特征值/分							
	v^a	v^b	v^c	v^d	v^e	v^f	v^g	v^h
B787	91	94	100	100	0	50	50	83
A380	100	83	100	50	0	100	100	83
AB	100	100	100	100	0	100	100	83

3 实验方法

3.1 仿真模型设计

为验证显示界面多维视觉编码模型在航空飞行中的效度,实验选用仪表监视任务,如图1所示的3个虚拟显示界面已经根据研究需要进行了适当的简化和抽象.实验界面呈现在分辨率为1440×900的17英寸(1英寸=2.54cm)液晶显

式中: w_x 和 v^x 为视觉编码 x 的权重系数及综合绩效特征值; $\odot$ 为模糊算子,在具体计算时,采用模糊加权平均算子; M 为显示界面多维视觉编码综合评价模型总得分($0.0 \leq M \leq 100.0$),得分越高则理论上该显示界面适人性设计越合理.

2 显示界面的优化设计

图1(a)和图1(b)分别是采用GL studio虚拟仪表仿真软件所建立的波音B787和空客A380显示界面的仿真模型.根据显示界面多维视觉编码综合评价模型的计算结果,汲取B787和A380显示界面的视觉编码优点,设计出如图1(c)所示的优化界面,记为AB.

示器上,被试通过小键盘进行人机交互.实验采用瑞典非接触式红外眼动仪Smat-eye来记录被试的瞳孔直径和注视情况.该设备采用外置红外摄像头,可固定在实验显示器两侧,实现对被试在完全自然状态下的眼动追踪.同时使用12道自动分析心电图机FX-7402记录被试的时域指标:正常窦性R-R间期的标准差(Standard Deviation of Normal to Normal,SDNN)与心率变异系数(Coefficient of Variation,CV).实验过程中环境光照基本保持不变,平均照度600lx左右.

3.2 被试

实验被试为22名北京航空航天大学在校研究生(男11名,女11名,22~25岁,平均年龄23.5岁),具有航空知识背景,右利手,视力或矫正视力正常,无色盲色弱.

3.3 实验设计

根据研究需要,实验设计为在起飞、巡航和降落过程中对显示界面上的5个信息(俯仰角、滚转角、空速、高度、航向角)进行监视和辨识.

实验采用双因素被试内设计,因素1为显示

界面类型,3 个水平分别为 B787、A380 和 AB;因素 2 为信息流强度,即异常信息的呈现时间,设定为 3 s 和 2 s 两个水平.为消除练习效应和疲劳效应造成的误差,实验顺序采用拉丁方设计.

3.4 实验步骤

实验前让被试充分练习以熟练实验要求和实验流程,正式实验过程中被试需密切监视显示界面,当有异常信息出现时需尽快按键响应.每位被试完成共计 6 组实验,每组实验持续 10 min,间隔休息 10 min.实验过程中眼动仪和心电仪处于实时追踪状态.实验结束后被试按需要完成主观调查表^[16],该调查从 0~100 分每 20 分上升 1 个等级,共分为 5 个等级进行评定.

表 11 不同界面理论预测值及各实验方法测得的各项指标

显示界面	理论预测值/分	任务绩效评价法		主观评价法	眼动生理测量法		心电生理测量法	
		正确率	反应时/ms	主观评价/分	瞳孔直径/ μm	注视时间/ms	SDNN/msec	CV/%
B787	74.6	0.796 ± 0.075	1032.5 ± 131	66.82 ± 13.14	2103.2 ± 542	228.2 ± 109	42.18 ± 13.5	5.28 ± 1.42
A380	77.1	0.814 ± 0.072	1055.0 ± 106	73.09 ± 15.436	2357.6 ± 540	270.0 ± 92	44.64 ± 16.8	5.53 ± 1.93
AB	84.1	0.847 ± 0.061	990.9 ± 110	83.45 ± 8.91	2094.0 ± 448	216.9 ± 107	49.59 ± 13.9	5.99 ± 1.48

4.2 相关性分析

将基于显示界面多维视觉编码模型的理论预测值与实验所采用各种方法的测量结果分别进行 Pearson 相关性分析.理论预测值与正确率($r = 0.995, P = 0.063$)、主观评价($r = 0.992, P = 0.080$)、心率变异性 SDNN($r = 0.997, P = 0.048$)

4 实验结果与分析

4.1 多维视觉编码模型理论值及实验值

表 11 所示为通过显示界面多维视觉编码模型计算所得的理论预测值及实验所采用的各种方法测得各项指标统计结果.利用 SPSS 进行单因素方差分析表明:在 0.05 的显著水平上,信息流强度因素对于反应时指标的主效应显著($P < 0.001$);显示界面因素对于反应时($P = 0.025$)、正确率($P = 0.003$)、主观评价($P < 0.001$)、瞳孔直径($P = 0.028$)、注视时间($P = 0.038$)指标的主效应均显著,而对于心电时域指标 SDNN($P = 0.247$)和 CV($P = 0.349$)的主效应不显著.

和 CV($r = 0.995, P = 0.062$)高度正相关,而与反应时($r = -0.820, P = 0.388$)、瞳孔直径($r = -0.293, P = 0.810$)和注视时间($r = -0.453, P = 0.701$)呈负相关.

3 组显示界面条件下所得多维视觉编码模型理论预测值与实验测量各项指标值如图 2 所示.

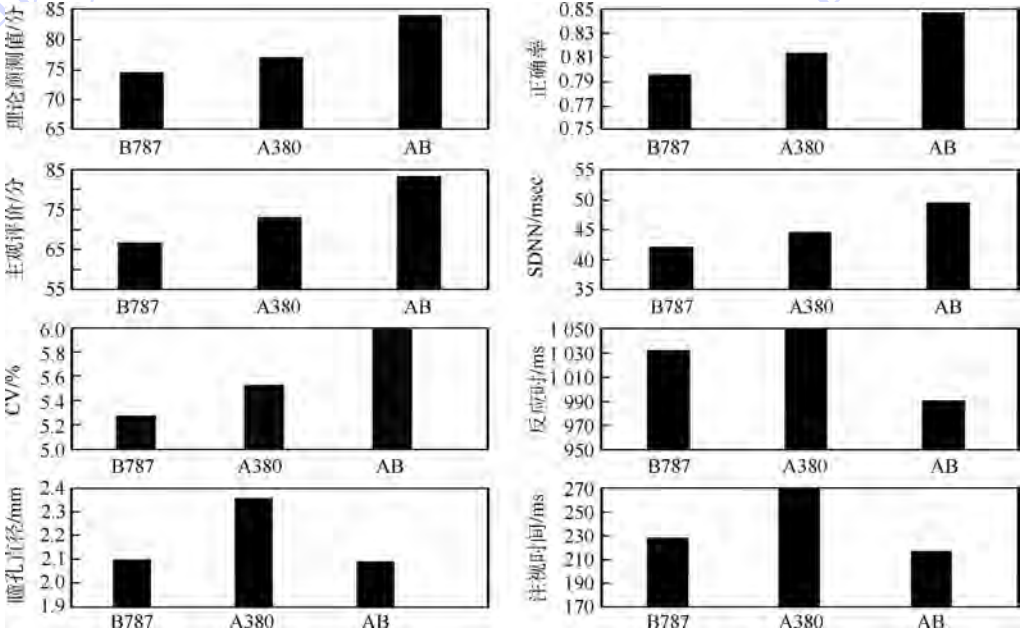


图 2 理论预测值与实验测量各指标的变化情况

Fig. 2 Trend of theoretical prediction and various experimental indicators

图 2 中数据趋势反映,理论预测值、正确率、主观评价得分和心率变异性在界面 AB 处最大,在 B787 处最小,而反应时、瞳孔直径和注视时间

在界面 AB 处最小,在 A380 处最大.结果显示改进的优化界面 AB 与 B787 和 A380 相比,有明显的优势.

5 讨论

5.1 关于实验测量指标的讨论

本文采用了3种方法测量被试在相同任务下对3个显示界面的辨识效果.首先是主观评价法,由于本文各实验水平间不存在体力需求、努力程度等方面的差异,因此主观调查表仅选取NASA-TLX主观评价量表6个维度(体力需求、努力程度、时间需求、绩效水平、脑力需求和受挫程度)中的脑力需求和受挫程度^[16].其次,任务绩效评价法包括反应时和正确率,根据信号检测理论在实验任务进行时设计信号和噪声两种情形.因此正确率=(信号正确响应次数+噪声不响应次数)/(信号总次数+噪声总次数),反应时=出现信号到正确按键的平均时间.再次,眼动指标中瞳孔直径与注视时间是衡量任务难易程度的重要指标,相关研究结果表明,工作负荷越大,任务越难,瞳孔直径也会相应变大,而注视时间也会随之变长^[17].同时,心电图时域指标的相关研究结果表明,人的工作负荷越大,心理压力越大,则心率变异性会显著降低^[18].因此本文选用主观、绩效、眼动、心电指标进行的综合分析评价对验证模型的可用性具有一定的价值.

5.2 关于模型理论预测值与实验结果的讨论

显示界面在任务绩效、主观评价与眼动结果下的显著性以及心率变异性下的变化趋势表明,改进界面AB的反应时最短,正确率最高,主观得分最好,瞳孔直径和注视时间最小,SDNN和CV最大.另外由图2可知,显示界面多维视觉编码综合评价模型的理论预测值与除眼动外的实验各项指标测量值均达到高度相关($|r| > 0.8$).由此可以推测,改进界面AB给被试带来的工作负荷和心理压力比A380和B787更低,更利于被试对主飞行显示信息的辨识,进而验证了该模型的有效性.但眼动测量结果与理论预测值的相关性比较低,这可能是因为瞳孔直径和注视时间是测量视觉监视负荷的敏感指标^[17],与正确率、主观评价等直观反应工作负荷的指标的测量原理不同,与视觉编码无关,不在本模型的预测范围内,因此被试为更好地完成任务而更努力地监视显示界面,因而表现出瞳孔直径变大,注视时间变长,从而降低了实验结果与理论预测值的相关度.

5.3 关于理论模型建立方法的讨论

本文提出的显示界面多维视觉编码综合评价模型在DFSAM模型的基础上作出了一定的改进:首先,提出了能够归一量化多维视觉编码特征

值的综合绩效法,由于综合绩效赋值公式的连续性,相比于划分等级的APU法适用范围更广;其次,DFSAM模型的8种显示格式包含混杂、视景叠加等复杂元素,而缺乏颜色匹配、字体字形等基础元素,因此本模型选取的9种视觉编码对主飞行显示器设计更加有效;再次,本模型采用G1法和模糊加权平均算子进行建模,相比于DFSAM的简单线性相加方法,综合考虑了各视觉编码对显示界面的不同影响.此外,本模型主要考虑了常规的视觉编码方式及其主效应,对于某些先进的信息编码方式,如叠加显示、三维显示等以及它们互相之间的交互效应尚未做探讨.后续研究将进一步综合分析国内外相关文献和数据来完善界面综合评价数学模型的可用性.

6 结论

1) 综合多维视觉编码对显示界面的影响,提出了可用于指导界面设计及预测评估已有界面的综合评价数学模型.

2) 依据统计显著性和实践显著性对操作绩效的意义,提出了综合绩效法及相应模型,解决了各视觉编码的统一量化问题,具有较高的可靠性.

3) 由本文提出的多维视觉编码综合评价模型,结合波音和空客主飞行显示界面的设计特点,构建了改进的优化界面,对民机驾驶舱显示界面的设计有一定的参考价值.

参考文献 (References)

- [1] 童时中. 人机工程设计与应用手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2007: 112-152.
Tong S Z. Handbook of human-machine engineering design and application[M]. Beijing: Standards Press of China, 2007: 112-152 (in Chinese).
- [2] Lu S A, Wickens C D, Prinett J C, et al. Supporting interruption management and multimodal interface design: Three meta-analyses of task performance as a function of interrupting task modality[J]. Human Factors, 2013, 55(4): 697-724.
- [3] Wickens C D. Display formatting and situation awareness model (DFSAM): An approach to aviation display design, AHFD-05-14/NASA-05-5 [R]. Illinois: Aviation Human Factors Division, 2005.
- [4] Stelzer E M, Wickens C D. Pilots strategically compensate for display enlargements in surveillance and flight control tasks[J]. Human Factors, 2006, 48(1): 166-181.
- [5] Wickens C D, Ambinder M S, Alexander A L. The role of highlighting in visual search through maps[J]. Spatial Vision, 2004, 17(4-5): 373-388.
- [6] 王嫣嫣, 郭小朝, 孙明昭. 液晶显示不同颜色编码搭配方式的工效学研究[J]. 人类工效学, 2012, 18(3): 12-15.

- Wang Y Y, Guo X C, Sun M Z. Ergonomics research on color-coding collocation modes applied in liquid crystal display[J]. Chinese Journal of Ergonomics, 2012, 18(3): 12-15 (in Chinese).
- [7] 熊端琴, 郭小朝, 王红, 等. 飞行员对黑体汉字字形的视觉偏好研究[J]. 人类工效学, 2014, 20(1): 45-46.
Xiong D Q, Guo X C, Wang H, et al. Visual preference of pilots to bold Chinese font[J]. Chinese Journal of Ergonomics, 2014, 20(1): 45-46 (in Chinese).
- [8] 周颖伟, 庄达民, 吴旭, 等. 显示界面字符编码工效设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 761-765.
Zhou Y W, Zhuang D M, Wu X, et al. Ergonomic design and analysis of character coding on display interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 761-765 (in Chinese).
- [9] 张慧姝. 飞机驾驶舱显示界面工效设计与评价[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
Zhang H S. Design and estimate of ergonomics about display interface cockpit[D]. Beijing: Beihang University, 2011 (in Chinese).
- [10] 曾庆新, 庄达民. 多界面多任务下不同任务权重的目标辨认[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(5): 499-502.
Zeng Q X, Zhuang D M. Target identification of different task weight under multi-interface and multi-task[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 499-502 (in Chinese).
- [11] Zhang L, Zhuang D M, Wanyan X R. Information coding for cockpit human-machine interface[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2011, 24(4): 707-712.
- [12] Wei H Y, Zhuang D M, Wanyan X R. An experimental analysis of situation awareness for cockpit display interface evaluation based on flight simulation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 884-889.
- [13] Ma C X, Zhuang D M, Wanyan X R. Flight simulation and optimal design of information coding[C] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2011: 1-8.
- [14] Wanyan X R, Zhuang D M, Lu S S. Effects of perceptual load related to flight task on auditory ERPs[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Pekinensis, 2011, 47(6): 995-1002.
- [15] 李银霞, 杨峰, 王黎静, 等. 飞机驾驶舱工效学综合评价研究及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(6): 652-656.
Li Y X, Yang F, Wang L J, et al. Study on comprehensive evaluation of cockpit ergonomics and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(6): 652-656 (in Chinese).
- [16] Hart S G, Staveland L E. Development of NASA TLX(task load index): Results of empirical and theoretical research[M]. Amsterdam: Elsevier, 1988: 139-183.
- [17] Dehaes F, Causse M, Pastor J. Toward the definition of a pilot's physiological state vector through oculometry: A preliminary study in real flight conditions[C] // 2nd International Conference on Human-Computer Interaction in Aerospace. Cape Canaveral, Florida: Interaction Design Foundation, 2010: 1-8.
- [18] Thayer J F, Yamamoto S S, Brosschot J F. The relationship of autonomic imbalance, heart rate variability and cardiovascular disease risk factors[J]. International Journal of Cardiology, 2010, 141(2): 122-131.

Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface

XIAO Xu, WANYAN Xiaoru*, ZHUANG Damin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To predict and evaluate the effects of multidimensional visual coding on pilot's information identification, a new comprehensive evaluation mathematical model of multidimensional visual coding on display interface, which adopted meta-analyses and integrated performance values (IPVs) for the unitary quantification of multidimensional visual coding, and combined the weight coefficient determined by G1 method with fuzzy weighted average operator, was proposed based on a large number of existing research about single-dimensional visual coding. In order to verify the validity of the model, interfaces of Boeing and Airbus were comprehensively evaluated, based on which optimized interface was designed. 22 subjects performed an instrument supervision task under different display interface. Subjective evaluation, performance measure and physiological assessment, including eye-movement tracking and electrocardiogram (ECG) time domain index, were introduced to record the experimental data. The integrated experimental results reveal that theoretical predictions calculated by the model is significantly correlated with the practical experimental results, and the optimized interface provides performance advantages, especially for more difficult tasks. This comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface will provide a reference for the optimized design of aircraft cockpit display interface.

Key words: display interface; visual coding; comprehensive evaluation model; physiological measurement; ergonomic

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0462

基于导纳原理的下肢外骨骼摆动控制

刘棣斐, 唐志勇*, 裴忠才

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对下肢外骨骼摆动过程中对操作者运动意图的识别和跟踪问题, 首先提出了一种基于导纳原理的控制算法. 该方法借鉴了物体运动过程中力和速度所具有的导纳特性, 通过合理设计导纳参数将操作者与下肢外骨骼之间的交互力转化为外骨骼的期望运动轨迹. 然后利用传统控制方法驱动外骨骼准确跟踪期望运动轨迹, 最终实现操作者和外骨骼的协调运动. 构建了包含交互力信息的人机系统模型, 并在此基础上进行了仿真验证试验. 仿真结果表明: 相比于未驱动的外骨骼, 正常摆动频率下操作者与外骨骼之间的交互力降低了约85%, 并成功实现了对操作者运动的准确跟踪, 误差在 $\pm 0.3^\circ$ 以内.

关 键 词: 外骨骼; 导纳控制; 交互力; 人机系统; 轨迹跟踪

中图分类号: TP242.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1019-07

外骨骼是一种仿生机器人系统, 最早由美国军方出于军事目的提出相关概念^[1]. 外骨骼机器人通过在人体运动关节处施加外部驱动力矩以降低甚至替代操作者在运动或者负重任务过程中的自身关节出力, 从而减少操作者能量消耗以延长任务时间或帮助残疾操作者实现正常运动能力. 因此可以被应用于军事、医疗康复、消防救援等领域^[2-3].

作为一种结合了操作者智能和机械力量的典型人机一体化系统, 外骨骼机器人的研究热点和难点主要集中于如何识别操作者的运动意图. 对此国内外学者进行了深入的研究, 并取得了众多成果.

美国加州大学伯克利分校在其设计的 BLE-EX (Berkeley Lower Extremity Exoskeleton) 中提出灵敏度放大控制方法^[4-5]. 该方法构建了基于外骨骼结构的逆动力学模型, 实时解算不同运动姿

态下的关节力矩, 并控制外骨骼产生相应的输出力矩作为正反馈补偿操作者关节输出力矩, 使外骨骼敏锐地捕捉并放大操作者的运动意图, 从而达到辅助支撑和运动的目的. 这种方法的优势在于只需要测量外骨骼自身参数而不涉及操作者或两者间的交互信息, 但是其控制效果受限于逆动力学模型的精度且易受系统参数扰动的影响.

由日本筑波大学研制的第一款商业外骨骼 HAL (Hybrid Assistive Limb) 采用肌电信号 EMG (Electromyography) 作为输入, 根据运动关节周围肌肉组织表面所产生的微弱电信号来辨识该关节运动时所需力矩大小, 从而驱动外骨骼辅助操作者^[6-7]. 这种方法虽然能够获取最为真实的操作者意图, 但是却有着一些固有的缺陷, 诸如测量噪音、穿戴麻烦、易受环境影响等^[8]. 因此, 像神经网络这样的智能方法被引入 EMG 信号处理中, 以提高预测性能^[9-11]. 但总体而言, EMG 方法的应

收稿日期: 2014-07-28; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2014-12-17 14:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.1419.008.html

基金项目: 国家自然科学基金(51075017)

作者简介: 刘棣斐(1987—), 男, 河南新野县人, 博士研究生, daivliu@asee.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 唐志勇(1976—), 男, 湖南湘潭人, 副教授, zyt_76@buaa.edu.cn, 主要研究方向为机器人智能控制.

引用格式: 刘棣斐, 唐志勇, 裴忠才. 基于导纳原理的下肢外骨骼摆动控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1019-1025.
Liu D F, Tang Z Y, Pei Z C. Swing motion control of lower extremity exoskeleton based on admittance method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1019-1025 (in Chinese).

用仍然受到环境的制约.

人机系统内部的交互信息,通常表现为交互力,能够有效体现操作者与外骨骼之间的相对运动关系,因此也常被用于预测操作者运动.瑞士的康复训练外骨骼 Lokomat 借鉴了物体运动速度与所受作用力之间的阻抗特性,提出了基于交互力测量的阻抗控制方法.该方法实质上是一种双环控制,外部位置环用于将预定轨迹通过阻抗控制器转换为期望的力矩指令,然后内环的力跟踪控制实现对外骨骼的驱动,最终帮助患者完成康复训练任务^[12-13].但是,此方法需要操作者去适应外骨骼的轨迹而非外骨骼跟随操作者,故而更适用于运动轨迹相对固定的医疗康复训练机器人,例如 ANDROS^[14] 和 LOPES^[15].

为了让外骨骼能够跟踪操作者运动,最近几年在阻抗控制的基础上提出了采用力外环和位置内环的导纳控制方法,该方法将交互力通过导纳控制器转化为外骨骼期望的运动轨迹以实现对操作者意图的识别和跟踪,成功实现了人机协调运动,因此成为了新的研究热点.美国西北大学在一个单自由度摆动外骨骼腿上分析了导纳控制的稳定条件^[16]并得出了导纳控制能够增强腿部敏捷度的结论^[17].北航虚拟现实技术与系统国家重点实验室将导纳控制应用于病人康复的主动训练阶段,通过调节导纳参数满足了训练中对于力和运动速度的不同需求^[18].文献^[19]则在单关节矫形器中提出了包含前馈预估力的非线性导纳控制这一最新研究成果.众多研究成果都表明导纳控制能够有效辨识操作者运动意图,并且具有非常简单的结构、易于实现的突出特点.

本文以可穿戴式下肢外骨骼为基础,研究了用于跟踪操作者腿部摆动的导纳控制.首先利用导纳控制器将操作者施加于外骨骼膝关节处的力(也即交互力)转化为期望的运动轨迹;传统的位置跟踪控制则最终保证了外骨骼小腿与操作者小腿之间的一致运动.通过构建包含交互信息的摆动模型,仿真验证了导纳控制算法的有效性,为实际运用打下理论基础.

1 下肢外骨骼结构

所设计的双下肢外骨骼机器人主要用于辅助健康操作者完成负重行走任务,因此采用可穿戴式的拟人结构以避免出现运动干涉问题,最大限度确保操作者活动自由性和安全性.整个结构主要包括腰部支架、髋关节、大腿、膝关节、小腿、踝关节 6 个部分,如图 1 所示.

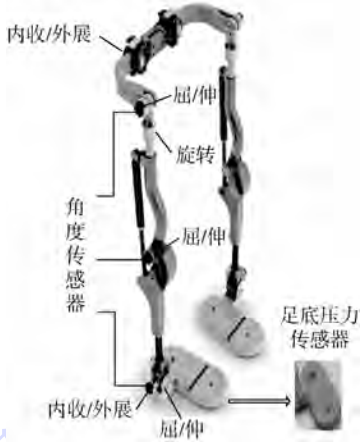
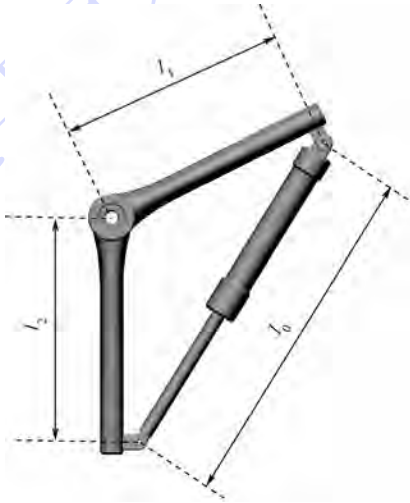


图 1 下肢外骨骼结构设计

Fig. 1 Structure design of lower extremity exoskeleton

通过分析人体下肢关节生物结构和运动特点,在满足大多数运动需求的前提下,对冗余自由度和次要自由度进行精简以降低结构复杂度并减轻整体质量.因此,髋关节设计为 3 个自由度:屈/伸、内收/外展和旋内/旋外;膝关节只保留与行走相关的屈/伸自由度;踝关节则利用虎克铰结构实现了两个自由度.此外,3 个关节处均放置了能够适用于振动环境的 WDA 型导电塑料电位计用于采集转动角度信息;外骨骼足底在足跟、前脚掌和外骨骼小腿连接处 3 个关键位置设计放置了压力传感器,用于实现足底压力的测量.

在仿真分析不同运动模式下人体下肢关节功率消耗情况的基础上^[20],确定采用膝关节处添加单独驱动的设计方案以达到减重和便携的目的,驱动元件为非对称阀控液压缸,如图 2 所示.



l_1, l_2 ——大腿和小腿的液压缸固定点到膝关节转轴的距离;
 l_0 ——初始时刻液压缸总长度.

图 2 膝关节驱动结构

Fig. 2 Driven architecture of knee joint

下肢外骨骼的实际穿戴效果如图 3 所示.整

个外骨骼结构与操作者下肢呈现并联形式,在无动力情况下可由操作者通过绑带带动外骨骼腿部被动跟随运动.显然,这种由操作者和外骨骼结合而构成的人机系统以交互力的形式产生耦合,换言之,交互力信息中包含着操作者的运动意图.因此,在操作者与外骨骼的接触位置(绑带)也设置了测力传感器以获取整个人机系统的交互力信息.考虑到有效交互力是平行而非垂直于操作者与外骨骼的接触平面,传统的拉压式压力传感器无法完成测量任务,故而向南京神源生智能科技有限公司定制了能够测量平行于安装平面拉力的 S1-100NWL 型接触力传感器,量程为 100 N,线性度及重复性均可达到满量程的 $\pm 0.02\%$.

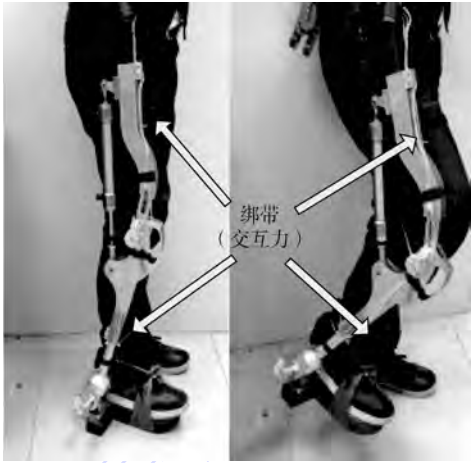


图 3 实际人机系统(无动力)
Fig. 3 Practical human-machine system (unpowered)

2 导纳控制

导纳理论来源于机械阻抗,是一种基于广义惯量、阻尼和刚度的等效网络思想,通过将实际的物理系统比拟成为一个具有导纳(或阻抗)特性的简单输入输出系统,构建起作用力与响应速度之间的联系.导纳是阻抗的倒数,定义为

$$Y(s) = \frac{V(s)}{F(s)} = \frac{1}{I s + B + K \frac{1}{s}} \tag{1}$$

式中: $V(s)$ 为响应速度; $F(s)$ 为施加的作用力; I 、 B 和 K 分别为广义惯量、阻尼和刚度.

图 4 给出了外骨骼的线性模型.图中 $F_h(s)$ 代表外骨骼系统对操作者产生的阻力,也即两者之间的交互力; $V^d(s)$ 代表系统所期望的运动速度;下标“exo”代表外骨骼自身固有阻抗特性;下标“pow”代表动力元件表现出来的虚拟阻抗特性; $F_{\text{exo}}(s)$ 与 $F_{\text{pow}}(s)$ 分别是两者在当前速度下所表现出的力响应,它们经过耦合后最终表现为外骨骼与操作者间的交互力.显然,此时系统表现出

了设计中期望达到的阻抗特性 $Z^d(s)$,与此同时,系统也实现了期望的导纳特性:

$$Y^d(s) = \frac{1}{Z^d(s)} = \frac{1}{I^d s + B^d + K^d \frac{1}{s}} = \frac{1}{(I_{\text{exo}} + I_{\text{pow}})s + (B_{\text{exo}} + B_{\text{pow}}) + (K_{\text{exo}} + K_{\text{pow}}) \frac{1}{s}} \tag{2}$$

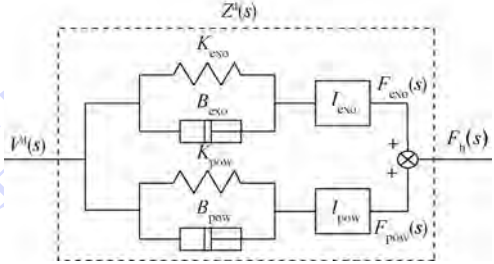


图 4 外骨骼线性模型
Fig. 4 Linear model of exoskeleton

结合图 4 和式(2)可以看出,外骨骼系统所表现出来的导纳特性由外骨骼自身固有结构特性和动力元件的运动特性共同决定.动力元件可以通过施加不同的控制而产生不同的虚拟导纳特性,从而决定最终的系统导纳,这正是导纳控制基础之所在.

因此,导纳控制的思想可以表述为,对于某一特定的力输入,通过施加额外的驱动控制去修改被控对象的输出响应,使整个系统的输入输出响应符合期望设计.简而言之,导纳控制就是用设计好的导纳参数屏蔽系统原有的导纳特性.

对于下肢外骨骼控制来说,当操作者的运动处于悬空摆动阶段时,外骨骼需要实现快速跟踪以避免阻碍正常运动.此时整个外骨骼系统应该具有较大的导纳特性以保证对操作者施加的作用力具有足够的灵敏反应,降低对操作者的阻碍作用,也即实现降低交互力的目的.下肢外骨骼摆动的导纳控制原理框图如图 5 所示.图中,测量所得的交互力 $F(s)$ 经过按照期望参数进行设计的导纳控制器转化为期望的运动速度指令 $V^d(s)$,经过积分后变成运动位置指令 $\theta^d(s)$;然后利用传统

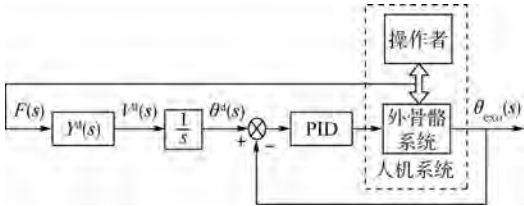


图 5 导纳控制原理框图
Fig. 5 Principle block diagram of admittance control

PID 控制算法实现整个下肢外骨骼系统的实际位置 $\theta_{exo}(s)$ 对期望位置的跟踪. 此时, 外骨骼系统的运动响应与交互力之间所表现出来的关系就等价于所设计出的期望导纳特性. 若假设期望导纳设计成只具有较小的广义惯量, 那么对于操作者来说, 在摆动过程中所能感受到的外骨骼作用就等价于一个较小质量块的作用效果, 因此导纳控制能够降低操作者与外骨骼之间的交互力, 实现两者的协调运动.

3 人机系统动力学模型

目前的外骨骼系统模型分析中, 往往只关注外骨骼自身的动力学特性或者是将操作者与外骨骼视为刚性连接的统一整体进行分析^[4-5,20-21], 这些建模方式无法体现操作者与外骨骼之间始终存在的、无法忽视的交互影响. 尤其对于以交互力为基础的导纳控制来说, 建立一个包含有交互信息的人机系统动力学模型显得更为必要.

考虑所设计下肢外骨骼的驱动方式为膝关节单独驱动, 因此摆动过程实质上是小腿绕大腿的旋转运动. 若假定大腿相对固定, 将操作者与外骨骼的绑带连接方式视为弹性连接, 则可构建如图 6 所示的人机系统摆动模型.

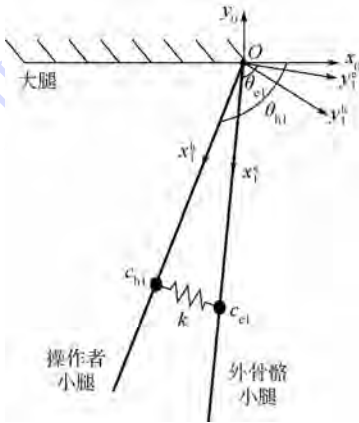


图 6 人机系统摆动模型

Fig. 6 Human-machine system swing model

为了简便起见, 假设外骨骼腿尺寸参数和质心位置与操作者一致, 均为 l 与 l_c ; 操作者与外骨骼在两者的质心 c_{hl} 和 c_{el} 处采用弹性连接, 弹性系数为 k . 对图 6 中所示结构采用 D-H 方法分别建立外骨骼坐标系 $\{x_e, y_e\}$ 和操作者坐标系 $\{x_h, y_h\}$, 基坐标定义为 $\{x_0, y_0\}$; 定义关节转角方向以逆时针为正. 根据上述定义, 可按照运动学关系得出操作者和外骨骼各自模型的变换方程及其逆变换.

采用牛顿-欧拉迭代动力学算法构建人机系

统的动力学方程. 首先对操作者模型进行求解, 其小腿关节的角速度、角加速度和原点线加速度在图 6 所示的子坐标系 $h1$ 下分别为

$${}^{h1}\omega_{h1} = [0 \quad 0 \quad \dot{\theta}_{h1}]^T \quad (3)$$

$${}^{h1}\dot{\omega}_{h1} = [0 \quad 0 \quad \ddot{\theta}_{h1}]^T \quad (4)$$

$${}^{h1}\dot{\nu}_{h1} = [g \sin \theta_{h1} \quad g \cos \theta_{h1} \quad 0]^T \quad (5)$$

式(3)~式(5)中右下标用于说明当前变量的归属坐标系, 左上标则说明当前变量的描述坐标系.

进而可得质心处线加速度:

$${}^{h1}\dot{\nu}_{hcl} = [g \sin \theta_{h1} - l_c \dot{\theta}_{h1}^2 \quad g \cos \theta_{h1} + l_c \ddot{\theta}_{h1} \quad 0]^T \quad (6)$$

已知质心处加速度即可根据牛顿方程获取作用在操作者小腿质心处的惯性力. 然而, 由于外骨骼小腿与操作者小腿之间存在一个弹性交互力, 故而需要重新构建力平衡方程:

$${}^{hi}f_{hi} - {}^{hi}f_{hi+1} + {}^{hi}F_{hecl} = m_{hi} {}^{hi}\dot{\nu}_{hecl} \quad (7)$$

式中: ${}^{hi}f_{hi}$ 为坐标系 h 中第 $i-1$ 个关节对第 i 个关节所施加的作用力在子坐标系 hi 下的描述; ${}^{hi}F_{hecl}$ 为坐标系 h 中第 i 个关节质心处所受交互力在子坐标系 hi 下的描述; $m_{hi} {}^{hi}\dot{\nu}_{hecl}$ 则代表坐标系 h 中第 i 个关节质心处在子坐标系 hi 下所具有的惯性力.

弹性交互力与弹性系数和距离有关:

$${}^{h1}F_{hcl} = k {}^{h1}P_{checl} \quad (8)$$

式中: ${}^{h1}P_{checl}$ 为从操作者小腿质心 c_{hl} 指向外骨骼小腿质心 c_{el} 的距离向量在操作者子坐标系 $h1$ 中的表述, 也即

$${}^{h1}P_{checl} = {}^{h1}P_{cel} - {}^{h1}P_{chl} \quad (9)$$

上式中需要得知外骨骼小腿质心在操作者坐标系下的描述. 考虑到两个坐标系共用同一个基坐标, 因此可以先将外骨骼小腿的质心位置转换为基坐标系下的描述, 然后再从基坐标系转换为操作者坐标系下的描述.

$${}^{h1}P_{cel} = {}^1_0T_{h1} {}^0T_{e1} P_{cel} = [l_c \cos(\theta_{e1} - \theta_{h1}) \quad l_c \sin(\theta_{e1} - \theta_{h1}) \quad 0]^T \quad (10)$$

式中: ${}^{e1}P_{cel}$ 为外骨骼小腿质心在外骨骼坐标系下的描述 ${}^{e1}P_{cel} = [l_c \quad 0 \quad 0]^T$; ${}^0T_{e1}$ 和 ${}^1_0T_{h1}$ 分别为外骨骼坐标系到基坐标的变换矩阵和基坐标到操作者坐标系的变换矩阵:

$${}^1_0T_{e1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{e1} & -\sin \theta_{e1} & 0 & 0 \\ \sin \theta_{e1} & \cos \theta_{e1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$${}^0_1T_h = {}^0_1T_h^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{h1} & \sin \theta_{h1} & 0 & 0 \\ -\sin \theta_{h1} & \cos \theta_{h1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

结合式(7)~式(12)可构建出加入人机交互力情况下的力平衡方程。又因为假设质量集中,惯性张量为零矩阵,即质心处力矩为零。故而利用欧拉方程构建力矩平衡方程,并最终求解失状面上的关节力矩分量:

$$\tau_{h1} = m_{h1} g l_c \cos \theta_{h1} + m_{h1} l_c^2 \ddot{\theta}_{h1} - k l_c^2 \sin(\theta_{e1} - \theta_{h1}) \quad (13)$$

对外骨骼采用相同方法求解关节力矩表达式,并与式(13)联立后可得出包含了操作者和外骨骼交互力 $k l_c^2 \sin(\theta_{e1} - \theta_{h1})$ 的人机系统动力学模型:

$$\begin{cases} \tau_{h1} = m_{h1} g l_c \cos \theta_{h1} + m_{h1} l_c^2 \ddot{\theta}_{h1} - k l_c^2 \sin(\theta_{e1} - \theta_{h1}) \\ \tau_{e1} = m_{e1} g l_c \cos \theta_{e1} + m_{e1} l_c^2 \ddot{\theta}_{e1} + k l_c^2 \sin(\theta_{e1} - \theta_{h1}) \end{cases} \quad (14)$$

4 仿真验证

根据 GB10000—1988(中国成年人人体尺寸)与 GB/T17245—2004(成年人人体惯性参数)可获取人体下肢仿真参数:

$$m_{h1} = 3 \text{ kg} \quad l_c = 0.28 \text{ m}$$

根据所设计外骨骼结构确定仿真参数:

$$\begin{aligned} m_{e1} &= 1.5 \text{ kg} & l_0 &= 0.17 \text{ m} \\ l_1 &= 0.25 \text{ m} & l_2 &= 0.1 \text{ m} \end{aligned}$$

动力部分为传统的阀控非对称液压缸非线性模型,其仿真参数主要包括:油源压力 $P_s = 7 \text{ MPa}$;伺服阀流量系数 $C_d = 0.62$;阀芯面积梯度 $\omega = 0.008 \text{ m}$;液压油密度 $\rho = 870 \text{ kg/m}^3$;弹性模量 $\beta_e = 1.4 \times 10^9 \text{ N/m}^2$;无杆腔和有杆腔活塞面积 $A_1 = 1.96 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, $A_2 = 1.47 \times 10^{-3} \text{ m}^2$;两腔初始体积 $V_1 = 2 \times 10^{-4} \text{ m}^3$, $V_2 = 1.5 \times 10^{-4} \text{ m}^3$;忽略内外泄漏。

此外,重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$;绑带弹性系数 $k = 3000 \text{ N/m}$ 。

在匀速行走的情况下(通常速度在 1 m/s 左右),只考虑摆动时(即只有单脚支撑,另一只脚完全悬空),摆动腿的膝关节具有先向后屈,然后向前伸出的运动过程。这一运动形式可以简化成为钟摆运动,进一步地可用正弦运动进行近似。再考虑到步行的速度和幅度,故而设定操作者按照 1 Hz 固定频率做 $\pm 10^\circ$ 的正弦摆动。另外为了便于观察,同时设定起始状态为小腿与大腿垂直。首先

假定外骨骼无动力驱动,由操作者依靠绑带(交互力)带动外骨骼进行摆动。

图7给出了无驱动情况下外骨骼跟踪操作者运动轨迹的效果。从图中可以看出,外骨骼沿操作者的运动轨迹有着明显的波动行为,这说明不施加控制情况下外骨骼的存在实际上对于操作者的摆动来说是一种额外附加的阻碍和干扰。这一判断可由图8给出更为直观的佐证,相比于操作者未穿戴外骨骼摆动时的膝关节力矩,穿戴无驱动外骨骼摆动时的关节力矩不但在幅值上有明显的增大,而且还产生了抖振的现象,这无疑会导致操作者额外的能量消耗。

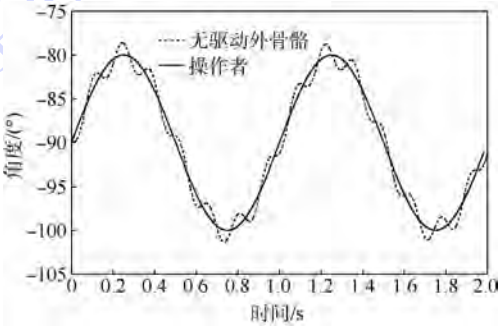


图7 无驱动外骨骼跟踪效果

Fig. 7 Tracking performance of unpowered exoskeleton

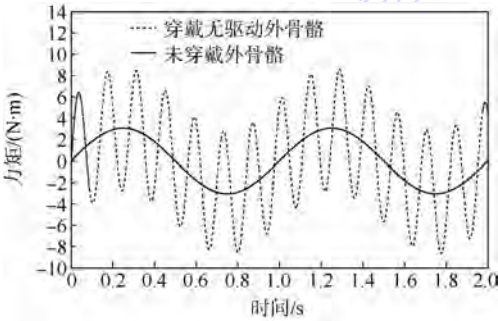


图8 操作者膝关节力矩对比

Fig. 8 Comparison of operator's knee joint torque

图7与图8的仿真结果一方面验证了人机系统模型的合理性,另一方面也显示出了对外骨骼施加有效控制的必要性。因此,设计导纳控制对外骨骼进行驱动以实现协调运动,其参数如下:

$$I^d = 0.01 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad B^d = 1 \text{ N} \cdot \text{s/m} \quad K^d = 0 \text{ N/m}$$

内环位置PID控制参数为

$$K_p = 1000 \quad K_i = 50 \quad K_d = 50$$

采用导纳控制的下肢外骨骼摆动仿真结果如图9和图10所示。其中,图9表明在导纳控制情况下,经历运动初期的短暂调整后,外骨骼精确地跟踪上了操作者的运动轨迹,其跟踪精度能够达到 $\pm 0.3^\circ$ 以内。图10则给出了无驱动情况下人机交互力与采用导纳控制情况下人机交互力的对比

曲线,从图中可以看出,施加导纳控制后,交互力的峰值从将近 $6\text{ N}\cdot\text{m}$ 下降到了约 $1\text{ N}\cdot\text{m}$,削减了大约 85%,并且明显抑制了高频抖动现象,从而减少了对操作者运动行为的阻碍。

图中显示出按照导纳原理所获得的期望轨迹高度接近操作者的实际运动轨迹,从而证明导纳控制能够有效地辨识出操作者的运动意图。

上述仿真结果证明了导纳控制能够有效地辨识出操作者摆动过程中的运动意图,生成相应的期望运动指令以控制下肢外骨骼准确跟踪操作者的运动轨迹,最终实现操作者和下肢外骨骼的协调运动。

5 结 论

本文研究了操作者穿戴下肢外骨骼进行摆动运动时的导纳控制方法,建立了单自由度的人机摆动系统动力学模型,得出的仿真结果证明导纳控制能够实现操作者与外骨骼的协调运动,降低运动过程中的交互力矩。

1) 导纳控制能够通过交互信息有效辨识出操作者的运动意图。

2) 考虑交互信息的人机系统模型能够反映出更为真实的运动行为。

3) 导纳控制能够屏蔽下肢外骨骼自身的固有机纳特性,降低对操作者施加的额外负担。

值得注意的是,较小的阻抗特性参数虽然能够增加系统的敏捷性却蕴含了丧失系统稳定性的风险.导纳控制研究和一个关键热点在于如何设计期望导纳参数以保证系统的稳定性.因此借助李雅普诺夫稳定理论对采用导纳原理控制的外骨骼系统进行分析以获取参数设计原则将是后续研究中的一个重要内容。

参考文献 (References)

[1] Cloud W. Man amplifiers: Machines that let you carry a ton[J]. Popular Science,1965,187(5):70-73.

[2] Schiffman J M,Gregorczyk K N,Bensel CK,et al. The effects of a lower body exoskeleton load carriage assistive device on limits of stability and postural sway[J]. Ergonomics,2008,51(10):1515-1529.

[3] Ozkul F,Barkana D E. Upper-extremity rehabilitation robot reha-broby:Methodology,design,usability and validation[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems,2013,10:1-13.

[4] Racine J L. Control of a lower extremity exoskeleton for human performance augmentation[D]. Berkeley,CA:University of California-Berkeley,2003.

[5] Steger R. Kim S H,Kazerooni H. Control scheme and networked control architecture for the BLEEX[C]// Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway,NJ:IEEE Press,2006:3469-3476.

[6] Sankai Y. Leading edge of cybernetics: Robot suit HAL[C]// 2006 SICE-ICASE International Joint Conference. Piscataway,

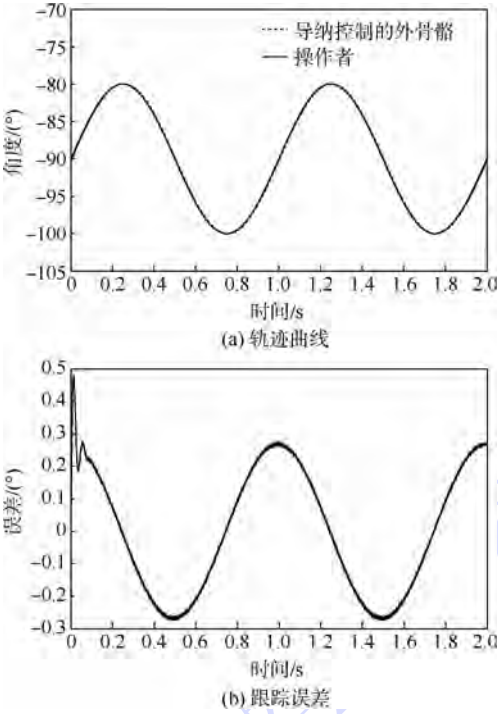


图9 导纳控制跟踪效果

Fig.9 Tracking performance of admittance control

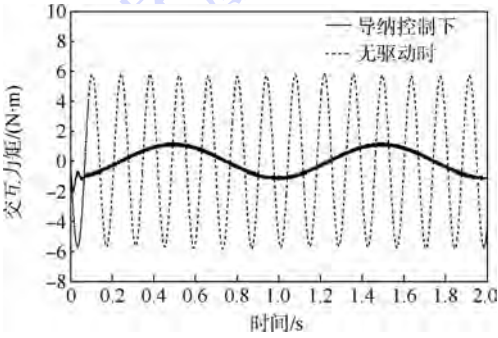


图10 交互力矩

Fig.10 Interaction torque

另外,由导纳控制环节所生成的期望运动轨迹和操作者实际摆动轨迹的对比曲线如图 11 所示。

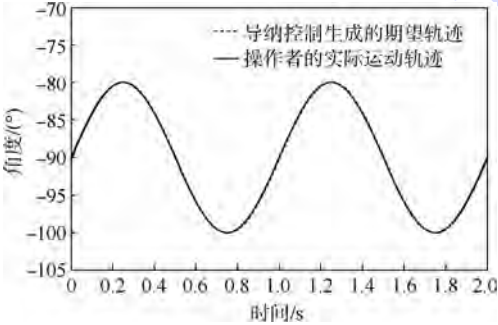


图11 辨识操作者运动意图

Fig.11 Identify operator's motion intention

- NJ:IEEE Press,2007:1-2.
- [7] Sankai Y. HAL:Hybrid assistive limb based on cybernics robotics research[C]// Kaneko M, Nakamura Y. Springer Tracts in Advanced Robotics. Heidelberg:Springer Verlag,2011:25-34.
- [8] Gopura R A R C, Kiguchi K, Yang L. SUEFUL-7: A 7DOF upper-limb exoskeleton robot with muscle model oriented EMG-based Control[C]// 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:1126-1131.
- [9] Kiguchi K. A study on EMG-based human motion prediction for power assist exoskeletons[C]// Proceedings of the 2007 IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation. Piscataway, NJ:IEEE Press,2007:190-195.
- [10] 刘秀云. 基于 EMG-KJA 神经肌骨动力学模型的下肢动作模式识别及运动轨迹预测[D]. 天津:天津大学,2012.
- Liu X Y. Motion pattern recognition & kinematic trajectory prediction of lower limb based on EMG-KJA neuro-musculo-skeletal model[D]. Tianjin:Tianjin University,2012(in Chinese).
- [11] 闫惠. 外骨骼控制系统中表面肌电图信号的处理和识别[D]. 青岛:青岛大学,2010.
- Yan H. The processing and recognition of surface EMG signals in exoskeleton control system[D]. Qingdao:Qingdao University,2010(in Chinese).
- [12] Jezernik S, Colombo G, Keller T, et al. Robotic orthosis Lokomat: A rehabilitation and research tool[J]. Neuromodulation: Technology at the Neural Interface,2003,16(2):108-115.
- [13] Jezernik S, Colombo G, Morari M. Automatic gait-pattern adaptation algorithms for rehabilitation with a 4-DOF robotic orthosis[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation,2004,20(3):574-582.
- [14] Unluhsaricikli O, Pietrusinski M, Weinberg B, et al. Design and control of a robotic lower extremity exoskeleton for gait rehabilitation[C]//2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems: Celebrating 50 Years of Robotics. Piscataway, NJ:IEEE Press,2011:4893-4898.
- [15] Veneman J F, Kruidhof R, Hekman E E G, et al. Design and evaluation of the LOPEs exoskeleton robot for interactive gait rehabilitation[J]. IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering,2007,15(3):379-386.
- [16] Aguirre-Ollinger G, Colgate J E, Peshkin M A, et al. Design of an active one-degree-of-freedom lower-limb exoskeleton with inertia compensation[J]. The International Journal of Robotics Research,2011,30(4):486-499.
- [17] Aguirre-Ollinger G, Colgate J E, Peshkin M A, et al. A 1-DOF assistive exoskeleton with virtual negative damping: Effects on the kinematic response of the lower limbs[C]// IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press,2007:1938-1944.
- [18] Wang D X, Li J T, Li C. An adaptive haptic interaction architecture for knee rehabilitation robot[C]// Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ:IEEE Press,2009:84-89.
- [19] Morbi A, Ahmadi M, Chan A D C, et al. Stability-guaranteed assist-as-needed controller for powered ortheses[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,2014,22(2):745-752.
- [20] 唐志勇,谭振中,裴忠才. 下肢外骨骼机器人动力学分析与设计[J]. 系统仿真学报,2013,25(6):1338-1344.
- Tang Z Y, Tan Z Z, Pei Z C. The design and dynamic analysis of lower extremity exoskeleton[J]. Journal of System Simulation,2013,25(6):1338-1344(in Chinese).
- [21] 赵彦峻,徐诚. 人体下肢外骨骼设计与仿真分析[J]. 系统仿真学报,2008,20(17):4756-4759.
- Zhao Y J, Xu C. Design and simulation of human lower extremity exoskeleton[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(17):4756-4759(in Chinese).

Swing motion control of lower extremity exoskeleton based on admittance method

LIU Difei, TANG Zhiyong*, PEI Zhongcai

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the problem of the pilot motion intent's identification and tracking during the swing motion of lower extremity exoskeleton, a control algorithm based on admittance method was proposed at first. This control method used the admittance characteristics between the force and velocity of moving object. And the interaction force between pilot and lower extremity exoskeleton was converted into the desired motion trajectories via the reasonable design of admittance parameters. Then the traditional control was employed to track these trajectories accurately. Finally the coordinated movement of pilot and exoskeleton was achieved. The human-machine system model including interaction force information was established and the simulations were conducted according to the system model. The results show that the interaction force between pilot and exoskeleton is reduced by 85% compared with the unpowered exoskeleton under the normal swing frequency, and the accurate tracking to pilot's motion trajectories is implemented successfully with the error ranged from -0.3° to 0.3° .

Key words: exoskeleton; admittance control; interaction force; human-machine system; trajectory tracking

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0392

基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪



杨立本*, 章卫国, 黄得刚

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘 要: 针对欠驱动四旋翼飞行器的控制特性, 提出一种基于自抗扰控制 (ADRC) 的姿态解耦控制算法, 该算法可以克服传统欠驱动四旋翼控制方法中存在的问题, 如系统状态间耦合严重, 抗干扰能力弱及系统建模误差对跟踪性能影响较大等弱点. 该算法利用扩张状态观测器 (ESO) 实现状态间耦合项的跟踪和估计, 同时 ESO 也可实现对系统干扰的估计, 干扰包括系统内扰和外扰. 利用动态反馈线性化将非线性 MIMO 系统转化成线性 SISO 系统, 然后利用非线性反馈控制律实现四旋翼姿态系统的高品质控制, 在上述姿态解耦控制的基础上研究飞行器的鲁棒轨迹跟踪问题, 不同情况下的仿真结果验证了上述姿态控制算法可提高系统轨迹跟踪的鲁棒性. 该算法不依赖于精确的系统模型, 降低了实际应用的难度, 并有很强的抗干扰能力, 具有实际应用的价值.

关键词: 自抗扰控制; 四旋翼; 动态反馈线性化; 解耦; 粒子群优化; 干扰估计

中图分类号: TP273

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)06-1026-08

四旋翼飞行器是一种欠驱动系统, 具有 4 个控制输入和 6 个自由度, 它是一种静不稳定系统, 需要实时对系统控制才能保证飞行器的稳定^[1]. 四旋翼飞行器具有 4 个独立的电机分别驱动, 可以在差动力矩的作用下, 实现俯仰和滚转运动, 偏航运动由两组旋翼产生的反扭力矩之差实现, 总升力为 4 个旋翼产生的升力之和.

文献[2-6]分别基于 PID、 H_∞ 、模糊控制、LQ 控制、回路成型理论设计四旋翼飞行器的控制器, 文献[7-8]针对四旋翼飞行器的非线性模型研究了基于反馈线性化的控制问题, 而反馈线性化是建立在系统精确建模的基础之上的, 系统建模误差对控制效果影响较大. 文献[9-10]研究反步法控制问题, 反步法同样需要建立精确的系统模型, 并且抗干扰能力较弱. 文献[11]研究了基于动态面的四旋翼控制方法, 该方法可有效降低反步控

制中的导数爆炸问题, 但仍然无法从根本上解决反步控制对精确系统模型的依赖问题. 文献[12-13]研究了欠驱动滑模控制问题, 滑模控制具有较好的鲁棒性, 但是由于这类算法并未对系统干扰进行实时估计, 当干扰较大时, 其控制效果并不理想. 可见上述控制方法对控制对象的参数变化及外界干扰较为敏感且都未实现其各个控制通道的解耦. 文献[14-15]利用自抗扰控制实现了四旋翼飞行器的姿态解耦控制, 但是并未深入研究飞行器的轨迹跟踪问题, 并且对自抗扰控制的参数优化并未做深入的研究和分析.

本文针对欠驱动四旋翼飞行器的控制特性, 设计一种基于自抗扰控制的四旋翼飞行器姿态解耦控制算法. 可以实现对四旋翼飞行器姿态控制系统的动态解耦线性化, 本文利用 ESO 实现系统对总扰的实时估计, 最后实现对系统耦合项及干

收稿日期: 2014-07-01; 录用日期: 2014-09-19; 网络出版时间: 2014-10-14 09:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0392.html

基金项目: 国家自然科学基金(61374032); 航空科学基金(20125853035)

* 通讯作者: 杨立本(1982—), 男, 甘肃庆阳人, 讲师, yangliben0880@163.com, 主要研究方向为欠驱动飞行器自主控制、自修复控制等.

引用格式: 杨立本, 章卫国, 黄得刚. 基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1026-1033. Yang L B, Zhang W G, Huang D G. Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1026-1033 (in Chinese).

扰的实时补偿,仿真结果表明系统解耦效果优良,并在姿态解耦的基础之上研究飞行器的鲁棒轨迹跟踪问题.由于自抗扰解耦控制算法中参数较多,本文利用粒子群优化算法对参数进行整定.

1 Quadrotor UAV 模型

选用机体坐标系描述飞行器的运动,坐标原点和机体重心重合,系统示意图如图1所示.

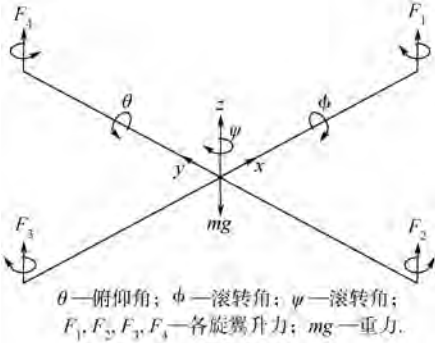


图1 欠驱动四旋翼 UAV 飞行原理

Fig. 1 Flying principle of underactuated quadrotor UAV

假设飞行器重心为载体系原点,电机升力面和重心位于同一个平面上,得到系统的数学模型^[16]为

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\dot{v} = e_3 mg - RF \\ \dot{\eta} = W(\eta)\omega \\ J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\xi, v \in \mathbf{R}^3$ 分别代表地面坐标系下载体的位置和速度; $e_3 = [0, 0, 1]^T$; R 为机体坐标系到地面坐标系的转换矩阵; F 为除重力以外作用于飞行器机体上的合外力向量; $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为飞行器载体的欧拉角; ω 为载体坐标下的角速度; $W(\eta)$ 为绕机体轴的三轴角速度到欧拉角速率的转换矩阵; J 为飞行器的惯性矩阵; τ 为飞行器的控制力矩,定义系统输入如下:

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = k_t \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \\ u_2 = F_4 - F_2 = k_t(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ u_3 = F_3 - F_1 = k_t(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ u_4 = F_2 + F_4 - F_3 - F_1 = k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: k_t 为升力系数; k_d 为拖拉系数; $\omega_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为各旋翼转速; u_1 为高度控制输入; u_2 为滚转控制输入; u_3 为俯仰控制输入; u_4 为偏航控制输入.

将式(1)展开得到的四旋翼飞行器的数学

模型^[17]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) u_1 / m \\ \ddot{y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) u_1 / m \\ \ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) u_1 / m - g \\ \ddot{\phi} = -J_{\text{rotor}} \Omega \dot{\theta} / I_x + \dot{\theta} \dot{\psi} (I_y - I_z) / I_x + l u_2 / I_x \\ \ddot{\theta} = -J_{\text{rotor}} \Omega \dot{\phi} / I_y + \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) / I_y + l u_3 / I_y \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) / I_z + u_4 / I_z \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\Omega = \omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3$; J_{rotor} 为电机的转动惯量; I_x, I_y 和 I_z 为轴向惯性主矩; l 为旋翼中心到机体重心的距离.

定义四旋翼飞行器的系统状态变量如下:

$$X = [x \ \dot{x} \ \theta \ \dot{\theta} \ y \ \dot{y} \ \phi \ \dot{\phi} \ z \ \dot{z} \ \psi \ \dot{\psi}] \quad (4)$$

式中: 状态量 x 和 y 属于间接驱动状态; 状态量 θ, ϕ, ψ 和 z 属于直接驱动状态, 轨迹控制结构如图2所示.

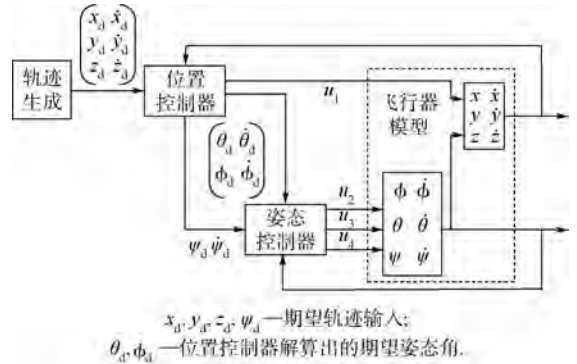


图2 四旋翼轨迹控制系统结构图

Fig. 2 Structure diagram of quadrotor aircraft trajectory control system

2 自抗扰控制系统结构

自抗扰控制 (Active Disturbance Rejection Control, ADRC) 首先由中国科学院系统科学研究所韩京清研究员提出^[18], 该方法利用扩张观测器实现系统扩张状态的估计, 它不依赖系统模型并具有很强的鲁棒性, 二阶自抗扰控制的基本结构如图3所示^[19].

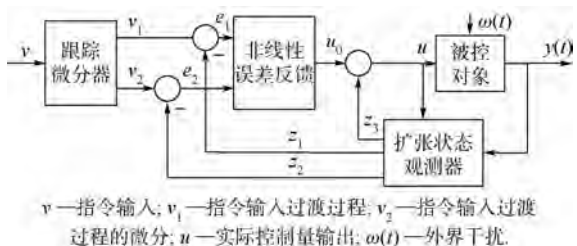


图3 自抗扰控制结构图

Fig. 3 Structure diagram of active disturbance rejection control

3 姿态控制系统自抗扰解耦控制

从式(3)可看出,四旋翼飞行器是一个具有 6 自由度和 4 个控制输入的欠驱动系统,姿态控制是整个飞行控制的关键和基础,由于四旋翼飞行器的位置控制是以由姿态控制为基础的,因此精确地控制飞行器姿态,就可以实现对飞行器位置和速度的高精度控制. 本文设计一种基于 ADRC 控制的四旋翼解耦控制系统. 四旋翼姿态子系统方程如下^[20]:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = -J_{\text{rotor}}\Omega\dot{\theta} + \dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)/I_x + lu_2/I_x \\ \ddot{\theta} = -J_{\text{rotor}}\Omega\dot{\phi} + \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x)/I_y + lu_3/I_y \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)/I_z + u_4 \end{cases} \quad (5)$$

将式(5)进行整理得

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\phi, \theta, \psi, \Omega) \\ f_2(\phi, \theta, \psi, \Omega) \\ f_3(\phi, \theta, \psi, \Omega) \end{bmatrix} + \mathbf{B} \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:

$$\begin{cases} f_1(\phi, \theta, \psi, \Omega) = -J_{\text{rotor}}\Omega\dot{\theta} + \dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)/I_x \\ f_2(\phi, \theta, \psi, \Omega) = -J_{\text{rotor}}\Omega\dot{\phi} + \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x)/I_y \\ f_3(\phi, \theta, \psi, \Omega) = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)/I_z \\ \mathbf{B} = \begin{bmatrix} l/I_x & 0 & 0 \\ 0 & l/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

可见式(5)是一个 MIMO(Multiple-Input Multiple-Output)非线性耦合系统,定义 $b_1 = l/I_x; b_2 = l/I_y; b_3 = 1$. $f_i(i = 1, 2, 3)$ 为系统的动态耦合部分, 本文采用自抗扰控制中的扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)对动态耦合部分进行快速跟踪和估计,并在控制律中对动态耦合部分进行实时补偿,然后对控制律进行相应修正,则可将 MIMO 非线性系统转换成相互独立的 SISO(Single-Input Single-Output)线性子系统,也可称为动态补偿线性化. 四旋翼解耦结构图如图 4 所示.

下面以滚转角 ϕ 为例,来详细说明欠驱动四旋翼解耦抗干扰控制. 自抗扰解耦控制包括 3 个主要部分.

3.1 安排过渡过程

传统的微分器会产生噪声放大效应,以至于无法利用,ADRC 采用两个惯性环节输出之差来实现微分功能,可有效解决噪声放大效应,二阶积

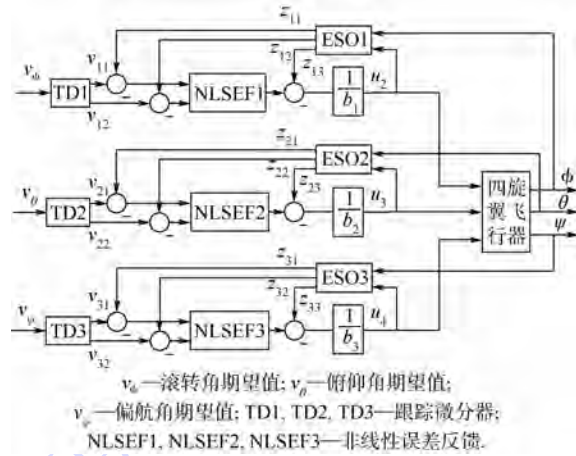


图 4 四旋翼飞行器姿态解耦控制结构图
Fig.4 Structure diagram of quadrotor aircraft attitude decoupling control

分器串联型系统的最速反馈闭环系统为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -r_0 \cdot \text{sgn}\left(x_1 - u(t) + \frac{x_2 |x_2|}{2r_0}\right) \end{cases} \quad (8)$$

式中: r_0 为速度因子; 变量 $x_1(t)$ 将在加速度 r_0 的限制下最快地跟踪输入信号 $u(t)$; $x_2(t)$ 是 x_1 的微分, 由于函数 $\text{sgn}()$ 会导致系统进入稳态时会发生颤振. 为避免系统颤振现象的发生, 采用非线性函数 $\text{fhan}()$ 替代, 则离散最速反馈系统为式(9). 滚转角跟踪微分器输出为

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + hf\text{han}(x_1(k) - u(k), x_2(k), r_0, h_0) \end{cases} \quad (9)$$

式中:

$$\begin{aligned} \text{fhan} &= \begin{cases} -r_0 \text{sgn}(a) & |a| > \delta \\ -r_0 \frac{a}{\delta} & |a| \leq \delta \end{cases} \\ \delta &= r_0 h_0 \quad \delta_0 = \delta h_0 \\ y(k) &= x_1(k) - u(k) + h_0 x_2(k) \\ a_0 &= \sqrt{\delta^2 + 8r_0 |y(k)|} \\ a &= \begin{cases} x_2(k) + \frac{a_0 - \delta}{2} \text{sgn}(y(k)) & |y(k)| > \delta_0 \\ x_2(k) + h_0 y(k) & |y(k)| \leq \delta_0 \end{cases} \end{aligned}$$

其中: h 为积分步长; h_0 为滤波因子^[21].

3.2 基于 ESO 的动态补偿线性化

将四旋翼飞行器的滚转角 ϕ 方程写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(\cdots, \omega) + bu_2 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中: $x_1 = \phi$; $x_2 = \dot{\phi}$; $b = l/I_x$; ω 为外界干扰; $f(\cdots, \omega)$ 为各种扰动作用(包括建模、未建模动态和外扰)的总和. 总扰动 $a = f(\cdots, \omega)$, 当作未知的被扩张状态变量, 即 $x_3 = a$, 那么式(10)变成如下线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu_2 \\ \dot{x}_3 = \omega_0 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (11)$$

然后对上述系统建立非线性扩张状态观测器:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}\text{fal}(e, a_1, h) + bu_2 \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}\text{fal}(e, a_2, h) \end{cases} \quad (12)$$

式中:

$$\text{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a \text{sgn}(e) & |e| > \delta \\ e/\delta^{1-a} & |e| \leq \delta \end{cases}$$

选择适当的参数 β_{01} 、 β_{02} 、 β_{03} 和 a_i ($i = 1, 2$), 则非线性扩张状态观测器状态变量 z_i 能很好地跟踪原系统各状态变量 x_i . 其中 $z_3 \rightarrow x_3 = f(\cdots, \omega)$, 尽管 $f(\cdots)$ 和 ω 都未知, 但扩张状态 z_3 仍可以很好地估计出系统总扰动 a [22]. 四旋翼飞行器俯仰角 θ 和偏航角 ψ 采用相同的算法处理, 实现各个通道的动态补偿线性化.

3.3 四旋翼飞行器的非线性误差反馈

大量研究表明采用适当的非线性误差组合控制效果优于线性组合. 本文中采用如下形式的非线性反馈形式:

$$\begin{cases} e_{11} = v_{11} - z_{11} \\ e_{12} = v_{12} - z_{12} \\ u_2 = (\text{fhan}(e_{11}, ce_{12}, r, h_1) - z_{13})/b_1 \\ e_{21} = v_{21} - z_{21} \\ e_{22} = v_{22} - z_{22} \\ u_3 = (\text{fhan}(e_{21}, ce_{22}, r, h_1) - z_{23})/b_2 \\ e_{31} = v_{31} - z_{31} \\ e_{32} = v_{32} - z_{32} \\ u_4 = (\text{fhan}(e_{31}, ce_{32}, r, h_1) - z_{33})/b_3 \end{cases} \quad (13)$$

式中: r 为控制量增益; c 为阻尼系数; h_1 为精度因子.

4 自抗扰解耦控制参数的 PSO 优化

从上述分析可以看出, 四旋翼 ADRC 解耦控制算法中需要设定的参数较多, 其参数的选取对

控制性能影响较大, 安排过渡过程中的参数包括速度因子 r_0 和滤波因子 h_0 . 扩张状态观测器共有 a_1 、 a_2 、 δ 、 β_{01} 、 β_{02} 和 β_{03} 6 个参数. NLSEF 中参数包括控制量增益 r 、阻尼系数 c 、精度因子 h_1 .

在上述参数中, r_0 是根据过渡过程快慢的需要来决定的, r_0 和 h_0 应根据实际情况协调选择. a_1 一般取 0.5, $a_2 = 0.25$, 以便于系统实现. δ 为 fal 函数的线性区间宽度, 实际系统一般取为 0.01 左右. β_{01} 、 β_{02} 和 β_{03} 并不因控制对象的而改变 [23]. 本文利用粒子群优化 (Particle Swarm Optimization, PSO) 算法对 r 、 c 和 h_1 3 个参数进行优化组合, 以实现最优控制.

4.1 适应度函数的构造

适应度函数构造合理与否直接关系到 PSO 算法搜索的全局最优值是否能到达控制系统的最优, 根据四旋翼飞行器控制系统的特性和性能要求来确定适应度函数. 本文构造的适宜度函数如下:

$$\text{fitness}(\mu, \delta, |e|) = \lambda_1 \mu + \lambda_2 \delta + \lambda_3 |e|$$

式中: μ 为上升时间; δ 为超调量; $|e|$ 为指令和反馈误差绝对值的和; λ_i ($i = 1, 2, 3$) 为权值, 根据各个指标的大小及重要性进行调整.

4.2 PSO 优化算法计算过程

下面利用 PSO 算法实现四旋翼自抗扰解耦控制的参数优化, 参数自寻优算法如下.

第 1 步 随机产生三维粒子.

第 2 步 将产生的三维粒子作为系统参数代入到四旋翼自抗扰解耦控制算法中, 计算适应度函数值.

第 3 步 将上一步计算得到的适应度值和粒子个体最优值 P_i 的适应度函数值比较, 如果优于 P_i 则更新个体最优值 P_i .

第 4 步 将上一步得到的个体最优适应度值 P_i 和粒子全局最优值 P_g 进行比较, 优于 P_g 则更新 P_g .

第 5 步 更新粒子的位置和速度.

第 6 步 是否超过迭代次数, 没有则返回第 2 步, 超过则停止迭代.

5 算法仿真及实验

为验证解耦及抗干扰效果, 设定四旋翼飞行器姿态初始值为 $(\phi, \theta, \psi) = (0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$. 当 $t = 1$ s 时, $\phi_d = 10^\circ$; 当 $t = 3$ s 时, $\theta_d = 9.5^\circ$; 当 $t = 5$ s 时, $\psi_d = \sin(t)$ (单位: $(^\circ)$); 当 $5 \text{ s} < t < 7 \text{ s}$ 时施加 $5\sin(t)$ 的系统总扰.

四旋翼自抗扰解耦 PSO 参数优化:PSO 粒子数为 50,迭代次数为 100,粒子维度为 3,对于自抗扰解耦控制的 3 个参数范围为: $r \in (10, 1000), c \in (0.5, 50), h_1 \in (0.00001, 0.01)$. 上升时间 μ 权重 $\lambda_1 = 1$,超调量 δ 权重 $\lambda_2 = 700$,指令和反馈误差绝对值的和 $|e|$ 权重 $\lambda_3 = 100$.

最后,在本文姿态解耦算法的基础上对飞行器的轨迹跟踪进行仿真研究,姿态控制系统是四旋翼飞行器轨迹控制的核心,外环轨迹控制算法采用 PD 实现,期望轨迹分别为矩形和圆形. 矩形轨迹为边长为 10 m 的正方形,圆形轨迹半径为 10 m,高度均为 20 m.

图 5 为四旋翼飞行器姿态解耦控制仿真曲线,从图中可以看出,在当 $t = 1\text{ s}$ 时,滚转角指令 $\phi_d = 10^\circ$,俯仰角几乎保持为零,同样当 $t = 3\text{ s}$ 时,俯仰角指令 $\theta_d = 9.5^\circ$,滚转角并未受到其耦合作用的影响,仍然保持为 10° .

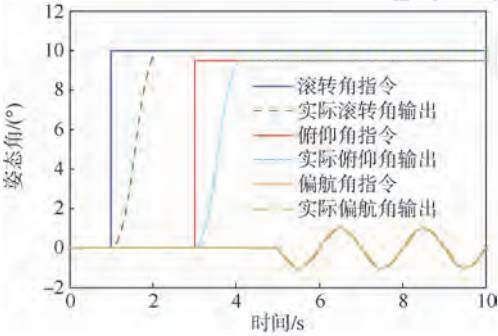


图 5 四旋翼 UAV 自抗扰解耦控制姿态跟踪
Fig. 5 Attitude tracking of quadrotor UAV active disturbance decoupling control based on ADRC

图 6 为图 5 的局部放大图,从图中可以看出,在 $t = 3\text{ s}$ 时刻,由于俯仰角的变化,滚转角有轻微震荡,在 $5\text{ s} < t < 7\text{ s}$ 时段,由于系统总扰的作用,俯仰角也有很小量的变化. 可以看出本文算法将通道间耦合及外部干扰进行了有效抑制,其影响几乎可以忽略.

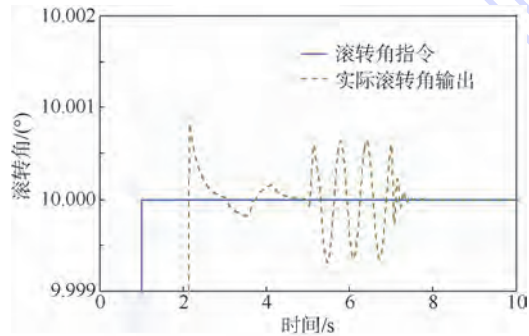


图 6 滚转角跟踪局部放大曲线
Fig. 6 Local amplification curve of roll angle tracking

图 7 为滚转角通道中总扰动的 ESO 估计,在 $t = 3\text{ s}$,由于 $\theta_d = 9.5^\circ$,通道间出现较大耦合项. 在 $5\text{ s} < t < 7\text{ s}$ 时间段为系统总扰估计.

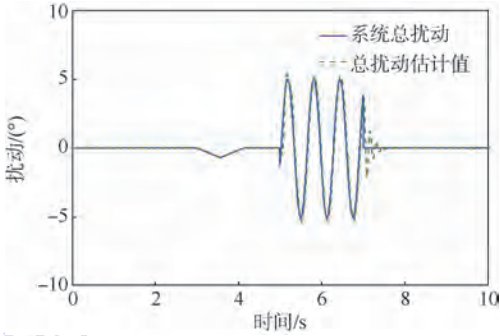


图 7 系统总扰动的 ESO 估计曲线
Fig. 7 Estimation curve of total system disturbance by ESO

图 8 为文献[9]的四旋翼飞行器姿态反步控制算法,在 $t = 5\text{ s}$ 时刻,俯仰角明显受到滚转角耦合作用的影响,产生振荡. 在 $t = 15\text{ s}$ 时,滚转角也受到俯仰角的耦合作用影响,产生明显的波动. 在 $25\text{ s} < t < 35\text{ s}$ 时间段,由于外部干扰的存在,滚转角和俯仰角都发生了明显的振荡.

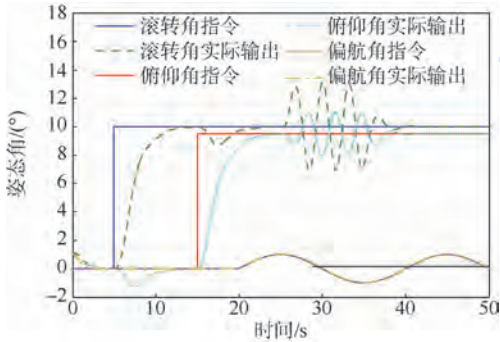


图 8 四旋翼飞行器反步姿态控制
Fig. 8 Backstepping attitude control of quadrotor aircraft

图 9 为基于 PID 的四旋翼飞行器姿态控制曲线,由于外部干扰的存在,姿态角波动明显,其对干扰的抑制能力趋近于反步法.

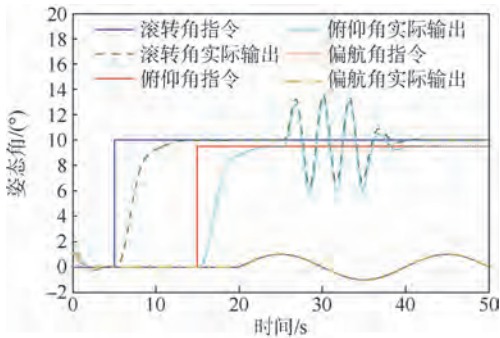


图 9 四旋翼飞行器 PID 姿态控制
Fig. 9 PID attitude control of quadrotor aircraft

图 10 为矩形轨迹跟踪,可以看出在相同干扰情况下,本文算法跟踪能力优于其余两种算法,

图 11 为圆形轨迹跟踪曲线,本文算法同样具有一定优势.

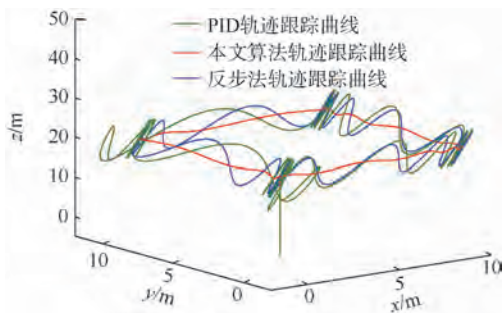


图 10 四旋翼矩形轨迹跟踪

Fig. 10 Rectangular trajectory tracking of quadrotor

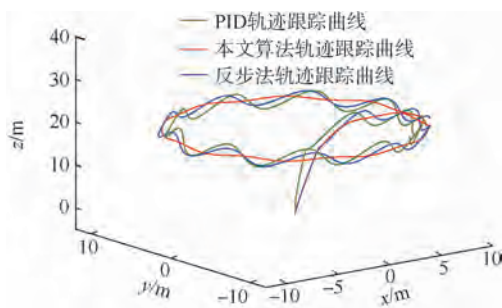


图 11 四旋翼圆形轨迹跟踪

Fig. 11 Circular trajectory tracking of quadrotor

图 12 为自抗扰参数的寻优曲线,当迭代次数为 12 时,PSO 算法基本达到系统全局最优,利用 PSO 寻优得到的控制量增益 $r = 23.5578$,阻尼系数 $c = 38.2386$,精度因子 $h_1 = 0.0045$. 遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 所采用的初始种群大小为 20,采用保存最优个体的随机选择方式,交叉操作采用均匀交叉算子实现,交叉概率为 0.9,用高斯变异算子实现变异操作,变异概率根据进化代数自适应调节. 从图 12 可看出 GA 算法的寻优能力略低于 PSO 算法,因此本文采用 PSO 优化得到的参数.

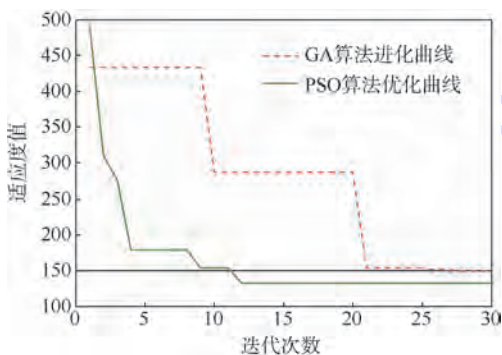


图 12 自抗扰参数寻优

Fig. 12 Parameter optimization of ADRC

图 13 为本文进行的四旋翼飞行器定点悬停实验,飞行器可实现指定经纬度和指定高度的悬

停,其空间位置精度基本满足要求. 图 14 为飞行实验的高度曲线,高度可以稳定保持在 13 m. 图 15 为飞行实验的俯仰角曲线,时间跨度为 500 s,波动在 $\pm 2^\circ$ 之间,图 16 为飞行实验的滚转角曲线,波动在 $\pm 3^\circ$ 之间.



图 13 四旋翼飞行器定点悬停实验

Fig. 13 Hovering experiment of quadrotor aircraft

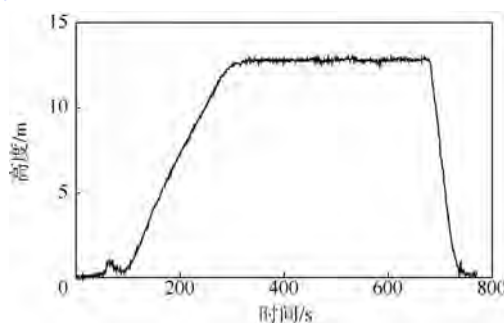


图 14 四旋翼飞行器实际飞行高度曲线

Fig. 14 Height curve of actual flight of quadrotor aircraft

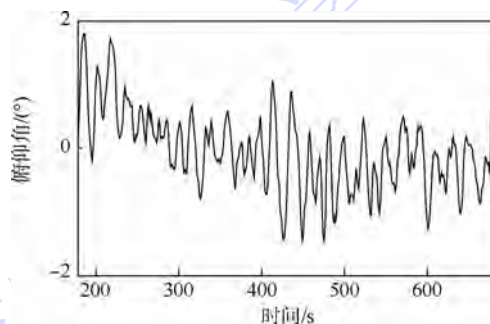


图 15 四旋翼飞行器实际飞行俯仰角曲线

Fig. 15 Pitch angle curve of actual flight of quadrotor aircraft

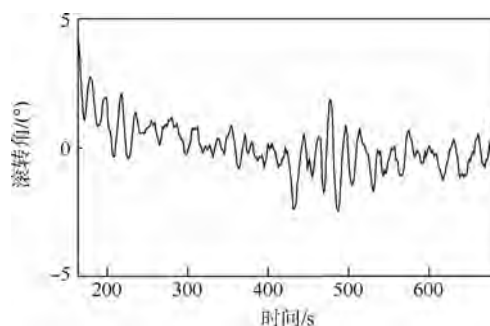


图 16 四旋翼飞行器实际飞行滚转角曲线

Fig. 16 Roll angle curve of actual flight of quadrotor aircraft

6 结 论

1) 利用自抗扰(ADRC)姿态解耦算法实现对四旋翼飞行器姿态的高品质控制,并对状态间耦合项和系统复合干扰实现了精确的估计。

2) 验证了本文姿态控制算法能够提高系统轨迹跟踪的鲁棒性,通过仿真验证其较其他算法有一定优势。

3) 设计了实际飞行控制系统,可实现一些简单的飞行任务,如按照指定航迹和指定位置高度的飞行,将会进一步研究,将本文算法及其他先进控制方法应用到实际飞行器中。

本文所设计的姿态解耦控制及轨迹跟踪系统实现难度小,由于该算法只需测量状态输出就可实现对状态间耦合项及系统复合干扰的估计,对硬件系统要求较低,因此具有实际应用的价值。

参考文献 (References)

- [1] Madani T, Benallegue A. Backstepping control for a quadrotor helicopter[C]//2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 3255-3260.
- [2] Salih A L, Moghavvemi M, Mohamed H A F, et al. Flight PID controller design for a UAV quadrotor[J]. Scientific Research and Essays, 2010, 5(23): 3660-3667.
- [3] Mokhtari A, Benallegue A, Daachi B. Robust feedback linearization and GH_{∞} controller for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Electrical Engineering, 2006, 57(1): 20-27.
- [4] Santos M, López V, Morata F. Intelligent fuzzy controller of a quadrotor[C]//Proceedings of 2010 IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering(ISKE), 2010: 141-146.
- [5] Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 3: 2451-2456.
- [6] 王树刚. 四旋翼直升机控制问题研究[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006: 53-59.
Wang S G. Research of quadrotor control[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006: 53-59 (in Chinese).
- [7] Altug E, Ostrowski J P, Mahony R. Control of a quadrotor helicopter using visual feedback[C]//2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002, 1: 72-77.
- [8] Lee D, Kim H J, Sastry S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2009, 7(3): 419-428.
- [9] Bouabdallah S, Siegwart R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 2247-2252.
- [10] Mian A A, Daobo W. Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6 DOF quadrotor helicopter[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 261-268.
- [11] Wang Y Q, Wu Q H, Wang Y. Distributed cooperative control for multiple quadrotor systems via dynamic surface control[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 75(3): 513-527.
- [12] 王璐, 李光春, 王兆龙, 等. 欠驱动四旋翼无人飞行器的滑模控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2012, 33(10): 1248-1253.
Wang L, Li G C, Wang Z L, et al. Sliding mode control of an underactuated Quadrotor UAV[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2012, 33(10): 1248-1253 (in Chinese).
- [13] Bouadi H, Bouchoucha M, Tadjine M. Sliding mode control based on backstepping approach for an UAV type quadrotor[J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Sciences, 2008, 4(1): 12-17.
- [14] 王俊生, 马宏绪, 蔡文澜, 等. 基于 ADRC 的小型四旋翼无人直升机控制方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3): 31-34.
Wang J S, Ma H X, Cai W L, et al. Research on micro quadrotor control based on ADRC[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(3): 31-34 (in Chinese).
- [15] 李杰, 齐晓慧, 韩帅涛. 基于自抗扰技术的四旋翼姿态解耦控制方法[J]. 电光与控制, 2013, 20(3): 44-48.
Li J, Qi X H, Han S T. Attitude decoupling control for quadrotor aircraft based on active disturbance rejection control technique[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(3): 44-48 (in Chinese).
- [16] Raffo G V, Ortega M G, Rubio F R. An integral predictive/non-linear control structure for a quadrotor helicopter[J]. Automatica, 2010, 46(1): 29-39.
- [17] Salazar-Cruz S, Escareno J, Lara D, et al. Embedded control system for a four-rotor UAV[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2007, 21: 189-204.
- [18] Zhao C Z, Huang Y. ADRC based input disturbance rejection for minimum-phase plants with unknown orders and/or uncertain relative degrees[J]. Journal of Systems Science and Complexity, 2012, 25(4): 625-640.
- [19] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
Han J Q. Auto-disturbances-rejection controller and it's application[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23 (in Chinese).
- [20] Nikolakopoulos G, Alexis K. Switching networked attitude control of an unmanned quadrotor[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2013, 11(2): 389-397.
- [21] 崇阳, 张科, 王靖宇. 一种基于模糊 ADRC 的舵机控制算法设计与实现[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(2): 217-221.
Chong Y, Zhang K, Wang J Y. Design and application of a servo control system based on fuzzy active disturbance rejection controller[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(2): 217-221 (in Chinese).
- [22] 周黎妮, 唐国金, 李海阳. 航天器姿态机动的自抗扰控制器

设计[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(12): 2122-2126.
Zhou L N, Tang G J, Li H Y. Active disturbance rejection controller design for spacecraft attitude maneuver[J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(12): 2122-2126 (in Chinese).

[23] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 280-287.
Han J Q. Active disturbance rejection control technique[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 280-287 (in Chinese).

Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control

YANG Liben*, ZHANG Weiguo, HUANG Degang

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: An attitude decoupling algorithm based on active disturbance rejection control (ADRC) was designed for underactuated quadrotor aircraft. The algorithm can overcome some shortcomings of traditional control method for underactuated quadrotor, such as strong coupling between system states, weak anti-interference ability and high sensitivity of tracking performance to modeling errors, etc. The state coupling was tracked and estimated by extended state observer (ESO), system interference can be estimated by ESO at the same time. The interference of the system includes internal and external disturbances. The nonlinear multiple-input multiple-output (MIMO) system was transformed into linear single-input single-output (SISO) system by dynamic feedback linearization. Then using the nonlinear feedback control law to achieve high quality control of the attitude system, and study the robust trajectory tracking problem of the aircraft based on the attitude decoupling control algorithm. The simulation results show that the above attitude control algorithm can improve the robustness of the trajectory tracking system. The algorithm does not rely on the accurate system model, reduces the difficulty of practical application, and has strong anti-interference capability and practical application value as well.

Key words: active disturbance rejection controller; quadrotor; dynamic feedback linearization; decoupling; particle swarm optimization; interference estimation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0393

有限维修能力下舰载机可修复件库存优化模型

张帅¹, 李军亮¹, 吕卫民², 滕克难^{*3}

(1. 海军航空工程学院 研究生管理大队, 烟台 264000; 2. 海军航空工程学院 战略导弹工程系, 烟台 264000;

3. 海军航空工程学院 训练部, 烟台 264000)

摘

要: 舰载机保障受维修渠道约束, 维修能力有限. 为使 Palm 定理和 Metric 理论适用于舰载机可修复件优化配置, 基于排队理论, 将有限维修渠道的实际维修时间与维修等待时间之和等效为无限维修渠道的平均维修时间, 建立专业渠道、通用渠道和混合渠道的维修供应渠道修正模型. 根据维修供应渠道修正模型, 给出了两层级备件项的供应渠道备件数均值和方差模型. 结合实例应用, 分析了备件需求率和维修渠道数对维修时间的影响. 对比分析了“有限维修渠道模型”和“无限维修渠道模型”库存方案的应用效果, 并给出了各自的适用条件, 结果表明了修正模型的有效性.

关键词: 可修复件; 优化配置; 需求率; 维修渠道; 舰载机

中图分类号: V215.7; E917

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1034-08

可修复件是指故障或损坏后, 采用经济可行的技术手段修理, 能恢复其原有功能的备件, 主要指供修理周转的外场可更换件 (Line Replaced Unit, LRU) 和内场可更换件 (Shop Replaced Unit, SRU). 舰载机上可修复件数量较大且占据了绝大部分的备件保障经费, 可修复件大多直接关系到舰载机可用度, 实践证明, 贵重件的修复, 不仅可以节约维修资源和费用, 而且对提高装备可用性有着重要的作用^[1-2]. 可修复件通常具有较长的订货间隔期, 储备一定数量的可修复件对于保持舰载机的可用性具有积极意义^[3-4].

可修复件多级库存的理论基础是 Palm 于 1938 年提出的排队论和 Sherbrooke 以 Palm 定理为基础提出的 Metric 模型^[5], 以及 Slay 提出、Sherbrooke 完善的 Vari-Metric 模型^[6-7]. 以上模型均基于“无限渠道排队”假设, 即: 维修能力无限大. 但在装备保障实践中, 这一假设并不完全符合实际. 针对 Metric 模型假设的不精确性, 文献[8]

建立了修理时间服从指数分布的有限服务者模型, 将推导出的满足率和短缺数模型与无限维修渠道进行比较, 得出了更准确的模型; 文献[9-10]基于 $M/M/c$ 排队模型研究了多级可修复件的库存配置; 文献[11]综合利用 $M/M/c$ 和 $M/G/c$ 模型对有限维修渠道两级库存系统进行了研究; 文献[12]基于有限维修渠道建立了单项可修复件库存整数规划模型; 文献[13]在服务能力约束下, 研究了备件订购问题; 文献[14]对维修能力受限的 k/N 系统备件库存优化模型进行了研究; 文献[15]针对有限维修能力对 Vari-Metric 进行了适用性修改; 文献[16]在有限维修渠道约束下, 对故障件维修周转时间和供应渠道进行了修正; 文献[17]按照三级维修保障策略, 建立了有限维修渠道下的备件库存模型.

受经费、物理条件等因素限制, 舰载机是“有限维修渠道”下的有限能力维修保障, 不符合 Metric 理论所要求的“无限维修渠道”假设. 为此, 在以

收稿日期: 2014-07-01; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2015-01-19 16:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150119.1649.004.html

作者简介: 张帅(1984—), 男, 江苏沛县人, 博士研究生, zhsh1558@163.com

* 通讯作者: 滕克难(1962—), 男, 山东济南人, 教授, tengkenan@gmail.com, 主要研究方向为装备保障、装备体系发展论证.

引用格式: 张帅, 李军亮, 吕卫民, 等. 有限维修能力下舰载机可修复件库存优化模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1034-1041. Zhang S, Li J L, Lyu W M, et al. Optimization of carrier-based aircraft repairable spares inventory systems under limited maintenance ability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1034-1041 (in Chinese).

上文献研究的基础上,对 Metric 模型进行适用性扩展,建立舰载机有限维修渠道下的备件库存配置优化模型,以提高舰载机供应保障和持续作战能力.

1 问题分析和优化思路

1.1 问题分析

海军舰载机实行三级维修模式:舰员级、中继级和基地级.舰员级以换件维修为主;中继级主要进行组件级维修;基地级提供全面维修保障.航母编队任务期内,若舰载机发生故障,则拆换故障LRU,送母舰中继级维修,并向供应部门申请LRU.若有库存,则发出一件完好LRU;否则,发生一次备件短缺.中继级部门确定故障LRU是否可修,如果可修,则进行修理,并在修复完成后发到供应部门.供应部门若有短缺,则利用此修复的LRU补充短缺;若无短缺,则储存在供应部门.如果故障件超过中继级维修能力,则发往后方基地,同时向基地申请对该LRU补给.延迟某时间段后,母舰供应部门将收到补给件.

设故障LRU仅因一件SRU所致,在母舰中继级维修的故障LRU,如果母舰有该SRU库存,就将其安装到故障LRU上替换故障SRU.若母舰中继级不具备修理此SRU能力,则发往后方基地,同时提出补给申请.如果基地有库存,则补充一件该SRU到母舰;若无库存,则发生补给延误.可修复件的修理和补给延误具有不确定性,假设服从某概率分布.

舰载机保障中,舰员级和中继级处于母舰上,共享库存.将舰员级和中继级看作基层站点,则舰载机是两级保障,其备件需求和故障件送修过程如图1所示.

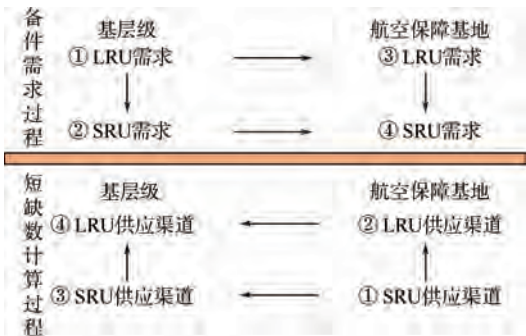


图 1 备件需求和故障件送修过程

Fig. 1 Spare requirement and spares maintenance process

1.2 优化思路

Palm 定理假设“无限渠道排队”,舰载机维修是“有限渠道排队”.前者是 $M/G/\infty$ 模型,维修时间相互独立同分布,后者是 $M/M/c$ 模型,维修时间

相互影响.为利用 Palm 定理,舰载机维修必须符合 $M/G/\infty$ 模型.对比分析两个模型,已知后者中的负指数分布 M 是前者中一般分布 G 的特殊形式,问题的关键是将后者中的有限渠道 c 转换等效于前者中的无限渠道 ∞ .已知 $M/M/c$ 模型中,在服务强度小于 1 的情况下, $M/M/c$ 模型具有稳定的服务时间,各个故障件逗留时间服从同一均值概率分布,将此逗留时间看作故障件在系统中的平均维修服务时间,相当于具有无限维修渠道,则 $M/M/c$ 模型可近似于 $M/G/\infty$ 模型.基于排队论,对舰载机有限维修渠道,求取其系统平均排队等待时间 W_i ,将其与系统平均维修时间 T_i 加和,得到备件在维修系统中的平均逗留时间 T'_i ,可将 T'_i 等效为备件在舰载机维修渠道中的平均服务时间,从而将 $M/M/c$ 模型等效为 $M/G/\infty$ 模型.即舰载机维修系统转换为:维修时间服从一般分布,维修渠道无限,平均服务时间为 T'_i ,从而适用 Palm 定理.

1.3 模型假设

为简化分析,对模型作如下假设:①任务期间,舰载机任务安排均匀,备件需求服从 Poisson 分布;②备件是否在某机构修理与库存量或修理工作量无关,由修理机构修理能力决定;③不允许横向供应,上级机构对下级进行补给;④不同部件故障发生、维修相互独立,故障件修复如新;⑤不同故障部件具有相同重要度,缺件均导致舰载机停飞;⑥故障件维修和补给过程采取先到先供应、先到先维修策略;⑦各站点采取连续检查的 $(s-1, s)$ 库存策略;⑧后方保障基地具备全部维修保障能力,可以对所有备件项进行维修.

2 维修渠道维修时间修正

舰载机维修一般包括专用渠道和通用渠道,下面分别就专用维修渠道、通用维修渠道和两者结合的混合维修渠道展开分析.

2.1 专用维修渠道时间修正

专用维修渠道(见图2)是指由只提供对特定类型故障件维修的若干保障资源(包括维修检测设备、维修保障人员等)结合而成的、具有特定功

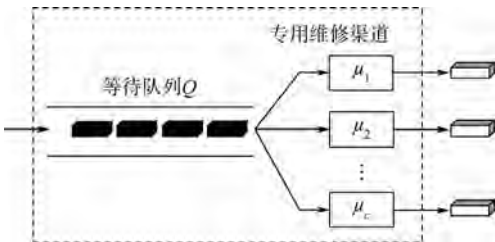


图 2 专用维修渠道

Fig. 2 Special repair channel

能的有机整体.

这是一个专用型多顾客源多服务台系统,符合 $M/M/c$ 模型,站点 j 备件项 i 平均需求率为 m_{ij} ,本地维修率为 r_{ij} ;系统有 c_{ij} 个相互独立的维修渠道且平均服务率均为 $\mu_{ij} = 1/T_{ij}$. 设 x 为专用维修渠道中的平均故障件数,则整个维修机构的平均服务率为 $c_{ij}\mu_{ij}$ ($x \geq c_{ij}$),或 $x\mu_{ij}$ ($x < c_{ij}$). 当 $m_{ij}r_{ij}/(c_{ij}\mu_{ij}) < 1$ 时,维修渠道服务强度为

$$\rho_{ij} = \frac{m_{ij}r_{ij}}{c_{ij}\mu_{ij}} \quad (1)$$

由 $M/M/c$ 模型可得专用维修渠道的状态概率:

$$P_0 = \left[\sum_{k=0}^{c_{ij}-1} \frac{1}{k!} \left(\frac{m_{ij}r_{ij}}{\mu_{ij}} \right)^k + \frac{1}{c_{ij}!} \cdot \frac{1}{1-\rho_{ij}} \left(\frac{m_{ij}r_{ij}}{\mu_{ij}} \right)^{c_{ij}} \right]^{-1} \quad (2)$$

$$P_x = \begin{cases} \frac{1}{x!} \left(\frac{m_{ij}r_{ij}}{\mu_{ij}} \right)^x P_0 & x \leq c_{ij} \\ \frac{1}{c_{ij}!} \left(\frac{m_{ij}r_{ij}}{\mu_{ij}} \right)^{c_{ij}} \frac{1}{1-\rho_{ij}} P_0 & x > c_{ij} \end{cases} \quad (3)$$

式中: P_0 为维修渠道状态为 0 的概率; P_x 为维修渠道状态为 x 的概率.

系统平均队长 L_{ij} 和系统中等待队长 Q_{ij} 分别为

$$\begin{cases} L_{ij} = Q_{ij} + \frac{m_{ij}r_{ij}}{\mu_{ij}} \\ Q_{ij} = \sum_{x=c_{ij}+1}^{\infty} (x - c_{ij}) P_x = \frac{(c_{ij}\rho_{ij})^{c_{ij}} \rho_{ij}}{c_{ij}!(1-\rho_{ij})^2} P_0 \end{cases} \quad (4)$$

故障件在系统中的平均等待时间 W_{ij} 和停留时间 T'_{ij} 为

$$\begin{cases} W_{ij} = \frac{Q_{ij}}{m_{ij}r_{ij}} \\ T'_{ij} = \frac{L_{ij}}{\lambda_{ij}r_{ij}} = T_{ij} + W_{ij} \end{cases} \quad (5)$$

2.2 通用维修渠道时间修正

通用维修渠道(见图 3)是指由可以提供对多种类型故障件维修的若干保障资源(包括维修检测设备、维修保障人员等)组合而成的、具有特定功能的有机整体. 通用维修渠道对结构特征、功能特征和故障类型相似的多项故障件进行维修,这些故障件的维修流程、维修复杂程度、维修所需时间具有相似性;并且,故障件在通用维修渠道中的等待维修时间需要考虑通用维修渠道中的所有类型故障件的修理时间和到达率. 因此,通用维修渠道修正思路类似专用维修渠道,在对通用维修渠道故障件到达率和服务率修正的基础上将多项备件转换为单项备件近似处理.

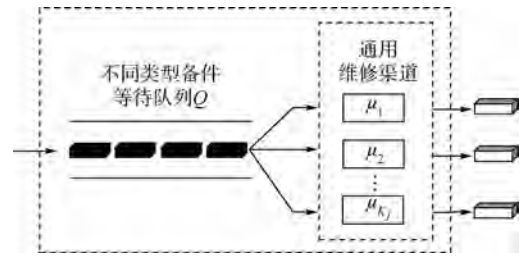


图 3 通用维修渠道

Fig. 3 General repair channel

这是一个通用型多顾客源多服务台系统,系统符合 $M/M/c$ 模型,可以对 k 项不同备件提供维修服务,系统中备件项 i 到达率为 $m_{ij}r_{ij}$,系统总的到达率 $M_j = \sum m_{ij}r_{ij}$,则备件项 i 所占比例为

$$a_{ij} = m_{ij}r_{ij}/M_j \quad (6)$$

系统有 K_j 个相互独立的维修渠道,每个维修渠道对备件项 i 的平均服务时间为 T_{ij} ,服务率为 $\mu_{ij} = 1/T_{ij}$,对所有备件项的平均服务时间和平均服务率分别为

$$T_j = \sum_{i=1}^k a_{ij} T_{ij} \quad (7)$$

$$\mu_j = \frac{1}{T_j} = \frac{1}{\sum_{i=1}^k a_{ij} T_{ij}} = \left(\sum_{i=1}^k m_{ij}r_{ij} \right) / \left(\sum_{i=1}^k m_{ij}r_{ij} T_{ij} \right) \quad (8)$$

则整个维修机构的平均服务率为 $K_j\mu_j$ ($x \geq K_j$),或 $x\mu_j$ ($x < K_j$), x 为通用维修渠道中所有类型故障件总的平均故障件数.

当 $M_j/(K_j\mu_j) < 1$ 时,维修渠道服务强度为

$$\rho_j = M_j/(K_j\mu_j) \quad (9)$$

求得系统整体的到达率和平均服务率后,转换为单项备件排队系统分析,则通用维修渠道的状态概率为

$$P_0 = \left[\sum_{k=0}^{K_j-1} \frac{1}{k!} \left(\frac{M_j}{\mu_j} \right)^k + \frac{1}{K_j!} \cdot \frac{1}{1-\rho_j} \left(\frac{M_j}{\mu_j} \right)^{K_j} \right]^{-1} \quad (10)$$

$$P_x = \begin{cases} \frac{1}{x!} \left(\frac{M_j}{\mu_j} \right)^x P_0 & x \leq K_j \\ \frac{1}{K_j!} \left(\frac{M_j}{\mu_j} \right)^{K_j} \frac{1}{1-\rho_j} P_0 & x > K_j \end{cases} \quad (11)$$

系统平均队长 L_j 和系统中等待队长 Q_j 分别为

$$\begin{cases} L_j = Q_j + \frac{M_j}{\mu_j} \\ Q_j = \sum_{x=K_j+1}^{\infty} (x - K_j) P_x = \frac{(K_j\rho_j)^{K_j} \rho_j}{K_j!(1-\rho_j)^2} P_0 \end{cases} \quad (12)$$

故障件在系统中的平均等待时间 W_j 和停留时间 T'_j 分别为

$$\begin{cases} W_j \approx \frac{Q_j}{M_j} \\ T'_j \approx \frac{L_j}{M_j} = T_j + W_j \end{cases} \quad (13)$$

2.3 混合维修渠道时间修正

航空母舰一般配置多型舰载机,舰载机科技含量高,结构复杂,航材备件的修复有可能需要专用和通用维修设备设施的共同协作才能完成故障件修复.混合维修渠道是专用维修渠道和通用维修渠道的综合集成,可以看作是一个多阶段维修过程.混合维修渠道模型的修正基于专用和通用维修渠道的修正,在各阶段内部,分布按照各自的修正方法进行;混合维修渠道模型需要特别关注和改变的是故障件到达率的修正,即本阶段故障件到达率是基于前一阶段修复率.下面,主要对到达率进行修正.

假设系统为混合维修渠道是两阶段维修系统,第 1 阶段是专用维修渠道对故障件处理,将初步处理后的需要进一步处理的故障件送入第 2 阶段的通用维修渠道,直至修复完成,如图 4 所示.

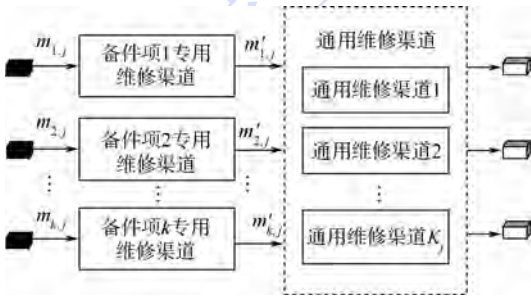


图 4 混合维修渠道 1

Fig. 4 Combined repair channel one

由专用维修渠道分析,得到备件项 i 第 1 阶段修复完成率为

$$m'_{ij} = \sum_{x=1}^{c_{ij}} \frac{1}{(x-1)!} \cdot \frac{(m_{ij}r_{ij})^x}{(\mu_{ij})^{x-1}} P_0 + \sum_{x=c_{ij}+1}^{\infty} \frac{1}{(c_{ij}-1)!(c_{ij})^{x-c_{ij}}} \cdot \frac{(m_{ij}r_{ij})^x}{(u_{ij})^{x-1}} P_0 \quad (14)$$

将 m'_{ij} 作为备件项 i 第 2 阶段维修渠道的到达率,第 2 阶段 k 项备件总的到达率 $M_j = \sum m'_{ij}$. 假设第 2 阶段有 K_j 个相互独立的维修渠道,每个维修渠道对备件项 i 的平均服务时间为 T_{ij} ,服务率 $\mu_{ij} = 1/T_{ij}$,对所有备件项的平均服务时间和平均服务率分别为

$$T_j = \sum_{i=1}^k \frac{m'_{ij}}{M_j} T_{ij} \quad (15)$$

$$\mu_j = \frac{1}{T_j} = \frac{1}{\sum_{i=1}^k \frac{m'_{ij}}{M_j} T_{ij}} = \left(\sum_{i=1}^k m'_{ij} \right) / \left(\sum_{i=1}^k m'_{ij} T_{ij} \right) \quad (16)$$

第 2 阶段通用维修渠道系统的平均服务率为 $K_j \mu_j (x \geq K_j)$, 或 $x \mu_j (x \leq K_j)$, x 为通用维修渠道中所有类型故障件总的平均故障件数.

当 $M_j / (K_j \mu_j) < 1$ 时,依据通用维修渠道修正方法,即可得到混合维修渠道的修正结果.

混合维修渠道的另一种模式为先进行通用维修渠道处理,在通用维修渠道处理完成后,进入专用维修渠道处理,如图 5 所示.根据前述通用维修渠道模型,得到备件项 i 第 1 阶段修复完成率为

$$m'_{ij} = a_{ij} \left[\sum_{x=1}^{K_j} \frac{1}{(x-1)!} \cdot \frac{M_j^x}{\mu_j^{x-1}} P_0 + \sum_{x=K_j+1}^{\infty} \frac{1}{(K_j-1)!(K_j)^{x-K_j}} \cdot \frac{M_j^x}{\mu_j^{x-1}} P_0 \right] \quad (17)$$

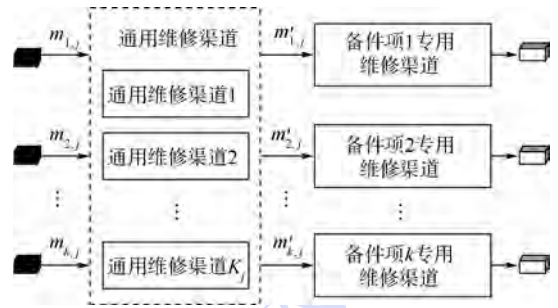


图 5 混合维修渠道 2

Fig. 5 Combined repair channel two

由得到的 m'_{ij} 作为备件项 i 第 2 阶段维修渠道的到达率,依据专用维修渠道修正方法,在第 2 阶段各专用维修渠道服务强度小于 1 时,得到混合维修渠道的修正结果.

对于其他形式的混合维修渠道,可以综合利用以上模型进行分析求解.

3 供应渠道备件件数修正

维修渠道有限时,舰载机备件供应渠道由以下 4 部分构成:①供应渠道无短缺时,故障件在修或补给的件数.②因维修渠道有限,排队等待修理的件数.③因上级保障机构库存短缺而造成补给延误的件数.④因本站点缺少维修所需下层级子备件而延误修理的件数.

综合以上分析,得出站点 j 备件项 i 供应渠道修正后的均值和方差,文中考虑 LRU 和 SRU 两层备件,假设 SRU 下层级备件 SSRU 供应充足.

则 LRU 供应渠道修正后的均值和方差为

$$\begin{aligned} E(X_{0j}) &= m_{0j}[r_{0j}(W_{0j} + T_{0j}) + (1 - r_{0j})O_j] + \\ & f_{0j}E^{B^0}(s_{00} | E(X_{00}), V(X_{00})) + \\ & \sum_{i=1}^I E^{B^0}(s_{ij} | E(X_{ij}), V(X_{ij})) \quad j > 0 \quad (18) \\ V(X_{ij}) &= m_{ij}[r_{ij}(W_{ij} + T_{ij}) + (1 - r_{ij})O_j] + \\ & f_{ij}(1 - f_{ij})E^{B^0}(s_{i0} | E(X_{i0}), V(X_{i0})) + \\ & f_{ij}^2V^{B^0}(s_{i0} | E(X_{i0}), V(X_{i0})) \quad i, j > 0 \quad (19) \end{aligned}$$

式中:下标 0*j* 为站点 *j* 的 LRU 备件项;下标 00 为站点 *j* 的上级保障站点;*O_j* 为站点 *j* 申请交付平均时间;*f_{0j}* 为上级站点 LRU 短缺造成站点 *j* 补给延误的比例;*s* 为库存量;*E^{B⁰}* 为备件期望短缺数;*V^{B⁰}* 为备件短缺数方差.

SRU 供应渠道修正后的均值和方差为

$$\begin{aligned} E(X_{ij}) &= m_{ij}[r_{ij}(W_{ij} + T_{ij}) + (1 - r_{ij})O_j] + \\ & f_{ij}E^{B^0}(s_{i0} | E(X_{i0}), V(X_{i0})) \quad i, j > 0 \quad (20) \\ V(X_{ij}) &= m_{ij}[r_{ij}(W_{ij} + T_{ij}) + (1 - r_{ij})O_j] + \\ & f_{ij}(1 - f_{ij})E^{B^0}(s_{i0} | E(X_{i0}), V(X_{i0})) + \\ & f_{ij}^2V^{B^0}(s_{i0} | E(X_{i0}), V(X_{i0})) \quad i, j > 0 \quad (21) \end{aligned}$$

式中:下标 *ij* 为站点 *j* 的 SRU_{*i*} 备件项;下标 *i0* 为站点 *j* 的上级保障站点;*f_{ij}* 为 SRU 短缺造成对站点 *j* 补给延误的比例.

修正后的备件期望短缺数 *E^{B⁰}* 和短缺数方差

V^{B⁰} 为

$$E^{B^0}_{ij} = \sum_{X_{ij}=s_{ij}+1}^{\infty} (X_{ij} - s_{ij})P(X_{ij}) \quad (22)$$

$$V^{B^0}_{ij} = E[B^0_{ij}]^2 - [E^{B^0}_{ij}]^2 \quad (23)$$

$$E[B^0_{ij}]^2 = \sum_{X_{ij}=s_{ij}+1}^{\infty} (X_{ij} - s_{ij})^2P(X_{ij}) \quad (24)$$

式中:*P(X_{ij})* 为备件供应渠道数量的稳态概率分布;*B⁰* 为备件短缺数.若供应渠道差均比为 1,取泊松分布;若供应渠道差均比大于 1,取负二项分布;若供应渠道差均比小于 1,取二项分布.

4 应用分析

在舰载机装备维修中,维修能力有限是普遍存在的,经过对有限维修渠道的修正,使其适用 Palm 定理.基于上述研究,对舰载机有限维修渠道与无限渠道假设下的备件库存进行对比研究,分析验证有限维修渠道修正模型的应用效果和 Palm 定理在备件配置中的适用性.

设有两个相同的航母战斗群,两者均配备舰载机 20 架,具有相同的任务安排和维修能力.假设舰载机由备件 LRU₁ 和 LRU₂ 组成,LRU₁ 由 SRU₁₁ 和 SRU₁₂ 组成,LRU₂ 由 SRU₂₁ 和 SRU₂₂ 组成.以专用维修渠道为例,对有限维修渠道的修正模型进行应用分析.基本数据见表 1.

表 1 备件基本数据
Table 1 Basic parameters of spares

备件项	需求率/(件·天 ⁻¹)		基层级 平均维修 时间/天	隔离率 <i>q</i>	维修率 <i>r</i>	平均送修时间/天		基地 需求率/ (件·天 ⁻¹)	基地 平均维修 时间/天	单价/ 万元	安装数/件
	站点 1	站点 2				站点 1	站点 2				
LRU ₁	1.500	1.500	0.6		0.8			0.60	0.3	100	2
LRU ₂	1.200	1.300	0.5		0.7			0.75	0.2	120	1
SRU ₁₁	0.600	0.600	3.0	0.5	0.6	15	10	0.78	1.0	50	1
SRU ₁₂	0.600	0.600	4.0	0.5	0.5			0.90	2.0	50	2
SRU ₂₁	0.504	0.546	4.0	0.6	0.5			0.975	2.0	50	1
SRU ₂₂	0.336	0.364	4.0	0.4	0.5			0.65	2.0	70	1

4.1 维修时间分析

由于维修系统中维修渠道数量有限,待修复故障件在维修系统中逗留时间为实际维修时间和等待维修时间之和.根据表 1 数据,运用前述有限维修渠道模型修正方法,对维修时间进行修正.表 2 给出不同有限维修渠道方案约束下各站点的维修时间修正值,其中维修渠道方案 1~3 代表各项备件维修渠道维修设备的配置方案.由表 2 数据可知,在有限渠道下,维修时间增加,但随着维修渠道数的增加,维修时间递减量趋缓.进一步以备件项 LRU₂ 为例,给出渠道数为 1~7 时不同备件需求率下的平均维修时间变

化,如表 3 所示.

由表 2、表 3 和图 6 知,维修渠道较少时,维修时间显著增加;随着渠道数量的增加,维修时间逐渐降低,并趋于无限维修渠道下的平均维修时间;维修渠道达到一定数量后,增加渠道带来的效益逐渐趋于 0.

维修能力是一个相对量,除了维修系统本身固有能力强外,还与备件需求率或故障件到达率密切相关,因此,文中将维修能力看作综合考虑了备件需求率和固有维修能力的相对量.图 7 给出当维修渠道数为 2~5,需求率从 0.5~2.0 变化时修正后的平均维修时间变化.

表 2 备件维修时间							
Table 2 Repair time of spares							
站点	方案	LRU ₁	LRU ₂	SRU ₁₁	SRU ₁₂	SRU ₂₁	SRU ₂₂
基层站点	无限渠道维修时间/天	0.6	0.5	3.0	4.0	4.0	4.0
	方案 1 维修渠道数	2	2	2	3	2	2
	站点 1 时间/天	0.689 3	0.523 1	4.234 9	4.313 7	5.362 0	4.509 1
	站点 2 时间/天	0.689 3	0.527 3	4.234 9	4.313 7	5.698 9	4.610 9
	方案 2 维修渠道数	2	1	2	2	2	2
	站点 1 时间/天	0.689 3	0.862 1	4.234 9	6.250 0	5.362 0	4.509 1
	站点 2 时间/天	0.689 3	0.917 4	4.234 9	6.250 0	5.698 9	4.610 9
	方案 3 维修渠道数	3	2	3	4	3	3
	站点 1 时间/天	0.610 5	0.523 1	3.171 4	4.052 9	4.186 2	4.057 1
	站点 2 时间/天	0.610 5	0.527 3	3.171 4	4.052 9	4.236 1	4.071 9
	无限渠道维修时间/天	0.3	0.2	1.0	2.0	2.0	2.0
	维修渠道数	2	2	3	5	5	4
后方基地	修正时间/天	0.302 4	0.201 1	1.022 0	2.025 3	2.035 7	2.035 4

表 3 不同维修渠道数量下的平均维修时间							
Table 3 Average repair time with different amount of repair channels							
需求率/(件·天 ⁻¹)	维修渠道数/个						
	1	2	3	4	5	6	7
0.9	0.729 9	0.512 7	0.500 8	0.500 0	0.500 0	0.50	0.50
1.2	0.862 1	0.523 1	0.501 8	0.500 1	0.500 0	0.50	0.50
1.5	1.052 6	0.537 0	0.503 5	0.500 3	0.500 0	0.50	0.50
2.0	1.666 7	0.569 8	0.508 0	0.500 9	0.500 1	0.50	0.50

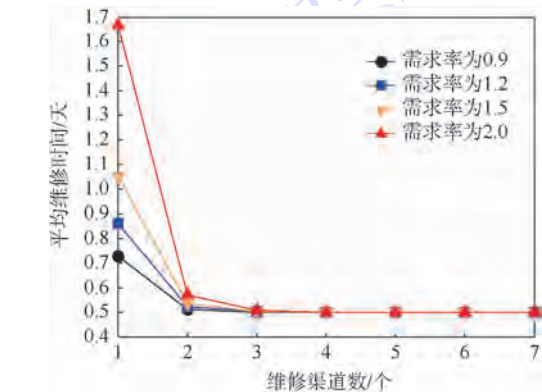


图 6 不同维修渠道数和需求率下的平均维修时间
Fig.6 Comparisons of average repair time with different repair channels and demand rates

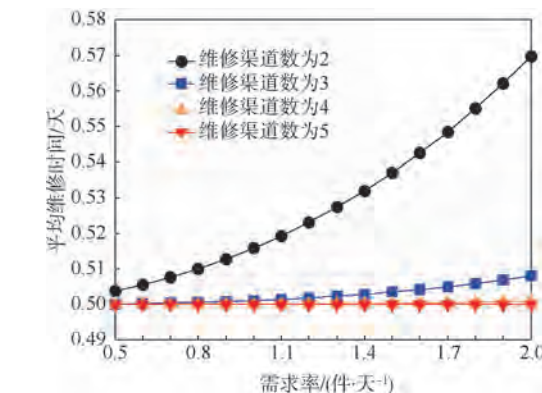


图 7 不同需求率下的平均维修时间
Fig.7 Average repair time in different average demand rates

由图 7 可知,随着备件需求率增加,不同维修渠道数量条件下的平均维修时间均增加;维修渠道较少时,平均维修时间增加较快;维修渠道较多时,平均维修时间增加缓慢.

4.2 备件库存方案配置效果分析

基于表 2 中修正时间进行备件配置优化,要求用最少费用使系统可用度达到 0.8. 运用边际分析法优化求解,得到各方案下的最优备件配置策略,如表 4 所示,其中方案 1~3 代表不同的维修渠道数量配置,参见表 2,方案 0 代表无限维修渠道.

由表 4 可知,维修渠道越少,需要储备越多的备件,费用也越高;渠道越多,越接近无限维修渠道. 将无限维修渠道库存策略代入方案 1~3,得到各方案下实际保障效果,如表 5 所示. 由表 5 可知,在维修渠道较少时直接运用多级备件配置模型进行备件配置优化,实际可用度较低,不能满足任务需求. 因此,在维修渠道较少时,需要对有限维修能力模型进行修正,使其满足“无限维修渠道”模型的应用条件,以提高备件配置效果.

以总费用 5 000 万元为约束,以最大可用度为目标值,分别基于维修渠道方案 0~3 配置备件,库存方案如表 6 所示.

表 4 备件配置方案

Table 4 Allocation schemes of spares

方案	LRU ₁			SRU ₁₁			SRU ₁₂			LRU ₂			SRU ₂₁			SRU ₂₂			可用度/%	费用/万元
	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点		
		1	2		1	2		1	2		1	2		1	2		1	2		
0	0	6	4	0	5	4	0	7	5	0	5	4	0	6	5	0	3	3	80.73	4 100
1	0	6	4	0	6	5	0	7	5	0	5	4	0	6	6	0	3	3	80.19	4 250
2	0	6	4	0	6	5	0	8	6	0	5	4	0	6	6	0	4	3	80.35	4 420
3	0	6	4	0	5	4	0	7	5	0	5	4	0	6	5	0	3	3	80.27	4 100

表 5 不同维修渠道数量下实际效果

Table 5 Actual effect with different amount of repair channels

度量标准	无限维修渠道	方案 1	方案 2	方案 3
期望短缺数/件	8.172 9	9.421 0	10.550 0	8.380 2
可用度/%	80.73	78.02	75.61	80.27

由表 6 知,在一定费用约束下,随着维修渠道数量的减少,可用度呈下降趋势,但是这种差别并不十分明显;在维修渠道较多时,得出与无限维修渠道条件下较接近的可用度.将无限维修渠道条件下的备件库存方案代入维修渠道方案 1~3,得到各维修渠道方案下的实际可用度,如表 7 所示.

表 6 备件配置策略

Table 6 Allocation strategies of spares

方案	LRU ₁			SRU ₁₁			SRU ₁₂			LRU ₂			SRU ₂₁			SRU ₂₂			可用度/%	费用/万元
	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点	基地	站 点	站 点		
		1	2		1	2		1	2		1	2		1	2		1	2		
0	0	7	5	0	6	5	0	7	6	0	7	6	0	6	5	0	4	3	91.02	5 000
1	0	7	5	0	6	5	0	7	6	0	7	5	0	7	6	0	4	3	89.16	4 980
2	0	7	5	0	6	5	0	8	7	0	6	5	0	7	6	0	4	3	87.08	4 960
3	0	7	5	0	6	5	0	7	6	0	7	6	0	6	5	0	4	3	90.73	5 000

表 7 不同维修渠道方案下实际效果

Table 7 Actual effect with different repair channel plans

度量标准	无限维修渠道	方案 1	方案 2	方案 3
期望短缺数/件	3.693 3	4.457 2	5.356 7	3.818 9
可用度/%	0.910 2	0.892 2	0.875 0	0.907 3

由表 7 知,将无限维修渠道备件库存策略运用于不同维修渠道方案时,实际可用度与约束模型下求取的库存策略可用度基本一致,说明在一定费用约束、在各备件项维修渠道保持结构相对稳定的情况下,无限维修渠道模型备件库存策略具有较好的适应性.但是,在各备件项维修渠道能力结构变化相对较大、经费较少时,需要重视维修能力有限带来的影响,严格按照有限维修能力模型进行备件库存配置.同时,由于有限维修渠道条件下维修时间的增加,备件库存方案下装备可用度会低于无限维修渠道理论值,这时需要增加费用投入,提高可用度.

5 结 论

基于排队理论,建立了有限维修渠道下适用 Palm 定理和 Metric 理论进行可修复件配置的维修供应渠道修正模型,并进行了应用分析.

1) 有限维修条件下,维修能力较低,运用“无限渠道”多级备件配置模型,效果较差,通过对有限维修渠道模型进行适用性修正,提高了备件配置效果,满足任务需求.

2) 随着维修能力的增加,故障件维修时间趋于“无限渠道”维修时间,在维修能力较高时,可以近似运用“无限渠道”多级备件配置模型.

3) 备件需求率和维修渠道数是影响维修能力的两个重要因素,各备件项维修渠道数保持结构相对稳定和备件购置费用充足时,运用无限渠道模型配置库存能取得较好效果.

实际的维修渠道由多种资源构成,需要进一步综合考虑维修渠道内部和维修渠道间的资源竞争等关系,提高维修渠道修正模型的准确性.

致谢 感谢审稿专家认真审阅稿件,并提出宝贵的修改意见.感谢韩维主任对论文研究的帮助.

参考文献 (References)

[1] 何亚群,谭学峰,金福祿.基于可用度的飞机可修件需求分析[J].系统工程与电子技术,2004,26(6):848-849.
He Y Q,Tan X F,Jin F L. Demand analysis of aircraft repairable spares based on availability[J]. Systems Engineering and Electronics,2004,26(6):848-849 (in Chinese).
[2] 罗伟,阮旻智,袁志勇.多级维修供应下可修复备件库存建

- 模与优化[J]. 系统工程理论与实践, 2013, 33(10): 2623-2630.
- Luo Y, Ruan M Z, Yuan Z Y. Modeling and optimization of repairable spare parts under the multi-echelon maintenance supply[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2013, 33(10): 2623-2630 (in Chinese).
- [3] Sherbrooke C C. Optimal inventory modeling of systems multi-echelon techniques[M]. 2nd ed. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2004: 4-6, 25-32, 111-112.
- [4] 刘喜春, 王磊, 许永平, 等. 战时可修复备件供应保障优化模型[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(12): 2595-2598.
- Liu X C, Wang L, Xu Y P, et al. Research on ABMS based wartime spares support adaptation decision[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(12): 2595-2598 (in Chinese).
- [5] Sherbrooke C C. METRIC: A multi-echelon technique for recoverable item control[J]. Operational Research, 1968, 16(1): 122-141.
- [6] Slay F M. Vari-Metric: An approach to modeling multi-echelon resupply when the demand process is Poisson with a gamma prior, Report AF301-3[R]. Santa Monica, CA: RAND, 1984.
- [7] Sherbrooke C C. Vari-Metric: Improved approach approximations for multi-indenture, multi-echelon availability models[J]. Operations Research, 1986, 34(2): 311-319.
- [8] Gross D. On the ample service assumptions of Palm's theorem in inventory modeling[J]. Management Science, 1982, 28(9): 1065-1079.
- [9] Kim J S, Shin K C, Yu H K. Optimal algorithm to determine the spare inventory level for a repairable-item inventory system[J]. Computers & Operations Research, 1996, 23(3): 289-297.
- [10] Kim J S, Shin K C, Park S K. An optimal algorithm of repairable-item inventory systems with depot spares[J]. Journal of the Operational Research Society, 2000, 51(3): 350-357.
- [11] Díaz A, Fu M C. Models for multi-echelon repairable item inventory systems with limited repair capacity[J]. European Journal of Operational Research, 1997, 97(3): 480-492.
- [12] Rappold J A, Van Roo B D. Designing multi-echelon service parts networks with finite repair capacity[J]. European Journal of Operational Research, 2009, 199(3): 781-792.
- [13] Bijvank M, Koole G, Vis I F A. Optimising a general repair kit problem with a service constraint[J]. European Journal of Operational Research, 2010, 204(1): 76-85.
- [14] Ruiz-Castro J E, Li Q L. Algorithm for a general discrete k -out-of- n : G system subject to several type of failure with an indefinite number of repairpersons[J]. European Journal of Operational Research, 2011, 211(1): 97-111.
- [15] Sleptchenko A, Van der Heijden M C, Van Harten A. Effects of finite repair capacity in multi-echelon, multi-indenture service part supply systems[J]. International Journal of Production Economics, 2002, 79(3): 209-230.
- [16] 阮旻智, 李庆民, 黄傲林, 等. 有限维修渠道约束下多级维修供应系统库存控制[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 2018-2027.
- Ruan M Z, Li Q M, Huang A L, et al. Inventory control of multi-echelon maintenance supply system under limited repair channel constraint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11): 2018-2027 (in Chinese).
- [17] 夏国清, 陈红召. 面向使用可用度的舰载机可修备件库存模型[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2013, 34(1): 98-103.
- Xia G Q, Chen H Z. Operational availability oriented inventory model for repairable spare parts of embarked air-wings[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2013, 34(1): 98-103 (in Chinese).

Optimization of carrier-based aircraft repairable spares inventory systems under limited maintenance ability

ZHANG Shuai¹, LI Junliang¹, LYU Weimin², TENG Kenan^{*3}

(1. Graduate Students Brigade, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264000, China;

2. Department of Strategic Missile Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264000, China;

3. Training Department, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264000, China)

Abstract: The repair capability of carrier-based aircraft is constrained by finite repair channels. To make Palm's theorem and Metric theory applicable to the optimal allocation of carrier-base aircraft repairable spares, the modified accommodative models of repair and supply channels under conditions of dedicated channels, general channels and hybrid channels were researched and proposed by making the sum of actual repair time and waiting time under finite repair channels equal to the repair time under infinite repair channels based on the queuing theory. According to the modified accommodative models, the mean and variance models of two indenture spares in repair and supply channels were found. Combined with the application instance, the impact of spares demand rate and the amount of repair channels on the repair time were analyzed. The application effect of the stockpiles programs under the finite repair channels model and infinite repair channels model were compared and analyzed. The applicable conditions of each model were given. And the results show that the modified accommodative models are effective.

Key words: repairable spares; optimal allocation; demand rate; repair channel; carrier-based aircraft

http://bhxb.buaa.edu.cn jhbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0401

基于 SIMP 法的周期性传热材料拓扑优化

贾娇¹, 程伟^{*1}, 龙凯²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 华北电力大学 新能源电力系统国家重点实验室, 北京 102206)

摘 要: 为了实现基于宏观热传导条件的周期性材料微结构设计, 建立了基于固体各向同性材料惩罚法的周期性结构拓扑优化模型. 模型以体积比为约束, 散热弱度最小为优化目标. 为了满足周期性约束, 将设计域划分为若干相同子区域, 并重新分配散热弱度. 基于偏微分方程的图像处理方式可以有效地消除棋盘格和网格依赖性现象. 讨论并分析了不同子区域个数及不同载荷工况对拓扑优化构型的影响. 数值实验结果表明: 周期性结构的建模方式可以实现基于宏观稳态热传导条件的周期性材料微结构设计. 子区域个数不同时, 优化得到不同的微结构构型, 这反映了尺寸效应对材料设计的影响. 当子区域个数不断增加时, 优化结果逐渐趋向收敛于均匀化方法对应的极值.

关 键 词: 拓扑优化; 周期性结构; 尺寸效应; 材料设计; 稳态热传导

中图分类号: O343.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1042-07

传统的材料微结构拓扑优化设计, 均以材料某一方面或某几方面的极限性能为设计目标, 求解在宏观尺度上均匀分布的微结构构型, 即周期性“功能”材料设计. 20 世纪 90 年代中期, Sigmund 首先使用逆向均匀化技术获得具有某些良好特性的复合材料^[1-2]. 之后, 张卫红等^[3]提出性能预测与敏度分析效率更高的“能量法”. 周期性“功能”材料由于制造成本低、性能优越, 已广泛应用于各工业产品, 但随着工程发展的要求, “功能性”材料已难于进一步满足多功能、综合性能等要求. 因此, 基于宏观特性的材料微结构设计逐渐成为研究热点. 为了实现基于宏观的微观材料设计, 张卫红和孙士平^[4]提出材料结构/尺度关联的一体化技术, 先进行宏观结构分析, 再利用有限元超单元技术实现了基于宏观的非周期性材料设计. 文献[5-6]采用双向渐进结构优化(Bi-di-

rectional Evolutionary Structural Optimization, BESO)法对周期性结构分别进行静动态优化, 并指出当周期性子结构数增加时, 宏观结构快速收敛于材料微观结构^[7], 实现了基于宏观的周期性材料设计. 针对超轻材料中的多孔材料和类桁架材料, Yan 等^[8-9]通过均匀化理论建立了宏观结构和微观材料的联系, 提出宏观、微观两个尺度并发优化设计的模型与求解方法, 并实现了多孔材料动力学结构/材料一体化设计^[10]. 刘远东等^[11]通过单元相对密度建立了宏观、微观设计变量的联系, 建立了满足静动态力学条件下的金属材料/结构并发优化模型, 比较了周期性“功能”材料设计、结构设计的侧重点以及一体化设计的优势. 实际上, 一体化设计也可以理解为基于宏观的周期性材料设计. 热传导问题是拓扑优化应用较早的领域之一. 文献[12-17]分别基于渐进结构优化

收稿日期: 2014-07-03; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-11-25 09:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0401.html

基金项目: 国家自然科学基金(11202078)

作者简介: 贾娇(1984—), 女, 内蒙古鄂尔多斯人, 博士研究生, jiajiao_2012@163.com

* 通讯作者: 程伟(1961—), 男, 河北保定人, 教授, cheng_wei@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构动力学、微振动测试及分析、参数辨识等.

引用格式: 贾娇, 程伟, 龙凯. 基于 SIMP 法的周期性传热材料拓扑优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1042-1048.

Jia J, Cheng W, Long K. Topology optimization for periodic thermal conductive material using SIMP method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1042-1048 (in Chinese).

(Evolutionary Structural Optimization, ESO) 法、固体各向同性材料惩罚 (Solid Isotropic Material with Penalization, SIMP) 微结构模型以及独立连续映射方法讨论了结构热传导问题. 刘书田和贺丹^[18] 基于材料增加的渐进结构优化 (Additive Evolutionary Structural Optimization, AESO) 方法, 进一步提出了材料渐进增加的概念, 并讨论该方法在热传导结构拓扑优化中的应用. Gao 等^[19] 以散热弱度为目标函数, 基于 ESO 法提出并解决了热传导问题中载荷的拓扑相关性问题, 而张晖等^[20] 在考虑载荷拓扑相关性同时以温度方差作为目标函数研究了热传导问题.

在以往的基于宏观的微观材料研究中, 更多地关注在满足力学性能要求下, 多孔材料的宏观排布以及材料微结构的构型, 但关于宏观热传导条件对材料微结构构型的影响研究较少. 为了研究宏观热传导条件对材料微结构的影响, 与以往方法不同, 本文拟基于满足宏观热传导条件的周期性结构开展对周期性传热材料的研究. 基于变密度法建立周期性传热结构模型. 为实现周期性结构, 将结构划分为若干相同子区域, 并重新分配散热弱度, 相当于附加周期性约束. 通过求解偏微分方程 (Partial Differential Equations, PDE) 消除棋盘格及网格依赖性. 采用二维结构数值算例, 讨论并分析不同子区域个数, 不同载荷工况下的材料微结构构型及拓扑优化结果.

1 周期性传热结构建模方法

1.1 基于 SIMP 的传统传热结构优化建模

已知传热结构的有限元表达式为

$$KT = P \quad (1)$$

$$x_i^{(k+1)} = \begin{cases} \max(x_{\min}, (1-m)x_i^{(k)}) & x_i^{(k)} (B_i^{(k)})^\eta \leq \max(x_{\min}, (1-m)x_i^{(k)}) \\ x_i^{(k)} (B_i^{(k)})^\eta & \max(x_{\min}, (1-m)x_i^{(k)}) < x_i^{(k)} (B_i^{(k)})^\eta < \min(1, (1+m)x_i^{(k)}) \\ \min(1, (1+m)x_i^{(k)}) & \min(1, (1+m)x_i^{(k)}) \leq x_i^{(k)} (B_i^{(k)})^\eta \end{cases} \quad (5)$$

式中: k 为第 k 轮优化迭代过程; m 为移动极限; η 为阻尼系数, m 及 η 用于确保数值计算稳定性和收敛性, 分别取值为 0.2 和 0.5.

$$B_i = -\frac{\partial C}{\partial x_i} / \lambda \frac{\partial V}{\partial x_i} \quad (6)$$

式中: $\frac{\partial V}{\partial x_i}$ 为体积敏度; λ 为拉格朗日乘子, 根据体积约束方程采用二分法求解.

1.2 克服拓扑优化中的数值不稳定现象

棋盘格现象及网格依赖性问题是连续体拓扑优化中普遍存在的数值不稳定现象. 目前常见的

式中: K 为整体热传导矩阵; T 为温度列阵; P 为热流率列阵.

根据 SIMP 插值理论, 单元热传导矩阵^[15] 可写为

$$k_i = (x_i)^p k_i^0 \quad (2)$$

式中: k_i 为单元热传导矩阵; k_i^0 为初始单元热传导矩阵; x_i 为单元 i 的相对密度; p 为惩罚因子.

建立多工况热传导结构的拓扑优化数学模型为

$$\begin{cases} \min C = \sum_{j=1}^S w_j T_j^T K T_j = \sum_{j=1}^S \sum_{i=1}^N (x_i)^p w_j t_{ij}^T k_i^0 t_{ij} \\ \text{s. t. } V(x) = f V_0 = \sum_{i=1}^N x_i V_i \\ 0 < x_{\min} \leq x_i \leq 1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: C 为结构散热弱度; S 为工况数; j 为工况号; N 为设计域内单元数; w_j 为工况权系数; t_{ij} 为单元 i 的温度列阵; $V(x)$ 为优化后结构体积; V_0 为初始结构体积; V_i 为单元 i 的体积; f 为体积比; $x_{\min}$ 为密度下限, 为防止数值奇异, 通常取 0.001.

假设热流率与单元相对密度无关, 则通过伴随法易推导出

$$\frac{\partial C}{\partial x_i} = - \sum_{j=1}^S p(x_i)^{p-1} w_j t_{ij}^T k_i^0 t_{ij} = -p C_i / x_i \quad (4)$$

式中: C_i 为单元散热弱度. 由式 (4) 可知, 敏度可以表达为单元散热弱度的代数运算形式.

常见的拓扑优化求解算法有优化准则 (Optimality Criteria, OC) 法和数学规划算法两类. 优化准则法具有收敛速度快、计算规模和变量数目无关的优点. 根据式 (4) 求解得到敏度后, 标准 OC 法更新设计变量表达式^[21] 为

解决办法包括高阶等参元法、周长约束法、全局或局部梯度法、过滤法等^[22]. 敏度过滤法是目前应用最为广泛的方法之一^[23]. 敏度过滤通常可以通过卷积和求解 PDE 等方式实现. 通过卷积进行敏度过滤与求解 PDE 进行敏度过滤本质上是一致的, 但采用有限元方式离散 PDE 可以使用与结构分析相同的网格信息, 相对于搜索式的过滤方式, 可以避免占用大量内存, 提高过滤效率, 适用于大规模优化求解问题^[24].

由式 (4) 可知, 敏度取决于单元散热弱度, 因

此可以通过求解 PDE 对单元散热弱度过滤来实现敏感度过滤.

单元散热弱度过滤后形成的场函数 $\bar{C}$ 隐含在:

$$-R_{\min}^2 \nabla^2 \bar{C} + \bar{C} = C \tag{7}$$

并满足 Neumann 边界条件:

$$\frac{\partial \bar{C}}{\partial n} = 0 \tag{8}$$

式中: C 为单元散热弱度过滤前形成的场函数; $R_{\min}$ 为 PDE 参数,其作用类似于卷积敏感度过滤中的过滤半径 $r_{\min}$,两者对应关系^[24]为

$$R_{\min} = \frac{r_{\min}}{2\sqrt{3}} \tag{9}$$

1.3 周期性结构建模及结果后处理

周期性结构的本质就是在各个子区域内具有相同的拓扑形式. 对于一个二维设计域问题,如图 1 所示,将设计域划分为 $m_x \times m_y$ 个子区域, m_x 和 m_y 分别为沿 x 轴和 y 轴的子区域个数. 周期性约束的数学模型表达式为

$$x_q^{(1)} = x_q^{(2)} = \dots = x_q^{(m_x \times m_y)} \tag{10}$$

式中:上标 (1), (2), ..., $(m_x \times m_y)$ 为子区域编号; $q = 1, 2, \dots, n$, 其中 $n = \frac{N}{m}$ 为单个子区域内的有限单元数.

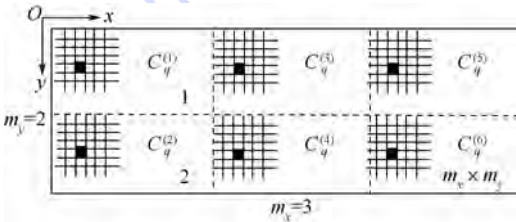


图 1 周期性结构示意图
Fig.1 Illustration of periodic structure

为实现式 (10), 不同子区域内, 相同位置的单元敏感度需相等; 由式 (4) 可知, 只需进一步满足:

$$\frac{C_q^{(1)}}{x_q^{(1)}} = \frac{C_q^{(2)}}{x_q^{(2)}} = \dots = \frac{C_q^{(m_x \times m_y)}}{x_q^{(m_x \times m_y)}} \tag{11}$$

与文献 [25] 类似, 在第 k 轮优化迭代过程中, 可以通过重新分配过滤之后的单元散热弱度来实现周期性约束. 为了保证当轮优化过程中的目标函数 C 不因周期性约束发生变化, 要求分配前后的散热弱度总和不变.

考虑周期性约束的单元散热弱度表达式为

$$\tilde{C}_q^{(1)} = \tilde{C}_q^{(2)} = \dots = \tilde{C}_q^{(m_x \times m_y)} = \frac{1}{m_x \times m_y} \sum_{s=1}^{m_x \times m_y} C_q^{(s)} \tag{12}$$

在重新分配单元散热弱度之后, 根据式 (4)、式 (5) 来分别计算单元敏度和更新单元相对密度. 由于此时每个子区域内同一位置的单元散热弱度相同, 即敏度相同, 就可以实现周期性结构.

在每轮优化迭代中, 采用上述 OC 算法进行优化求解, 直至满足收敛准则:

$$\frac{\|x^{(k+1)} - x^{(k)}\|}{\|x^{(k+1)}\|} \leq \varepsilon \tag{13}$$

式中: x 为由设计变量 x_i 组成的向量. 由于过滤的平均作用, 优化边界存在着大量的中间密度单元, 从而导致优化边界模糊, 为了得到清晰的拓扑优化结果, 优化过程分两个阶段: 第一阶段采用过滤以消除数值不稳定性现象, ε 取值为 0.5%; 在此之后继续采用无过滤方式进行优化直至收敛精度达到 0.1%.

2 数值算例及讨论

本节算例均采用平面模型, 算例均在 MATLAB 软件中编程实现^[26]. 用双线性四边形单元离散结构, 忽略结构尺寸及材料单位, 单元大小为 0.25×0.25 , 在以下算例中, 如不特殊说明, 材料为各向同性导热材料, $p = 3, r_{\min} = 1.5$. 随着子区域个数增多, 每个子区域内的单元数相应减少, 为了严格满足体积比约束, 不可避免地, 个别单元要取中间值, 采用文献 [27] 中提及的后处理方法显示宏观、微观拓扑构型.

算例 1 如图 2 所示, 平面结构尺寸为 180×180 , 4 个角点温度恒为 0, 设平面结构的左上角为坐标原点, 加热点坐标位置为 (82, 80), 热流率为 10, 导热系数为 10. 令 $m_n = m_x = m_y$, 限于篇幅, 仅列出 m_n 为 1~6, 9, 10, 12, 15, 36, 40, 48 和 60 的宏观、微观最优拓扑构型及优化结果. 最优拓扑构型如图 3 所示. 结构散热弱度随 m_n 的变化趋势如图 4 所示, 计算得到的规律同样适用于其他算例.

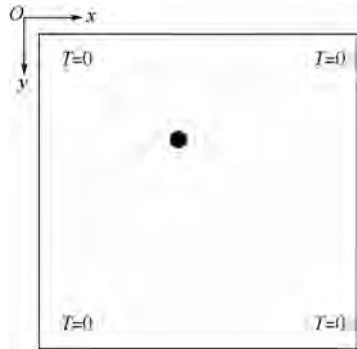


图 2 数值算例 1 中受热平面结构示意图
Fig.2 Illustration of heated plane structure in numerical example 1

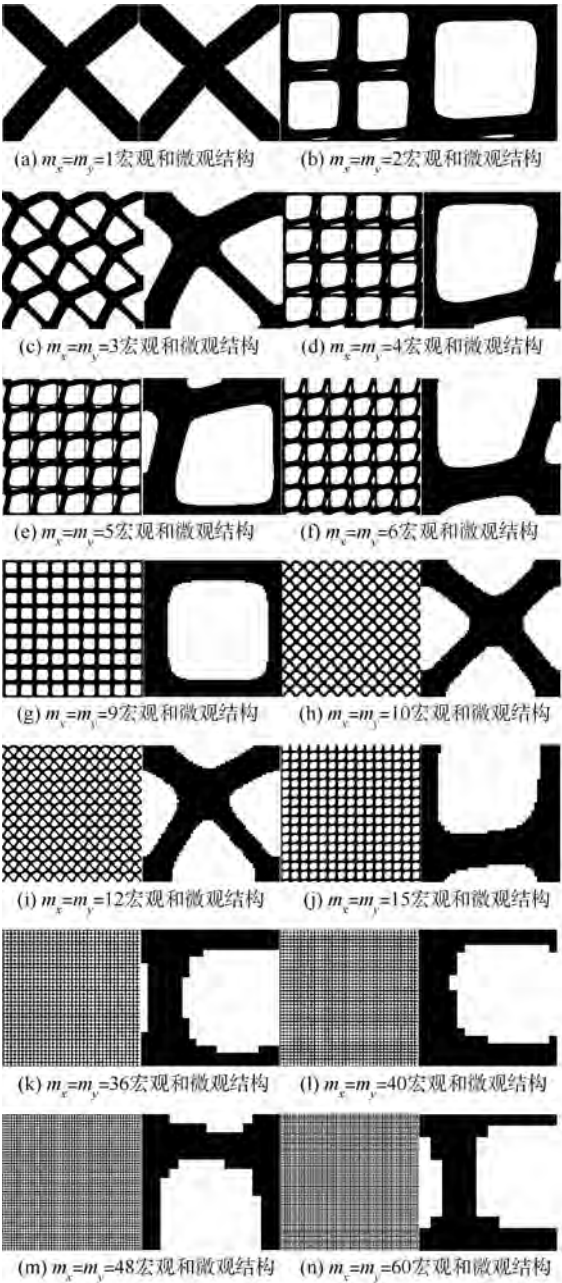


图3 数值算例1中不同子区域个数的拓扑优化构型和微结构构型

Fig.3 Optimal topological configurations and microstructure configurations with different numbers of unit cells in numerical example 1

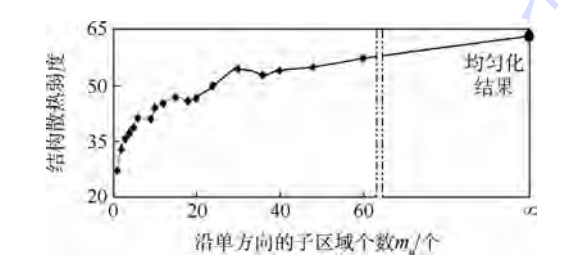


图4 数值算例1中散热弱度随子区域个数的变化曲线

Fig.4 Curve of optimal results changing with different numbers of unit cells in numerical example 1

由图3可知,当子区域个数为1时,即为非周期性结构拓扑优化构型,材料从加热点至冷却点分布,体现了最短传热路径这一特点.由图4可知,相比较其他子区域个数的最优结构,其散热弱度值最小,说明了非周期性结构拓扑优化结果最优.优化目标总体上随着子区域个数增加而变差,这主要是随着子区域个数增加,单个子区域内的优化空间相应减少,导致宏观周期性结构热传导能力变差.但就本文算例而言,与文献[26]结论有所不同,优化结果呈非严格单调递增性.

当子区域个数不同时,最优拓扑呈现不同的宏观和微观结构.由于宏观结构大小一定,不同的子区域数实际上反映了材料微结构的尺寸,即最优拓扑构型表征了尺寸效应对材料微结构构型的影响.但随着子区域数目不断增加,尽管微观的单元构型不同,但由其排列而成的宏观结构却逐渐呈现一致性.

如图5所示的胞体,结构尺寸为 1×1 ,以尺寸 a 和 b 为变量,采用均匀化方法得到如图6所示的宏观、微观结构.

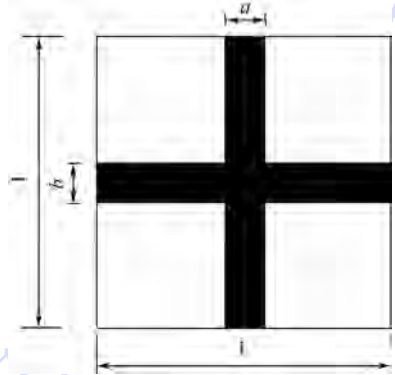


图5 均匀化方法表征胞体

Fig.5 Unit cell configuration obtained by homogenization method

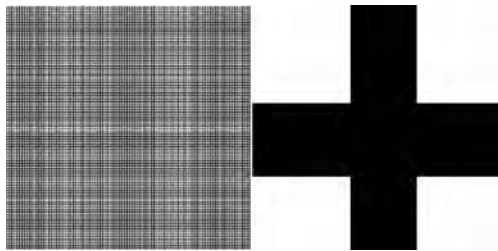


图6 均匀化方法下的宏观、微观结构

Fig.6 Optimal topological configuration and microstructure configuration obtained by homogenization method

以 $m_n=60$ 为例,材料在 x 和 y 方向分布比例

为 1.89, 均匀化结果为 1.61, 材料分配比例接近. 采用均匀化方法得到的散热弱度为 62.989 4, 由图 4 可知, 周期性结构散热弱度趋于收敛于均匀化方法计算得到的极限值.

部分情况下, 优化结构中出现的细小分支结

构会对材料微结构加工制造造成影响, 因此该方法在最优结构的可加工性方面需进一步改进.

算例 2 基本参数如算例 1, 加热点位置为 (30, 106), 为简单起见, 仅列出 m_n 为 1~6、9、10、12 和 15 的宏观优化构型, 如图 7 所示.

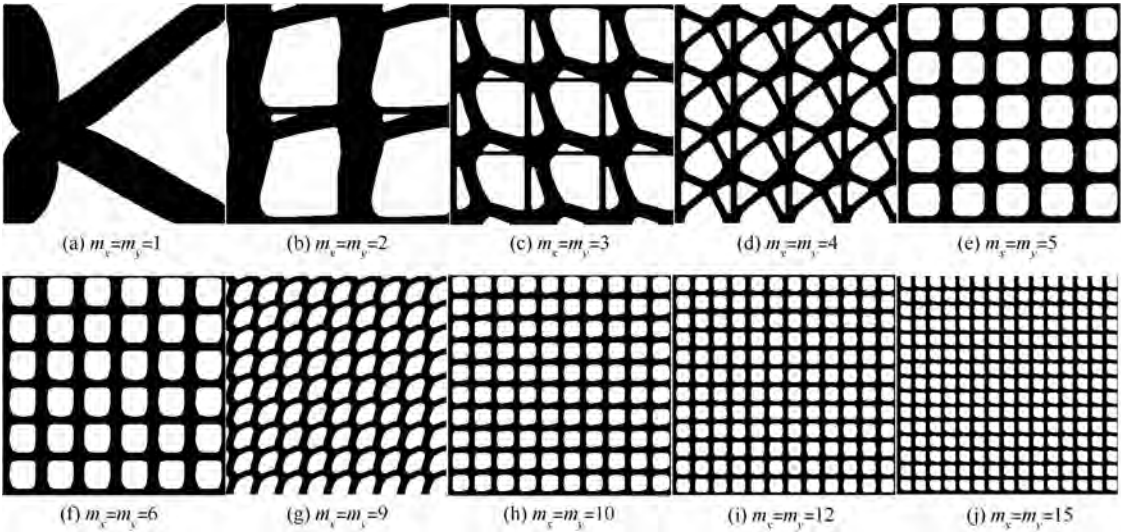


图 7 数值算例 2 中不同子区域数个数的拓扑优化构型

Fig. 7 Optimal topological configurations with different numbers of unit cells in numerical example 2

由图 3、图 7 可知, 受热方式不同, 材料微结构构型有所不同. 因此在材料微结构设计时有必要考虑宏观结构受热方式. 对于 $m_n = 9$ 的情况, 从加热点到右下角点没有材料分布, 此外, 表 1 中的数据显示, 比较前后情况, 其柔顺度值增大, 说明了宏观周期性约束有可能会致拓扑优化结果失去最短传热路径.

算例 3 基本参数同算例 1, 考虑两个工况且每个工况的加权系数为 0.5, 加热位置分别在

(82, 80) 和 (30, 106). 仅列出 m_n 为 1~6、9、10、12 和 15 的宏观优化构型, 如图 8 所示.

表 1 数值算例 2 中不同子区域数个数的拓扑优化结果
Table 1 Optimal topological results with different numbers of unit cells in numerical example 2

子区域个数	迭代次数	最优散热弱度
6 × 6	68	41.032 8
9 × 9	60	47.849 2
10 × 10	55	45.106 5

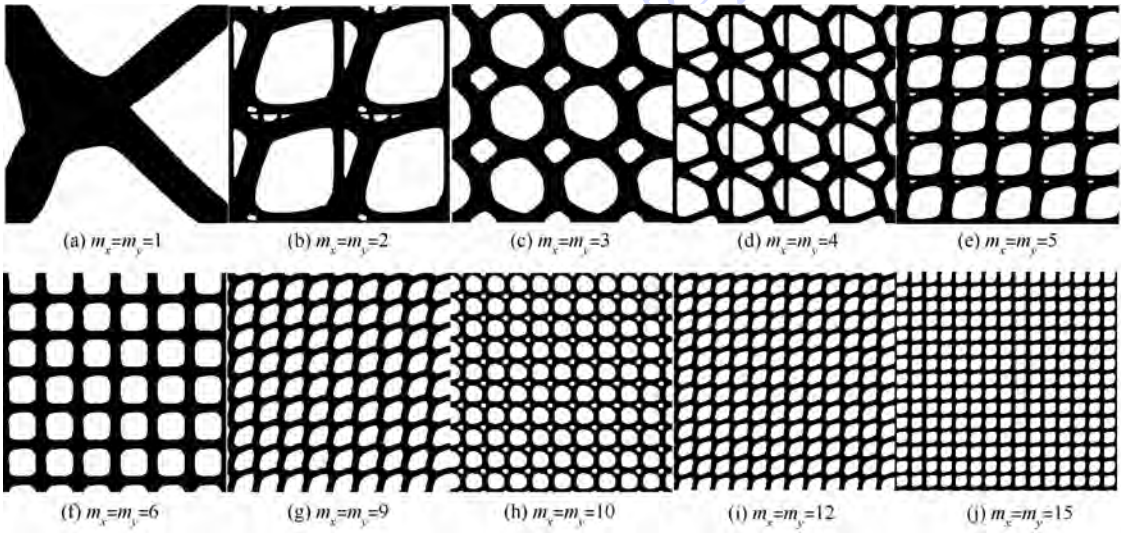


图 8 数值算例 3 中不同子区域数个数的拓扑优化构型

Fig. 8 Optimal topological configurations with different numbers of unit cells in numerical example 3

由图3、图7和图8比较发现,单、多工况下材料微结构有所不同,表明多目标建模会影响材料微结构构型进而会影响周期性宏观结构。

3 结 论

基于变密度法建立的周期性传热结构可以实现满足宏观导热性能的周期性材料设计,即“结构性”的材料设计。

1) 在设计域内附加周期性约束,通过重新分配单元散热弱度以及基于 PDE 消除棋盘格和网格依赖性的方法可以实现宏观周期性传热结构设计。

2) 数值实验结果表明,当宏观结构承载方式不同时,微观材料胞元呈现不同的拓扑优化构型。子区域个数不同时,优化得到的不同材料微结构实际上反映了材料的尺寸效应对材料设计的影响,并最终导致周期性结构有所不同。就本文算例而言,当子区域个数不断增加时,优化结果呈非严格单调递增性,且逐渐趋向收敛于均匀化方法对应的极限值。

3) 在优化过程中出现的细小分支结构将会对材料微结构生产加工造成影响,因此结构在可加工性方面需进一步改进。

参考文献 (References)

- [1] Sigmund O. Materials with prescribed constitutive parameters-an inverse homogenization problem[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 1994, 31(17): 2313-2329.
- [2] Sigmund O, Torquato S. Design of materials with extreme thermal expansion using a three-phase topology optimization method[J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 1997, 45(6): 1037-1067.
- [3] Zhang W H, Wang F W, Dai G M, et al. Topology optimal design of material microstructures using strain energy-based method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2007, 20(4): 321-328.
- [4] 张卫红, 孙士平. 多孔材料/结构尺度关联的一体化拓扑优化技术[J]. *力学学报*, 2006, 38(4): 522-529.
Zhang W H, Sun S P. Integrated design of porous materials and structures with scale-coupled effect[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2006, 38(4): 522-529 (in Chinese).
- [5] Hunag X, Xie Y M. Optimal design of periodic structures using evolutionary topology optimization[J]. *Structural Multidisciplinary Optimization*, 2008, 36(6): 597-606.
- [6] Zuo Z Z, Xie Y M, Huang X D. Optimal topological design of periodic structures for natural frequencies[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2011, 137(10): 1229-1240.
- [7] Xie Y M, Zuo Z H, Huang X D, et al. Convergence of topological patterns of optimal periodic structures under multiple scales[J]. *Structural Optimization*, 2012, 46(1): 41-50.
- [8] Yan J, Cheng G D, Liu L. A uniform optimum material based model for concurrent optimization of thermoelastic structures and materials[J]. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, 2008, 2(4): 259-266.
- [9] Liu L, Yan J, Cheng G D. Optimum structure with homogeneous optimum truss-like material[J]. *Computers and Structures*, 2008, 86(13-14): 1417-1425.
- [10] Niu B, Yan J, Cheng G D. Optimum structure with homogeneous optimum cellular material for maximum fundamental frequency[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009, 39(2): 115-132.
- [11] 刘远东, 尹益辉, 郭中泽. 静动力学条件下多孔金属的材料/结构多级优化设计研究[J]. *中国科学: 技术科学*, 2012, 42(10): 1172-1178.
Liu Y D, Yin Y H, Guo Z Z. Static and dynamic design based on hierarchical optimization for materials and structure of porous metals[J]. *Scientia Sinica: Technologica*, 2012, 42(10): 1172-1178 (in Chinese).
- [12] Li Q, Steven G P, Querin O M, et al. Shape and topology design for heat conduction by evolutionary structural optimization[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1999, 42(17): 3361-3371.
- [13] Li Q, Steven G P, Xie Y M, et al. Evolutionary topology optimization for temperature reduction of heat conducting fields[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2004, 47(23): 5071-5083.
- [14] Bendsoe M P, Sigmund O. *Topology optimization-theory, methods and applications*[M]. Berlin: Springer, 2003: 270-272.
- [15] 左孔天, 陈立平, 张云清, 等. 用拓扑优化方法进行热传导散热体的结构优化设计[J]. *机械工程学报*, 2005, 41(4): 13-21.
Zuo K T, Chen L P, Zhang Y Q, et al. Structural optimal design of heat conductive body with topology optimization method[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2005, 41(4): 13-21 (in Chinese).
- [16] 龙凯, 左正兴. 稳态热传导下的连续体结构拓扑优化[J]. *中国机械工程*, 2007, 18(24): 2939-2943.
Long K, Zuo Z X. Topological optimization of continuum structure for heat conduction[J]. *China Mechanical Engineering*, 2007, 18(24): 2939-2943 (in Chinese).
- [17] 龙凯, 左正兴. 多工况稳态热传导下的连续体拓扑优化[J]. *中国机械工程*, 2007, 18(16): 1925-1929.
Long K, Zuo Z X. Topological optimization of continuum structure for heat conduction under multiple loading[J]. *China Mechanical Engineering*, 2007, 18(16): 1925-1929 (in Chinese).
- [18] 刘书田, 贺丹. 渐进密度 AESO 方法及其在热传导结构拓扑优化中的应用[J]. *计算力学学报*, 2009, 26(2): 151-156.
Liu S T, He D. Progressive AESO algorithm and application in topology optimization of heat conduction structures[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2009, 26(2): 151-156 (in Chinese).
- [19] Gao T, Zhang W H, Zhu J H, et al. Topology optimization of heat conduction problem involving design-dependent heat load effect[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2008, 44(14): 805-813.

- [20] 张晖,刘书田,张雄. 拓扑相关热载荷作用下稳态热传导结构拓扑优化[J]. 中国机械工程,2009,20(11):1339-1343.
Zhang H, Liu S T, Zhang X. Topology optimization of steady-state heat conduction problems with design-dependent heat loads[J]. China Mechanical Engineering,2009,20(11):1339-1343 (in Chinese).
- [21] Bendsoe M P. Optimization of structural topology, shape and material[M]. Berlin:Springer,1995:83.
- [22] Sigmund O, Petersson J. Numerical instabilities in topology optimization: A survey on procedures dealing with checkerboards, mesh-dependencies and local minima[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization,1998,16(1):68-75.
- [23] Sigmund O, Maute K. Sensitivity filtering from a continuum mechanics perspective[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization,2012,46(4):471-475.
- [24] Lazarov B S, Sigmund O. Filters in topology optimization based on Helmholtz-type differential equations[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering,2011,86(6):765-781.
- [25] 焦洪宇,周奇才,李文军,等. 基于变密度法的周期性拓扑优化[J]. 机械工程学报,2013,49(13):66-72.
Jiao H Y, Zhou Q C, Li W J, et al. Periodic topology optimization using variable density method[J]. Journal of Mechanical Engineering,2013,49(13):66-72 (in Chinese).
- [26] Andreassen E, Clausen A, Schevenels M, et al. Efficient topology optimization in MATLAB using 88 lines of code[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization,2011,43(1):1-16.
- [27] Sigmund O, Maute K. Topology optimization approaches[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization,2013,48(6):1030-1055.

Topology optimization for periodic thermal conductive material using SIMP method

JIA Jiao¹, CHENG Wei^{*1}, LONG Kai²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. State Key Laboratory for Alternate Power System with Renewable Energy Sources, North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

Abstract: In order to obtain periodic material microstructure under macroscopic thermal conduction condition, the optimal topological model of periodic structure was built by solid isotropic material with penalization (SIMP) method. The volume fraction was referred as constraint and minimized thermal compliance was taken as optimization objective in this model. To satisfy the periodic constraint, the designable domain was divided into a certain number of identical unit cells and the thermal compliance was reallocated. The filtered variable implicitly as a solution of a partial differential equation (PDE) was applied to eliminate the checkerboard patterns and mesh-dependence problems efficiently. The optimal topological configurations were analyzed and compared with different numbers of unit cells and different load cases. The numerical results indicate that proposed periodic model is valid in design of periodic material microstructure with macroscopic steady state thermal conduction condition. Microstructure configurations are different when number of unit cells changes and it reflects the influences of size effect to periodic material design. With an increasing number of unit cells, the optimal results gradually converge to the results using homogenization method.

Key words: topology optimization; periodic structure; size effect; material design; steady state thermal conduction

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0427

改性聚酰亚胺复合材料的电导机理分析

雷伟群, 乌江, 彭平, 杨沛, 郑晓泉*

(西安交通大学 电力设备电气绝缘国家重点实验室, 西安 710049)

摘 要: 首先, 选用导电的微米级和纳米级改性剂粉料对玻璃布补强聚酰亚胺基复合材料进行改性. 共制备了 5 种试样, 其中包括 4 种使用无碱玻璃布补强的聚酰亚胺试样, 分别是未改性、纳米改性、微米改性和微/纳米改性和一种使用微碱玻璃布补强的试样. 其次, 研究改性剂粒径和玻璃布含碱量对复合材料介电性能及电导率特性的影响. 试验结果表明改性剂粒径对复合材料的介电性能影响不显著, 但是微米粒径的改性剂能显著提高复合材料的体电导率并赋予复合材料一定的非线性电导率特性, 而纳米粒径的改性剂会小量地降低复合材料的电导率. 与无碱玻璃布补强的试样相比, 采用微碱玻璃布改性和补强的复合材料试样有较高的非线性电导阈值电场.

关 键 词: 改性剂; 聚酰亚胺; 玻璃布; 介电性能; 非线性电导率特性

中图分类号: TM215.1; TM215.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1049-06

空间高真空、高温差和复杂辐射环境会导致介质材料中产生大量的电荷注入与静电荷释放, 从而导致脉冲放电和高频电磁波, 严重危害航天器敏感电子系统的正常工作^[1-3]. 因此, 研究介质带电防护技术对于航天器的可靠性和寿命设计具有非常重要的意义.

航天器典型聚合物介质材料聚酰亚胺具有优异的耐高低温性能、机械性能、介电性能和耐辐照性能, 因而聚酰亚胺基玻璃布复合材料被广泛用于制作航天器电路板. 然而, 聚合物材料在高能粒子辐照时积累的空间电荷会导致介质内部静电场逐渐增加最终引发放电. 因此, 应该避免高绝缘性能的材料在容易产生航天器带电的环境中使用^[4]. 美国国家航空航天局(NASA)曾在报告中提到使用具有一定电导率的绝缘材料能缓和航天器内的带电问题^[5-6]. 但是, 作为绝缘材料使用的

聚合物, 如果电阻率过低则会导致功率损失等问题. 经过长期研究, 本课题组发现, 对聚合物材料进行非线性电导改性是一种解决该类问题的良好方案, 即在保证其基本介电性能不发生大的变化的条件下, 可以使其在较低静电场下以暂态高电导方式释放介质内部可能引起脉冲放电的电荷^[7-11].

近年来, 国内外学者对复合材料的非线性电导率特性进行了大量的研究. Auckland 等对聚酯树脂中分别添加一定浓度的 ZnO 粉末和 SiC 粉末的复合体系的电导特性进行了测试, 结果发现, 复合材料的电导率随场强变化表现出非线性^[12-16]. Mårtensson 等在研究三元乙丙橡胶 (EPDM)/SiC 和 EPDM/(SiC + CB) 复合材料的伏安特性时发现, 无机导电颗粒的粒径对复合材料的电导特性也有一定的影响. 在一定填充浓度下, SiC 颗粒的粒径越大, 复合材料的电导率越高^[17-18].

收稿日期: 2014-07-17; 录用日期: 2014-10-16; 网络出版时间: 2015-01-16 15:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150116.1516.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51377126)

作者简介: 雷伟群(1989—), 男, 陕西渭南人, 博士研究生, leiweiqun.cn@stu.xjtu.edu.cn

* 通讯作者: 郑晓泉(1954—), 男, 陕西咸阳人, 教授, xqzheng@mail.xjtu.edu.cn, 研究方向为极端条件下介质材料放电防护.

引用格式: 雷伟群, 乌江, 彭平, 等. 改性聚酰亚胺复合材料的电导机理分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1049-1054. Lei W Q, Wu J, Peng P, et al. Conduction mechanism analysis of modified on polyimide composite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1049-1054 (in Chinese).

本文分别采用微米级和纳米级无机填料和微碱玻璃布对聚酰亚胺进行改性.应用扫描电子显微镜观察试样的表面形态,应用宽带介电谱仪测量试样的介电常数和介质损耗因数,并采用电导率测量系统获得试样的电导率特性.基于先期对微米和纳米改性的聚酰亚胺复合材料长期深入的研究成果^[7-11].通过构造界面势垒模型和库仑阻塞效应模型^[19-20],从理论上对非线性导电行为的形成机制和导致不同试样电导差异的原因进行了解释.

1 复合材料试样的制备与测试

1.1 复合材料试样的制备

选择具有良好加工性能的聚酰亚胺树脂,并采用适宜的玻璃布对其进行补强处理.加工的同时在聚酰亚胺树脂体中均匀混入纳米级或微米级的改性剂粉末,制作了如表 1 所示的几种复合材料试样.

表 1 聚酰亚胺电路板改性方案
Table 1 Modification methods of polyimide circuit board

编号	改性方案
0 [#]	纯聚酰亚胺加 5 层无碱玻璃布
1 [#]	无机纳米改性剂改性聚酰亚胺加 5 层无碱玻璃布
2 [#]	无机微米改性剂改性聚酰亚胺加 5 层无碱玻璃布
3 [#]	无机微/纳米改性剂改性聚酰亚胺加 5 层无碱玻璃布
4 [#]	纯聚酰亚胺加 5 层微碱玻璃布

其中,无机纳米改性剂粒度中值约为 20 nm;无机微米改性剂粒度中值约为 35 μm;无机微米级改性剂与纳米级改性剂的质量比为 1:4.改性剂的含量均为 3wt%.采用的无碱玻璃布碱含量小于 2wt%,微碱玻璃布碱含量为 2wt%~6wt%.

1.2 实验装置与测试步骤

采用扫描电子显微镜(Scanning Electron Microscope, SEM, 81 W/AIS2100)观察试样表面形态.

采用 Concept80 宽带介电谱仪测量试样的介电常数和介质损耗因数.

电导率特性测量系统如图 1 所示.测量采用伏安法.其中直流高压发生器由上海慧东公司生产,分辨率为 0.1 kV,最大电压为 200 kV,最大电流为 2 mA.电流表采用陕西国泰电子有限公司生产的 GT8232 直流微电流表,可以测量 0.02~20 μA 的微小电流.试样尺寸为 100 mm×100 mm,测量采用三电极系统,测量极直径为 50 mm.另外,在直流高压源的电压输出端串联一个 100 MΩ

的限流电阻 R_1 ,在微电流表两端并联 100 MΩ 电阻 R_2 和 20 μF 电容 C_1 都是为了保护精密仪器,防止大电流或大电压所造成的损坏.

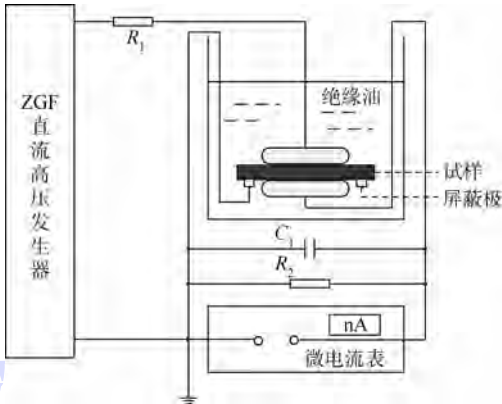


图 1 电导率测量系统

Fig. 1 Measurement system of conductivity

测试之前,先用酒精擦拭试样,然后在 80℃ 烘箱中进行 4 h 热短路处理.测试采用逐级升压方式,每级 2 kV.为了保证准确性,避免加压后吸收电流和瞬时充电电流对电导电流的影响.读取加压 1 min 后电流值作为电导电流值用以计算材料电导率.试样所处环境温度为 28℃,相对湿度为 54%.

2 实验结果

2.1 复合材料表面 SEM 照片

图 2 所示为 0[#]~4[#]试样表面 SEM 照片,放大倍数均为 5 000 倍.

从图 2 中可以看出,不同的改性方法使试样的表面形态出现了较大的差异.0[#]和 4[#]未添加改性剂,试样表面比其他 3 种试样更为平整;1[#]试样表面布满了微米级改性剂颗粒,这说明在制样的过程中纳米颗粒发生了团聚,大的比表面积容易引起界面极化;2[#]试样表面分布有微米级改性剂颗粒;3[#]试样表面布满了微米级和纳米级改性剂颗粒.

2.2 改性对复合材料介电性能的影响

图 3 和图 4 所示分别为室温下 5 种试样的相对介电常数 ϵ_r 和介质损耗角正切 $\tan \delta$ 与频率 f 的关系.由图 3 可以看到,各试样的 ϵ_r 随频率的增加而单调减小,其中 0[#]、2[#]、3[#] 试样 ϵ_r 随 f 的增大而下降趋势平缓.同时,图 4 中 0[#]、2[#]、3[#] 试样 $\tan \delta$ - f 特性基本一致,这 3 种试样介电特性随频率呈现出同样的变化规律,这表明添加半导体微米改性剂没有改变无碱玻璃布补强聚酰亚胺复合材料的极化机理,即此 3 种试样的极化方式以玻璃布/树脂两相界面的分层松弛极化为主^[21-23].1[#]

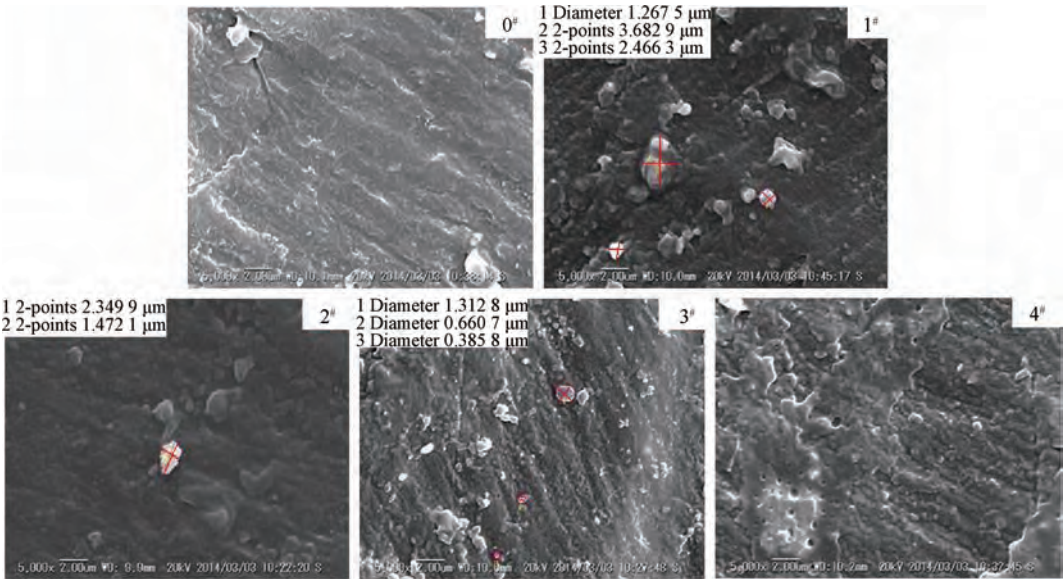


图 2 试样 SEM 照片
Fig.2 SEM photographs of samples

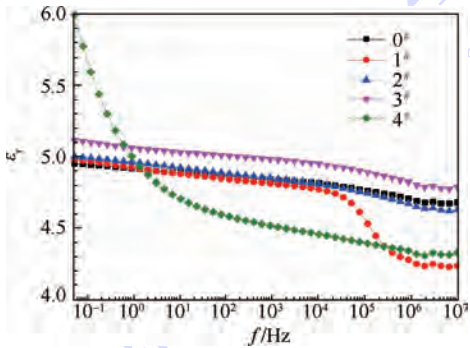


图 3 293 K 时 ϵ_r 与 f 的关系
Fig.3 Relationship between ϵ_r and f at 293 K

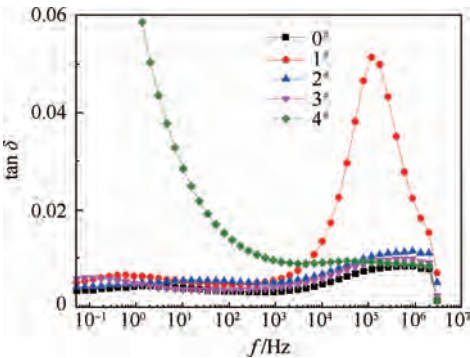


图 4 293 K 时 $\tan \delta$ 与 f 的关系
Fig.4 Relationship between $\tan \delta$ and f at 293 K

试样的 ϵ_r 在 $f > 20 \text{ kHz}$ 时出现显著下降,可以判断是由于 1[#] 试样中使用纳米改性剂改性后具有较大的比表面积,因而形成较多界面极化.对比图 3,图 4 中随着 f 上升 1[#] 试样在 ϵ_r 下降最快处出现了一个损耗峰,从而证明了界面极化的存在. 4[#] 试样的 ϵ_r - f 和 $\tan \delta$ - f 均呈现单调的指数变化规律,相对介电常数在 1 Hz 以下低频区时远高于其

他试样,高频区时反而低于其他试样,表明在低频区微碱玻璃布与树脂的界面分层极化存在较大的极化基团,因而转向极化过程远比其他试样激烈.

2.3 强场下复合材料的非线性电导特性

图 5 采用 j - E 曲线来表征材料在强场下的电导特性. 图中: j 为试样面电流密度; E 为电场强度.

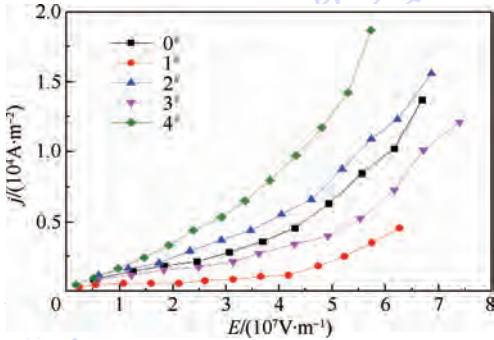


图 5 不同试样的非线性电导特性
Fig.5 Non-linear conductive characteristic of all samples

结果表明:①当电场强度达到某一阈值 E_c 时,电流密度随电场强度均发生非线性化趋势,表明试样电导率发生非线性上升;②在相同电场强度下,2[#] 微米改性聚酰亚胺复合材料和 4[#] 微碱玻璃布改性聚酰亚胺的电流密度高于 0[#] 无碱玻璃布补强聚酰亚胺复合材料,而采用了纳米改性剂的 1[#] 和 3[#] 复合材料的电流密度均小于 0[#] 试样的电流密度;③对比非线性电导特性曲线,4[#] 试样出现非线性电导的阈值场强明显低于其他试样,约为 $3 \times 10^7 \text{ V/m}$. 而其余 4 种试样则没有太明显的差别,通过分段线性拟合排列发现,非线性阈值场强从小到大依次为 $E_{4\#} < E_{0\#} < E_{2\#} < E_{1\#} < E_{3\#}$. 这种差

异是强场下材料电导机理的不同所造成的.

3 分析与讨论

由 2.1 节结果可知,纳米改性剂在试样内发生团聚,其他粒径改性剂的分布基本均匀,并且改性剂改性后试样的介电性能并没有出现太大的变化.由 2.3 节结果可知,微米改性和微碱玻璃布改性在高场强时显著提高了试样的电导率,而纳米改性却使电导率有所降低.对此差异,解释如下.

改性复合材料在导电时要经过 4 种基本的导电路径:①改性剂填料;②玻璃纤维;③基体树脂;④界面.这里的界面主要指大量存在于复合材料中的改性剂/树脂界面和玻璃纤维/树脂界面.复合材料的导电路径由这 4 种导电单元组合而成,并且电流趋于流向电阻较低的单元.在这 4 种导电路径中,由于半导体改性剂填料和玻璃纤维的电导率明显高于另外 2 项,因此,材料的电导特性主要由基体树脂和界面 2 种导电路径决定.由图 5 可以看到,试样在低场强下保持恒定的高电阻,而当外电场超过阈值场强之后电导率随着电场的上升而非线性化上升.材料表现出的这种电导特性与半导体电阻器件所表现出来的非线性电阻非常类似.研究表明,对于半导体器件而言,其出现非线性电阻的关键原因在于晶粒之间的界面^[24].

图 6 为复合材料界面势垒示意图.图中: E_c 、 E_f 和 E_v 分别为材料的导带能级、费米能级和价带能级.如图 6(a) 所示,当 $E=0$ 时,左侧晶粒单元载流子到达界面时,需要克服势垒 Φ_1 越过界面,并穿过聚合物基体树脂材料电阻 R ,才能到达右侧晶粒中;同样,右侧晶粒内载流子到达界面时克服势垒 Φ_2 并穿过电阻 R ,才能到达左侧晶粒中.实际上,载流子到达界面处时,只有小部分载流子由于热激发等作用才能越过势垒,大部分能量较小的载流子会被界面所捕获.另外,越过势垒的载流子在聚合物薄层中漂移时也会被聚合物内部陷阱所捕获,最终能到达右侧的载流子通常特别少,因此,在无电场作用或者电场强度很低时,材料表现出高电阻率.在图 6(b) 中,当施加一个从左至右的电场时,界面势垒会发生倾斜,左侧的势垒降低为 Φ'_1 ,右侧的势垒增加至 Φ'_2 .载流子在界面附近进行热运动,但是由于外电场的作用,其向各个方向跃迁的概率并不相同,宏观上来看是从左往右运动.对于左侧界面而言,由于势垒降低,载流子更容易从左往右跃迁过界面,进入聚合物基体中,从而形成了沿电场方向的电流.很明

显,随着宏观电场强度的增加,能跃迁穿过势垒的载流子会增多,电流会增大,因此电导率增加.但是由于聚合物基体材料电阻较高以及注入基体树脂的载流子数目较少,当电场强度较低时,这种电导率增加的趋势并不明显.

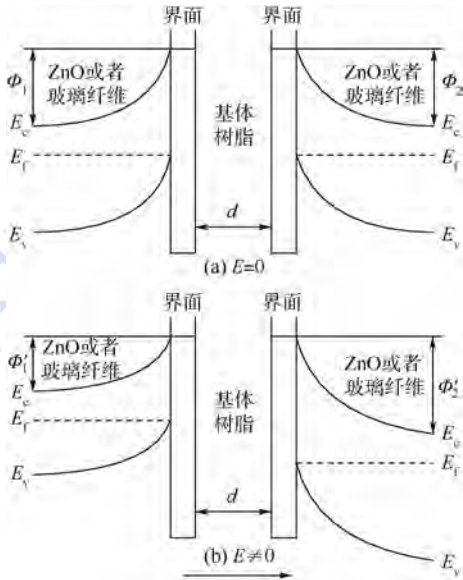


图 6 复合材料界面势垒示意图
Fig. 6 Schematic diagram of interfacial potential barrier of composite material

当外施电场强度 E 达到阈值场强 E_y 时,由于界面处场强很高,大量载流子会在其跃迁能低于界面势垒能 u_0 的情况下,直接穿过界面势垒,形成隧道电流.

隧道电流密度可以表示为

$$j' = AE^2 e^{-\frac{B}{E}} \tag{1}$$

式中: A 和 B 为与功函数有关的常数.

当外电场强度超过阈值场强 E_y 时,界面上电场强度很高,已经达到产生隧道效应所需的场强.由式(1)可以看到,随着电场强度 E 的增加,电流密度 j' 呈非线性形式上升,与图 5 所示曲线相符.

上述分析解释了 2[#]和 4[#]试样的电导率高于 0[#]未改性的无碱玻璃布补强的聚酰亚胺的原因.而对于 1[#]纳米改性试样和 3[#]微/纳米改性试样,由于库伦阻塞效应^[19-20],电导率出现了一定的下降.

图 7 为库伦阻塞效应示意图.当改性剂颗粒的尺度进入纳米量级,体系电荷“量子化”,也就是说,充放电过程是不连续的,前一个电子对后一个电子的库伦阻塞能极大.在这种条件下每当单个电子从外面隧穿进入改性剂颗粒时,它给改性剂颗粒附加的充电能 e_0^2/C (e_0 为电子电荷,纳米改性剂颗粒之间的电容 $C < 10^{-16}$ F) 远远大于低温下的热运动能量 kT (k 为玻耳兹曼常数, T 为绝

对温度)。因此,当前一个电子隧穿进入改性剂颗粒后,它将阻止随后的第2个电子进入同一个改性剂颗粒,而只有当前一个电子离开后,第2个电子才能隧穿进入。因此,库伦阻塞效应使电子迁移率大大减小,从而使复合材料的电导率下降。

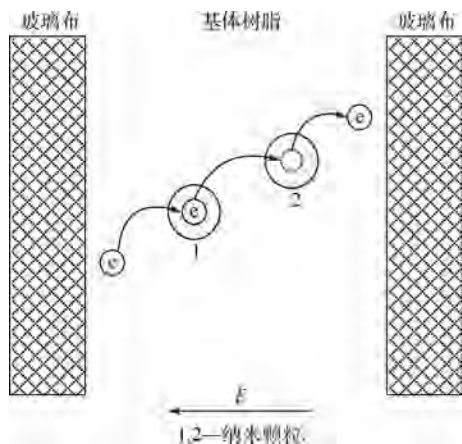


图7 库伦阻塞效应示意图

Fig.7 Schematic diagram of Coulomb blockade effect

4 结 论

1) 添加纳米和微米改性剂对材料的介电性能影响并不明显;但是使用微碱玻璃布补强改性之后,材料的介电性能发生很大变化。

2) 在改性剂含量为3wt%时,纳米改性会降低材料电导率,微米改性会提高材料电导率,而采用微碱玻璃布补强的聚酰亚胺复合材料具有更高的电导率和较低的非线性电导的电场阈值,这对于介质材料抗内带电来说是至关重要的。

3) 纳米改性、微米改性和使用微碱玻璃布补强的聚酰亚胺复合介质材料具有互不相同的导电机理,形成了不同改性试样非线性电导特性的差异化现象。

参考文献 (References)

[1] 黄建国,陈东,师立勤. 卫星介质深层充电中的主要物理问题[J]. 空间科学学报,2004,24(5):346-353.
Huang J G, Chen D, Shi L Q. Key physical problems in deep dielectric charge on satellites [J]. Chinese Journal of Space Science, 2004, 24(5): 346-353 (in Chinese).

[2] 黄建国,陈东. 卫星中介质深层充电特征研究[J]. 物理学报,2004,53(3):961-966.
Huang J G, Chen D. A study of characteristics for deep dielectric charging on satellites [J]. Acta Physica Sinica, 2004, 53(3): 961-966 (in Chinese).

[3] 黄建国,陈东. 不同接地方式的卫星介质深层充电研究[J]. 物理学报,2004,53(5):1611-1616.
Huang J G, Chen D. A study of deep dielectric charging on satellites for different grounding patterns [J]. Acta Physica Sinica,

2004,53(5):1611-1616 (in Chinese).

[4] Frederickson A R, Dennison J R. Measurement of conductivity and charge storage in insulators related to spacecraft charging [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2003, 50(6): 2284-2291.

[5] Mulville D R. Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects, NASA-HDBK-4002 [R]. Washington D. C.: NASA, 1999.

[6] Purvis C K, Garrett H B, Whittlesey A C, et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA-TP-2361 [R]. Washington D. C.: NASA, 1984.

[7] 王金锋,郑晓泉,李盛涛,等. 典型空间聚合物介质的抗内带电改性技术[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(2):180-184.
Wang J F, Zheng X Q, Li S T, et al. Deep charging protection technology of typical space polymer dielectric material [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 180-184 (in Chinese).

[8] 白婧婧,乌江,沈宾,等. 聚合物介质材料的非线性电导改性工艺与机理分析[J]. 绝缘材料,2009,42(6):71-74.
Bai J J, Wu J, Shen B, et al. The modification technology & mechanization analysis of non-linear conductivity in dielectric polymer materials [J]. Insulation Material, 2009, 42(6): 71-74 (in Chinese).

[9] 白婧婧,乌江,王金锋,等. 非线性添加剂对聚酰亚胺介电性能的影响[J]. 宇航材料工艺,2010(1):53-55.
Bai J J, Wu J, Wang J F, et al. Influence of non-linear filler on electrical parameter of polyimide [J]. Aerospace Materials & Technology, 2010(1): 53-55 (in Chinese).

[10] 乌江,康亚丽,张振军,等. 两种典型星用聚合物介质抗内带电改性防护技术研究[J]. 真空与低温,2012,18(1):26-32.
Wu J, Kang Y L, Zhang Z J, et al. Study on anti-deep-charged modification for satellites in two typical dielectric polymers [J]. Vacuum and Cryogenics, 2012, 18(1): 26-32 (in Chinese).

[11] 乌江,白婧婧,沈宾,等. 航天器抗内带电介质改性方法[J]. 中国空间科学技术,2010(2):49-54.
Wu J, Bai J J, Shen B, et al. Formation mechanism of anti-deep-charged modification for space dielectric [J]. Chinese Space Science Technology, 2010(2): 49-54 (in Chinese).

[12] Auckland D W, Rashid A, Tavernier K, et al. Stress relief by non-linear fillers in insulating solids [C] // IEEE Conference on Electrical Insulation & Dielectric Phenomena. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994: 310-315.

[13] Tavernier K, Auckland D W, Varlow B R. Improvement in the electrical performance of electrical insulation by non-linear fillers [C] // IEEE 6th International Conference on Conduction and Breakdown in Solid Dielectrics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 533-538.

[14] Tavernier K, Varlow B R, Auckland D W, et al. Improvement in electrical insulators by nonlinear fillers [J]. IEEE Proceedings-Science, Measurement and Technology, 1999, 146(2): 88-94.

[15] Auckland D W, Su W, Varlow B R. Smart insulation for tree resistance and surge absorption [C] // Proceedings of the 1995 Conference on Electrical Insulation and Dielectric Phenomena.

- Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 61-64.
- [16] Auckland D W, Su W B, Varlow B R. Non-linear fillers in electrical insulation[J]. IEE Proceedings-Science Measurement Technology, 1997, 144(3): 127-133.
- [17] Onneby C, Mårtensson E, GÄfvert U, et al. Electrical properties of field grading materials influenced by the silicon carbide grain size[C]// IEEE 7th International Conference on Solid Dielectrics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001: 43-45.
- [18] Mårtensson E, Nettelblad B, GÄfvert U, et al. Electrical properties of field grading materials with silicon carbide and carbon black[C]// IEEE 6th International Conference on Conduction and Breakdown in Solid Dielectrics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 500-504.
- [19] 郑厚植. 半导体纳米结构中的库仑阻塞现象[J]. 物理, 1992, 21(11): 646-653.
- Zheng H Z. Coulomb blockade in nanostructure of semiconductor[J]. Physics, 1992, 21(11): 646-653 (in Chinese).
- [20] 徐曼, 冯军强, 曹晓珑. 纳米银-环氧树脂复合电介质的介电特性[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(4): 117-122.
- Xu M, Feng J Q, Cao X L. Dielectric property of nano silver/epoxy resin composite [J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(4): 117-122 (in Chinese).
- [21] 陈建升, 范琳, 陶志强, 等. 短切石英纤维/聚酰亚胺复合材料的制备与性能[J]. 复合材料学报, 2006, 23(5): 79-83.
- Chen J S, Fan L, Tao Z Q, et al. Preparation and properties of chopped quartz fiber/PMR polyimide composites[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2006, 23(5): 79-83 (in Chinese).
- [22] 金维芳. 电解质物理学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1995: 69-71.
- Jin W F. Dielectric physics [M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 1995: 69-71 (in Chinese).
- [23] 徐传骧, 刘辅宜, 钟力生. 工程电介质物理与介电现象[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2005: 112-115.
- Xu C X, Liu F Y, Zhong L S. Engineering dielectric physics and dielectric phenomena [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005: 112-115 (in Chinese).
- [24] 郭文敏. 聚乙烯/无机填料复合材料非线性电导特性及机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2010.
- Guo W M. Research on non-linear conductive characteristics and mechanisms of polyethylene composites filled with inorganic filler [D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2010 (in Chinese).

Conduction mechanism analysis of modified polyimide composite

LEI Weiqun, WU Jiang, PENG Ping, YANG Pei, ZHENG Xiaoquan*

(State Key Laboratory of Electrical Insulation and Power Equipment, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Firstly, semi-conductive granules in different diameters from nanometer to micron were used to modify polyimide resin that strengthened by glass fabric. Four kinds of polyimide resin with non-alkalis glass fibers were produced, including the original, micro-filler, nano-filler, and micro/nano-filler modified samples; besides, one kind of polyimide resin with glass fabric that contained small amount of alkalis was prepared as well. The dielectric properties and non-linear conductivity property of all the samples were tested. As a result, it is discovered that the size of filler has little influence on materials' dielectric properties. However, fillers in nanometer decrease a bit of the volume conductivity of the materials, while those in micrometer not only make it increase obviously but also change it into non-linear conductivity. Furthermore, comparing with samples strengthened by non-alkalis glass fabric, the threshold electric field of non-linear conductivity of the polyimide resin strengthened by the glass fabric with small amount of alkalis has a distinct decrease.

Key words: modifier; polyimide; glass fabric; dielectric property; non-linear conductivity characteristic

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0390

分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响



闫万方, 吴江浩, 张艳来*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于 350 座级分布式推进系统与翼身融合(BWB)耦合的飞机气动布局设计方案,采用数值计算流体动力学的方法研究了推进系统关键设计参数对飞机气动特性的影响.结果表明:巡航时,推进系统沿机身布置越靠前,质量流量率(MFR)对飞机的气动特性影响越明显,增大 MFR 在一定范围内提高了飞机的气动效率;进气道入口位置后移可有效提高飞机巡航升阻比,但推进系统进气均匀性的恶化将不利于其有效运行,需权衡考虑;只有选择合适的进气道入口高度才可实现在保持较好的进气条件下提高飞机的气动效率.起飞时,增大 MFR 可有效提高飞机的起飞升力,与无分布式推进系统的飞机相比,升力最大能提高约 20%.

关 键 词: 分布式推进;翼身融合(BWB);耦合布局;计算流体力学;气动特性

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1055-11

近年来,随着航空工业的发展,民用航空器的油耗、噪声和排放越来越受到人们的关注^[1-2].传统布局民机在增大载运量,提高升阻比,降低油耗、噪声和排放等方面的能力已非常有限,因而人们开始寻求新的民机布局设计方案,以满足未来航空市场对民用航空器高经济性、低噪声和低污染的要求.翼身融合(Blended Wing Body, BWB)布局^[3-6]在这种背景下被提出,其被认为是下一代民机设计最具潜力的气动布局之一.与传统布局相比,其具有增加载运量、提高升阻比及降低油耗、排放和噪声等优势^[7].

为使 BWB 布局拥有更好的性能,国外学者率先提出了分布式推进系统与 BWB 布局飞机耦合设计的理念^[8-10].目前,美国 NASA、Boeing 等团队先后对上述问题进行了系列研究,并提出了飞机设计方案,最典型的是“SAX-40”静音飞机,其在减少油耗、噪声和排放方面的表现令人满意^[11-13].但是,这类布局一方面使发动机吸入更多边界层(Boundary

Layer Ingestion, BLI)从而导致进气畸变^[14-15],给风扇设计带来了困难;另一方面,边界层吸入效应会影响飞机外部流动,进而改变全机气动特性.因而,有必要研究推进系统的关键设计参数引起的边界层吸入效应对飞机气动特性的影响.

本文根据飞机总体设计参数及客舱结构设计参数要求给出了 350 座级分布式推进系统与 BWB 耦合布局客机的气动外形设计方案作为边界层吸入效应的研究模型,采用数值计算方法研究巡航和起飞状态下,不同进排气流量对飞机气动特性的影响;在此基础上,研究巡航状态下推进系统沿弦向位置及进气道入口高度对飞机气动特性的影响.

1 模 型

根据民机总体设计参数和客舱结构设计参数要求给出了 350 座级分布式推进系统与 BWB 耦合客机气动布局,如图 1 所示.该布局形式主要由

收稿日期: 2014-06-30; 录用日期: 2014-08-04; 网络出版时间: 2014-09-16 13:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0390.html

作者简介: 闫万方(1990—),男,甘肃张掖人,硕士研究生,yanwanfangs@gmail.com

* 通讯作者: 张艳来(1981—),男,北京人,讲师,zhangyanlai@buaa.edu.cn,主要研究方向为飞行器气动布局设计优化、拍动翼的动稳定性与控制.

引用格式: 闫万方, 吴江浩, 张艳来. 分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1055-1065. Yan W F, Wu J H, Zhang Y L. Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1055-1065 (in Chinese).

3 部分构成:中心体、融合段和外翼段.中心体为厚度 12% 的翼型,其有效地满足了客舱、货舱空间的设计要求;外翼段为具有良好跨声速气动特性的超临界翼型 NASA SC(2)-0706,其可有效减小巡航飞行时的波阻;中心体与外翼段之间的过渡部分为融合段,采用线性方式过渡.

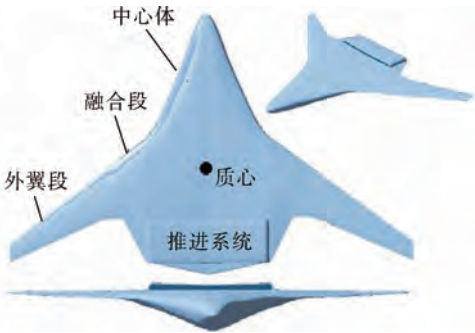


图 1 气动布局
Fig. 1 Aerodynamic configuration

表 1 给出了飞机的主要几何参数.与现役同座级客机相近.图 2 给出了客、货舱及推进系统在飞机上的相对位置.客舱布置于整个中心体内,货舱位于客舱下部.推进系统半埋于中心体后部,其沿飞机的弦向位置受客舱和当地翼型厚度约束.本文主要基于此模型研究推进系统关键设计参数对飞机气动特性的影响.首先研究了推进系统质

表 1 BWB 耦合模型参数

Table 1 BWB integrated model parameters	
参数	BWB
翼展/m	68.2
机身长度/m	44.6
参考面积/m ²	560
机翼后掠角/(°)	37
平均气动弦长/m	10.2
最大起飞重量/t	230
重心距前缘距离/m	27.3
进气口距前缘距离/m	35.6
推进系统长度/m	6.0
推进系统宽度/m	21.0
进口面积/m ²	18.6
喷口面积/m ²	14.7

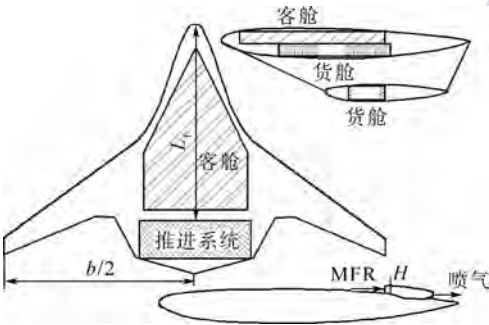


图 2 客、货舱及推进系统在 BWB 上的相对位置
Fig. 2 Cabin/cargo and propulsion system position on BWB

量流量率(Mass Flow Rate, MFR, 其定义公式见下文)的变化对飞机气动特性的影响;随后在不同 MFR 下,分别讨论巡航时进气道入口沿弦向位置 L^* (进气道入口到中心体前缘的距离与对称面翼型弦长之比)、进气道入口高度 H^* (进气道入口高度与平均气动弦长之比)对飞机气动特性的影响.

2 方 法

2.1 数值方法及网格

本文采用商业软件进行气动建模和数值计算,其是利用计算流体力学(Computation Fluid Dynamics, CFD)中的有限体积法求解三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程,选取了 S-A 湍流模型.图 3 为本文研究所用的计算网格模型,其为 C-H 型结构.自由来流给定压力远场条件,飞机及推进系统表面为无滑移绝热壁面条件;进气道入口为压力出口边界,需给定静压、回流总温及目标质量流量;尾喷口为质量流量入口边界,给定质量流量、初始静压、总温及喷流方向.

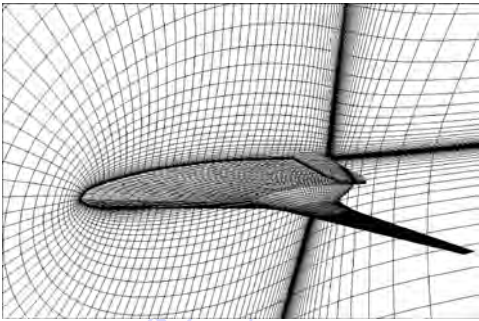


图 3 耦合模型的 CFD 网格
Fig. 3 CFD mesh of the integrated configuration

无量纲气动力和力矩系数定义为

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho_0 V_0^2 S_{ref}} \tag{1}$$

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho_0 V_0^2 S_{ref}} \tag{2}$$

$$C_m = \frac{M}{0.5\rho_0 V_0^2 S_{ref} c} \tag{3}$$

$$MFR = \frac{\rho_{in} V_{in}}{\rho_0 V_0} \tag{4}$$

式中: L 为升力; D 为阻力; M 为对质心的俯仰力矩; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; C_m 为对质心的俯仰力矩系数; ρ_0 和 V_0 为自由来流的密度与速度; ρ_{in} 和 V_{in} 为进气道入口的气流平均密度与速度; S_{ref} 为飞机的参考面积; c 为平均气动弦长.

2.2 模型验证

本文通过与文献[8]对比,验证了计算方法及边界条件设置的合理性;同时为兼顾计算精度与效

率,还进行了网格无关性验证.图4为 $Ma=0.66$ 和 $Ma=0.73$ 两种条件下本文计算结果与文献[8]结果的对比.可见,各计算点的差别均不超过3%,这表明本文使用的模型与方法可行.图5为不同节点数的网格模型在巡航条件下极曲线对比.可见,节点数大于160万后各计算点差别在5%以内,故采用此量级的网格作为计算模型可以兼顾精度与效率.此时 $y^+ \approx 1$ (y^+ 表示无量纲壁面率),计算结果能够准确地描述边界层内的流动.

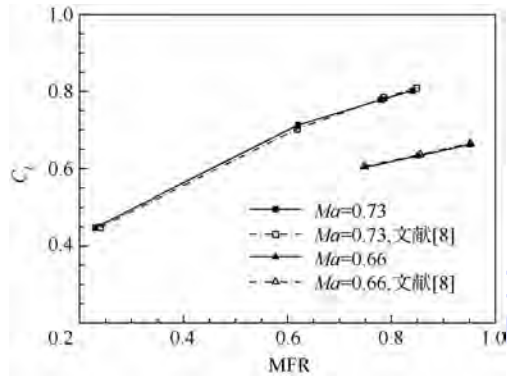


图4 C_L 随 MFR 的变化
Fig.4 C_L varied with MFR

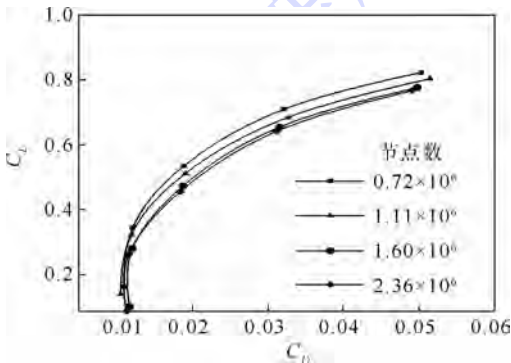


图5 不同网格密度下的极曲线
Fig.5 Polar curves of each mesh size

3 结果与分析

3.1 进排气流量的影响

本文研究中所涉及的巡航和起飞状态的基本飞行条件参数如表2所示.下面首先研究进排气流量对飞机气动特性的影响.为保证推进系统进排气平衡,尾喷口流量采用与进气流量相同的设置.

表2 飞行条件

Table 2 Flight conditions

飞行条件	马赫数	高度/km	静压/Pa	静温/K	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
巡航	0.85	11	22 700	216.70	0.364 9
起飞	0.21	0	101 325	288.15	1.224 9

3.1.1 巡航状态

以攻角 $\alpha=2.8^\circ$ 作为巡航飞行的基本状态

($L_i^*=0.8, H^*=0.085$)来分析MFR对飞机气动特性的影响(其中 $MFR=0$ 表示进气道入口封闭).通过计算得到飞机气动特性随MFR的变化规律如图6~图8所示.

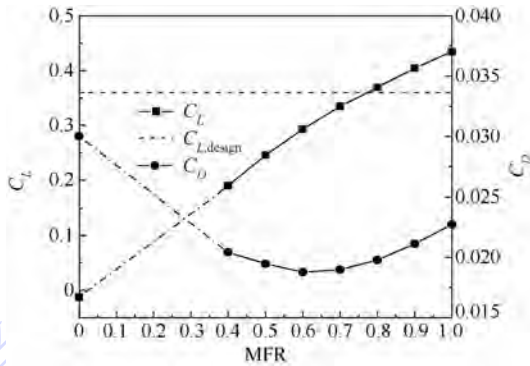


图6 巡航时 C_L 和 C_D 随MFR的变化
Fig.6 C_L and C_D varied with MFR in cruising

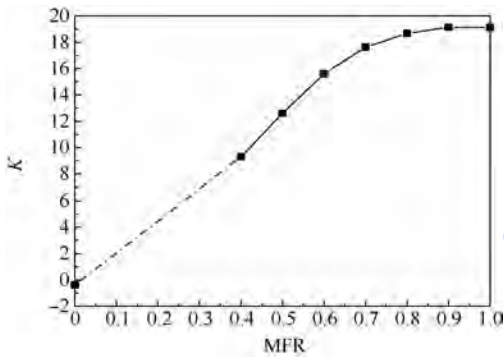


图7 巡航时升阻比 K 随MFR的变化
Fig.7 Lift-to-drag ratio K varied with MFR in cruising

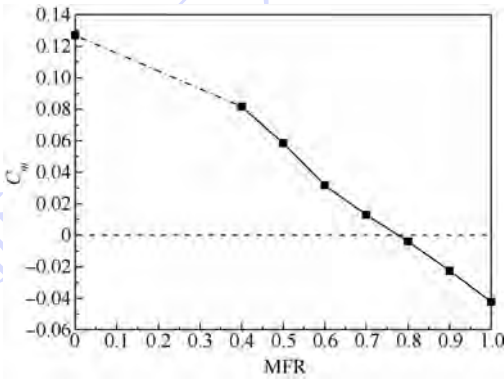


图8 巡航时 C_m 随MFR的变化
Fig.8 C_m varied with MFR in cruising

图6所示为飞机的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 随MFR的变化.可见,随着MFR增大, C_L 增加,且 $C_{L,MFR}$ (C_L 随MFR变化率)不断减小;MFR=0.8时,飞机的升力系数 C_L 接近于设计升力系数 $C_{L,design}$.而随着MFR增大, C_D 先减小后增大,MFR=0.6左右, C_D 取得最小值.图7所示为飞机巡航升阻比 K 随MFR的变化,可见,随着MFR增大, K 不断增大,且增长率不断减小;MFR=0.8~

1.0 范围内, K 值变化不大, 最大值约为 19.2. 飞机的俯仰力矩系数 C_m 随 MFR 的变化如图 8 所示. 由图可知, C_m 随 MFR 的增大而减小, 且变化率近似线性; 值得注意的是, MFR = 0.8 时, C_m 近似为 0, 这有利于飞机巡航时的配平. 综上, 设计巡航状态应具有相对较大的 MFR, 这将有利于提高巡航升阻比, 降低俯仰力矩, 使飞机具有较高的气动效率.

为进一步分析 MFR 对飞机巡航气动特性的影响机理, 下面对飞机外流场进行详细分析. 图 9

所示为 MFR = 0.4 和 MFR = 1.0 时飞机上表面等压线及特征截面压力分布 (C_p 为压力系数). 通过对比发现, 增大 MFR 使飞机上表面气流加速, 进气道前方吸力增加, MFR 越大, 推进系统对飞机外部气流的加速作用就越强, 上表面负压区就越大, 升力也越大; 同时, 压心和全机焦点随上表面负压区增大而后移, 飞机的低头力矩增加; 另外, 推进系统对飞机中心体上表面气流的加速吸入也抑制了其沿展向向外翼的流动, 使中心体部分的气动特性更接近其特征截面翼型的气动特性, 这也是增大 MFR 使飞机升力系数增加的原因之一.

图 10 所示为巡航时不同 MFR 下, 特征截面 (沿展向: $y/b = 0, 0.45, 0.95$) 压力分布对比. 可见, 对于中心体 (图 10(a)), 随着 MFR 的增大, 翼型上表面背风面压力降低, 导致阻力增大; 对于外翼段 (图 10(c)), 随着 MFR 的增大, 翼型迎风面压力降低, 导致阻力减小. 这两部分产生的阻力随着 MFR 增大变化趋势相反, 它们对于总阻力的贡献近似抵消, 导致总阻力主要随融合段阻力变化. 对于融合段 (图 10(b)), MFR 从 0.4 增大到 0.6、再到 1.0 的过程中, 翼型上表面压力先是迎风面降低, 逐渐过渡到背风面降低, 导致总阻力先减小后增大. 上述即为飞机的阻力系数 C_D 随着 MFR 的增大先减小后增大的原因.

下面分析 MFR 的变化对分布式推进系统吸入的流场品质的影响. 图 11 所示巡航时进气道入口截面流向速度分布 V_1/V_0 (V_1 为进气道入口截面来流速度, V_0 为远场来流速度) 随 MFR 的变化 (y^* 为进气高度与平均气动弦长的比). 可见, 随着 MFR 的增大, 该区域流动的顺压梯度不断增加, 边界层厚度减小, 推进系统进气不均匀性变小; 此外, 当 MFR < 0.5 时, 该区域出现回流, 导致飞机表面气流局部分离, 使进气道内流场品质变差. 另外, 随着 MFR 的增大, 推进系统入口前边界层厚度减小, 进而流动能量耗散减小, 进气道入口总压恢复提高. 可见, 增大 MFR 有利于提高推进系统巡航时的运行效率.

3.1.2 起飞状态

以 $\alpha = 10^\circ$ 作为起飞的基本状态来分析 MFR 对起飞时飞机气动特性的影响. 由于起飞时飞机速度较低 (约为 72 m/s), 且推进系统为提供较大推力所需 MFR 较大, 因而 MFR 成为起飞时影响飞机气动特性最重要的参数. 本文选取 $L_t^* = 0.8$ 、 $H^* = 0.085$ 构型研究分析起飞时 MFR 对飞机气动特性的影响, 通过计算的到 C_L 、 C_D 及 C_m 随 MFR 的变化, 见表 3.

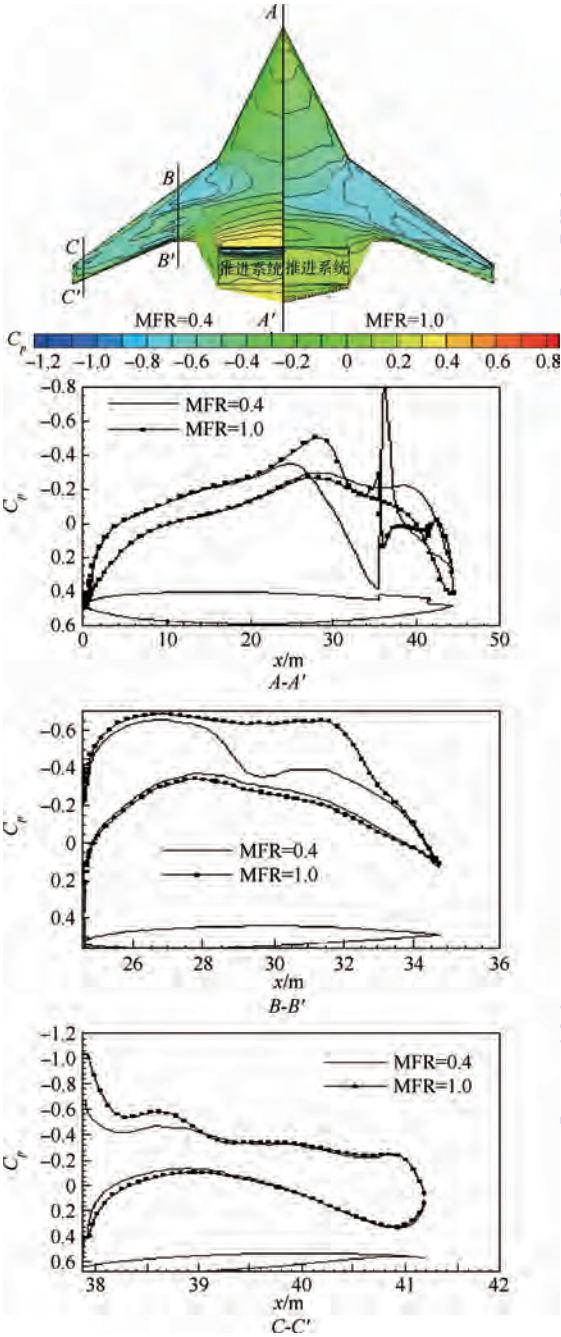


图 9 巡航时不同 MFR 下飞机上表面等压线、特征截面压力分布对比
Fig. 9 Pressure contours on upper surface, and sectional characteristic pressure distribution with different MFR in cruising

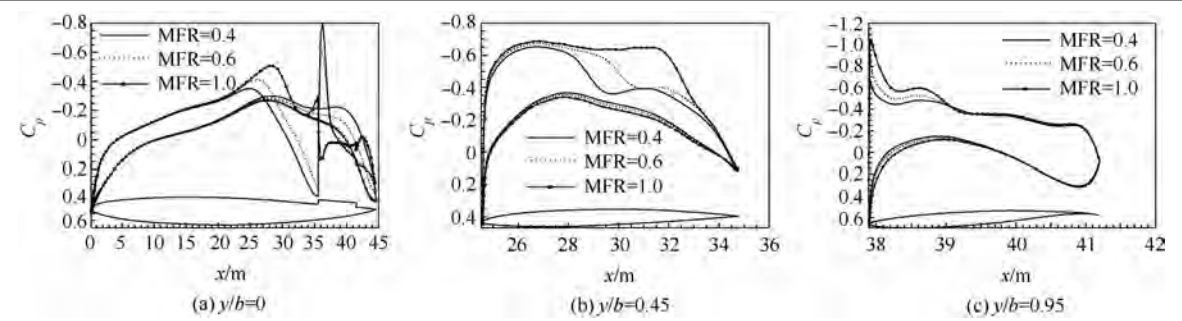


图 10 巡航时不同 MFR 下特征截面压力分布对比
Fig. 10 Characteristic sectional pressure distribution with different MFR in cruising

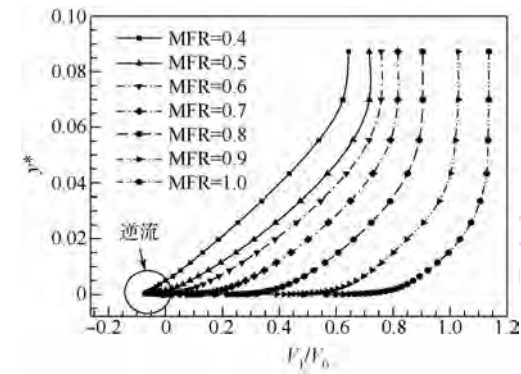


图 11 巡航时进气道入口截面流向速度分布
 V_1/V_0 随 MFR 的变化
Fig. 11 Velocity profiles V_1/V_0 at intake plane varied with MFR in cruising

表 3 起飞时不同 MFR 下的气动系数

Table 3 Aerodynamic coefficients varied with MFR in taking off

MFR	C_L	C_D	C_m
无分布式推进系统飞机	0.808 87	0.082 01	0.228 33
0.4	0.726 37	0.072 91	0.235 95
0.6	0.790 65	0.078 68	0.222 81
0.8	0.837 66	0.085 93	0.199 67
1.0	0.875 07	0.092 76	0.180 52
1.2	0.911 56	0.100 36	0.160 80
1.4	0.948 17	0.108 76	0.140 36
1.6	0.986 41	0.118 86	0.115 41

随着 MFR 增大, C_L 不断增加, 同时 C_D 也增加; 当 MFR > 0.7 时, 飞机升力系数 C_L 即可大于无分布式推进时的升力系数, MFR = 1.6 时, 升力系数可达无分布式推进时的 1.2 倍, 这对于提高起飞安全性是有利的. 另外, 随着 MFR 的增大, 飞机的俯仰力矩系数 C_m 减小, 这使得配平更加容易.

与巡航时的 MFR 对气动特性影响的原理类似, 起飞时推进系统对飞机外流的吸入作用抑制了气流从中心体向融合段及外翼段的展向流动, MFR 越大, 吸入作用就越强, 从而导致飞机上表面负压区增大, 飞机升力也增加. 另外, 压心和全

机焦点随着负压区域的增大而后移, 飞机的低头力矩增加, 起飞配平变易. 图 12 所示为起飞时不同 MFR 下, 特征截面压力分布对比. 可见, 与巡航时不同, 随着 MFR 增加, 飞机中心体 (图 12(a)) 上表面背风面压力降低较多, 从而阻力增加, 而融

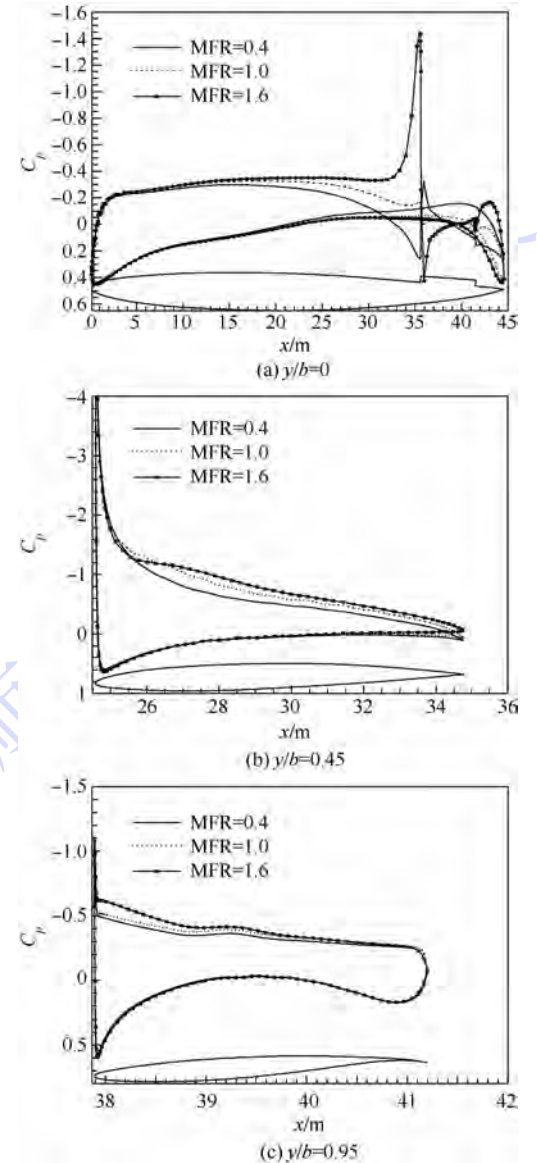


图 12 起飞时不同 MFR 下特征截面压力分布对比
Fig. 12 Characteristic sectional pressure distribution with different MFR in taking off

合段(图 12(b))和外翼段(图 12(c))的整个上表面压力均降低,阻力变化不大,故飞机的阻力系数 C_D 随着 MFR 的增大而增加.

为分析 MFR 对起飞时分布式推进系统吸入的流场品质的影响,图 13 给出了进气道入口截面流向速度分布 V_1/V_0 随 MFR 的变化.可见,随着 MFR 的增大,进气道入口区域流动的顺压梯度增大,边界层厚度减小,降低了飞机上表面气流分离的可能性,有利于改善飞机起飞时大攻角下的失速特性;值得注意的是,MFR > 1 时,进气气流不均匀性增加,这不利于推进系统的有效运行.

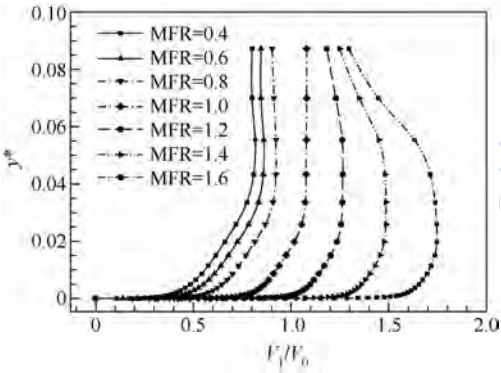


图 13 起飞时进气道入口截面流向速度分布 V_1/V_0 随 MFR 的变化

Fig. 13 Velocity profiles V_1/V_0 at intake plane varied with MFR in taking off

3.2 推进系统沿弦向位置 L_t^* 的影响

基于 3.1 节的分析,仍以 $\alpha = 2.8^\circ$ 作为巡航飞行条件($H^* = 0.085$)来研究分析 L_t^* 对飞机气动特性的影响.根据客舱位置和中心体构型的约束,选取 $L_t^* = 0.70 \sim 0.825$ 范围进行分析.另外,由于 MFR 对不同 L_t^* 构型的气动特性影响明显,因而本节研究了不同 MFR (MFR = 0.4, 0.7, 0.8, 1.0) 下 L_t^* 对飞机气动特性的影响,其变化规律如图 14 ~ 图 17 所示.

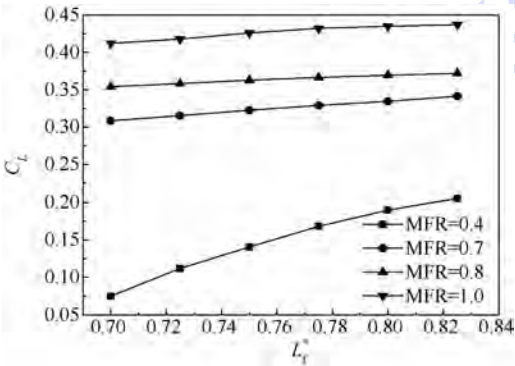


图 14 巡航时 C_L 随 L_t^* 的变化
Fig. 14 C_L varied with L_t^* in cruising

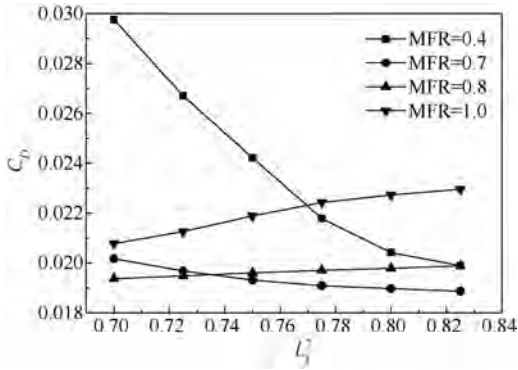


图 15 巡航时 C_D 随 L_t^* 的变化
Fig. 15 C_D varied with L_t^* in cruising

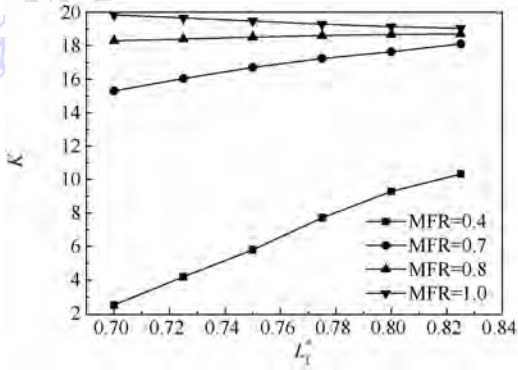


图 16 巡航时 K 随 L_t^* 的变化
Fig. 16 K varied with L_t^* in cruising

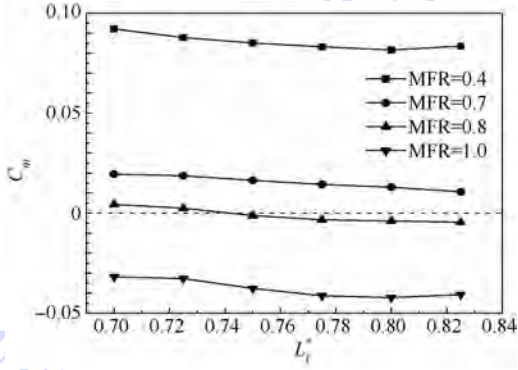


图 17 巡航时 C_m 随 L_t^* 的变化
Fig. 17 C_m varied with L_t^* in cruising

图 14 所示为飞机的升力系数 C_L 随 L_t^* 的变化.可见,随着推进系统沿机身往后布置(L_t^* 增大),各 MFR 下 C_L 均增大;另外, C_{L,L_t^*} (C_L 随 L_t^* 变化率)随着 MFR 增大而减小, L_t^* 对飞机的升力特性影响明显性减弱.图 15 为飞机的阻力系数 C_D 随 L_t^* 的变化.可见,MFR 较小时(MFR ≤ 0.7),随着 L_t^* 增大, C_D 不断减小,且 C_{D,L_t^*} (C_D 随 L_t^* 的变化率)随着 MFR 增大而减小, L_t^* 对飞机的阻力特性影响明显减弱;MFR 较大时(MFR ≥ 0.8),随着 L_t^* 增大, C_D 不断增加,且随着 MFR 的增大 C_{D,L_t^*} 也增大,即 L_t^* 对飞机阻力特性影响明显增强.

图 16所示为飞机的巡航升阻比 K 随 L_t^* 的变化,可见, $MFR \leq 0.8$ 时,随着 L_t^* 的增大, K 不断增大, MFR 较小时,增幅尤为明显. $MFR > 0.8$ 时,随着 L_t^* 的增大, K 略有减小. 图 17 所示为飞机的俯仰力矩系数 C_m 随 L_t^* 的变化. 可见,不同 MFR 下,随着 L_t^* 增大, C_m 均略有减小; $MFR = 0.8$ 时,各 L_t^* 构型下,飞机的俯仰力矩系数 C_m 均接近于 0.

另外,对比分析图 14 ~ 图 17 中 $L_t^* = 0.7$ 和 $L_t^* = 0.8$ 两种构型下,飞机气动特性随 MFR 的变化规律,可以看出,随着 MFR 增大,两种构型下 C_L 均增加,且 $C_{L,MFR}$ (C_L 随 MFR 变化率)不断减小;同时, $L_t^* = 0.7$ 构型的 $C_{L,MFR}$ 大于 $L_t^* = 0.8$ 构

型,即 MFR 对于 $L_t^* = 0.7$ 构型的升力特性影响更明显. 随着 MFR 增大,两种构型下 C_D 均先减小后增大,只是阻力最小时对应的 MFR 不同,可见, MFR 对于不同 L_t^* 构型下飞机阻力特性的影响规律相近. 比较两种构型下飞机的巡航升阻比 K 随 MFR 的变化规律发现, $L_t^* = 0.8$ 构型的 K 值整体较大,且其能在较宽的 MFR 范围内保持较高的升阻比 ($MFR = 0.8 \sim 1.0$ 内, K 值均约在 19.0 以上). 综上,从提高巡航气动特性的角度来说,合适的 MFR 下,推进系统沿弦向布置靠后较有利.

图 18 所示为巡航时 $L_t^* = 0.7$ 和 $L_t^* = 0.8$ 两

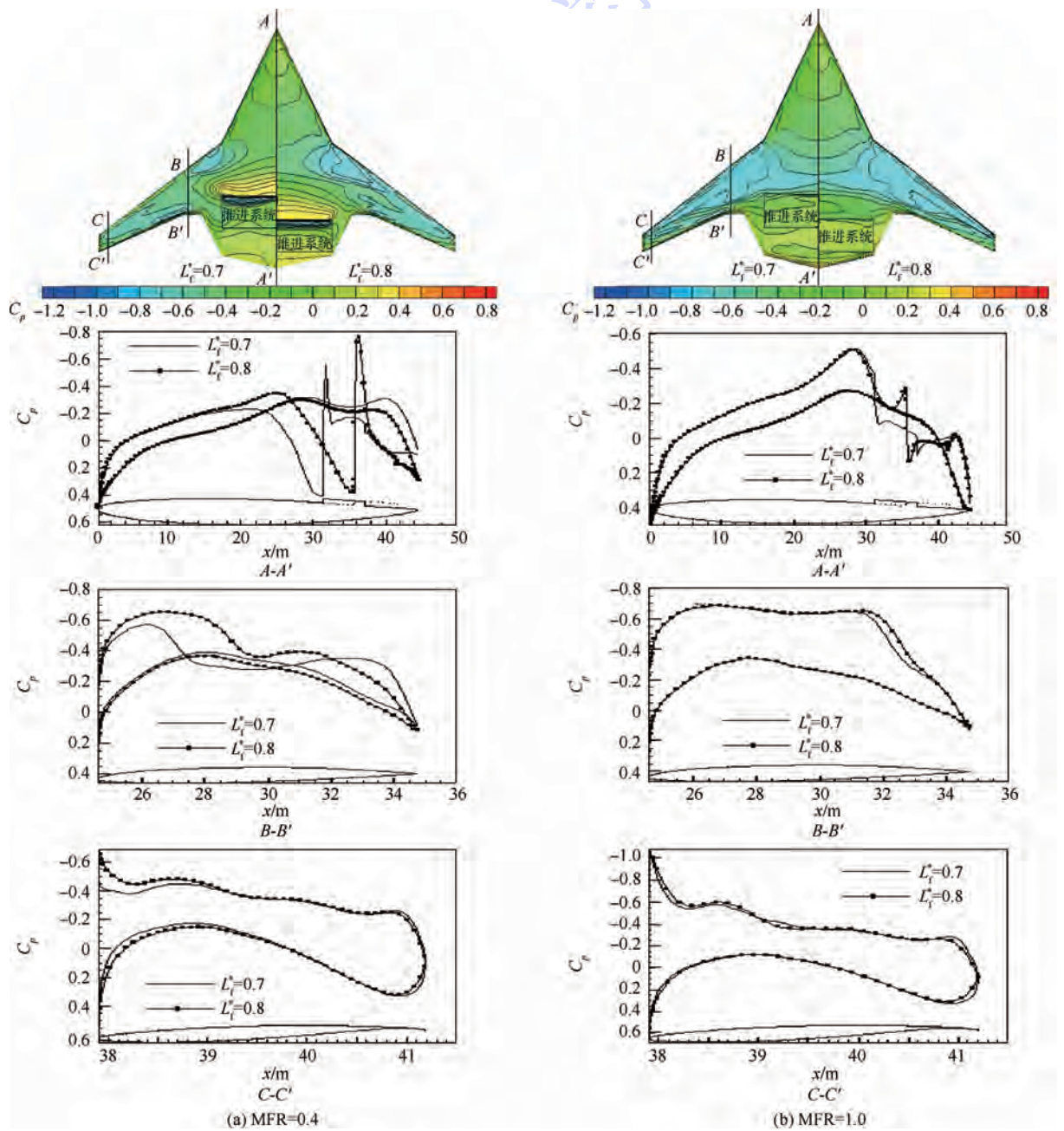


图 18 巡航时不同 L_t^* 下飞机上表面等压线、特征截面压力分布对比

Fig. 18 Pressure contours on the upper surface, and characteristic sectional pressure distribution with different L_t^* in cruising

种构型下飞机上表面等压线及特征截面压力分布对比(以 $MFR = 0.4$ (图 18(a)) 和 $MFR = 1.0$ (图 18(b)) 为例). 通过对比发现, MFR 较小时 ($MFR = 0.4$), 两种构型下飞机上表面压力分布及特征截面压力分布差别较大, L_i^* 越大, 推进系统对飞机中心体、融合段等区域后部气流吸入越明显, 飞机上表面负压区越大, 升力也越大, 同时, 压心和焦点位置后移, 低头力矩增加. MFR 较大时 ($MFR = 1.0$), 两种构型下飞机表面压力分布及特征截面压力分布近似, L_i^* 对于推进系统对飞机表面气流吸入作用及其压力分布的影响明显性减弱, 此即 C_{L, L_i^*} 随着 MFR 的增大而减小的原因. 另外, 综合对比图 18(a) 和图 18(b), L_i^* 较小时 ($L_i^* = 0.7$), MFR 对于飞机表面压力分布影响较大, 而 L_i^* 较大时 ($L_i^* = 0.8$), MFR 影响的明显性减弱, 此即为 $L_i^* = 0.7$ 构型的 $C_{L, MFR}$ 大于 $L_i^* = 0.8$ 构型的原因.

为进一步分析不同 MFR 下, L_i^* 对飞机阻力特性的影响机理, 选取 $MFR = 0.4$ 和 $MFR = 1.0$ 时不同 L_i^* 构型的特征截面压力分布进行对比分析, 如图 19 和图 20 所示. 由图 19, MFR 较小时 ($MFR = 0.4$), 随着 L_i^* 增大, 飞机中心体 (图 19(a)) 翼型上表面背风面压力降低, 阻力增加; 而对于融合段 (图 19(b)) 和外翼段 (图 19(c)), 随着 L_i^* 增大, 翼型上表面迎风面压力降低, 阻力减小. 综合各区域阻力的变化, 总阻力减小, 即为 $MFR \leq 0.7$ 下, C_D 随着 L_i^* 增大而减小的原因. 分析图 20, MFR 较大时 ($MFR = 1.0$), 随着 L_i^* 增大, 中心体 (图 20(a)) 和融合段 (图 20(b)) 翼型上表面背风面区域压力略有降低, 阻力增加; 而外翼段 (图 20(c)) 翼型表面压力几乎不变, 阻力也几乎不变. 综合各区域阻力的变化, 总阻力增大, 即为 $MFR \geq 0.8$ 下, C_D 随着 L_i^* 增大而增加的原因.

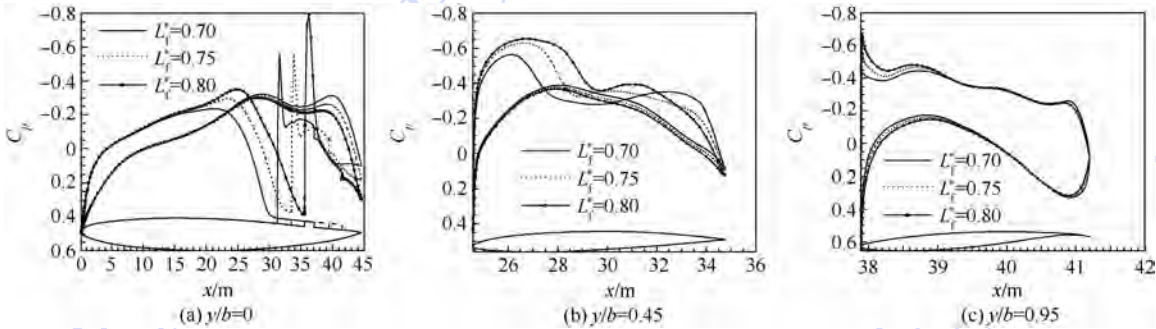


图 19 巡航时不同 L_i^* 下特征截面压力分布对比, $MFR = 0.4$

Fig. 19 Characteristic sectional pressure distribution with different L_i^* in cruising, $MFR = 0.4$

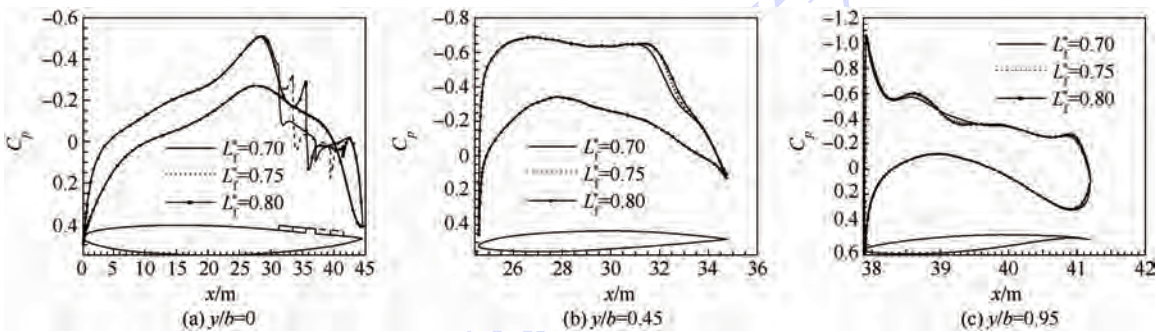


图 20 巡航时不同 L_i^* 下特征截面压力分布对比, $MFR = 1.0$

Fig. 20 Characteristic sectional pressure distribution with different L_i^* in cruising, $MFR = 1.0$

为了分析 L_i^* 对分布式推进系统吸入的流场品质的影响, 图 21 给出了巡航时进气道入口截面流向速度分布 V_1/V_0 随 L_i^* 的变化 ($MFR = 0.8$). 可见, 随着 L_i^* 的增大, 该区域流动的顺压梯度不断减小, 边界层厚度增加, 推进系统的进气不均匀性增加 (但无回流), 不利于推进系统的有效运行. 此外, 随着 L_i^* 的增大, 进气道入口区域边界

层厚度的增加导致了流动能量耗散增加, 入口前总压恢复减小, 降低了推进系统的运行效率.

3.3 推进系统高度 H^* 的影响

下面仍以 $\alpha = 2.8^\circ$ 作为巡航飞行条件 ($L_i^* = 0.80$) 来分析推进系统进气高度 H^* 对飞机气动特性的影响. 分别研究不同 MFR (取 0.4、0.7 和 0.8) 下 H^* 对飞机气动特性的影响, 其变化规律如表 4 所示.

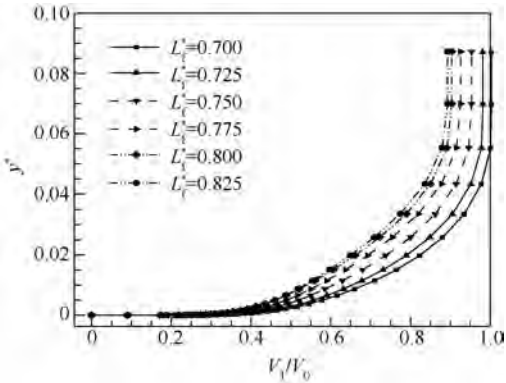


图 21 巡航时进气道入口截面流向速度分布
 V_1/V_0 随 L^* 的变化

Fig. 21 Velocity profiles V_1/V_0 at intake plane
varied with L^* in cruising

表 4 巡航时不同 H^* 下的气动力系数
Table 4 Aerodynamic coefficients varied with
 H^* in cruising

MFR	H^*	C_L	C_D	C_m	K
0.4	0.065	0.221 50	0.020 47	0.073 66	10.8
	0.085	0.189 88	0.020 52	0.081 60	9.3
	0.110	0.116 76	0.021 59	0.105 62	5.4
0.7	0.065	0.347 43	0.019 24	0.010 43	18.1
	0.085	0.334 51	0.018 97	0.012 92	17.6
	0.110	0.316 82	0.018 74	0.015 45	16.9
0.8	0.065	0.377 04	0.020 04	-0.005 63	18.8
	0.085	0.369 46	0.019 79	-0.003 95	18.7
	0.110	0.359 94	0.019 50	-0.002 78	18.5

可见,巡航时不同 MFR 下,飞机的升力系数 C_L 和巡航升阻比 K 随 H^* 的变化规律类似:随着推进系统进气口变高(H^* 增大), C_L 减小, K 也减小,飞机的气动特性变差.而对于阻力,MFR 较小时(MFR=0.4),随着 H^* 增大,飞机的阻力系数 C_D 增加;MFR 较大时(MFR=0.7 和 MFR=0.8),随着 H^* 增大, C_D 减小.不同 MFR 下, H^* 对飞机的俯仰力矩特性的影响规律相似:随着 H^* 增大, C_m 不断增大;另外,随着 MFR 增大, H^* 对 C_m 的影响逐渐减弱,MFR=0.8 时,不同 H^* 下 C_m 的差别只有 0.000 28.

通过对流动进一步分析可知,相同 MFR 下,推进系统进气道入口高度越高(H^* 越大),其对飞机上表面气流吸入作用就越弱,对气流的加速作用也就变弱,上表面负压区就会变小,从而升力减小;同时,飞机的压心和焦点前移, C_m 增大,抬头力矩增加.可见,过大 H^* 不利于提高飞机的气动特性.阻力的变化规律与 3.2 节分析得到的结果相反:MFR 较小时(MFR=0.4),随着 H^* 增大,总阻力增加;而 MFR 较大时(MFR=0.8),随着 H^* 增大,总阻力减小.

为分析 H^* 对分布式推进系统吸入的流场品质的影响,图 22 给出了巡航时进气道入口截面流向速度分布 V_1/V_0 随 H^* 的变化(MFR=0.8).可见,随着 H^* 增加,该区域流动的顺压梯度减小,边界层厚度增加,流动能量耗散增加,进气道入口前总压恢复减小,推进系统的运行效率降低.另外,若推进系统进气道入口高度相对较小(如 $H^*=0.065$),进气不均匀性较大,不利于推进系统进气.因此,需综合考虑飞机的气动特性及推进系统的运行效率来选取合适的进气高度 H^* .基于上述分析,选择推进系统 $L^*=0.8, H^*=0.085$ 时,构型可满足飞机气动效率较高且推进系统进气品质较佳的要求.

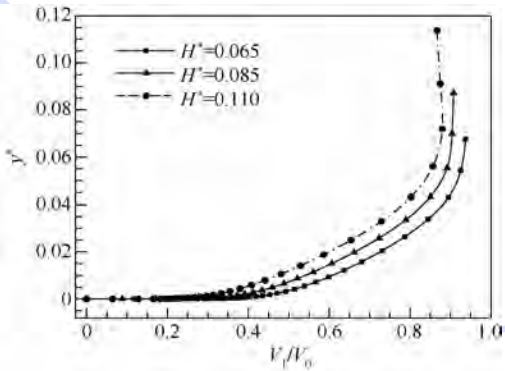


图 22 巡航时进气道入口截面流向速度分布
 V_1/V_0 随 H^* 的变化

Fig. 22 Velocity profiles V_1/V_0 at intake plane
varied with H^* in cruising

通过上述分析,综合考虑飞机的气动性能和推进系统的进气品质,本文给出了一种既能满足起飞和巡航气动特性要求又具有较好进气品质的布局方案: $L^*=0.8, H^*=0.085$.如前文所述,巡航时(图 6~图 8),其升力系数 $C_L=0.36$ 、巡航升阻比 $K=18.80$,力矩系数 C_m 约为 0;起飞时(表 3),最大升力系数可达 0.99 且力矩系数 C_m 较小;推进系统在两种飞行状态下的进气不均匀性均相对较小,进气品质较佳.

4 结 论

本文基于 350 座级分布式推进系统与 BWB 耦合的客机气动布局形式,首先研究了推进系统进气流量(MFR)对飞机在巡航($\alpha=2.8^\circ$)和起飞($\alpha=10^\circ$)两种状态下气动特性的影响;接着研究了巡航状态的不同 MFR 下,推进系统进气道入口沿弦向相对位置 L^* 和相对高度 H^* 对飞机气动特性的影响.

1) MFR 的选择对使推进系统获得较好的进

气条件且提高飞机的气动特性非常重要. 随着 MFR 的增大, 进气道入口区域流动的顺压梯度增加, 边界层厚度减小, 推进系统进气均匀性变好; 进气道入口总压恢复增大, 流动能量耗散减小, 推进系统的运行效率提高. 同时, 将设计巡航状态确定在相对较大的 MFR 下将有利于提高巡航升阻比, 降低俯仰力矩, 使飞机具有较高的气动效率.

2) 巡航时, 一方面, 在 L_i^* 可取范围内, 其越小, MFR 对于飞机气动特性影响越明显; 另一方面, 在确定的 MFR 下, 较大的 L_i^* 可有效提高飞机气动特性, 即推进系统后置(增大 L_i^*)时, 巡航升阻比增大; 但此时, 推进系统进气不均匀性也增加, 且进气道入口总压恢复减小, 不利于推进系统的有效运行. 另外, 在较大的 MFR 下, L_i^* 对飞机气动特性影响变弱, 因此, L_i^* 的选取需权衡飞机气动特性、推进系统的进气条件等要求.

3) H^* 的变化对飞机巡航气动特性的影响明显. H^* 过大, 飞机巡航升阻特性降低, 且抬头力矩增加, 进气道入口总压恢复变小; H^* 过小, 进气均匀性迅速变差, 不利于推进系统的有效运行. 因此, 选择合适的 H^* 可实现保持较好的推进系统进气条件前提下提高飞机的气动特性.

4) 起飞时, 增大 MFR 可有效提高飞机气动特性. 与无分布式推进系统的飞机相比, 此时的升力系数最大能提高约 20%. 此外, MFR 较大时, 推进系统对气流的吸入作用降低了飞机上表面气流分离的可能性, 这有利于改善飞机起飞时大攻角下的失速特性, 增加起飞安全性. 但 MFR > 1 时, 进气气流均匀性变差, 不利于推进系统的有效运行.

参考文献 (References)

- [1] Andy K, Leifur T, William H, et al. MDO of a blended wing body transport aircraft with distributed propulsion, AIAA-2003-6732 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [2] Larry W, Hardin O, Gregory T, et al. Aircraft system study of boundary layer ingesting propulsion, AIAA-2012-3993 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [3] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41 (1): 10-25.
- [4] Qin N, Vavalle A, Le Moigne A, et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40 (6): 321-343.
- [5] Carter M B, Campbell R L, Pendergraft O C, et al. Designing and testing a blended wing body with boundary-layer ingestion nacelles [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43 (5): 1479-1489.
- [6] 刘晓静, 吴江浩, 张曙光. 250 座级翼身融合布局客机气动设计与优化 [J]. 空气动力学学报, 2011, 29 (1): 78-84.
Liu X J, Wu J H, Zhang S G. Aerodynamic design and optimization of the blended wing body aircraft for 250 passengers [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29 (1): 78-84 (in chinese).
- [7] Hyounjin K, Liu M S. Flow simulation of N3-X hybrid wing-body configuration, AIAA-2013-0221 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [8] Mantić-Lugo V, Doulgeris G, Singh R. Computational analysis of the effects of a boundary layer ingesting propulsion system in transonic flow [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227 (8): 1215-1232.
- [9] Pritesh C, Sho S, David K, et al. Conceptual design of an N + 3 hybrid wing body subsonic transport, AIAA-2010-4812 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [10] Hileman J I, Spakovszky Z S, Drela M, et al. Airframe design for "silent aircraft" [C] // 45 th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2007: 5403-5417.
- [11] Hileman J I, Spakovszky Z S, Drela M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47 (3): 956-969.
- [12] Hyounjin K. Flow simulation of N2B hybrid wing body configuration, AIAA-2012-0838 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [13] Hyounjin K, Liu M S. Optimal shape design of mail-slot nacelle on N3-X hybrid wing-body configuration, AIAA-2013-2413 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [14] Dowling A, Greiter E. The silent aircraft initiative overview, AIAA-2007-0452 [R]. Reston: AIAA, 2007.
- [15] Hileman J I, Reynolds T G, dela Rose Blanca E. Development of approach procedures for silent aircraft, AIAA-2007-0451 [R]. Reston: AIAA, 2007.

Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft

YAN Wanfang, WU Jianghao, ZHANG Yanlai*

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on a 350-passenger blended wing body (BWB) integrated aircraft with a distributed propulsion system, effects of crucial design variables of distributed propulsion on aerodynamic performances of the aircraft are studied by a computational fluid dynamics method. It is shown that the effect of the mass flow rate (MFR) on aerodynamic performance in cruising becomes more obvious when the propulsion system moving forward along the aircraft and the aerodynamic efficiency increases with the increase of MFR as well. With the intake location of the propulsion system moving backward along the aircraft, the lift-to-drag ratio increases, but the non-uniform intake flow also increases which decreases the efficiency of the propulsion system. It needs a trade-off to determine the intake location. The aerodynamic efficiency of the aircraft can also be increased by a suitable intake height of the propulsion system meanwhile maintain a uniform intake flow. The lift can be enhanced by up to 20% with a larger MFR in taking off, compared with the aircraft without distributed propulsion system.

Key words: distributed propulsion; blended wing body (BWB); integrated layout; computational fluid dynamics; aerodynamic performance

复合材料开孔层板压缩渐进损伤分析

周睿¹, 关志东^{*1}, 李星^{1,2}, 卓越¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心 强度分析技术研究部, 北京 102211)

摘 要: 首先, 针对纤维增强复合材料开孔层板进行了压缩试验, 通过微距数显设备、电镜扫描和 X 光扫描设备检测了加载过程中的渐进损伤和试验件最终破坏模式, 观测了损伤起始和 45° 与 90° 铺层间的分层现象。其次, 将复合材料开孔层板失效分为层内失效和层间失效, 基于细观损伤力学 MMF3 理论和界面胶层单元方法建立了开孔压缩损伤跨尺度分析模型。最后, 应用该模型对开孔压缩损伤起始、损伤扩展和层板破坏模式进行了预测, 获得了纤维和基体损伤起始位置、分层产生位置及扩展过程、最终的分层和压入破坏等计算结果。计算结果与试验结果获得了较好的吻合, 表明该计算模型适用于分析复合材料开孔压缩渐进损伤问题。

关 键 词: 复合材料; 开孔层板; 压缩试验; 渐进损伤; 跨尺度

中图分类号: V257; TB330.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1066-07

纤维增强复合材料具有比强度、比刚度高及可设计的特点, 在飞机结构中的使用日益增多^[1]。复合材料对损伤极为敏感, 损伤会导致复合材料层板剩余强度严重降低, 故设计时需考虑损伤容限性能。复合材料开孔层板作为一种典型的结构形式, 被广泛应用于许用值确定、损伤容限性能评估中。特别是在压缩载荷作用下, 开孔压缩强度与冲击后压缩强度往往具有可比性, 因此有必要对其失效模式和破坏机理进行深入研究。对此, 国内外研究者已采用多种方法展开了大量研究工作。

Suemasu 等^[2]研究了不同层间界面韧性的复合材料开孔板压缩性能, 结果表明界面韧性好的层板有明显的渐进损伤过程, 界面韧性差的层板突然破坏, 并无渐进损伤。Berbinau 等^[3]研究了导致开孔层板沿纤维方向压缩强度较拉伸强度低的因素, 着重分析了孔边纤维微屈曲导致开孔压缩

强度降低的机理。Soutis 等^[4-5]的研究成果表明, 层板开孔压缩损伤的起始是由孔边 0° 层纤维在压缩载荷下的微屈曲引起的。Lee 和 Soutis^[6]通过系列试验研究了层板厚度对复合材料开孔层板压缩性能的影响, 结果表明对某些铺层形式的开孔层板存在厚度对压缩性能的影响。黎增山等^[7]通过 Hashin 准则和界面单元方法模拟复合材料开孔板受压过程的层内和层间渐进失效, 论证了分析方法的有效性。Lee 和 Kim^[8]建立了基于细观力学的连续损伤模型模拟复合材料开孔板的压缩失效过程, 并基于此模型分析了几何参数对层板力学行为的影响。目前, 采用有效的观测方法监测损伤过程以及在有限元计算中引入先进的失效准则是研究复合材料开孔层板压缩性能的 2 种重要方式。

本文对准各向同性铺层复合材料开孔层板压缩渐进损伤进行了试验研究, 通过微距数显设备、电镜扫描和 X 光扫描设备对压缩过程中孔边的

收稿日期: 2014-07-02; 录用日期: 2014-08-05; 网络出版时间: 2014-09-05 16:06

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0395.html

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2010CB631103)

作者简介: 周睿(1989—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 硕士研究生, jianghuaiyidao@126.com

* 通讯作者: 关志东(1964—), 男, 辽宁沈阳人, 教授, zdguan@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器复合材料结构设计、复合材料力学。

引用格式: 周睿, 关志东, 李星, 等. 复合材料开孔层板压缩渐进损伤分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1066-1072.
Zhou R, Guan Z D, Li X, et al. Progressive damage analysis of open-hole composite laminates under compression load[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1066-1072 (in Chinese).

渐进损伤和破坏后试件的分层进行了观测,分析了开孔层板渐进损伤机理.基于细观力学 MMF3 理论和界面单元方法建立了渐进损伤有限元模型,有效地模拟了分层和压入等破坏现象,计算结果与试验结果吻合良好.

1 试验对象及方法

开孔压缩试验件材料体系为碳纤维/环氧树脂 (CCF300/5228A),铺层方式为 $[45/0/-45/90]_{4s}$,单层厚度为 0.125 mm.试验件制备和试验方法根据 ASTM D6484/D6484M-09^[9] 标准制定,试件尺寸为 300 mm × 36 mm × 4 mm,在试验件正中开直径 6 mm 的圆孔.试验采用如图 1 所示标准夹具进行夹持,在 WDW-200E 型电子万能试验机上加载,固定加载速度 1 mm/min.加载过程中通过数字显示系统观测孔边的渐进破坏过程.通过 X 光扫描设备检测试验件损伤情况,并在试验件破坏后获得断口处的切片进行扫描电镜观测.

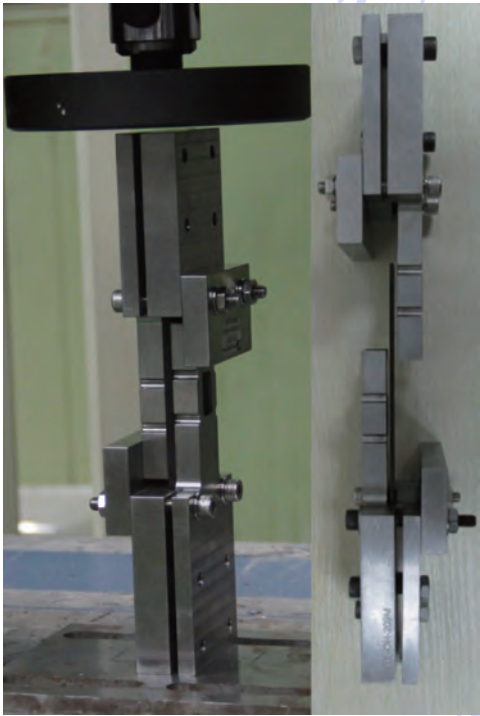


图 1 复合材料开孔层板开孔压缩试验夹持及加载系统
Fig. 1 Clamping and loading system of open-hole compressional experiment on open-hole composite laminates

2 试验结果

共进行 3 组试验,表 1 所示为开孔压缩试验结果.标准差及离散系数表明试验具有较好的重复性.以 1 号试验件为例进行试验结果分析.压缩试验过程中复合材料开孔层板的载荷-位移曲线如图 2 所示,载荷随位移线性增加,到达承载极限

时突降,试件损坏.

表 1 开孔压缩试验结果

Table 1 Experimental results of open-hole compression

试件编号	破坏载荷/kN	标准差	离散系数
1	47.068		
2	49.761	1.358	0.028
3	48.713		

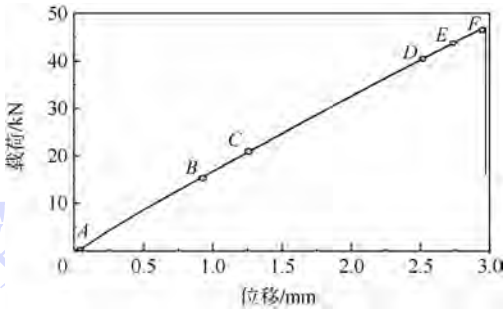


图 2 复合材料开孔层板的压缩试验载荷-位移曲线
Fig. 2 Load-displacement curve of compressional experiment on open-hole composite laminates

2.1 孔边渐进损伤结果

图 3 所示为复合材料开孔层板压缩加载过程孔边渐进损伤现象,与图 2 曲线上各点分别对应.图中显示了开孔截面应力(σ)状态以及当前载荷占承载极限载荷的百分比(p).

首先发生如图 3(b)所示的纤维挤出损伤.随压缩载荷增大,出现纤维挤出损伤的位置数量增多且损伤更为严重,孔边开始有分层损伤出现.接近破坏时,孔边有显著的纤维挤出现象,且分层位置已十分明显.

选取一试件在纤维挤出现象出现后停止加载,对孔边进行 X 光扫描,检测到孔边小范围纤维微屈曲的存在.继续加载至破坏,制备孔边断口处切片,并进行 SEM 观测,观测结果显示了纤维由于微屈曲而产生的断裂.复合材料开孔层板孔边 X 光扫描及断口 SEM 观测结果如图 4 所示.以上结果表明,纤维挤出与孔边纤维微屈曲直接相关.结合渐进损伤过程可以看出,孔边纤维微屈曲现象先于分层现象发生,少量的纤维微屈曲损伤对开孔层板承载能力影响不大.

图 5 所示为临近破坏时复合材料开孔层板孔边分层损伤位置的细节放大图.结合铺层方式和单层厚度,可看出压缩载荷作用下分层位置为 45° 和 90° 铺层层间,结合文献[10]的研究成果可以看出,在拉伸及压缩载荷作用下 45° 和 90° 铺层间均易发生分层现象.开孔板产生明显分层及分层扩展对应图 2 载荷-位移曲线中的 D、E、F 点,此时层板已临近破坏.

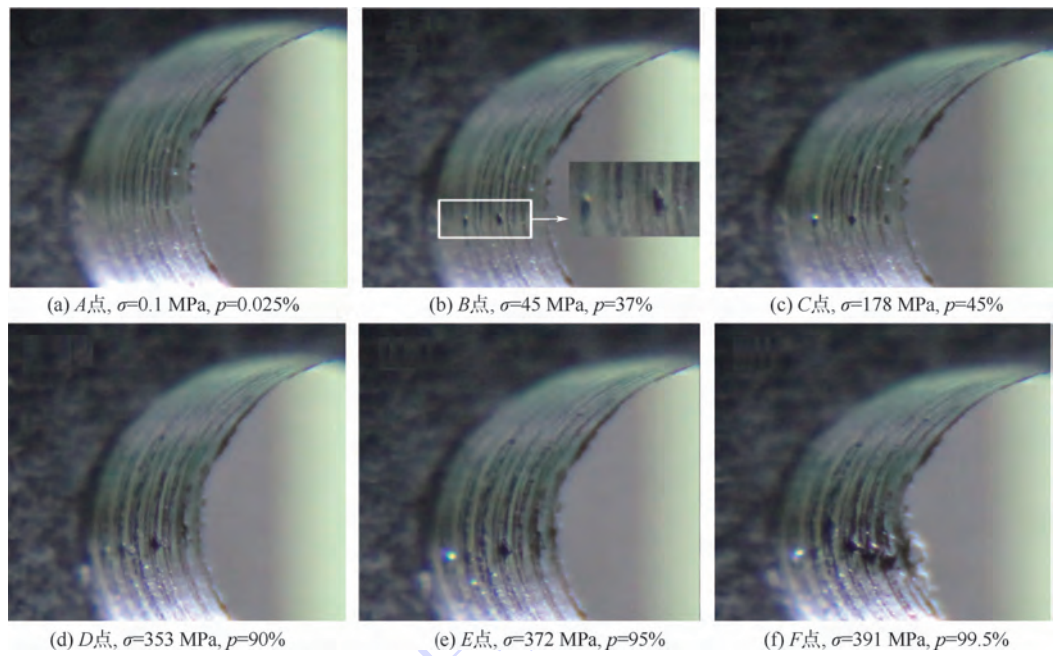


图 3 复合材料开孔层板压缩加载过程孔边渐进损伤现象

Fig. 3 Phenomenon of progressive damage at edge of hole during loading procedure of compressional experiment on open-hole composite laminates

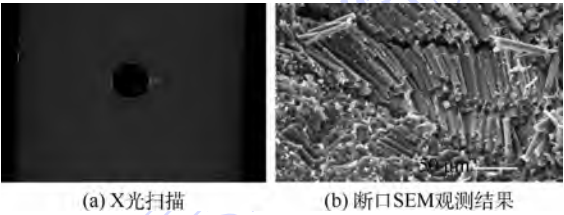


图 4 复合材料开孔层板孔边 X 光扫描及断面 SEM 观测结果

Fig. 4 Results of X-scan at edge of hole and SEM-scan at fracture of open-hole composite laminates



图 6 复合材料开孔压缩层板最终破坏形式及破坏试件侧面的 X 光扫描

Fig. 6 Ultimate failure mode of open-hole compressional composite laminates and X-scan of failure specimen

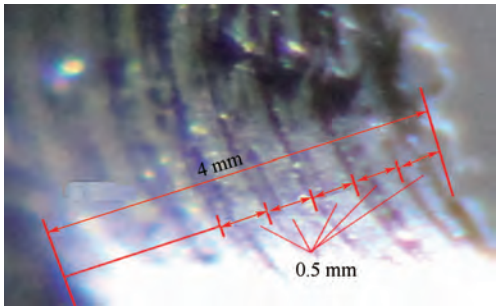


图 5 复合材料开孔层板孔边分层损伤位置的细节放大图

Fig. 5 Detail amplification image of delamination location at hole edge of open-hole composite laminates

2.2 破坏结果

图 6 所示为复合材料开孔压缩层板最终破坏形式以及破坏试件侧面的 X 光扫描。可以看出，载荷达到承载极限时，分层现象进一步加剧并出现显著的层间开裂，孔边发生明显的层板压入和折断，承载能力丧失。

3 有限元数值模拟

3.1 有限元模型

使用有限元软件 ABAQUS 对开孔结构进行数值模拟，模型所需复合材料开孔层板材料性能见表 2。表中：复合材料各方向弹性模量 E_{11} 、 E_{22} 、 E_{33} ，剪切模量 G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 和泊松比 ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 为材料制造方提供的实测数据； T_f 为纤维拉伸强度； C_f 为纤维压缩强度； T_m 为基体拉伸强度； C_m 为基体压缩强度； S_m 为基体剪切强度； t_i^0 ($i = n, s, t$) 为胶层在法向和 2 个切向上的强度； K_{ii} ($i = n, s, t$) 为 3 个方向上的刚度； G_i^c ($i = n, s, t$) 为 3 个方向上的临界能量释放率。

表 2 复合材料开孔层板材料性能
Table 2 Material properties of open-hole composite laminates

性能	参数	数值
复合材料铺层性能	E_{11}/GPa	123.91
	$E_{22} = E_{33}/\text{GPa}$	9.72
	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.288
	ν_{23}	0.347
	$G_{12} = G_{13}/\text{GPa}$	4.53
	G_{23}/GPa	2.56
	T_f/MPa	3091.8
	C_f/MPa	2440.6
	T_m/MPa	138.7
	C_m/MPa	353.3
层间性能	S_m/MPa	145.1
	$K_{nn} = K_{tt} = K_{ss}$	10^6
	$t_n^0 = t_t^0 = t_s^0/\text{MPa}$	70
	$G_n^c/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.3
	$G_s^c = G_t^c/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	1.2

开孔层板有限元模型如图 7 所示,考虑到距离开孔处较远区域层板并未损伤及计算成本,对含开孔部分 54 mm 长范围内的层板进行建模. 复合材料铺层采用 8 节点减缩积分实体单元 C3D8R 模拟,单元个数为 20800. 各铺层间的界面采用 8 节点胶层单元 COH3D8 模拟,界面厚度为 0.001 mm,单元个数为 4550. 参考图 2 所示夹持系统施加有限元模型的边界条件,为避免在计算过程中出现收敛问题,对有限元模型采用非线性显式动力学分析. 模型长度方向为纵向,宽度方向为横向,沿纵向进行加载.

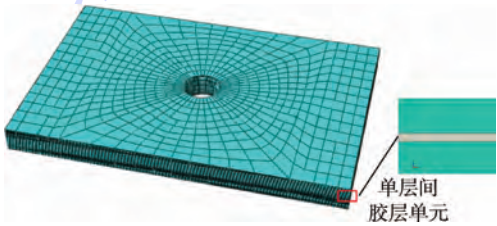


图 7 开孔层板有限元模型

Fig. 7 Finite element (FE) model of open-hole laminate

3.2 复合材料损伤准则

采用基于 MMF3 理论的跨尺度失效准则模拟压缩载荷情况下复合材料的损伤. 该方法由 Tsai^[11]提出,从细观层面分析纤维和基体的应力状态,并分别定义纤维和基体的失效行为,可以真实反映纤维和基体的材料性能.

基于纤维和基体的细观应力分析首先需要将宏观应力转化为细观应力. 为此,参考文献[12]的方法建立了正方形和六边形代表体积单元并在单元截面上选取参考点,对代表体积单元施加边界条件,计算输出各参考点的应力值以获得宏观

应力到各参考点的细观应力的应力放大系数矩阵,实现宏观应力到细观应力的转化.

MMF3 理论定义纤维和基体的失效判定准则如下.

1) 纤维失效:

$$T_f \leq \sigma_{11}$$
$$\sigma_{11} \leq -C_f$$

纤维拉伸失效

纤维压缩失效

2) 基体失效:

$$\left(\frac{1}{T_m} - \frac{1}{C_m}\right)(\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{1}{T_m C_m}(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 -$$
$$\frac{1}{S_m^2}[\sigma_{22}\sigma_{33} - (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2)] \geq 1$$

式中: $\sigma_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为单层平板宏观应力经应力放大系数矩阵转换获得的细观应力. 对于纤维和基体规定了 5 个细观强度参数,即 T_f 、 C_f 、 T_m 、 C_m 、 S_m . 各细观强度参数均参考文献[12]方法通过单向层合板的纵向拉伸及压缩强度、横向拉伸及压缩强度、面内剪切强度结合基于代表体积单元获得的应力放大矩阵最终确定.

各复合材料铺层的损伤判定及演化通过编写 ABAQUS 用户自定义场变量子程序 VUSDFLD^[13]实现. 对宏观有限元模型施加载荷增量,获得各单元的宏观应力,计算代表体积单元各参考点的细观应力值,判断是否满足纤维和基体的失效准则. 若不满足,表明材料并未失效,进入下一轮载荷增量计算;若满足,根据破坏模式对材料性能进行衰减. 经试算并对比试验结果,最终确定纤维损伤折减系数 D_f 取 0.01,基体损伤折减系数 D_m 取 0.05. 模型的计算载荷急剧下降时,认为结构损坏,计算结束.

3.3 胶层单元及损伤判据

对分层损伤起始和扩展现象的模拟通过界面胶层单元实现. 胶层单元使用基于连续损伤力学的牵引力-相对位移关系,本构模型为图 8 所示线弹性-线性软化本构模型,作用是连接可能发生分层的 2 个相邻复合材料铺层界面. 图中: δ^0 为胶层损伤起始发生时的位移; δ^f 为胶层完全破坏时的位移; t^0 为胶层材料破坏强度; G^c 为临界损伤能量;材料初始刚度和折减后刚度以斜率形式体现,分别为 K_1 和 K_2 , $K_1 = K$, $K_2 = (1 - D)K$, K 为胶层材料刚度, D 为胶层材料刚度折减系数;单元允许有法向正应力 t_n 、切向剪应力 t_s 和 t_t 3 个方向的作用力,各作用力定义为

$$\begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{bmatrix}$$

(1)

式中: $\varepsilon_i(i=n,s,t)$ 为3个方向上的应变, $\varepsilon_i=\delta_i/T_0$, δ_i 为胶层单元各节点在3个方向上的相对位移, T_0 为胶层厚度,取值0.001 mm.

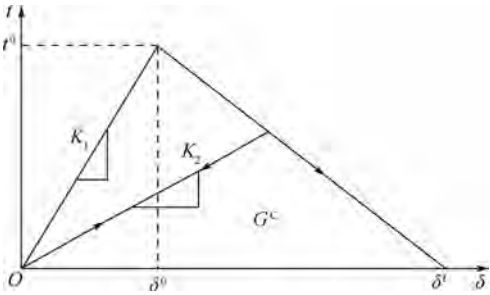


图8 胶层材料线弹性-线性软化本构模型
Fig.8 Linear elastic-linear softening constitutive model of cohesive material

使用二次应力准则判定胶层单元损伤的起始:

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

式中:麦考林符号 $\langle \cdot \rangle$ 表示单纯的压缩状态不引起胶层损伤.胶层3方向应力使式(2)大于1时,胶层出现损伤,胶层刚度折减方式为

$$\begin{cases} K_{nn} = (1 - D) K_{nn}^0 \\ K_{ss} = (1 - D) K_{ss}^0 \\ K_{tt} = (1 - D) K_{tt}^0 \end{cases} \quad (3)$$

式中:

$$D = \begin{cases} 0 & \delta < \delta^0 \\ \frac{\delta_{\max}(\delta - \delta^0)}{\delta(\delta_{\max} - \delta^0)} & \delta^0 < \delta < \delta_{\max} \\ 1 & \delta_{\max} < \delta \end{cases}$$

其中: K_{nn}^0 、 K_{ss}^0 、 K_{tt}^0 为胶层在3个方向上的初始刚度.

胶层单元最终破坏采用基于能量的BK-Law混合模式线性刚度衰减模型^[14]:

$$G_{\text{equiv}} = G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left(\frac{G_s + G_t}{G_n + G_s + G_t} \right)^\eta \quad (4)$$

式中: η 为与总临界应变能释放率 G_{equiv} 和比例 $\frac{G_s + G_t}{G_n + G_s + G_t}$ 相关的材料参数,由试验材料制造方提供,取值1.45.各界面参数是试验材料制造方参考文献[15]根据目前常用的工程方法结合复合材料高温固化工艺和树脂性能经过试算对比给出的经验参数,数值详见表2.

4 计算结果分析

4.1 损伤起始与扩展预测

计算模型通过细观强度参数定义了纤维和基体2种损伤.纤维损伤先于基体损伤出现,于孔边

0°层起始,随后沿层板厚度方向扩展至除90°铺层外其他铺层.随压缩载荷进一步增大,各铺层纤维损伤沿层板横向扩展,90°铺层始终未出现纤维损伤.图9输出了加载过程中各单层纤维损伤云图计算结果及当前载荷占承载极限载荷百分比.图10输出了纤维损伤发生前0°层的 σ_{11} 应力分布情况,0°层孔边中间位置较大、 σ_{11} 应力集中是该位置产生纤维损伤起始的原因.纤维损伤的出现和扩展在整个加载过程中跨度较大,少量的纤维损伤并未引起载荷-位移曲线的可见波动,与第2节试验结果一致.

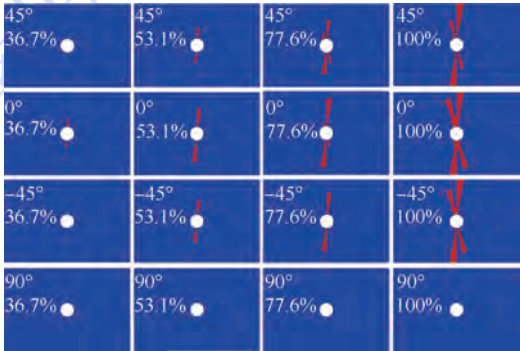


图9 有限元模型纤维损伤计算结果
Fig.9 Numeric results of fiber damage of FE model

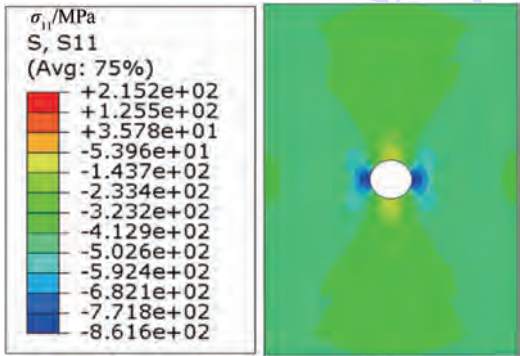


图10 有限元模型纤维损伤前0°层 σ_{11} 应力分布
Fig.10 σ_{11} stress distribution at 0° ply of FE model before occurrence of fiber damage

图11输出了加载过程中基体损伤云图计算结果及当前载荷占承载极限载荷百分比.基体损伤起始于45°、-45°、90°铺层孔边位置.图12给出了各铺层基体损伤前的不同应力集中情况:在孔边中间位置,90°铺层存在 σ_{22} 应力集中,45°和-45°铺层存在 σ_{12} 应力集中.基体损伤的起始与以上应力集中直接相关.随载荷增大,损伤沿层板横向扩展并沿厚度方向扩展至0°层.

基体和纤维损伤程度较高时,有显著的分层现象出现.如图13所示,分层集中发生在45°和90°铺层之间,与图6所示试验结果一致.分层现象起始于孔边,随后沿孔边扩展,最后沿层板横向

扩展.分层的横向大范围扩展伴随有较大的孔边变形,与计算所得载荷-位移曲线中的载荷突降点相对应.

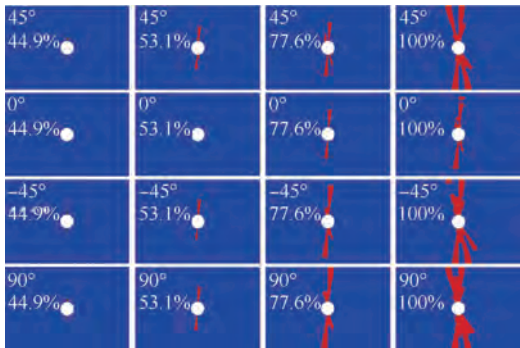


图 11 有限元基体损伤计算结果

Fig.11 Numeric results of matrix damage of FE model

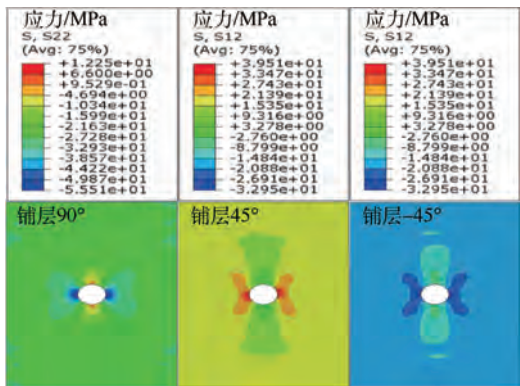


图 12 各铺层有限元模型应力集中情况计算结果

Fig.12 Numeric results of stress concentration at plies of FE model

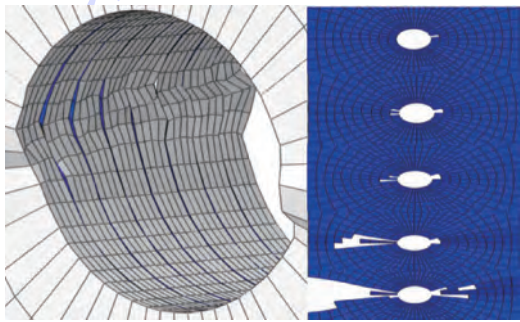


图 13 层板模型分层位置及分层扩展过程有限元模型计算结果

Fig.13 Numeric results of delamination location and extension procedure of FE laminate model

4.2 破坏强度及模式预测

计算所得载荷-位移曲线如图 14 所示,计算所得最终破坏载荷 49.862 kN 与表 1 所示各试验结果最大误差为 5.93%. 图 15 所示为有限元层板模型的最终破坏结果,结合图 6 的试验结果可以看出有限元计算较准确地反映了复合材料开孔层板最终破坏时的分层及压入等现象,计算结果

与试验结果吻合良好.

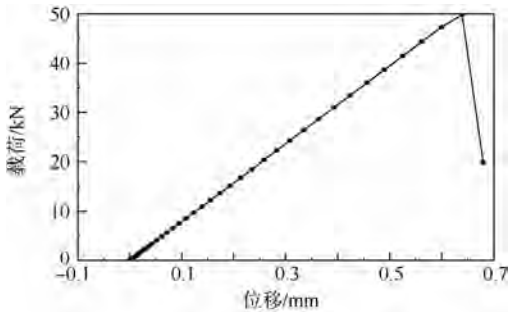


图 14 计算所得载荷-位移曲线

Fig.14 Numeric result of load-displacement curve

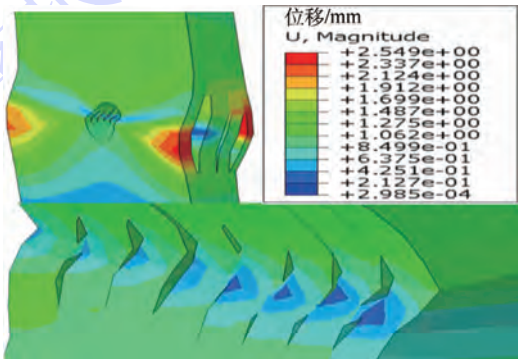


图 15 计算所得有限元层板模型最终破坏结果

Fig.15 Numeric result of failure mode of FE laminate model

5 结 论

1) 损伤起始于孔边并沿层板厚度方向及横向扩展.0°层孔边 σ_{11} 应力集中导致该处出现纤维损伤起始.90°层孔边存在 σ_{22} 应力集中以及 45°和 -45°层孔边存在 σ_{12} 应力集中是以上 3 区域产生基体损伤的原因.

2) 分层现象伴随大范围的纤维和基体损伤出现在 45°和 90°铺层之间,首先沿孔边扩展,随后沿层板横向扩展.层板破坏与分层损伤沿层板横向的大范围扩展直接相关,最终破坏模式为中部断裂、大范围分层和压入.

3) 本文提出的基于跨尺度 MMF3 失效理论和界面单元方法的计算模型在纤维和基体的损伤起始与扩展、分层位置、承载能力和最终破坏模式等方面计算结果均与试验结果相吻合,该模型适用于分析复合材料开孔结构压缩破坏问题.

参考文献 (References)

[1] 杜善义,关志东.我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J].复合材料学报,2008,25(1):1-10.
Du S Y, Guan Z D. Strategic considerations for development of

- advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese).
- [2] Suemasu H, Takahashi H, Ishikawa T. On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load[J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66(5): 634-641.
- [3] Berbinau P, Scoutis C, Guz I A. Compressive failure of 0° unidirectional carbon-fibre-reinforced plastic (CFRP) laminates by fibre microbuckling [J]. *Composites Science and Technology*, 1999, 59(9): 1451-1455.
- [4] Soutis C. Damage tolerance of open-hole CFRP laminates loaded in compression [J]. *Composite Engineering*, 1994, 4(3): 317-327.
- [5] Soutis C, Curtiss P T. A method for predicting the fracture toughness of CFRP laminates failing by fiber microbuckling [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(7): 733-740.
- [6] Lee J, Soutis C. Thickness effect on the compressive strength of T800/924C carbon fibre-epoxy laminates [J]. *Composites*, 2006, 36(2): 213-227.
- [7] 关志东, 黎增山, 刘德博, 等. 复合材料层板开孔压缩损伤分析[J]. *复合材料学报*, 2012, 29(3): 167-172.
Guan Z D, Li Z S, Liu D B, et al. Damage analysis of open-hole compression laminates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(3): 167-172 (in Chinese).
- [8] Lee H K, Kim B R. Numerical characterization of compressive response and damage evolution in laminated plates containing a cutout [J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67(11): 2221-2230.
- [9] American Society for Testing and Materials International. ASTM D6484/D6484M-09 Standard test method for open-hole compressive strength of polymer matrix composite laminates [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2009.
- [10] Wisnom M R, Hallett S R. The role of delamination in strength, failure mechanism and hole size effect in open hole tensile tests on quasi-isotropic laminates [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2009, 40(4): 335-342.
- [11] Tsai S W. *Strength & life of composites* [M]. Stanford: Stanford University, 2008: 6-29-6-51.
- [12] Sun X S, Tan V B C, Tay T E. Micromechanics-based progressive failure analysis of fibre-reinforced composites with non-iterative element-failure method [J]. *Computers & Structures*, 2011, 89(11): 1103-1116.
- [13] Anon. ABAQUS user's manual [CP/CD]. Version 6. 10. Pawtucket: Hibbitt Karlsson and Sorensen, 2010.
- [14] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. *Composites Science and Technology*, 1996, 56(4): 439-449.
- [15] Turon A, Davila C G, Camanho P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74(10): 1665-1682.

Progressive damage analysis of open-hole composite laminates under compression load

ZHOU Rui¹, GUAN Zhidong^{*1}, LI Xing^{1,2}, ZHUO Yue¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Department of Strength Analysis, Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Beijing 102211, China)

Abstract: Firstly, compressional experiments were conducted on open-hole composite laminates. The progressive damage during the loading process and the final damage mode of the specimen were detected with a digital microscope, scanning electron microscope and an X-scan equipment. Damage initiation and delamination between layups of 45° and 90° were observed during the experiments. Secondly, the failure modes of composite laminates are divided into intra-laminar failure and inter-laminar failure. A multiscale model based on the micro-mechanics of failure MMF3 theory and the interface cohesive element method for the damage analysis of open-hole compression laminates was developed. At last, the initiation and propagation of the damage and the failure modes of the laminates were predicted with the model. Numerical results such as the damage initiation position of fiber and matrix, the delamination propagation process and the final failure modes are in good agreement with experimental results, which indicates that the model is applicable to analysis of progressive damage of open-hole composite laminates under compression load.

Key words: composite; open-hole laminates; compressional experiment; progressive damage; multiscale

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0398

超声速横向喷流侧向控制的数值模拟

李亚超, 阎超*, 张翔, 孟军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: 为研究来流攻角和喷流位置对横向喷流侧向控制力的影响,通过数值方法模拟了超声速条件下的横向喷流干扰流场,计算得到的壁面沿程压力分布与实验结果吻合良好。采用喷流放大因子和实际作用位置表征喷流侧向控制力的实际作用效果,引入法向干扰力沿程增加系数来分析弹体表面的压力特征区域对侧向控制力的影响。计算结果表明:在喷流干扰下,侧向控制力大小不等于喷流设计推力,并带有绕喷流中心位置的低头力矩;低压尾迹区是影响侧向力实际作用效果的决定因素;攻角的增大和喷流位置的后移,分别有助于削弱低压尾迹区的干扰强度和作用范围,从而增强侧向控制力的实际作用效果。

关 键 词: 横向喷流;侧向控制力;攻角;喷流位置;低压尾迹区

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1073-07

为保证飞行器在复杂运动状况下的机动性能,采取了气动舵、矢量喷口、横向喷流等措施来实现对飞行器航向、横纵向的操纵。横向喷流利用喷流直接产生的侧向控制力来实现对飞行器的控制。临近空间由于空气稀薄,来流动压较低,致使飞行器的气动舵效不足,此时横向喷流的优点就凸显无遗^[1]。此外,横向喷流侧向控制还具有结构设计简单、不工作时对流场干扰小、响应迅速、控制效率高等特点^[2]。基于此,横向喷流被广泛地应用于航天飞机、导弹等外形上。但是,自由来流与喷流之间存在强烈的相互干扰,会极大地改变原有的流场结构,进而影响到喷流推力和力矩^[3]。因此,掌握真实飞行条件下的喷流侧向控制效果就显得尤为重要。

来流马赫数、喷流与来流静压比和动量比、喷口形状等对喷流干扰流场有较大的影响,同样也会对喷流控制力产生影响,国内外对此已经有了比较多的研究^[3-7]。但大部分研究只在零攻角下

进行^[4,7],而对攻角改变时的流场结构尤其是侧向控制力的变化规律关注不够^[4,7],对此需要开展进一步的研究。喷流位置对喷流干扰流场有很大的影响,但是关于喷流位置改变时侧向控制力的变化规律却缺乏细致的分析研究。

针对工程实际情况,本文选择能够直观反映侧向控制力实际作用效果的参数,并研究了这些参数在攻角和喷流位置改变时的变化规律,得到了攻角和喷流位置对横向喷流侧向控制力影响的系统性结论。为了详细地刻画流场的变化规律,本文更多地采用定量分析方法来研究流场沿程各区域的干扰压力分布变化规律以及对侧向控制力的影响,分析在攻角和喷流位置变化时影响侧向控制力实际作用效果的关键因素。

1 数值模拟方法

流动控制方程为三维雷诺时均 N-S (Navier-Stokes) 方程。在一般曲线坐标系中,无量纲化的

收稿日期: 2014-07-03; 录用日期: 2014-10-10; 网络出版时间: 2014-11-27 09:23

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0398.html

作者简介: 李亚超(1989—),男,河南许昌人,硕士研究生, yachaoli@foxmail.com

* 通讯作者: 阎超(1962—),男,江苏徐州人,教授, yanchao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为高超声速空气动力学。

引用格式: 李亚超, 阎超, 张翔, 等. 超声速横向喷流侧向控制的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1073-1079.

Li Y C, Yan C, Zhang X, et al. Numerical simulation of lateral control in supersonic cross jet flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1073-1079 (in Chinese).

守恒方程^[8]为

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \tag{1}$$

式中： t 为时间量； $\xi、\eta、\zeta$ 分别为3个曲线坐标； $\hat{Q}$ 为守恒量； $\hat{F}、\hat{G}、\hat{H}$ 为对流项； $\hat{F}_v、\hat{G}_v、\hat{H}_v$ 为黏性项。式(1)中各量均根据所研究对象的特征长度、来流密度和速度进行了无量纲化。

采用有限体积法进行计算，空间离散方法采用Roe格式，时间推进采用LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 隐式方法，湍流模型采用Menter的剪切应力输运(SST)两方程模型。

2 模型与网格

2.1 计算模型

模型为一旋成体，由尖拱和圆柱两部分组成，模型示意图如图1所示。

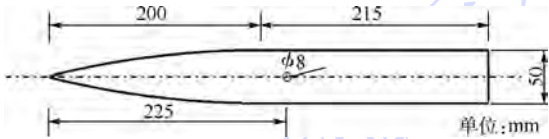


图1 模型示意图
Fig.1 Schematic diagram of model

尖拱长度为200 mm，圆柱段长度为215 mm，直径 D 为50 mm。喷口直径为8 mm，标准模型的喷口位置距顶端225 mm，另外2个模型喷口位置距顶端分别为325 mm和375 mm。依照喷口与尖拱顶端的水平距离，将模型命名为J225、J325和J375。喷管出口马赫数为1，总压为55 atm(1 atm = 101.325 kPa)，流量为0.54 kg/s。来流马赫数为3.3，静温为84.2 K，基于圆柱直径 D 的来流雷诺数为 4.13×10^6 。

2.2 网格生成

在网格生成时，除了保证网格之间的过渡和壁面法向网格加密之外，还根据喷流特点，对喷口位置处的网格采用“O”型拓扑，并对附近网格进行加密，保证对喷口周围流动结构的准确捕捉。

3 基本流场

3.1 流场结构

横向喷流干扰流场具有复杂的波系结构和涡系结构，且具有很强的非定常效应^[9-10]。为便于后面的分析，以下主要针对流场中的波系结构进行介绍，并着重关注弹体表面的压力分布规律。图2为横向喷流干扰流场结构，显示了计算得到的标准模型在0°攻角下的对称面流场和壁面压力分布。可以看到，在喷口上方，由于喷流干扰作用，导

致来流流动受到阻碍，在喷口前方形成了弓形激波；弓形激波与边界层相互作用，产生逆压梯度，导致喷口上游出现了流动分离和分离激波。同时，在分离激波和喷口之间存在着强度很大的高压区；在喷口位置，喷流迅速膨胀至超低压状态，然后与周围压力相对较高的气体作用，产生马赫盘、桶状激波以及滑移线等流动结构。此外，喷口下游产生了大范围的低压区。在弹体下游远离喷口的位置，由于流动再附，产生了小范围的压力恢复区。两股来自喷口上游的高压气体随马蹄涡来到弹体下表面，并与自由来流汇聚，从而产生了高压干扰区。

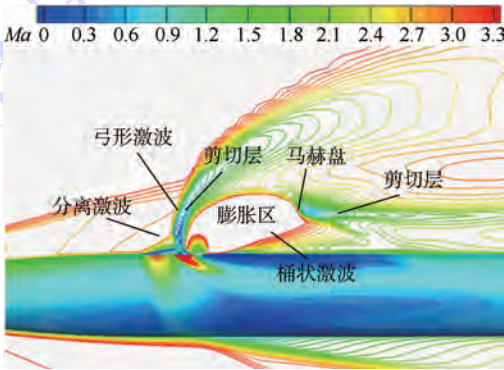


图2 横向喷流干扰流场结构
Fig.2 Flow structure of cross jet interaction

根据空间流场结构和壁面压力分布规律，可以将弹体表面划分为5个区域：喷流未扰区、高压分离区、低压尾迹区、压力恢复区及弹体下表面的高压干扰区，如图3所示。

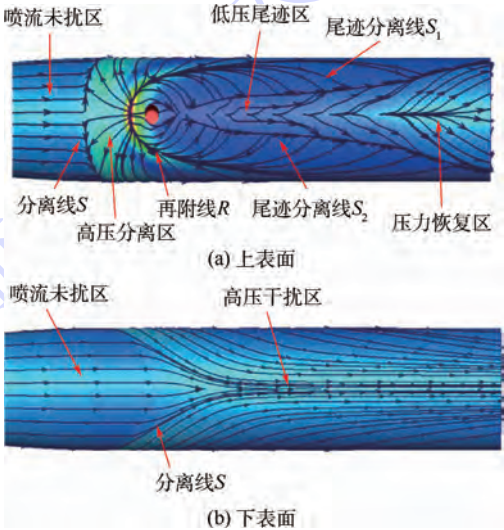


图3 壁面压力分布与极限流线
Fig.3 Wall pressure distribution and limiting streamlines

3.2 压力分布

为了更好地研究喷流干扰下的流场，同时也为了对数值模拟结果进行验证，给出在喷流干扰和无喷干扰条件下的弹体表面压力系数 C_p 分布并与实验测量数据^[11]进行对比。

图 4(a)是经过喷流中心的上表面对称线沿程压力分布,可以看到喷流作用时弹体上表面从前向后呈现出 4 段规律迥异的压力系数分布,它们分别对应弹体 4 个不同的压力特征区域.图 4(b)为弹体下表面对称线上的沿程压力系数分布,可以看到喷流作用时弹体下表面呈现出大范围的高压区.图 5(a)和图 5(b)分别给出了喷口上游和下游不同站位的周向压力系数分布.

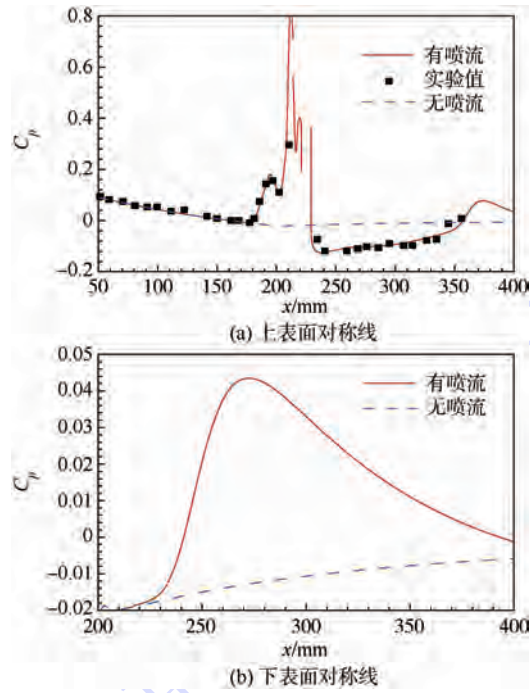


图 4 沿程压力系数分布

Fig. 4 Longitudinal pressure coefficient distribution

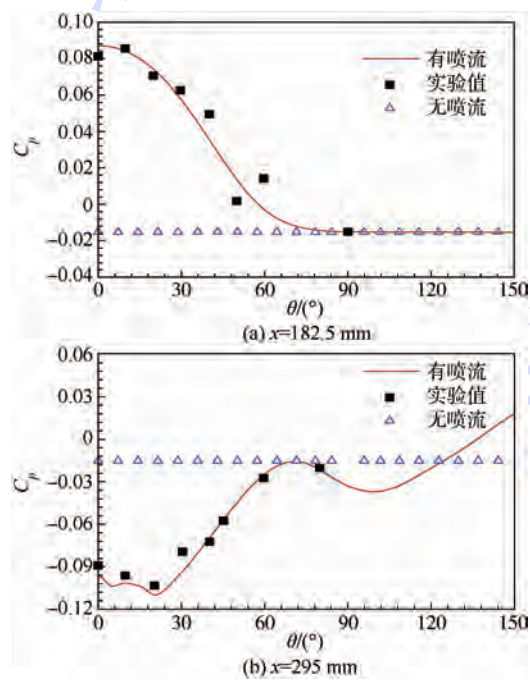


图 5 喷口上、下游不同站位的周向压力系数分布

Fig. 5 Circumferential pressure coefficient distribution in upstream and downstream positions of jet location

通过与实验数据的对比看出:数值模拟的计算结果准确反映了真实的压力分布情况,充分说明本文的数值方法能够很好地模拟喷流干扰流场.

3.3 侧向控制力实际作用效果

弹体在横向喷流干扰流场中受到的侧向气动力可分为 3 个部分:无喷流干扰下的气动力 F_{joff} 、喷流直接产生的气动力 F_j 、喷流与主流相互作用形成的干扰气动力 F_{ji} 和干扰力矩 M_{ji} . 其中 F_{joff} 可以通过计算没有喷流干扰下的流场得到, F_j 可由喷流推力计算公式^[12]得到:

$$F_j = (1 + \gamma M_j^2) P_j A_j \tag{2}$$

式中: γ 为空气的比热比; P_j 和 A_j 分别为喷口处的静压和喷口截面积; M_j 为设计喷流力作用力矩.

而 F_{ji} 则需要首先计算得到喷流干扰下的气动力 F_{jon} 和无喷流干扰下的气动力 F_{joff} , 然后利用式(3)得到:

$$F_{ji} = F_{\text{jon}} - F_{\text{joff}} - F_j \tag{3}$$

喷流干扰力矩 M_{ji} 以喷流中心为计算原点, 以抬头力矩为正. 其计算公式为

$$M_{ji} = M_{\text{jon}} - M_{\text{joff}} - M_j \tag{4}$$

式中: M_j 以喷流中心为计算原点的大小为 0; M_{jon} 和 M_{joff} 分别为有喷流和无喷流干扰下的侧向力矩.

为了更好地反映不同条件下的喷流干扰效果, 更有效地表达干扰流场中的喷流干扰力和力矩, 通常定义参数喷流力放大因子 K_t 和喷流力作用位置 x_{eff} ^[13]:

$$\begin{cases} K_t = 1 + \frac{F_{ji}}{F_j} \\ x_{\text{eff}} = \frac{M_{ji}}{F_j + F_{ji}} \end{cases} \tag{5}$$

$K_t > 1$, 表示喷流干扰力与喷流推力同向, 起到增强喷流侧向控制的效果, 反之起到减弱作用; x_{eff} 为负值时, 表示喷流干扰效果产生绕喷流中心的低头力矩, 反之为抬头力矩; x_{eff} 绝对值越小, 表示侧向控制力实际作用点离喷流中心越近, 反之越远. 表 1 给出了标准模型在 0° 攻角下的喷流力放大因子的计算值和实验值的对比.

表 1 K_t 计算值与实验值对比

Table 1 Comparison of K_t between numerical and experimental results

计算结果	F_{ji}/N	F_j/N	K_t
实验值	-31.2	355.2	0.912 1
计算值	-32.1	355.2	0.909 6

3.4 喷流干扰力/力矩沿程增长系数

为分析弹体不同位置的干扰压力分布对侧向控制力的贡献, 定义干扰力和力矩沿程增长

系数^[14-15]：

$$C_{n_{ji}}(x) = - \int_0^x p_{ji} dS dx / (q_{\infty} S) \tag{6}$$

$$C_{m_{ji}}(x) = \int_0^x p_{ji} (x - x_{jet}) dS dx / (q_{\infty} SD) \tag{7}$$

式中： S 和 D 分别为参考截面积和参考长度； q_{∞} 为来流动压； p_{ji} 为壁面干扰压力，为喷流干扰下的壁面压力与无喷干扰下的壁面压力之差； x_{jet} 为喷流中心位置。

图6为标准模型在0°攻角下的 $C_{n_{ji}}$ 和 $C_{m_{ji}}$ 沿程分布曲线。可以看出， $C_{n_{ji}}$ 和 $C_{m_{ji}}$ 的分布在2个区域变化较大： $x = 180 \sim 230\text{ mm}$ 和 $x = 230 \sim 375\text{ mm}$ 。区域1对应高压分离区，干扰压力积分得到的合力与喷流推力同向，起到增强侧向控制力的作用，同时产生绕喷口中心的低头力矩；区域2对应弹体上表面的低压尾迹区和下表面的高压干扰区，此区域的干扰压力与喷流推力反向，削弱了喷流侧向控制力效果，同时产生较大的低头力矩。压力恢复区和喷流未扰区对喷流干扰力、力矩几乎没有贡献。

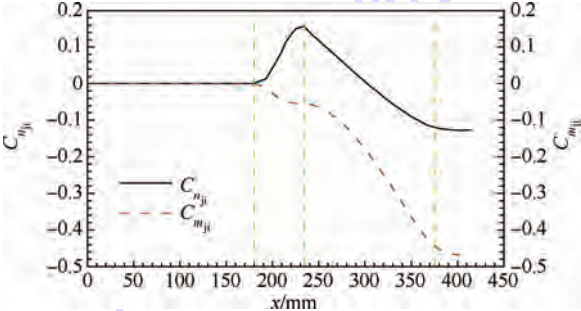


图6 $C_{n_{ji}}$ 和 $C_{m_{ji}}$ 沿程分布曲线

Fig. 6 Longitudinal distribution curves of $C_{n_{ji}}$ and $C_{m_{ji}}$

为了将高压干扰区与低压尾迹区的作用效果相区别，分别对喷口下游弹体上、下表面的壁面干扰压力做沿程积分，结果如图7所示。可以看出，弹体上下表面的干扰压力均起到削弱侧向控制力的作用，并且上表面（低压尾迹区）对侧向控制力的影响要大于下表面（高压干扰区）。

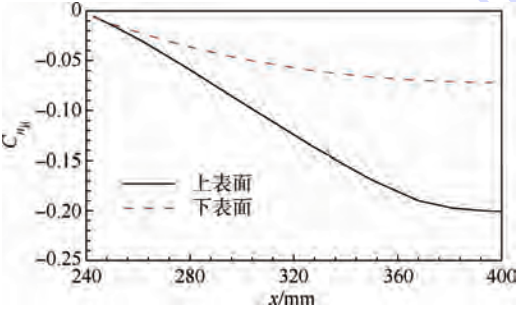


图7 弹体上下表面的 $C_{n_{ji}}$ 分布

Fig. 7 $C_{n_{ji}}$ distribution on upper and lower surface of the body

4 攻角对侧向控制力的影响

计算选取0°、±5°、±10°、±15°、±20° 9个攻角来研究不同攻角下的喷流干扰效果。图8展示了模型J225的 K_f 和 x_{eff} 随攻角 α 的变化规律。

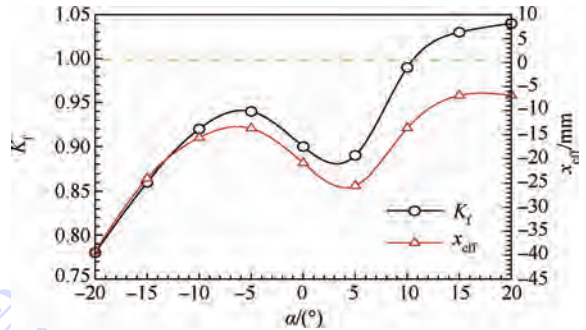


图8 K_f 和 x_{eff} 随攻角的变化曲线

Fig. 8 Curves of K_f and x_{eff} changing with angle of attack

K_f 和 x_{eff} 随攻角的变化趋势表现出很强的一致性，在-20°~ -5°以及5°~20°两个区间内都随攻角的增大而增大，但在-5°~5°区间会随攻角的增大而减小。下面就 K_f 和 x_{eff} 的这一规律从流场结构和壁面干扰压力分布的变化做进一步阐述。

图9展示了3个典型攻角下的流场结构。可以看出，随着攻角的增大，喷流干扰强度降低，弓形激波强度减弱；喷流前的高压分离区范围扩大，

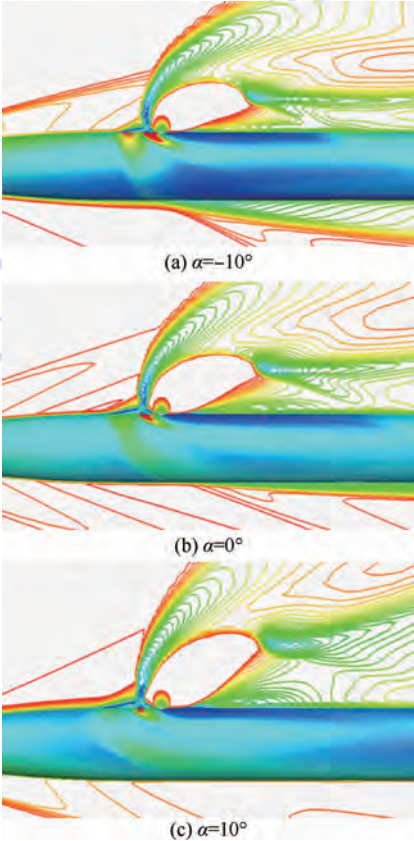


图9 不同攻角下的流场结构

Fig. 9 Flow structure at different angles of attack

但壁面压强下降;喷流膨胀效应增强,喷流后的低压范围沿流向扩张、周向收缩;高压干扰区从弹体下部逐渐向上移动,压力恢复区不断向后移动,直至脱离弹体.

为定量分析弹体壁面干扰压力分布在不同攻角下的变化规律以及对侧向控制力的影响情况,需要借助喷流干扰力沿程增长系数进行研究.

图 10 分别给出了 $C_{n_{ij}}$ 在负攻角、小攻角和正攻角下的沿程分布情况.可以看出:喷口上游的高压分离区产生的喷流干扰力几乎不随攻角发生变化,而喷口下游的低压尾迹区和高压干扰区产生的喷流干扰力随攻角变化较大.随着攻角的增大,喷流干扰力在喷口下游的沿程下降速率变缓,尤其在攻角 $-20^{\circ} \sim -10^{\circ}$ 和 $5^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 之间表现明显.攻角大于 10° 以后,作用于喷口下游弹体表面的喷流干扰力由负转正,最终起到增强侧向控制力的效果.在 $-5^{\circ} \sim 5^{\circ}$ 之间,喷流干扰力在喷口下游的沿程下降速率几乎没有发生变化,而下降区间却在扩大,这导致喷流干扰力朝着减弱侧向控制力的方向变化.

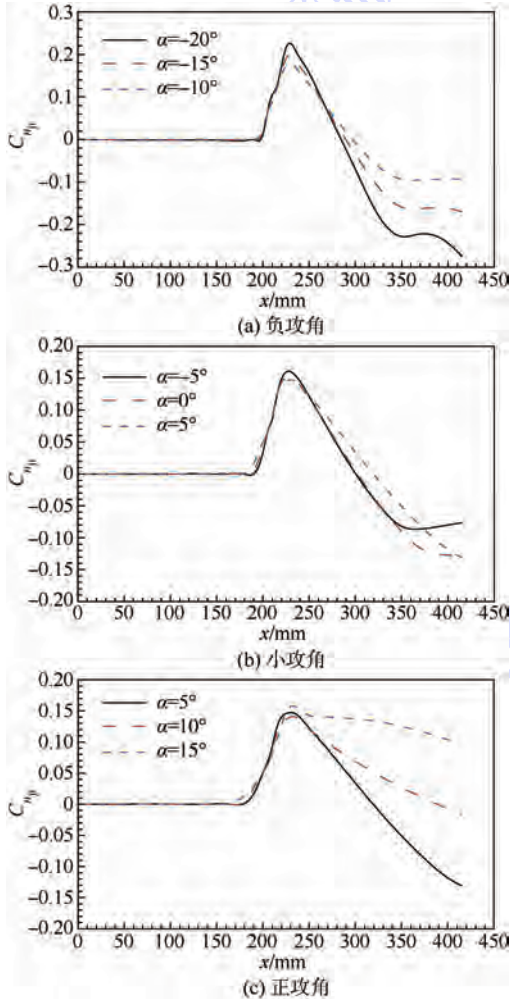


图 10 不同攻角下的 $C_{n_{ij}}$ 分布

Fig. 10 $C_{n_{ij}}$ distribution at different angles of attack

5 喷流位置对侧向控制力的影响

为研究喷流位置对侧向控制力的影响,选择模型 J225、J325 和 J375 在 9 个攻角下分别予以计算,得到不同喷流位置下 K_f 和 x_{eff} 随攻角的变化曲线,如图 11 所示.

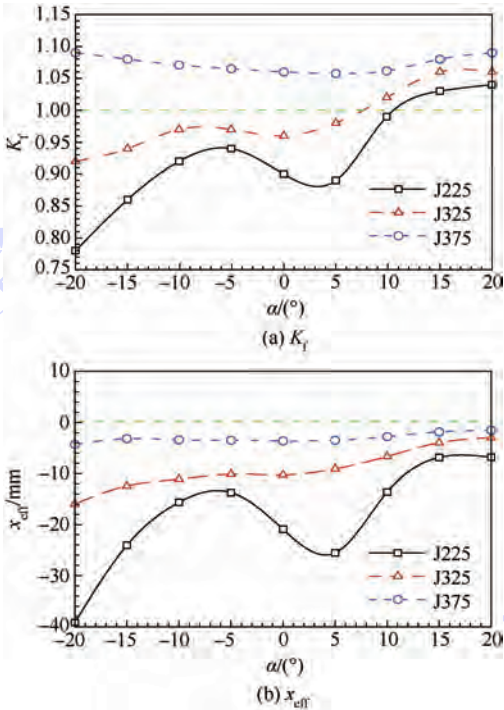


图 11 不同喷流位置下 K_f 和 x_{eff} 随攻角的变化曲线

Fig. 11 Curves of K_f and x_{eff} changing with angle of attack at different jet locations

可以看出:①不同喷流位置下, K_f 和 x_{eff} 随攻角的变化表现出很强的相似性和一致性;②在相同攻角下,喷流位置越靠后, K_f 和 x_{eff} 越大;③喷流位置越靠后, K_f 和 x_{eff} 随攻角变化的波动幅度也越小;④无论喷流位置如何后移,喷流干扰力作用位置始终表现为负值.

图 12 给出了不同喷流位置下 $C_{n_{ij}}$ 的沿程分布.

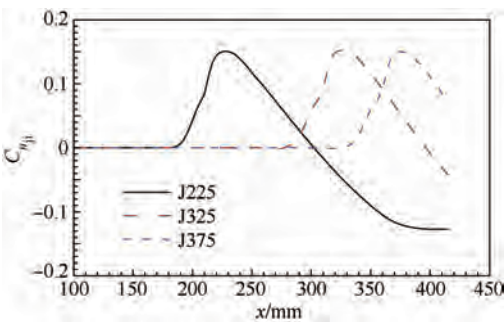


图 12 不同喷流位置下的 $C_{n_{ij}}$ 沿程分布

Fig. 12 $C_{n_{ij}}$ distribution at different jet locations along longitudinal direction

可以看出,喷流位置的后移造成了整个喷流干扰区域的后移,这将直接导致低压尾迹区和高压干扰区作用范围的缩小,从而减弱喷流干扰力造成的不利影响,改善了侧向控制力实际作用效果:侧向控制力增强,作用位置向喷口中心移动,随攻角变化的波动幅度也在衰减.

6 结 论

通过数值模拟方法得到了超声速横向喷流干扰流场,并研究了攻角和喷流位置对喷流侧向控制力的影响规律.

1) 根据弹体表面压力分布特征,将喷流干扰区域分为 4 个区域:高压分离区、低压尾迹区、高压干扰区和压力恢复区.前 3 个区域的干扰压力分布决定了喷流侧向控制效果,而低压尾迹区是影响侧向力实际作用效果的决定因素.

2) 攻角增大时,低压尾迹区周向干扰范围和干扰压力强度下降,高压干扰区由弹体下表面向上表面移动,喷流干扰力逐渐由负转正,侧向控制力增强.但在攻角为 $-5^{\circ} \sim 5^{\circ}$ 时,低压尾迹区流向干扰范围迅速扩大,喷流侧向控制力减弱.

3) 喷流位置的改变会影响到低压尾迹区和高压干扰区的作用范围.喷流位置越靠后,低压尾迹区作用范围越小,喷流造成的不利干扰效果减弱,横向喷流的侧向控制效果越好.

参考文献 (References)

[1] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动 [M]. 北京: 科学出版社, 2007: 167-170.
Li S X. Complicated flow governed by shock and boundary layer [M]. Beijing: Science Press, 2007: 167-170 (in Chinese).
[2] Srivastava B. Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(5): 584-592.
[3] DeSpirito J. Factors affecting reaction jet interaction effects on projectiles, AIAA-2011-3031 [R]. Reston: AIAA, 2011.
[4] Zhang J M, Cai J S, Cui Y D. Effect of nozzle shapes on lateral

jets in supersonic cross flows, AIAA-2009-1477 [R]. Reston: AIAA, 2009.
[5] Ibrahim I M, Murugappan S, Gutmark E J. Penetration, mixing and turbulent structures of circular and non-circular jets in cross flow, AIAA-2005-0300 [R]. Reston: AIAA, 2005.
[6] Li Z, Murugappan S, Gutmark E, et al. Numerical simulation and experiments of jets in cross flow, AIAA-2006-0307 [R]. Reston: AIAA, 2006.
[7] Srivastava B. Lateral jet control of a supersonic missile: Computational and experimental comparisons [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146.
[8] 阎超. 计算流体力学方法与应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 18-25.
Yan C. Methods and application of computational fluid dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 18-25 (in Chinese).
[9] 闫宝琴, 李素循, 许能喜. 横向喷流引起的三维复杂干扰流场结构研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(3): 59-63.
Yan B Q, Li S X, Xu N X. Study of a 3D complex interference flow field structure induced by transverse jet [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(3): 59-63 (in Chinese).
[10] Liu T, Woodiga S. Experimental examination of skin friction topology in separated flows, AIAA-2010-0045 [R]. Reston: AIAA, 2010.
[11] Graham M, Weinacht P, Brandeis J. Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(3): 376-383.
[12] 耿云飞. 高超声速飞行器减阻防热新方法数值模拟研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
Geng Y F. Numerical simulation of the new methods of drag reduction and thermal protection in the hypersonic vehicle design [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
[13] Graham M, Weinacht P. Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 675-683.
[14] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Transverse injection from circular and elliptic nozzles into a supersonic cross flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 449-457.
[15] Julius B, Jacob G. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(3): 296-302.

Numerical simulation of lateral control in supersonic cross jet flow

LI Yachao, YAN Chao^{*}, ZHANG Xiang, MENG Jun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To investigate the effect of angle of attack and jet position on the lateral control force in the cross jet flow, the paper firstly simulated the supersonic cross jet flow by the numerical methods. The calculated longitudinal wall pressure distribution agreed well with the experimental results. Jet force amplification factor in longitudinal direction and center of interaction force were used to evaluate the actual performance of lateral control force in jet interaction. Moreover, normal interaction force accumulation coefficient was introduced to analyze how four characteristic areas on the body surface affect the lateral control force in jet interaction. The numerical results indicate that the lateral control force in jet interaction, which is equivalent to a normal force, together with a nose-down moment around center of jet, are not equal to the jet force in design. The wake zone of low pressure is a determinant factor affecting the actual performance of lateral control force. As the angle of attack increases, the strength of the interaction pressure in the wake zone decreases, which will enhance the lateral control force. With the jet location moving backward, the scope of the wake zone diminishes, which will improve the actual performance of lateral control force.

Key words: cross jet; lateral control force; angle of attack; jet position; wake zone of low pressure

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0419



基于本体的故障案例信息抽取方法研究

柯倩云¹, 李青^{*1}, 孙勇²

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 中航工业成都飞机设计研究所 综保部, 成都 610000)

摘 要: 以飞机维修保障中的经验知识积累和重用为目的, 针对故障案例知识由于缺乏结构化、规范化描述, 导致共享与重用困难的问题, 对飞机故障案例的知识表达与信息抽取方法进行了研究. 首先, 根据飞机故障领域的特殊性以及知识共享和重用的实际需求, 建立了飞机故障案例知识的本体模型; 其次, 利用中文分词工具以及文本工程通用框架 (GATE), 研究了对故障案例信息文档的语义标注以及基于规则的信息抽取技术; 最后, 利用 Jena 推理机挖掘出隐性信息, 并实现在信息抽取过程中, 通过不断发现新知识, 主动扩展知识库. 在此基础上开发了信息抽取原型系统, 实现了从多种不同类型的文档信息中抽取出结构化故障案例信息, 并利用数据库进行存储和管理, 提高了故障案例知识的重用性, 验证了研究方法的可行性.

关 键 词: 信息抽取; 本体; GATE; 知识管理; 故障案例

中图分类号: V221⁺.3; TB391

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)06-1080-07

在长期的维修保障工作实践中, 飞机设计、生产、使用等组织单位的服务保障部门积累了大量的飞机故障知识. 然而, 由于军机外场服务的特点, 故障案例信息通常是隐含在维修日志中的文字描述, 缺乏统一的规范, 必须进行标准化、结构化处理, 才能形成可共享和重用的案例知识. 传统的做法是通过人工阅读日报等文档, 提取出相关信息, 需花费大量人力成本, 且效率低下.

信息抽取主要是从大量文字资料中自动抽取特定信息, 以作为数据库存取之用的技术^[1]. 在飞机故障案例知识领域运用信息抽取技术, 实现案例的结构化存储, 有利于后期案例检索与排故引导等活动.

目前, 国内外学者在信息抽取技术方面进行了大量研究. 文献[2]提出了利用文本工程通用框架 (General Architecture for Text Engineering,

GATE) 对英文文本进行信息抽取的方法, 文献[3-5]通过改写 GATE 的词表文件, 实现了中文信息抽取, 但是均局限于抽取地名、日期等常用模式的信息, 没有利用信息之间的层次关系. 文献[6-7]采用了基于本体的信息抽取技术, 但是并没有利用实体间的关联关系建立推理规则, 抽取出更完整的信息. 飞机故障案例文档涉及大量的专业词汇, 且具有一定的层次结构关系, 目前还没有针对飞机故障领域的信息抽取研究, 因此有必要研究针对故障案例文档的信息抽取方法.

本文从知识发现的角度, 通过对故障案例文档的特征研究和故障案例知识的本体建模, 基于信息抽取技术, 提出一种将描述型案例信息结构化的方法, 对故障案例文档进行规范化处理, 抽取成一个个故障案例记录, 形成持久化、可共享的故障案例知识, 并辅助知识管理员不断从相关文档

收稿日期: 2014-07-11; 录用日期: 2014-10-11; 网络出版时间: 2014-11-05 09:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0419.html

作者简介: 柯倩云 (1989—), 女, 福建厦门人, 硕士研究生, yjmymh2011@163.com

* 通讯作者: 李青 (1961—), 女, 湖北黄梅人, 教授, liqing@buaa.edu.cn, 主要研究方向为装备保障信息化.

引用格式: 柯倩云, 李青, 孙勇. 基于本体的故障案例信息抽取方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1080-1086.

Ke Q Y, Li Q, Sun Y. Fault case information extraction method research based on ontology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1080-1086 (in Chinese).

中发现和收集隐藏在相关信息中的故障知识,进一步实现知识库的扩展与完善,为现场排故人员进行故障知识积累和知识重用提供技术手段.

1 故障信息抽取方法概述

信息抽取是指从数字资源中识别、发现和提取出概念、类型、事实及其相关关系、约束规则,以及进行问题求解的步骤、规则的过程^[8]. 本体是共享概念模型的形式化规范说明^[9]. 它表达了概念、实例及其属性和相互关系,以及利用这些术语和关系构成的其外延的规则. 由于本体模型能够表达知识的层次化结构和非结构化文本的语义信息、支持基于规则的推理技术及隐性知识挖掘等优势,目前基于本体的信息抽取技术已经成为信息抽取研究的一个热点.

信息抽取方法的研究,主要还是针对领域文件进行深度分析,其主要内容包括词汇语义标定、重要术语抽取以及文句语法剖析. GATE 是 Sheffield 大学 1996 年开发的一个基于 Java 语言的自然语言信息抽取技术框架^[10]. 它利用英语中的词汇由空格进行分隔这一特点,将文字的最小粒度控制在单词,然后按类别搜集大量词汇,形成语义词表文件,每个单词都可以属于不同类别,最后利用 JAPE (Java Annotation Patterns Engine) 编写抽取规则,抽取出更为复杂的显性信息. GATE 可以很好地支持英文信息文档的信息抽取,并提供了中文信息抽取组件 Lang_Chinese,但是由于中文语言自身的复杂性以及飞机故障领域包含大量领域词汇,该组件对中文信息的抽取并不能达到理想的效果. 其主要存在以下不足:

- 1) 分词的粒度过大.
- 2) Lang_Chinese 组件中所自带的词表过少,且不符合飞机故障领域的特性.
- 3) 不能支持中文本体.
- 4) 在命名实体识别时,Lang_Chinese 组件自带的 JAPE 规则不具有领域特殊性.

本文针对 GATE 框架在中文信息抽取上的不足,引入中文分词工具,将分词粒度缩小,对 GATE 框架进行改造,使其支持中文本体,并结合故障案例知识的应用特点编写 JAPE 抽取规则,实现对故障案例知识的信息抽取.

基于 GATE 框架抽取出来的信息只能为显性信息,文档中还隐藏着大量的隐性信息. Jena 是面向语义的应用开发包,除包含推理机外,还支持对本体的解析^[11]. 本文在显性信息的基础上,利用 Jena 对本体模型进行推理和查询,完成基于语

义的隐性信息的抽取. 例如,2014-06-16 的维修日志记录为:“飞行员王明报,起飞后起落架未能收起,飞行任务终止且安全着陆,飞机着陆后起落架收放正常,根据故障分析为前轮载 C 通道报故,导线磨损”. 利用本文的信息抽取方法从上述文字中抽取出表 1 所示的信息.

表 1 信息抽取结果

Table 1 Information extraction results

隐性	用户单位	成都飞机公司
	机型	枭龙
	发生日期	2014-06-16
	记录人	王明
显性	职务	飞行员
	故障现象	起飞后起落架未能收起,着陆后起落架收放正常
	故障影响	飞行任务终止,安全着陆
	故障件	前轮载 C 通道导线
	故障模式	磨损

其中显性知识是基于故障案例知识本体和 JAPE 抽取规则,利用 GATE 框架进行命名实体的识别得到,而隐性信息需要通过已经构建的知识模型(假设其包括飞行员隶属的飞行大队,该大队装备了同一个机型)进行推理获取.

2 飞机故障案例信息抽取功能设计

图 1 为本文针对飞机故障领域设计的信息抽取功能框架.

信息抽取功能分为 4 个大模块,分别是故障案例本体建模、中文分词、语义标注与信息抽取以及知识扩展. 具体方法如下:

- 1) 利用 GATE 中的本体构建工具构建飞机故障案例领域本体,利用 Jena 进行本体解析,将本体中的概念、实例以及属性添加到用户自定义词典中.
- 2) 将用户自定义词典导入 NLPIR (Natural Language Processing and Information Retrieval) 对故障案例信息文档进行中文分词与新词识别,为了使分词文件能更好地被 GATE 识别,还需要将分词文件转化为 UTF-8 的编码格式.
- 3) 将分词文件导入 GATE 的语料库中,实现基于本体和词表的标注. 通过 JAPE (Java Annotation Patterns Engine) 语言和 Jena 推理机编写针对故障案例文档的抽取规则,抽取故障案例信息.
- 4) 利用 NLPIR 识别新词和 JAPE 抽取规则识别新知识,自动扩充本体实例,使本体不断丰富. 通过命名实体与 JAPE 规则中定制的语句模式进行匹配,挖掘可扩展的规则模式,生成新的规则文件.

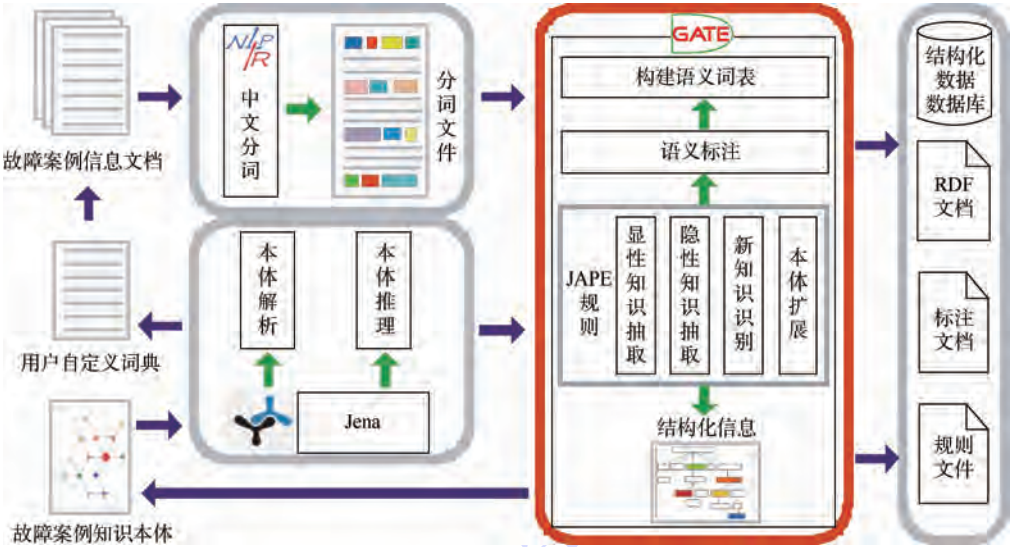


图 1 故障案例信息抽取功能框架
Fig. 1 Framework of fault case information extraction function

3 信息抽取功能实现

3.1 飞机故障案例本体建模

飞机故障案例知识具有复杂的层次化结构和丰富的逻辑关系,本体作为领域术语及其关系的明确的形式化表达,能够规范地描述领域概念、概念间关系、概念的属性以及约束等,可有效消除概念理解的歧义,成为产品领域知识建模的重要技术方法^[12]. 本文将本体模型定义为由概念 C 、概念层次集 H 、概念属性集 A 、逻辑关系 R 以及实例集 I 组成的五元组. 其中核心概念 C 包括飞机产品、故障模式、故障发生时机、故障处理、故障原因以及用户单位等.

故障案例知识核心本体概念本身具有很强的层次结构关系,例如飞机产品按照结构层次级别可以分为系统、子系统、部件以及机件,不同的机型可能具有不同的飞机结构. 本文按照概念的层级关系建立概念层次集 H . 每个概念都有自己的属性集 A , A 又分为数据属性 A_d 和对象属性 A_o ,所有的概念都定义了数据属性集,包括“唯一标识符”、“名称”和“描述”. 飞机是故障作用的对象,其对象属性包括“功能”、“故障模式”、“机型”. 故障模式的对象属性包括“故障影响”、“发生时机”以及“处理方式”. 故障处理按维修类别不同,细分为修理类、更换类、隔离类等,它的对象属性包括“故障模式”以及“处理效果”. 故障原因包括使用操作、制造、环境、装配、设计等,其对象属性为“故障模式”以及“故障影响”. 用户单位的对象属性有“子单位”、“拥有机型”、“拥有部门”等.

故障案例知识本体模型还需要通过概念间的逻辑关系 R 和实例 I 来不断细化和丰富. 本文定义的逻辑关系包括组成关系、继承关系以及对象属性关系. 根据上述定义将故障案例知识进行相关性扩展,形成网状的知识结构体系. 每个概念都有多个实例,实例继承其所属概念的所有属性,例如磨损是故障模式的一个实例,它拥有故障模式概念的所有属性,各实例之间存在交叉概念和关联关系. 本文通过本体模型完整地表达了飞机故障案例知识. 由于篇幅所限,只给出了与表 1 例子相关的故障案例本体模型,如图 2 所示,点划线的上部表示本体的概念,下部表示概念下的实例,它们之间的关系用连接线表示.

3.2 中文分词

分词是对文本进行语义处理的基础,由于中文词汇缺乏自然分隔符^[13] (如英文词汇由空格分隔),因此,本文采用了基于词典的分词技术,通过将文本与词典中的词条进行匹配来切分单词,因此词典里必须包含相关的领域词汇才能保证分词的正确性和完整性. 本文利用 Jena 对故障案例知识本体进行解析,将本体中包含的概念、属性、实例等专业术语添加到用户自定义词典中. 然后通过 JNI (Java Native Interface) 接口调用 NLPir 分词功能,导入用户自定义词典对故障案例文档进行中文分词.

在分词的过程中,本文提供了针对领域词汇的新词识别功能,如果发现某个词组出现的频度较高,且在用户词典中没有相匹配的词条,则系统会将该词组作为候选的故障领域词汇识别出来,作为用户词典的扩展来源.

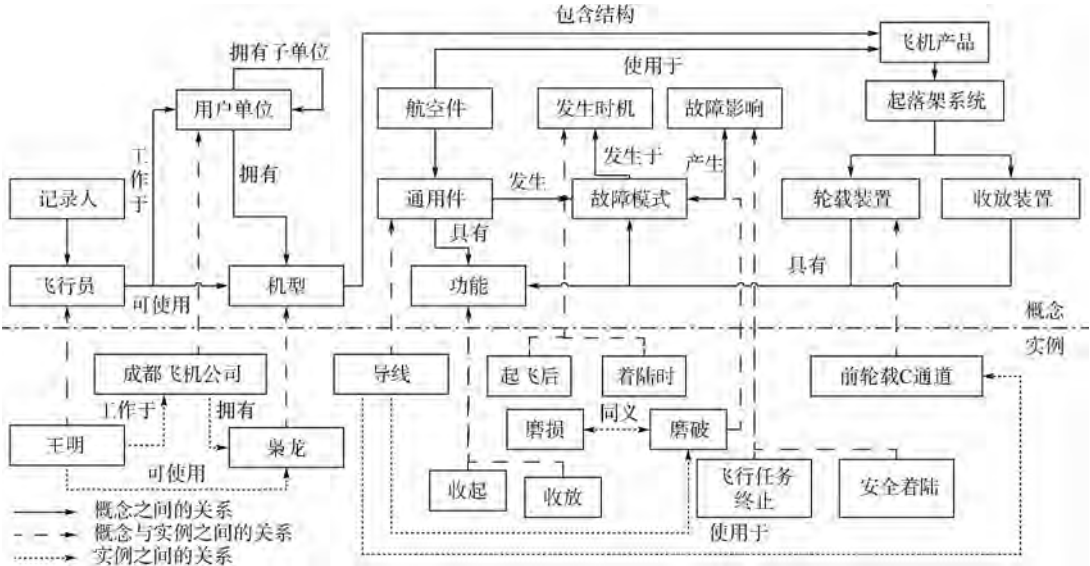


图2 部分本体概念与实例关系

Fig.2 Relationship between partial ontology concept and instance

3.3 语义标注与信息抽取

信息抽取的前提是让计算机掌握信息文本的语义信息,本文利用 GATE 框架将本体知识与分词文件关联,对分词文件进行语义标注.

语义标注与信息抽取的步骤包括:添加本体标注集、构建语义词表文件、建立 JAPE 规则以及 Jena 本体解析.

3.3.1 添加本体标注集

标注集是对词汇的语义描述的集合,包括特征与特征值.本文通过本体标注集为分词文件的词汇赋予本体语义信息.每一个标注都对应于本体中的概念、属性或实例,如果是实例或概念,则在其特征集中添加“type = instance/class, instance/class = XX”,是属性则另外标注其所属概念或实例.

3.3.2 构建语义词表文件

故障案例文档经常会出现表示日期(如“年”“月”“日”等)或表示判断(如“不能”“超过”等)的词汇,这一类词不属于故障案例领域的专有词汇,在本体中没有定义其语义信息,但是这些词却对语义理解与信息抽取起到关键作用,因此,需要建立语义词表文件^[9],为这些词汇添加语义.将这些词汇分类整理到各个词表文件中,再用一个 .def 索引来访问词表,每一个词表可以有一个 majortype 属性和一个 minortype 属性来给这些词汇赋予属性.例如,类别为月份的词表,可以定义其 majortype 为 date, minortype 为 month.语义标注后,与词表匹配的文本都具有这两个属性.

3.3.3 建立 JAPE 抽取规则

语义标注后分词文件中的单个词汇都具有了

语义,本文通过编写 JAPE 抽取规则,定义了由这些词汇构成的一些常用的句子模式,以便计算机能识别出与固定模型相匹配的结构化信息. JAPE 规则提供的是基于正则表达式的有限状态转换机制.它是一个模式/行为类型的规则集合,其中 LHS 是标注模式的匹配识别规则,由正则表达式书写, RHS 则是行为规则,可由 Java 书写,当 LHS 匹配成功后则按 RHS 的规则执行.本文的 JAPE 规则包括信息抽取规则、新实例识别规则、本体库扩展规则以及规则扩展规则.

在编写 LHS 匹配识别规则之前需要总结故障案例文档对案例信息的描述方式.故障案例描述语句经常会使用一些固定的模式,本文在阅读大量故障案例文档后,总结出几种常见的句子表达模式,并根据这些模式建立 JAPE 抽取规则.例如,描述飞机结构或产品的功能词语的前面出现具有否定意义的词,则可以认为该产品的功能失效,即通常所说的故障现象.对于上述例子中的“起飞后起落架未能收起”,在本体中已经定义“起落架”是飞机的一个系统,“收起”是起落架的一个功能,“未能”是一个否定词,则可以认为该句子表示起落架的收起功能失效,即故障现象.下面的规则是对故障现象描述的抽取规则:

```
Rule: FaultPhenomenon
(
  (
    ( { Lookup. topClass == “发生时机” } ) ?
    ( ( { Appear } ) ? ( { Token. string! = “,” } ) [0,3] )
    ( { Lookup. topClass == “飞机结构” } ) | { Look-
```

```
up. topClass == “航空件” ) ) ?
( ( { Judge } { Lookup. topClass == “功能” } ) |
  ( { Lookup. topClass == “功能” } { Judge } ) |
  ( { Lookup. topClass == “描述参数” } { Judge } ) |
  ( { Lookup. topClass == “描述参数” } { Judge }
    ( { Value } ) [ 0, 3 ] ) ) ) |
  (
    ( { Lookup. topClass == “航空件” } | { Look-
up. topClass == “飞机结构” } | { Lookup. topClass
  == “发生时机” } )
    ( { Token } ) *
    { Lookup. topClass == “警示语” }
  )
) : faultPhenomenon
- - >
: faultPhenomenon. FaultPhenomenon = { majorType
= “故障现象描述” }
```

运行上述规则后,则可将故障现象抽取出来.例如上述维修日志文本中的“起落架未能收起”.

3.3.4 抽取隐性信息

利用 GATE 抽取出来的信息只能是文本中出现的显性信息,但是文本中通常还隐藏着一些无法通过分析文档直接得到的信息,本文将这类信息成为隐性信息,例如引言例子中的“机型”和“用户单位信息”.本文利用 Jena 自定义抽取规则^[14-16].例如:

```
Rule1:(? x subclassOf ? y),(? y canUsePlane ? z)→(? x canUsePlane ? z)
Rule2:(? x subclassOf ? y),(? y workAtCompany ? m)→(? x workAtCompany ? m)
```

Rule1 表示如果人员 x 是飞行员一大队 y 的一个子类, y 可使用机型为 z 的飞机,则 x 可以使用机型为 z 的飞机.以表 1 的故障案例为例,通过这条规则可以推理得出:飞行员王明只可使用机型为枭龙,因此该故障机型为枭龙.同样可以通过 Rule2 知道用户单位为成都飞机公司.

至此,应用本文的方法实现了表 1 中显性和隐性信息抽取.

3.4 知识扩展

信息抽取效果的好坏取决于知识模型的完善程度.而知识模型需要不断地完善和扩展,本文将知识的扩展分为本体实例扩展和抽取规则扩展.

3.4.1 本体实例扩展

在语义标注过程中,可能会出现一些本体中没有的领域词汇,这些词汇通常可以作为本体库扩展的来源.本文首先利用 NLPiR 的新词发现功

能以及故障信息的一般描述规律,编写 JAPE 规则,辅助知识管理员发现新知识,然后经过专家验证的新知识填充到本体中,使本体不断地完善.新知识的来源一般有 3 种:①通过新词识别功能识别出来的新词;②句子的固定模式匹配;③领域词汇的规律表达.其中,通过中文分词所识别的新词存放在一个列表中,知识管理员通过查看该新词列表判断新词是否可以扩充到本体中.而后面两种类型的新知识需要通过 JAPE 规则来识别,识别规则如表 2 所示.

表 2 新知识识别 JAPE 规则		
Table 2 JAPE rule of new knowledge recognition		
说明	句子的固定模式匹配	领域词汇的规律表达
JAPE 匹配规则	({ Token } +); newIns	{ Token. category = = NNP }
	({ Appea })	{ Token. category = = CD }
	({ Lookup. class = = “故障模式” })	{ Token. string = = “机” }
规则说明	当某一词汇后面紧跟着“出现”一类词和所属概念为“故障模式”的词汇时,该词汇可能为“飞机结构”或“航空件”下的一个新实例	
	某些航空件的名称是有特定规律的,例如“TKR123 机”由“英文字符”+“数字”+“机”,对于这类词汇也有可能是新实例	

通过 JAPE 识别出来的新知识可直接作为本体的新实例,填充流程如图 3 所示.

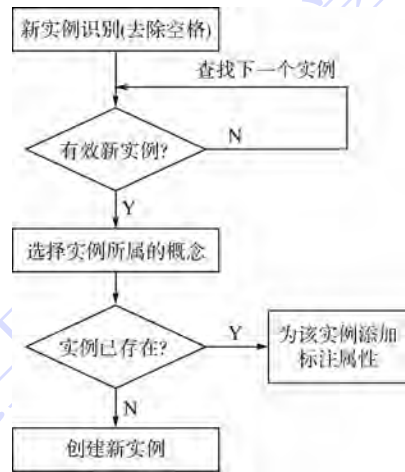


图 3 本体实例扩展流程
Fig. 3 Ontology instance extension process

3.4.2 规则扩充

系统建立之初,所构建的规则数量是有限的,需要在应用过程中不断扩充规则,本文提供了基于本体概念和 JAPE 的规则扩充机制.如果信息抽取时系统通过规则匹配发现了新的本体概念表达模式,则判断系统中是否已经存在相应的规则,不存在则提醒用户可根据该模式建立新的规则.

在构建抽取规则的时候首先为属于规则中的概念的实例添加特征 relationTo,特征名为本体概念特征集中的 relationType,两个概念已经存在关

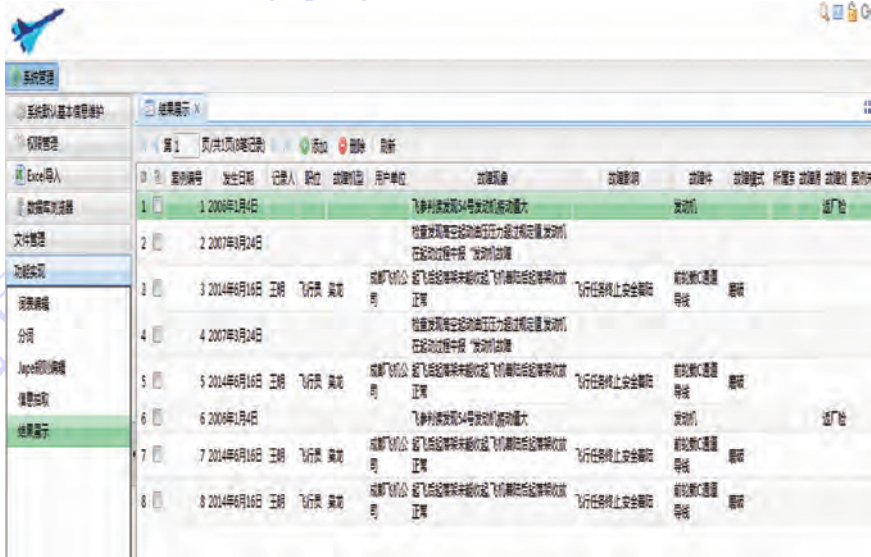
系,则特征值为 1,否则值为 0.当发现两个概念下的实例出现在同一句子的时候,首先查看这两个概念是否已经存在关系,如果不存在则视为发现新的规则模式.

```
Rule:findNewRule
(
    ( { Lookup } + ):class1
    { Token } *
    ( { Lookup } + ):class2
):newRule
- - >
newRule {
    if ( class1Ann. getFeatures ( ). get ( ( “ relation-
To” + class2Ann. getFeatures ( ). get ( “ relation-
Type” ) ) ) == 1 ) {
        System. out. println ( stringFor ( doc , class2Annots )
+ “和” + stringFor ( doc , class2Annots ) + “可能存在
```

新规则”);
}
}

4 验证与应用

基于本文提出的本体建模和信息抽取方法,应用 Dorado 平台和 GATE 框架开发出基于本体的故障案例信息抽取系统,该系统主要由文件上传与格式转换、分词和信息抽取等模块组成.该系统在某航空企业的维修保障过程中进行了初步应用,验证了上述方法的有效性,通过上传维修日志、周报等不同类型的故障案例文档,进行格式转换、分词以及基于 JAPE 抽取规则的信息抽取,最终得到结构化的故障案例信息,其结果(如图 4 所示)可作为后续的故障诊断及维修的参考案例,同时,在信息抽取的过程中不断发现新知识,通过人机交互实现了新知识的扩充,使知识库不断完善.



序号	发生日期	机号	机型	故障现象	故障原因	故障部位	故障性质	故障等级	故障处理
1	2006年1月4日			飞参记录发动机34号发动机启动重大		发动机			进厂检修
2	2007年3月24日			检查发现高空发动机曲轴力矩超限,发动机在启动过程中发生“发动机故障”					
3	2014年6月16日	王明	飞行员	正常	发动机启动失败,发动机启动失败,发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败
4	2007年3月24日			检查发现高空发动机曲轴力矩超限,发动机在启动过程中发生“发动机故障”					
5	2014年6月16日	王明	飞行员	正常	发动机启动失败,发动机启动失败,发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败
6	2006年1月4日			飞参记录发动机34号发动机启动重大		发动机			进厂检修
7	2014年6月16日	王明	飞行员	正常	发动机启动失败,发动机启动失败,发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败
8	2014年6月16日	王明	飞行员	正常	发动机启动失败,发动机启动失败,发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败	发动机启动失败

图 4 系统验证
Fig.4 System verification

5 结 论

- 1) 建立了故障案例知识本体模型,规范地描述了飞机故障案例知识的层次结构和逻辑关系.
- 2) 基于飞机故障案例本体模型,给出了一种针对军工企业航空装备故障案例的新鲜抽取方法,并开发出故障案例信息抽取系统,实现了从维修日志、周报等不同类型的文档中抽取结构化故障案例,并存储到数据库的自动化和半自动化处理过程.

参考文献 (References)

[1] 陈劲. 面向中文网页的信息抽取关键技术研究[D].

杭州:浙江大学,2013.
Chen J. Research and implementation on Chinese web pages-oriented information extraction technologies [D]. Hangzhou: Zhejiang University,2013 (in Chinese).
[2] Shahzadi I, Ahmad Q, Fatima K, et al. UMagic! THE UML modeler for text documents[C] // Proceeding of 2011 3rd IEEE International Conference on Information Management and Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011 ,5: 253-256.
[3] 李飒. 基于 GATE 的中文信息抽取系统的开发与实现[D]. 北京:中国科学院,2006.
Li S. The implementation of the Chinese information extraction system based on GATE[D]. Beijing: Chinese Academy of Science, 2006 (in Chinese).
[4] 徐东兴. 基于 GATE 框架的信息抽取系统的研究与实现[D]. 上海:华东师范大学,2007.

- Xu D X. A GATE-based information extraction system: Research and implementation [D]. Shanghai: East China Normal University, 2007 (in Chinese).
- [5] 原欢. 基于 GATE 的货物动态邮件信息抽取方法与应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- Yuan H. GATE based cargo dynamic E-mail information extraction algorithm and implementation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
- [6] 陈静. 基于本体的信息抽取研究 [D]. 苏州: 苏州大学, 2007.
- Chen J. Research of ontology-based information extraction [D]. Suzhou: Soochow University, 2007 (in Chinese).
- [7] Seneviratne M D S. Use of agent technology in relation extraction for ontology construction [C] // Proceedings of 2011 4th IEEE International Conference on Computer Science and Information Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011, 6: 70-76.
- [8] 张志雄, 吴振新, 刘建华, 等. 当前知识抽取的主要技术方法解析 [J]. 现代图书情报技术, 2008(8): 1-11.
- Zhang Z X, Wu Z X, Liu J H, et al. Analysis of state-of-the-art knowledge extraction technologies [J]. New Technology of Library and Information Service, 2008(8): 1-11 (in Chinese).
- [9] 杨威. 基于正则表达式的 Web 信息抽取系统的研究与实现 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2011.
- Yang W. The research and implementation of Web information extraction system based on the regular expression [D]. Xi'an: Xidian University, 2011 (in Chinese).
- [10] Cunningham H, Maynard D, Bontcheva K, et al. Developing language processing components with GATE version [EB/OL]. 2014-05-20 [2014-06-10]. <http://gate.ac.uk/sale/tao/split.html>.
- [11] 谭月辉, 肖冰, 陈建泗, 等. Jena 推理机制及应用研究 [J]. 河北省科学院学报, 2009, 26(4): 14-17.
- Tan Y H, Xiao B, Chen J S, et al. The suvery of Jena's reasoning and applying [J]. Journal of the Hebei Academy of Sciences, 2009, 26(4): 14-17 (in Chinese).
- [12] 杨柳. 模糊本体建模方法及语义信息处理策略研究 [D]. 长沙: 中南大学, 2011.
- Yang L. Fuzzy ontology modeling methods and semantic information processing strategies [D]. Changsha: Central South University, 2011 (in Chinese).
- [13] 穆一夫. 基于认知的非结构化信息抽取关键技术与算法研究 [D]. 北京: 中国矿业大学, 2013.
- Mu Y F. Research on key technology and algorithms in unstructured information extraction based on cognition [D]. Beijing: China University of Mining and Technology, 2013 (in Chinese).
- [14] 黄风华, 晏路明. 基于 Jena 的台风灾害领域本体模型推理 [J]. 计算机应用, 2013, 33(3): 771-775.
- Huang F H, Yan L M. Reasoning of ontology model for typhoon disaster domain based on Jena [J]. Journal of Computer Applications, 2013, 33(3): 771-775 (in Chinese).
- [15] Yang S, Wang X P, Wu G. Analysis of semantic query performance for Jena-based storage model [C] // Proceeding 2010 IEEE International Conference on Software Engineer and Service Sciences. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 553-556.
- [16] 张奇. 信息抽取中实体关系识别研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010.
- Zhang Q. Research on entity relation recognition in information extraction [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2010 (in Chinese).

Fault case information extraction method research based on ontology

KE Qianyun¹, LI Qing^{*1}, SUN Yong²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Comprehensive Security Department, AVIC Chengdu Aircraft Design Institute, Chengdu 610000, China)

Abstract: To solve the accumulation and reusing problems of fault case knowledge that are described as unstructured and unnormalized information in the current maintenance support activities of aircraft, research on the knowledge representation and information extraction method of aircraft fault case was carried out. Firstly, ontology model of aircraft fault case knowledge was established according to the particularity of aircraft fault domain and the actual demand of knowledge sharing and reusing. Then with Chinese segmentation tools and general architecture for text engineering (GATE) frame, semantic annotation and rule based information extraction technology of aircraft fault case documents were studied. Finally, the hidden knowledge was discovered by using apache Jena inference engine, and knowledge base was expanded by the new knowledge found in the process of information extraction. Moreover, the prototype system for information extraction was developed and was used to extract structured fault case information from different types of documents, the information was then stored and managed by using database. This method was proved feasible to improve the reusability of fault case knowledge.

Key words: information extraction; ontology; general architecture for text engineering (GATE); knowledge management; fault case

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0532

基于视频虚拟化身的远程视频协作

刘思奇, 喻纯*, 史元春

(清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084)



摘 要: 现有的远程视频通信系统往往局限于如何实时、准确地传递足量的信息, 却忽略了远程通信双方的交互需求; 此外, 传统的视频通信基于二维信息, 并未对双方的三维信息充分加以利用. 因此, 在视频通信中融入 3D 技术, 可以使得远程交互更加自然、高效, 增强通信沉浸感. 本文着眼于远程视频协作中的交互层面, 提出了远程视频协作系统的“沉浸式”设计目标, 据此设计并实现了一种新型的、基于视频虚拟化身的远程视频协作系统. 具体而言, 系统使用 Creative Senz3D 深度摄像头, 通过背景分割技术提取通信者的前景图像以作为虚拟化身, 再将不同通信者的虚拟化身置于共同的虚拟场景之中, 并在系统中加入手势的辅助控制, 设计了人物之间、人物与虚拟场景之间的自然的、“沉浸式”的交互方式, 拓展了远程通信的交互协作模式. 最后通过用户实验表明, 本文设计的基于视频虚拟化身的远程视频协作模式, 可以有效地提升远程通信协作的沉浸感.

关 键 词: 视频虚拟化身; 视频协作; 沉浸式; 手势控制; 虚拟现实

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1087-08

本文将远程视频协作定义为: 不在同一物理空间的两人或多人, 通过网络实时传输数据信息, 借助视频、语音、文字等多种媒介, 协同完成特定的任务. 相比于基于语音和文字的通信方式, 视频信息的增加使通信双方能够获取更多必要的非语言类信息^[1], 包括人物动作、面部表情、眼神和指向等; 同时, 视频通信增强了远程协作的可能性, 对于需要持续且频繁交互的复杂任务, 视频信息则更加不可或缺^[2].

远程视频协作的核心问题^[3]在于, 如何为实际上不在同一空间的通信者, 营造在同一个场景之中的感觉, 将这种感觉称为“沉浸感”. 现有的视频通信模式并没有最大限度地提升通信沉浸感, 其根本原因在于, 人物不在同一显示空间, 人

物与协作场景又相互分离, 导致了不同通信者之间以及通信者与协作场景之间, 无法实现自然、直接的交互, 造成了通信者沉浸感的不足.

本文从增强视频协作的交互沉浸感出发, 对现有的视频通信模式进行了分类与比较, 指出了各类通信模式的优势与不足, 在此基础上提出了视频协作系统的“沉浸式”设计目标. 根据“沉浸式”设计目标, 结合 3D 技术, 本文提出并实现了一种基于视频虚拟化身的远程视频协作设计方案: 通过背景分割算法, 实时提取通信者的前景图像作为人物的虚拟化身, 置于共同的协作场景下. 在这种视频协作模式下, 本文系统设计了通信者之间以及通信者与场景之间基于手势的交互方式, 并以文件分享和远程游戏两种具体应用场景

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-29; 网络出版时间: 2014-12-01 10:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0532.html

基金项目: 国家科技支撑计划(2012BHA2503); 国家科技重大专项(2013ZX01039001-002)

作者简介: 刘思奇(1991—), 男, 辽宁抚顺人, 硕士研究生, lsqgonna@gmail.com

* 通讯作者: 喻纯(1984—), 男, 湖北荆州人, 助理研究员, yc2peg@gmail.com, 主要研究方向为人机交互.

引用格式: 刘思奇, 喻纯, 史元春. 基于视频虚拟化身的远程视频协作[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1087-1094.

Liu S Q, Yu C, Shi Y C. Video avatar-based remote video collaboration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1087-1094 (in Chinese).

为例,设计了具体的手势控制与体感交互,拓展了传统视频协作系统的交互模式,增强了远程视频协作的沉浸感.

1 沉浸式远程视频协作

1.1 视频通信模式的分类与比较

现有的面向桌面系统的视频协作模式可以分为 3 种类型,分别是视频窗口模式^[4](如 Skype、Google + 等)、硬件大屏幕模式(如 Telepresence^[5]、虚拟会场^[6]等)以及基于虚拟化身的会议模式^[4].其中视频窗口模式和硬件大屏幕模式都具有 4 个非常明显的缺点,分别为非语言信息的不完整性^[7]、存在焦点切换负担、背景冗余与隐私问题^[8]和交互方式有限.

1) 受设备与二维空间的限制,这两种类型的视频通信模式,无法完整地传达一些重要的非语言类信息^[7],比如眼神方向、手指指向等都存在着一定程度的失真,增加了远程协作的难度.

2) 不同通信者的图像呈现在不同的窗口中,而协作任务往往也存在于另一个窗口中,用户在不同窗口之间存在一定的焦点切换负担.

3) 人物的背景信息往往会涉及到隐私问题和冗余问题,很多时候通信者不希望将自己的环境信息公开给对方,同时通信者也往往并不关心对方所处的真实环境^[8].

4) 通信者本身在屏幕之外,无法与屏幕之外的其他通信者进行直接的交互.

而以 Avatar Kinect 为代表的基于虚拟化身的视频协作模式,通过使用虚拟的化身形象实时模拟人物的动作与表情,并将不同通信者的虚拟化身置于共同的三维会议场景中,从一定程度上解决了以上 4 个问题.但虚拟化身模式也具有以下两个非常明显的缺点:

1) 相比于 Avatar Kinect 这种基于计算机图形学生成虚拟化身^[9]的形式,Junuzovic 等^[10]通过用户实验表明,实验者更倾向于使用基于视频窗口模式的远程通信,同时也指出了 Avatar Kinect 缺乏人物真实感的重要弊端.为了保持人物形象的真实感,CU-SeeMe VR^[11]使用了人物视频前景图像(video avatar)来作为虚拟化身,Lee 和 Ogi 等^[12-13]设计了基于视频虚拟化身的远程会议模式,Ogi 也对视频虚拟化身的指点以及控制能力进行了用户实验评估.

2) 已有的使用视频虚拟化身的远程会议模式,并未拓展通信者之间的交互模式,也没有对虚拟化身的图像信息加以充分的利用,因此通信者

不能完成一些复杂的协作任务,同时通信者的协作沉浸感也没有得到本质的提升.

1.2 沉浸式视频协作

通过以上对现有远程视频协作系统的分类与比较,总结提出:一个具有通信沉浸感的远程视频协作系统,应该具备 3 个条件.

1) 人物与场景完全融合.

对于 1.1 中分析提到的各种视频系统存在的缺点,可以将“非语言信息的不完整性”、“焦点切换负担”和“背景冗余与隐私”这 3 个问题归结于人物与场景融合程度的问题.通过将人物与虚拟的场景进行融合,可以去除冗余的背景信息,并在同一个窗口内呈现所有的通信元素,保持人物非语言信息的完整性,增强视频通信的沉浸感.

2) 保持人物的真实感.

保持人物的真实感,可以增强会议的正式性^[9],同时通信者也可以更加自然、直接地进行非语言类信息的表达.

3) 拓展自然的交互方式.

当人感受到沉浸感时,会渴望以更自然、直观的方式进行交互.远程视频协作应该设计简单、自然的交互方式,交互应该包括人物之间的交互以及人物与协作场景之间的交互两种形式.

2 系统设计

2.1 “沉浸式”设计目标

如相关工作分析所述,为了实现“沉浸式”的视频协作,需要保持人物的真实形象,并将人物与虚拟场景相互融合,在此基础上设计自然的交互方式.将以上 3 点定义为“沉浸式”视频协作系统的具体设计目标与评测标准.

2.2 设计方案

针对“沉浸式”视频协作系统的 3 项设计目标,本文提出一种基于视频虚拟化身的新型设计方案.为了保持人物的真实感,从实时的视频信息中提取虚拟化身形象^[14],并将通信者的虚拟化身置于同一协作场景之内,实现人物与场景的融合.此外,为了拓展用户自然的交互方式,融入体感控制,设计了一系列虚拟化身之间的,以及虚拟化身与协作场景之间的交互方式.

2.2.1 基于视频图像的虚拟化身

1) 背景分割.

系统使用基于深度信息的背景分割算法^[15],实时提取人物前景图像.首先,使用 3D 摄像头获取人物的 RGB 图与深度图,借助 UV Map 对齐方

法^[16],即可获得 RGB 图中每个像素点的深度值;然后设置深度阈值(1 m 左右)用以过滤背景图像信息,进而提取人物的前景轮廓;最后通过更改人物轮廓透明度,实现对人物轮廓的平滑。

基于深度的背景分割算法易受环境影响,本文系统可以根据光线、背景等环境条件,手动调节深度与置信度阈值,以在不同环境条件下保持人物图像的完整性。背景分割效果如图 1 所示。

2) 虚拟化身的重叠。

虚拟化身在场景中的位置是任意的,因此需要解决虚拟化身的重叠问题。系统中使用按照深度值逐点叠加的方式,对于双方图像的重叠部分,

叠加后图像上的每个像素点,来自于双方原图像中深度值较小的一方,即与摄像头距离更近的一方。这种设计的优点在于,通信双方可以通过调节自身到显示屏幕的距离,实时改变双方虚拟化身重叠部分的层次效果。虚拟化身的叠加原理和效果如图 2 所示。



图 1 背景分割效果

Fig.1 Background segmentation effect



图 2 视频虚拟化身的叠加

Fig.2 Overlay of video avatars

2.2.2 体感控制

视频通信者需要利用虚拟化身来表达肢体语言,因此必须摆脱鼠标、键盘这类传统的命令输入方式。因此,本文系统将体感控制技术应用到视频协作中,通信者可以使用手势等特定的肢体动作,作为系统的输入与控制命令。

基于深度信息,系统实现了对一些特定手势的识别,包括 3 种静态手势“Thumb up/down(拇指向上/下)、Big5(五指张开)和 Peace(V 字形)”以及 6 种动态手势“Wave(挥手)、Circle(画圈)、

Swipe up/down/left/right(上下左右的摆手)、Grasp(抓)、Release(松)和 Zoom in/out(放大缩小)”。同时,通过识别人的手掌和手指,可以获得手部的三维位置信息。基于手势识别与手部位置信息的获取,可以实现完全基于体感的系统控制。

1) 虚拟化身的移动与放缩。

以远程文件分享场景为例,通信者的虚拟化身可能会对文字内容产生遮挡,因此系统中设计了简单自然的手势,用以对虚拟化身的位置和大小进行调整(如图 3 所示)。



图 3 视频虚拟化身移动与缩放

Fig.3 Moving and resizing the video avatars

2) 流程切换与控制.

在传统的视频协作系统中,需要通过鼠标选择菜单等操作来改变当前系统的状态.为了实现全手势控制,系统设计了手部控制菜单选择、全手势控制两种方式,实现了对系统的流程切换.

第一种方式通过识别通信者的手部位置,将其手部的 x 、 y 坐标映射到窗口之上,通信者可以改变手部的位置来控制屏幕上的光标,实现与鼠标操作相同的菜单选择操作,如图 4 所示,窗口右侧可滑出菜单项,圆形表示光标位置,光标在按钮上保持停留一段时间(2 s)后表示点击.

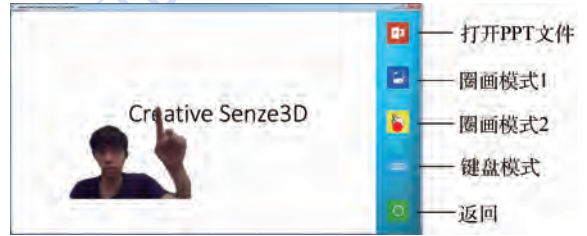


图 4 基于菜单选择的流程控制

Fig.4 Flow control based on menu selection

第二种方式是通过预先设置一些特定的手势,来实现流程的切换,如 Thumb up 表示切换为鼠标模式、Thumb down 表示关闭鼠标模式等等.

3) 演示文档的选择与播放.

在远程文件分享场景下,系统设计了从利用文件选择器选择共享文件,到控制演示文档播放的全部手势控制,手势设计以简单自然为目标,使通信者易于掌握.手势控制指令如表 1 所示.

2.2.3 交互设计

1) 虚拟化身与场景的交互.

虚拟化身与场景完全融合,使得虚拟化身与场景之间的交互成为可能.在已获得通信者的手

表 1 演示文档选择与播放的全手势控制

Table 1 Full set of gestures to control powerpoint selection and slideshow

对象	手势	功能
文件选择器	Peace	打开文件选择器
	Swipe left	上级目录
	Swipe right	下级目录
	Thumb up	光标移动至上一个文件
	Thumb down	光标移动至下一个文件
	Peace	打开文件(放映 PPT)
演示文档	Big5	关闭文件选择器
	Swipe left	返回上一个动画
	Swipe right	播放下一个动画
	Swipe up	上一页
	Swipe down	下一页
	Big5	关闭

掌以及手指三维坐标的基础之上,通过将深度图映射到 RGB 图之上,可以得到虚拟化身 RGB 图像中手部的位置坐标.同时,在背景分割的过程中,也可以获得虚拟化身图像中的人物轮廓坐标.这样,就可以利用虚拟化身的身体信息,与虚拟场景进行直接、自然的交互.

对于文件分享场景,如图 5 所示,虚拟化身可以直接使用手指在文件上进行圈画与书写,同时也可以使用手指去点击场景中的虚拟键盘,完成精准的文字输入.

对于远程游戏场景,如图 6 所示,利用人物的轮廓信息,游戏双方均可以使用自己的身体轮廓来与虚拟球体进行碰撞,同时双方也可以借助球体完成一系列交互与协作任务.相对于文件分享场景,游戏场景更强调协作的实时性与同步性,将双方虚拟化身置于共同虚拟场景中的这种设计,满足远程协作所需实时性与同步性,拓展了远程协作的模式,增强了通信者的协作沉浸感.

Restrictions

• 0.15m - 1m属于相当短距离的类型。也就是说，creative基本上应该会比较接近 Leap Motion，是以双手的动作为主的，没办法去追踪全身的骨架，而Microsoft Kinect 则是以全身骨架追踪为目的来做的开发的。



Designing

- Ergonomics
 - Multimodality
 - Gesture Design
 - Visual Feedback
- Avatar Keybo



图 5 视频虚拟化身的手写与键盘点击

Fig. 5 Hand-writing and keyboard-typing of video avatars



图 6 虚拟化身使用身体轮廓的协作

Fig. 6 Cooperations using avatars' body contours

2) 虚拟化身之间的交互.

系统使用按深度值逐点叠加的方法,可以实现虚拟化身重叠区域的正确显示. 利用这一特性,系统中可以实现虚拟化身的肢体接触,如握手(图 7)等. 肢体接触在传统远程视频模式中无法实现,但却是人们在实际会议场景中频繁出现的交互方式. 系统设计实现的肢体接触类型的交互,可以有效地提升通信双方的协作沉浸感.



图 7 视频虚拟化身之间的肢体接触

Fig. 7 Body touch between video avatars

事实上,系统中使用的背景分割算法基于深度阈值的设置,因此对于距离摄像头较近的其他物体,同样可以从背景中提取出来. 所以系统也可

以实现虚拟化身与远程真实物体的交互,如图 8 所示,虚拟化身可以用手拿起通信对方摄像头视野内的杯子,手和杯子的重叠关系也可以完全正确地显示出来.



图 8 基于真实物体的远程交互

Fig. 8 Remote interactions based on physical objects

除了接触类型的交互方式以外,系统还可以实现虚拟化身之间对虚拟物体的传递. 在图 9 所示的远程文件共享场景中,一方的虚拟化身可以将自己手中虚拟的笔传递给另一方,完成协作任务. 这同样是通信者不在同一空间内的传统视频通信模式无法实现的交互与协作方式.



图 9 虚拟物体的传递

Fig. 9 Transfer of virtual objects

3 系统实现

本文系统使用 Creative Senz3D 深度摄像头,其图像采集帧率为 30 帧/s,彩色(RGB)图像分辨率为 640 像素 × 480 像素,深度(Depth)图像分辨率为 320 像素 × 240 像素,深度值的有效识别距离为 0.15 ~ 1 m.

视频通信双方各使用一台计算机,通过 USB 外接一台 Creative Senz3D 摄像头作为 3D 图像的采集设备,双方通过接入互联网,实现远程视频通

信协作. 系统硬件设备如图 10 所示.

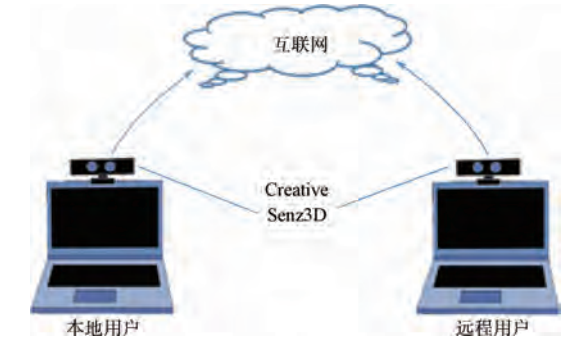


图 10 系统硬件设备图
Fig. 10 System hardware equipment diagram

本文系统面向桌面系统平台,通过 3D 摄像头采集用户三维图像信息,使用背景分割、图像按深度逐点叠加、手势识别、手指位置识别等算法与技术,完成了“沉浸式”远程视频协作系统的具体实现,系统流程如图 11 所示.



图 11 系统流程图
Fig. 11 System flowchart

4 实验评估

为了对本文“沉浸式”系统进行验证与评估,设计并开展了 20 人规模的用户实验. 具体形式为实验者两两一组,双方在不同房间内完成远程协作. 实验分为两个场景,对于文件分享场景,实验者在接受一次系统演示之后,要求每人先按照既定流程“打开文件→控制播放→改变虚拟化身大小位置→键盘输入→圈画注释→传递虚拟铅笔→双方握手→关闭文件”操作一次,然后双方再使用系统自由交流、协作 10 min;对于游戏场景,在介绍游戏玩法之后,让双方进行游戏竞技,先得到 15 分(投入 15 个球,约 10 min)的实验者获胜. 在两组场景的实验之间,要求实验者进行充分的休息;在实验后,通过填写问卷和访谈,记录实验者对系统的具体评价,包括对不同流程控制方法的满意度比较、对系统中人物真实感的保真度、虚拟化身与虚拟场景相融合的方案和交互方式效果的评价以及对系统的整体满意程度等. 下面详细阐

述实验所得到的评测结果.

4.1 体感流程控制

系统中的流程控制方式包括菜单选择方式与全手势控制两种. 实验后要求实验者对比这两种流程控制方法的使用体验,对于 7 项不同的评测指标,实验者可以在“菜单选择方式更优”、“全手势控制方式更优”和“二者基本相同”这三种选项中进行自由选择. 根据实验者的问卷反馈,通过统计分析,得出的对比结果如表 2 所示. 其中更优的结果用加粗字体来表示. 表中比例不计入实验者“二者基本相同”的中立选择.

表 2 两种流程控制方法对比结果

Table 2 Results of comparison between two flow control methods		
指标	菜单选择方式	全手势控制方式
操作难度小	1/20	19/20
劳累感弱	2/20	17/20
自然、直观	2/20	14/20
响应速度快	0/20	19/20
可扩展性强	13/20	1/20
鲁棒性好	12/20	1/20
学习和记忆负担小	19/20	0/20
整体评价高	7/20	8/20

由实验对比结果可知,对于菜单选择方式,使用者不需要记忆额外的手势,只需使用完全一致的控制方式,即可实现流程的切换,且可扩展性更强;而对于全手势控制方式,用户操作更加自然、直观,操作难度更小,流程切换速度也更快,在熟练掌握系统手势之后操作更加简单快捷. 系统通过同时提供这两种流程控制方法,结合二者的优点,为用户的流程切换控制提供了两种互补的选择,绝大部分实验者(17/20,85%)认为同时提供以上两种流程切换方式,比单独使用其中任何一种都要更舒适、有效.

4.2 沉浸感

结合“沉浸式”远程视频协作的 3 项设计目标,实验后调查了系统对实验者协作沉浸感的提升效果,得到了以下的反馈结果.

4.2.1 真实感

实验者对系统中人物的真实感普遍表示认可(19/20,95%),认为与传统的视频通信功能相比,本系统没有任何真实感的缺失. 此外实验者表示,真实感是视频通信最基本的要求,通过图像来确认通信对象是视频通信的第一步^[17],利用真实的人物图像来辅助表达非语言信息是视频通信的价值所在.

4.2.2 与虚拟场景的融合

对于系统中虚拟化身与虚拟场景相结合的设

计,实验者全部认为这是一种有实用价值且有趣味性的设计理念(20/20,100%)。尤其对于远程游戏场景,实验者认为系统提供了一种更好的远程游戏模式,实验者在游戏过程中也的确体验到了相比传统网络游戏更强烈的沉浸感。某实验者表示:“我感觉我们两个好像真的在同一个地方玩游戏,我打出去的球碰到了他的身体可以立刻反弹回来,他也同时能够看到整个过程,还有表情和动作的直接反馈,觉得我们完全同时同地在做同一件事。”

4.2.3 交互方式

对于系统中设计的几种新型交互方式,实验者也给出了相应的反馈。其中,对基于虚拟化身图像重叠所产生的交互方式,某实验者这样评价:“我认为这种叠加方式潜在的应用场景可能在于,远程通信双方可以在视觉上实现一些本不可能实现的、带有趣味性的显示效果,这对于远程合影或者趣味聊天应该具有一定的应用价值,但是想创造好的显示效果的难度很大,双方配合产生一个特定的效果需要一定的时间。”而对于基于虚拟物体传递的交互方式,实验者的评价很高,认为这是基于窗口的视频聊天无法实现的交互方式。对于利用虚拟化身手部和身体与场景交互的模式,实验者认为相比于空中手写这类需要高精度控制的交互形式,对精度要求不是很高的、类似于系统中键盘点击的交互形式,用户操作起来会更简单,而且不会产生过度的疲劳感。

4.3 综合评价

在用户实验与调查中,绝大部分实验者(18/20,90%)对本文设计提出的视频通信模式表示认可。这从一定程度上肯定了本文系统的价值与实用性。结合实验者的调查反馈,并考虑系统中存在的一些设计上和技术上的问题,给出对系统的综合评价。

4.3.1 系统的优点与贡献

首先,基于真实图像的虚拟化身,这种人物的呈现形式,在虚拟现实技术中有着非常重要的价值和丰富的应用场景。虚拟化身将人“带入”了屏幕中的虚拟世界,使得人物能够与虚拟场景相结合,实现人物与场景的融合、控制与交互。系统中设计的基于虚拟化身手指位置的圈画书写、键盘输入等功能,就是虚拟化身在虚拟现实技术中的一种典型应用模式。

同时,将远程多人的虚拟化身置于共同的虚拟场景之下,拓展了远程视频协作中的交互方式。得益于虚拟化身的存在,远程通信者之间可以实现实时的、同步的、基于人物肢体的交互。系统设

计的游戏场景中,通信者可以利用各自的肢体与虚拟的球进行交互,文件分享场景中通信者可以实现虚拟物体的传递,这些都是虚拟化身与虚拟场景融合所创造出的新的远程协作交互模式。

此外,本文设计的完全基于手势识别的系统控制方法,为桌面系统脱离鼠标和键盘的束缚提出了一种解决方案。基于菜单选择和手势指令设计的流程切换方法,基本可以实现系统的全部流程控制;同时对于输入精度要求不是很高的任务,手势控制基本上也可以覆盖用户的全部需求。

4.3.2 系统的不足

首先,由于3D摄像头存在视角和距离的限制,使用者必须保证自己的身体(包括执行交互任务的手)位于摄像头的视野范围之内,且在摄像头的可识别距离(约1m)以内,因此系统只能面向桌面系统,且只能在一定范围内完成识别与交互。

其次,对于虚拟化身图像的重叠问题,本文给出了按深度逐点叠加的方案。这种设计方案从理论上完全正确,但是正如实验中实验者陈述的那样,由于双方不在同一个实际地点,对于距离的感觉又无法到达很高的精度,且又不存在任何肢体接触的反馈,因此双方很难主动地实现复杂的图像重叠。

最后是手势控制造成的疲劳感。本文系统面向桌面平台,操作者可以将肘部架在桌面上,完成绝大部分的手势控制,这从一定程度上减轻了用户疲劳感。然而系统中也存在着一些导致用户产生疲劳的手势控制,如菜单选择、图像的移动与放缩等,同时系统中设计的需要精确手部控制的操作,包括空中手写、键盘点击等,长期操作都可能导致使用者疲劳,这也是利用手势操作自然性的一种代价。

5 结 论

1) 分类、总结分析了现有视频协作系统的优缺点,提出“沉浸式”视频协作系统的3项设计目标:包括人物与场景的融合、人物真实感的保持和拓展自然交互方式。

2) 设计并实现了基于视频虚拟化身的远程视频协作系统,拓展了远程协作的交互模式:包括虚拟化身的肢体接触、虚拟物体传递、远程多人交互性游戏与协作等,实现了通信者之间,以及通信者与场景之间的自然的、有沉浸感的交互。

3) 通过用户实验验证了本文系统的有效性与实用性,实验结果证明,本文设计的基于视频虚拟化身的远程视频协作模式,在拓展传统远程协作模式的基础之上,能够有效地提升远程协作的沉浸感。

参考文献 (References)

- [1] Isaacs E A, Tang J C. What video can and cannot do for collaboration: A case study [J]. *Multimedia Systems*, 1994, 2 (2): 63-73.
- [2] Tang J C, Isaacs E A. Why do users like video? [J]. *Computer Supported Cooperative Work (CSCW)*, 1992, 1 (3): 163-196.
- [3] Nechvatal J. Immersive ideals/critical distances [M]. Saarbrücken: LAP Lambert Academic Publishing, 2009: 26-136.
- [4] Tang J C, Wei C, Kawal R. Social telepresence bakeoff: Skype group video calling, google + hangouts, and microsoft avatar kinect [C] // *Proceedings of the ACM 2012 Conference on Computer Supported Cooperative Work Companion*. New York: ACM, 2012: 37-40.
- [5] Steuer J. Defining virtual reality: Dimensions determining telepresence [J]. *Journal of Communication*, 1992, 42 (4): 73-93.
- [6] 孙立峰, 李放, 钟玉琢, 等. 基于多视点视频的虚拟会议显示与合成 [J]. *电子学报*, 2004, 33 (2): 193-196.
Sun L F, Li F, Zhong Y Z, et al. Multiview video based virtual teleconferencing synthesizing [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2004, 33 (2): 193-196 (in Chinese).
- [7] Kim K, Bolton J, Girouard A, et al. Telehuman: Effects of 3D perspective on gaze and pose estimation with a life-size cylindrical telepresence pod [C] // *Proceedings of the SIGCHI Conference on Human Factors in Computing Systems*. New York: ACM, 2012: 2531-2540.
- [8] Boyle M, Greenberg S. The language of privacy: Learning from video media space analysis and design [J]. *ACM Transactions on Computer Human Interaction (TOCHI)*, 2005, 12 (2): 328-370.
- [9] Leigh J, Johnson A E, Vasilakis C A, et al. Multi-perspective collaborative design in persistent networked virtual environments [C] // *Proceedings of the IEEE Virtual Reality Annual International Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996: 253-260, 271-272.
- [10] Junuzovic S, Inkpen K, Tang J, et al. To see or not to see: A study comparing four-way avatar, video, and audio conferencing for work [C] // *Proceedings of the 17th ACM International Conference on Supporting Group Work*. New York: ACM, 2012: 31-34.
- [11] Han J, Smith B. CU-SeeMe VR immersive desktop teleconferencing [C] // *Proceedings of the Fourth ACM International Conference on Multimedia*. New York: ACM, 1997: 199-207.
- [12] Lee S Y, Kim I J, Ahn S C, et al. Toward immersive telecommunication: 3D video avatar with physical interaction [C] // *Proceedings of the 2005 International Conference on Augmented Tele-existence*. New York: ACM, 2005: 56-61.
- [13] Ogi T, Yamada T, Tamagawa K, et al. Immersive telecommunication using stereo video avatar [C] // *Proceedings of the IEEE Virtual Reality Annual International Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001: 45-51.
- [14] Insley J A, Sandin D J, DeFanti T A. Using video to create avatars in virtual reality [C] // *ACM SIGGRAPH 97 Visual Proceedings: The Art and Interdisciplinary Programs of SIGGRAPH '97*. New York: ACM, 1997: 128.
- [15] Porter T, Duff T. Compositing digital images [C] // *ACM SIGGRAPH Computer Graphics*. New York: ACM, 1984, 18 (3): 253-259.
- [16] Forrest A R. On the rendering of surfaces [C] // *Proceedings of the 6th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques*. New York: ACM, 1979, 13 (2): 253-259.
- [17] Yura S, Usaka T, Sakamura K. Video avatar: Embedded video for collaborative virtual environment [C] // *IEEE International Conference on Multimedia Computing and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999, 2: 433-438.

Video avatar-based remote video collaboration

LIU Siqi, YU Chun*, SHI Yuanchun

(Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Most existing remote video communication systems are confined to how to accurately deliver adequate information in real time, but lose sight of communicators' interaction demands. Meanwhile, traditional 2D-based video communications cannot make full use of people's 3D information, which shows great potential for video communication to achieve immersive, natural and efficient interactions with 3D technique. To enhance the immersion sense and expand interaction modes in video collaboration, the design goal for 'immersive' video communication systems was proposed and a novel, avatar-based remote video collaboration system was designed and implemented. Specifically, using Creative Senz3D depth camera, the proposed system extracted people's foreground images through background segmentation as their video avatars, and located the avatars together in a common virtual scenario. Natural and immersive interactions among people and between people and virtual scenes were also well designed, which expanded modes of interaction and collaboration in video communication. Finally, a user study was conducted and the result indicates that the proposed video avatar-based remote video cooperation mode can effectively enhance people's sense of immersion in telecommunication.

Key words: video avatar; video collaboration; immersive; gesture control; virtual reality

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0388

基于证据融合的雷达反隐身性能评估方法

师俊朋, 胡国平*, 王馨

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 针对雷达反隐身性能评估过程复杂、算法不完善等现象,提出了一种基于改进证据融合算法的雷达反隐身性能评估方法.针对证据源主观性强、关联性差等现象,依据熵理论、欧式距离等客观分析得到了可信度因子与熵权值、受支持系数间的变化关系,实时修正了可信度分配函数.并结合雷达反隐身分层次性能评估指标体系,建立了基于效用区间的雷达反隐身性能优劣比较方法,得出了客观、准确的评估结果.算例分析和仿真表明,与一般融合算法相比,改进的证据融合算法系统评估能力更强、鲁棒性更好.

关 键 词: 雷达反隐身; 证据理论; 可信度因子; 分层次指标体系; 效用区间

中图分类号: TN957

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1095-07

随着外形、材料、等离子体等现代隐身技术在飞机、导弹等武器装备上的广泛应用,基于空域、频域、极化域的雷达反隐身技术作为新的探测手段应运而生^[1].如何有效、正确地评估雷达反隐身设备的各种技、战术指标及综合性能,直接影响到雷达的系统优化、装备布局及作战应用.但由于雷达的系统性、战场的复杂性及指标参数的模糊性,其客观评估困难重重.

目前,针对武器装备性能评估的方法有很多,如层次分析法、分层赋权、神经网络算法、聚类分析法、模糊物元分析法、灰色关联算法等^[2-6].但上述方法或者是由于主观性强、算法不完善等,无法分析指标间的强相关性带来的计算冗余^[2-4];或者是计算条件苛刻,难以实现评估结果的确定性和不确定性度量^[5-6].

证据理论具有较强的理论基础,能有效处理随机不确定性信息,且不需要知道各影响因素的先验概率和条件概率密度.为此,本文提出了一种新的利用证据融合理论的雷达反隐身性能评估方

法.结合雷达反隐身常用技术和作战实际给出了分层次性能指标评估体系,将熵理论、欧式距离、投影算法和证据理论相结合,实现了对雷达反隐身性能的综合评估.通过算例证明了该方法能有效解决复杂信息条件下的雷达反隐身性能评估问题.

1 雷达反隐身性能评估指标

1.1 建立评估指标体系的构建

评估指标体系的构建是开展雷达反隐身性能评估的基础.为合理、有效地体现雷达的反隐身性能,必须依据系统性、完备性、科学性和可行性等原则选取评估指标.

根据雷达反隐身的基本原理及常用技术可知,影响雷达反隐身性能的内在因素有雷达的固有参数特性及雷达的频域、空域、极化域特性.雷达反隐身的根本目的就是在克服敌方干扰的情况下为防空系统及时提供隐身目标的位置、方位和速度信息,以保卫重要军事目标,影

收稿日期: 2014-06-30; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2014-10-30 11:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0388.html

作者简介: 师俊朋(1988—),男,河南许昌人,博士研究生,1065698473@qq.com

* 通讯作者: 胡国平(1964—),男,陕西西安人,教授,博士生导师,15667081720@163.com,主要研究方向为雷达信号与信息处理.

引用格式: 师俊朋,胡国平,王馨.基于证据融合的雷达反隐身性能评估方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(6):1095-1101.
Shi J P, Hu G P, Wang X. Evaluation method for radar anti-stealth performance based on evidence fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1095-1101 (in Chinese).

响雷达反隐身能力的外在因素有雷达防空能力. 为确定和分析指标体系, 根据“指标分层法”建立雷达反隐身性能评估指标体系, 构建分层次评估结构, 具体见图 1. 根据雷达反隐身性能指标结合“指标分解法”可将其分为距离指标、技术指标、防空能力指标, 单项性能指标具体包括雷达的平均功率、天线增益、工作波段和探测概率等.

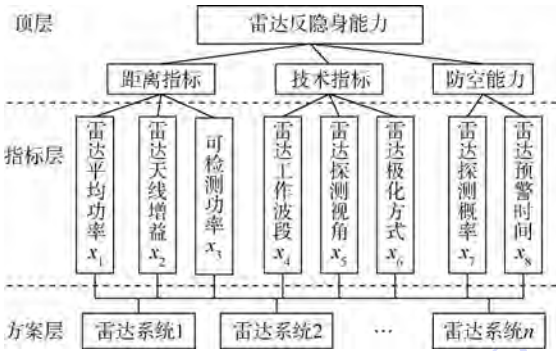


图 1 雷达反隐身性能评估指标体系

Fig. 1 Indexes of radar anti-stealth performance evaluation system

1.2 指标的分析与计算

1) 距离指标. 该指标是基于改进现有雷达技术设计的. 根据雷达方程及雷达反隐身基本原理可知, 为克服隐身目标雷达散射截面积 (Radar Cross Section, RCS) 减缩引起的探测距离减小现象, 可通过增大平均功率、提高天线增益、降低最小可检测信号功率等方法实现. 平均功率、天线增益、最小可检测信号功率均可通过查询雷达具体参数获得.

2) 技术指标. 该指标是基于现有的雷达反隐身技术手段设计的. 其中, 工作波段是对频域反隐身的体现, 探测视角是对空域反隐身的体现, 极化方式则是对极化域反隐身的体现. 各指标具体计算方法如下:

① 隐身目标主要针对厘米波段雷达, 频段相对单一, 不能实现全频段上的隐身. 研究表明, 采用米波段及 VHF、UHF、HF 等高频段的雷达具有很强的反隐身性能. 因此, 雷达工作波段是雷达反隐身性能的重要评估指标, 其计算公式为^[7]

$$x_4 = \begin{cases} L, S \text{ 等厘米波} \\ (1200/f)^2(\sigma + 8) \text{ 米波与 VHF、UHF、HF 等高频波} \end{cases} \quad (1)$$

式中: σ 为目标在 L、S 等厘米波段下的 RCS; f 为脉冲频率.

② 目前隐身目标还不能做到全空域隐身, 雷

达只要避开隐身目标 RCS 明显减缩的方向, 从其他角度对其进行照射, 就能保持原有距离上对隐身目标的探测能力. 因此不同的雷达探测角度使雷达具有不同的反隐身性能, 如空基雷达、机载雷达、双(多)基地雷达等通过俯视、侧视、后视等角度就能大大提高探测能力. 定义指标计算式为^[8]

$$x_5 = \begin{cases} 1 & \text{不是空基雷达} \\ 3 & \text{多基地雷达} \\ 5 & \text{机载空基雷达} \end{cases} \quad (2)$$

③ 隐身飞行器 RCS 值的大小与雷达波的极化方向有密切的关系, 通过改变极化方向、强度等方法, 能使隐身目标的 RCS 达到其最大值, 进而抑制目标 RCS 值的缩小^[9]. 定义该指标的度量值为

$$x_6 = \begin{cases} 1 & \text{单极化} \\ 3 & \text{多极化或极化增强等} \end{cases} \quad (3)$$

3) 防空能力. 任何雷达系统都是防空系统的一部分, 能为防空武器系统提供目标的位置、方位等信息^[10]. 因此, 系统本身防空性能的好坏直接关系到雷达的反隐身作战性能. 而探测概率、预警时间是雷达防空能力的重要体现, 其中, 探测概率可查询相关数据获得, 预警时间计算方法如下.

预警时间分析示意图如图 2 所示, 假设某雷达的探测范围为 O_1 , 被保护目标的位置为 O , 隐身目标 O_2 朝向 O 的水平航迹投影为 OO_2 , 隐身目标速度为 v , 则可根据航迹投影与探测范围交点 F 至被保护目标的距离 l 定义预警时间为

$$x_8 = t = \frac{l}{v} \quad (4)$$

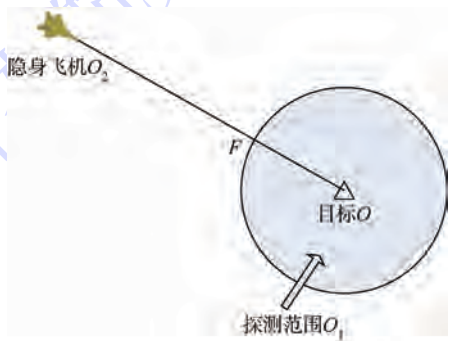


图 2 预警时间分析示意图

Fig. 2 Schematic of warning time analysis

2 雷达反隐身性能评估模型

证据理论是用数学方法处理不完全、不精确、不肯定信息的融合算法. 其中, 识别框架是整个判断的标准, 基本概率分布是融合的基础, 合成规则是判断过程, 信任函数和似然函数是支持力度区间的上下限^[11]. 因此, 引入证据理论对各指标原

始数据进行合成运算,以效用区间为比较对象,在克服专家评估不确定性、证据冲突等因素影响下,能有效实现雷达反隐身性能的客观评估。

2.1 证据融合理论分析

定义1 识别框架 Θ 上的基本可信度分配函数: $m: 2^\Theta \rightarrow [0, 1]$, 满足 $m(\emptyset) = 0$, $\sum_{A \in \Theta} m(A) = 1$. 对于 Θ 上的 n 个证据源导出的可信度分配函数 $m_1, m_2, \dots, m_n$. 其融合规则为

$$m(A) = \frac{\sum_{\cap A_i = A} \prod_{i=1}^n m_i(A_i)}{1 - \sum_{\cap A_i = \emptyset} \prod_{i=1}^n m_i(A_i)} = \frac{\sum_{\cap A_i = A} \prod_{i=1}^n m_i(A_i)}{\sum_{\cap A_i \neq \emptyset} \prod_{i=1}^n m_i(A_i)} \quad (5)$$

对于定义1,当各组证据源的重要性或置信度不同时,组合规则提供的结果可能与客观情况不符,即出现证据冲突现象.而通过对重要性较弱因素的规范化处理能减少证据之间的冲突.文献[12-13]根据经验或距离算法对证据源的权重进行重新赋值,得出了较为合理的融合结果,但这种方法依赖主观经验且分析不全面,缺乏对原始数据的客观、整体分析.为改善证据源信度,给出改进算法:

1) 确定初始可信度分配函数 $m_i(A_1), m_i(A_2), \dots, m_i(A_j), m_i(A_j)$ 为第 i 个证据对于命题 A_j 的基本可信度分配.为便于评估,取 $i = 1, 2, \dots, M, j = 1, 2, \dots, N, M$ 为第1层指标总数, N 为方案层样本总数.

2) 利用熵权法求取指标客观权重 λ_i .熵权是体现证据内部相对激烈程度的系数,是对证据源重要性的客观度量.根据熵的定义,第 i 个证据源的熵为

$$H_i = -\frac{1}{\ln N} \sum_{j=1}^N p_i(A_j) \ln p_i(A_j) \quad (6)$$

式中:

$$p_i(A_j) = \frac{m_i(A_j) + 10^{-4}}{\sum_{j=1}^N [m_i(A_j) + 10^{-4}]} \quad (7)$$

其中: $p_i(A_j)$ 为 $m_i(A_j)$ 的概率; 10^{-4} 是对 $m_i(A_j)$ 的修正,反映了证据源经过标准化处理后的精确位数,既能保证 $\ln p_i(A_j)$ 具有数学意义,又使 $m_i(A_j)$ 对熵值 H_i 的影响被控制在合理范围之内.

定义熵权公式为

$$\lambda_i = \frac{1 - H_i}{\sum_{i=1}^M (1 - H_i)} \quad (8)$$

3) 利用欧式距离确定证据源受支持系数 ξ_i .

根据欧式距离定义,证据 m_i 与 m_k 的距离为

$$d_{ik} = \sqrt{\sum_{j=1, i \neq k}^N [m_i(A_j) - m_k(A_j)]^2} \quad (9)$$

定义2 证据 m_i 与其他证据的平均距离为

$$d_i = \frac{1}{M-1} \sum_{k=1, k \neq i}^M d_{ik} \quad (10)$$

由定义2可知,证据源的平均距离越大,证据源相对于其他证据的重要性越弱,即受支持度越低;反之,证据源相对于其他证据的重要性越强,即受支持度越高.因此,可定义证据源的受支持系数为

$$\xi_i = \frac{W_i}{\sum_i W_i} \quad (11)$$

式中: $W_i = 1/d_i$.

4) 确定可信度因子 ω_i .可信度因子是改善证据源信度的基础,是证据源内部相对稳定程度和某证据相对于其余证据重要程度的综合反映,即证据源熵权和受支持系数的综合反映.不妨设 $\omega_i = f(\lambda_i, \xi_i)$, 则函数满足:

① 证据不能被否定,即 $0 < f(\lambda_i, \xi_i) \leq 1$.

② 当 λ_i (或 ξ_i) 不变时, $f(\lambda_i, \xi_i)$ 是 ξ_i (或 λ_i) 的单调递增函数,且 ξ_i (或 λ_i) 较大时, $f(\lambda_i, \xi_i)$ 变化缓慢,反之,变化较快.

因此,函数 $f(\lambda_i, \xi_i)$ 应为二元对数变化函数,根据归一化原理和对数函数基本定义可设

$$f(\lambda_i, \xi_i) =$$

$$\alpha_1 \ln(b_1 \lambda_i + 1)^{a_1} + \alpha_2 \ln(b_2 \xi_i + 1)^{a_2} \quad (12)$$

式中: α_1, α_2 为比例系数; a_1, a_2, b_1, b_2 为常数,且函数满足:

$$\begin{cases} \alpha_1 + \alpha_2 = 1 \\ f(1, 0) = \alpha_1 \ln(b_1 + 1)^{a_1} = \alpha_1 \\ f(0, 1) = \alpha_2 \ln(b_2 + 1)^{a_2} = \alpha_2 \\ f(1, 1) = 1 \end{cases}$$

分析函数可知: α_1, α_2 反映了 λ_i, ξ_i 的相对重要程度; a_1, b_1, a_2, b_2 反映了 λ_i, ξ_i 的收敛速度.图3给出了可信度因子变化趋势,其中 $\alpha_1 = 0.4$, $\alpha_2 = 0.6$, $a_1 = 1/\ln 5$, $b_1 = 4$, $a_2 = 1/\ln 6$, $b_2 = 5$.

5) 修正可信度分配函数.设修正后的可信度分配函数为 $m'_i(A_j)$.利用可信度因子 w_i 对 $m_i(A_j)$ 进行修正,同时增加其不确定度 $m'_i(\Theta)$:

$$\begin{cases} m'_i(A_j) = \omega_i \cdot m_i(A_j) \\ m'_i(\Theta) = 1 - \sum_{j=1}^N \omega_i \cdot m_i(A_j) \end{cases} \quad (13)$$

6) 用式(5)对修正后的证据进行合成运算.

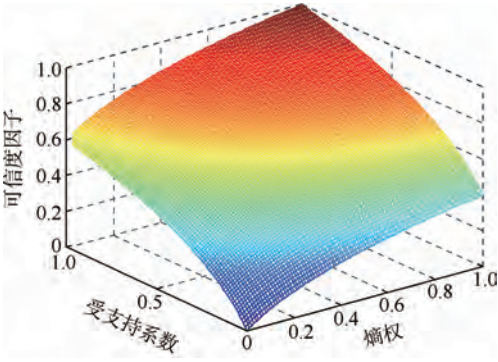


图3 可信度因子变化趋势
Fig.3 Trend of credibility factor

2.2 雷达反隐身性能评估步骤

基于证据融合的雷达反隐身性能评估流程如图4所示.



图4 雷达反隐身性能评估流程
Fig.4 Flow chart of radar anti-stealth performance evaluation

步骤1 求解初始可信度分配函数. 设样本序列为 $X_i(j) = \{x_i(j)\}$, $x_i(j)$ 为雷达反隐身性能评估的第 j 部雷达的第 i 个指标的实际统计值. 以各指标的最优值和最劣值构成样本的正、负参考向量, 定义为

$$\begin{cases} \mathbf{X}^+(j) = (\max_i x_i(1), \max_i x_i(2), \dots, \max_i x_i(N)) \\ \mathbf{X}^-(j) = (\min_i x_i(1), \min_i x_i(2), \dots, \min_i x_i(N)) \end{cases} \quad (14)$$

取参考向量为 $\Delta \mathbf{X}(j) = \mathbf{X}^+(j) - \mathbf{X}^-(j)$, 决策向量为 $\Delta \mathbf{X}_i(j) = \mathbf{X}_i(j) - \mathbf{X}^-(j)$. 决策向量投影图如图5所示, 根据投影原理, 计算各决策向量相对于参考向量的投影角为

$$\theta_i = \arccos \frac{\Delta \mathbf{X}_i(j) \cdot \Delta \mathbf{X}(j)}{\|\Delta \mathbf{X}_i(j)\| \cdot \|\Delta \mathbf{X}(j)\|} \quad (15)$$

将各指标进行归一化可得可信度分配函数为

$$m_i(A_j) = \frac{\Delta x_i(j) \cos \theta_i + 10^{-4}}{\sum_{j=1}^N [\Delta x_i(j) \cos \theta_i + 10^{-4}]} \quad (16)$$

式中: 10^{-4} 是对 $\Delta x_i(j) \cos \theta_i$ 的修正, 反映了归一化处理后的精确位数, 避免了部分证据源初始可信度分配函数为 0 的现象.

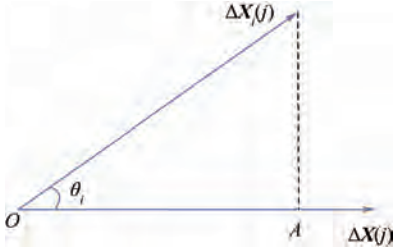


图5 决策向量投影图
Fig.5 Projection drawing of decision vector

步骤2 证据合成. 利用证据融合改进算法求解各证据联合作用下的可信度分配函数 $m'(A_j)$ 和不确定性描述 $m'(\Theta)$.

步骤3 效用区间比较. 由证据理论可知, 信度函数 (belief functions) $B(A_j)$ 反映了证据支持方案 A_j 的信度总和, 似真函数 (plausibility functions) $P(A_j)$ 反映了证据不可否定方案 A_j 的信度总和^[14]. 两者共同构成方案 A_j 的效用区间 $[B(A_j), P(A_j)]$. 其中:

$$\begin{cases} B(A_j) = \sum_{C \subseteq A_j} m'(C) \\ P(A_j) = \sum_{C \cap A_j \neq \emptyset} m'(C) \end{cases} \quad (17)$$

根据效用理论, 方案 A_j 优于方案 A_k 的偏好度为

$$P(A_j > A_k) = \frac{\max[0, P(A_j) - B(A_k)] - \max[0, B(A_j) - P(A_k)]}{[P(A_j) - B(A_j)] + [P(A_k) - B(A_k)]} \quad (18)$$

根据式(18), 若 $P(A_j > A_k) > 0.5$, 方案 A_j 优于方案 A_k , 即 $A_j > A_k$; 若 $P(A_j > A_k) = 0.5$, 方案 A_j 与 A_k 重要程度没有差别, 即 $A_j = A_k$; 若 $P(A_j > A_k) < 0.5$, 则方案 A_k 优于方案 A_j , 即 $A_j < A_k$.

步骤4 分析检验评估结果, 得出评估结论.

3 算例分析

根据雷达反隐身能力评估指标体系, 给出不同类型体制雷达的具体参数, 如表1所示^[15]. 根据式(1)~式(4)、式(6)~式(16)求取相应的可信度因子 ω_i 、不确定度 $m'_i(\Theta)$ 及改进可信度分配函数 $m'_i(A_j)$, 可信度因子与改进的可信度分配函数如表2所示. 根据式(5)、式(17)、式(18)求取各雷达可信度函数 $m'(A_j)$ 及效用区间, 如表3所示. 其中, 参数取值与图3分析假定一致. 为验证改进算法性能, 分别采用传统证据融合理论、文献

[12]融合算法以及本文改进的证据理论进行证据融合,结果如表4所示.

表1 雷达具体参数^[15]
Table 1 Radar parameters^[15]

雷达	平均功率/kW	天线增益/dB	灵敏度/dBm	工作波段	探测模式	极化方式	探测概率	最大作用距离/km
1	6	40	-150	S	机载	多极化	0.60	45
2	5	35	-130	S	非空基	单极化	0.80	40
3	10	38	-128	L	多基地	强极化	0.65	50
4	0.05	24	-125	VHF	机载	多极化	0.56	53

注:设预警距离为雷达的最大作用距离,目标速度为1 000 km/h,脉冲频率为1 000 Hz,目标在L、S波段下的RCS为0.1 m².

表2 可信度因子与改进的可信度分配函数
Table 2 Credibility factor and improved BPA

指标	雷达1	雷达2	雷达3	雷达4	不确定度	可信度因子
x_1	0.028 4	0.172 8	0.059 8	0	0.739 0	0.261 0
x_2	0.078 8	0	0.147 7	0.009 8	0.763 8	0.236 2
x_3	0.073 3	0.066 9	0.103 0	0	0.756 9	0.243 1
x_4	0.184 5	0.101 2	0	0	0.714 3	0.285 7
x_5	0.096 3	0.097 7	0.075 2	0	0.730 9	0.269 1
x_6	0.117 9	0.111 0	0.047 3	0	0.723 8	0.276 2
x_7	0.037 7	0.152 9	0.070 6	0	0.738 8	0.261 2
x_8	0.112 9	0.114 6	0	0.028 0	0.744 6	0.255 4

注:表2中 $x_1 \sim x_8$ 分别对应图1中雷达反隐身性能评估指标 $x_1 \sim x_8$.

表3 可信度函数及效用区间
Table 3 BPA and utility interval

雷达	可信度分配函数值	效用区间	融合算法总不确定度
1	0.289 3	[0.289 3,0.480 2]	0.190 9
2	0.341 5	[0.341 5,0.532 4]	
3	0.168 8	[0.168 8,0.359 7]	
4	0.009 5	[0.009 5,0.200 4]	

表4 不同融合算法融合结论
Table 4 Conclusions of different fusion algorithms

方法	可信度分配函数值				不确定度
	雷达1	雷达2	雷达3	雷达4	
传统方法	0.971 6	0.028 4	0	0	0
文献[12]方法	0.591 7	0.408 0	0.000 2	8.82×10^{-14}	1.56×10^{-15}
本文方法	0.289 3	0.341 5	0.168 8	0.009 5	0.190 9

分析表1~表4可得出如下结论:

1) 可信度因子是对指标重要程度的综合反映,是熵权和受支持系数的函数,其大小与指标数相关.由于指标数较多,各指标熵权和受支持系数相对较小,而采用可信度因子能很好地实现参数放大,且能确定某一指标对于总评估结果的贡献程度和不确定程度,进而客观地解决了指标统计过程中的数据模糊问题.如表2中,雷达各指标的可信度因子均大于熵权值和受支持系数,且相差不大,均在0.25左右,说明了各指标重要程度相当,这也从侧面反映了指标的选择及其计算方法较为合理.

2) 根据表3和式(18)可综合排出各雷达反隐身能力优劣顺序为:雷达2>雷达1>雷达3>雷达4.分析实际统计数据可知,该结论与实际情况相符.

3) 如表4所示,在存在证据冲突的情况下,采用传统证据融合算法所得结果为 $m'(A_1)=0.9716, m'(A_2)=0.0284$,其余约为0,这既与实际情况不符,也不能反映各雷达的反隐身性能,说明了证据冲突情况下传统证据融合算法具有很大的局限性.

文献[12]融合方法所得结果与传统算法类似,雷达1、2融合结果较大,雷达3、4融合结果和不确定度较小,无法说明各雷达的反隐身性能.这是由于该方法只是建立了可信度因子与欧式距离的函数关系,当指标较多时,所得归一化欧式距离相对较小,其可信度因子值势必较大(0.98左右),在重新计算可信度分配函数时,就会加剧证据的冲突,无法实现对证据源可信度和不确定度

的综合衡量.因此该融合算法仅适用于证据源较少的证据融合.

运用本文方法所得结果清晰可靠,雷达 1、2 可信度分配函数值差距不大(0.05 左右),雷达 3 适中,雷达 4 较小(0.0095),不确定度为 0.1909,相对较低,可客观衡量雷达的反隐身性能.

综上所述,本文所提出的证据融合算法综合性好、准确性高、可靠性强.

4) 单一指标的不确定度反映的是该指标对于综合评估的局限性,其值一般较大.融合后所得不确定度是对指标完备性、综合性的反映,其值一般较小.由表 2、表 4 可知,单一指标的不确定度一般在 0.75 左右,而融合后的不确定度为 0.19.由此说明了本文改进算法的可行性和准确性.

4 结束语

定量评估雷达反隐身性能对雷达的论证设计、定型验收、实践应用等方面具有极其重要的意义.结合雷达反隐身性能评估指标体系建立了基于证据理论的性能评估模型,从而实现了多因素、多方案、多层次的综合评估;通过改进证据融合算法,克服了证据冲突、主观性强等现象,有效提高了证据的可信度.且该方法计算简单,能客观地对不同类型的指标进行综合评估,仿真结果说明了该方法的可行性和有效性.但在应用中还需注意以下两个问题:一是评估指标的选择应结合实际电磁环境决定,确保指标的实效性;二是评估问题必须同典型战场环境相结合,确保评估的应用性.

参考文献 (References)

- [1] 曹丽梅,王瑛.雷达隐身与反隐身技术发展综述[J].现代导航,2012,6(3):215-218.
Cao L M, Wang Y. Overview on development of radar stealth and anti-stealth technologies of radar[J]. Modern Navigation, 2012, 6(3):215-218 (in Chinese).
- [2] 唐政,孙超,刘宗伟,等.基于灰色层次分析法的水声对抗系统性能评估[J].兵工学报,2012,33(4):432-436.
Tang Z, Sun C, Liu Z W, et al. Research on efficiency evaluation for underwater acoustic countermeasure system based on grey hierarchy analysis[J]. Aata Armamentarii, 2012, 33(4):432-436 (in Chinese).
- [3] 齐照辉,刘雪梅,梁伟,等.基于分层赋权的导弹防御性能模糊评估方法[J].系统工程理论与实践,2011,31(9):1811-1815.
Qi Z H, Liu X M, Liang W, et al. Fuzzy evaluation approach to missile defense effectiveness based on layered weight coefficients[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2011, 31(9):1811-1815 (in Chinese).
- [4] Gong S F, Long W J, Huang H, et al. Polyphase orthogonal sequences design for opportunistic array radar via HGA[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(1):60-67.
- [5] 吴瑕,周焰,杨龙坡,等.基于聚类分析与几何的目标特征敏感性评估算法[J].控制与决策,2012,27(6):914-917.
Wu X, Zhou Y, Yang L P, et al. Target feature sensitivity evaluation method based on clustering analysis and geometry[J]. Control and Decision, 2012, 27(6):914-917 (in Chinese).
- [6] Lei Y G, He Z J, Zi Y Y. A new approach to intelligent fault diagnosis of rotating machinery[J]. Expert Systems with Applications, 2008, 35(4):1593-1600.
- [7] 姜志敏,刘婕.基于探测范围的雷达网反隐身能力评估方法[J].空军雷达学院学报,2010,24(2):115-118.
Jiang Z M, Liu J. Method for anti-stealth capability evaluation of radar net based on detection range[J]. Journal of Air Force Radar Academy, 2010, 24(2):115-118 (in Chinese).
- [8] 陈永光,李修和,沈阳.组网雷达作战能力分析与评估[M].北京:国防工业出版社,2006:53-56.
Chen Y G, Li X H, Shen Y. Radar network analysis and evaluation of operational capability[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006:53-56 (in Chinese).
- [9] 李金梁,李永祯,王雪松.米波极化雷达的反隐身研究[J].雷达科学与技术,2005,3(6):321-326.
Li J L, Li Y Z, Wang X S. Study on anti-stealth with meter-band polari metric radar[J]. Radar Science and Technology, 2005, 3(6):321-326 (in Chinese).
- [10] 美林 I·斯科尼克.雷达系统导论[M].北京:电子工业出版社,2010:42-55.
Merrill I S. Introduction to radar systems[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010:42-55 (in Chinese).
- [11] 孙锐.基于 D-S 证据理论的信息融合及在可靠性数据处理中的应用研究[D].成都:电子科技大学,2011.
Sun R. Research on D-S evidence theory based information fusion and its application in reliability data processing[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011 (in Chinese).
- [12] 李巍华,张盛刚.基于改进证据理论及多神经网络融合故障分类[J].机械工程学,2010,46(9):93-99.
Li W H, Zhang S G. Fault classification based on improved evidence theory and multiple neural network fusion[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(9):93-99 (in Chinese).
- [13] 孟光磊,龚光红.证据源权重的计算及其在证据融合中的应用[J].北京航空航天大学学报,2010,36(11):1365-1368.
Meng G L, Gong G H. Weight coefficients calculation for evidence sources and its application in evidences fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11):1365-1368 (in Chinese).
- [14] 曹一家,姚欢,黄小庆,等.基于 D-S 证据理论的变电站通信系统信息安全评估[J].电力自动化设备,2011,31(6):1-5.
Cao Y J, Yao H, Huang X Q, et al. Security evaluation of substation communication system based on D-S theory[J]. Electric Power Automation Equipment, 2011, 31(6):1-5 (in Chinese).
- [15] 潘超.雷达抗干扰性能评估准则与方法研究[D].成都:电

子科技大学,2006.
Pan C. Principles and method of radar ECCM effectiveness eval-

uation [D]. Chengdu: University of Electronic Science and
Technology of China,2006 (in Chinese).

Evaluation method for radar anti-stealth performance based on
evidence fusion

SHI Junpeng, HU Guoping* , WANG Xin

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aiming at the phenomenon of complicated process and imperfect algorithm in the evaluation of radar anti-stealth performance, a new method for the evaluation based on improved evidence theory was presented. Firstly, to overcome the shortcomings of strong subjectivity and weak correlation, the credibility assignment function was corrected in real time according to the relationship among credibility factor, entropy weight and supported coefficient, which is based on the objective analysis of entropy theory and Euclidean distance. Secondly, combined with the multi-hierarchy indexes of radar anti-stealth performance, the rank order of whole radars anti-stealth performance on utility interval was attained. At last, an objective and accurate assessment results were obtained. The analysis of theory and simulation proved that, in contrast to other fusion algorithm, the improved fusion algorithm had better ability of assessment and better robustness.

Key words: radar anti-stealth; evidence theory; credibility factor; multi-hierarchy indexes; utility interval

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0403

空间磁场环境模拟线圈驱动恒流源设计

张鹏飞, 齐铂金, 郑敏信*, 张伟

(北京航空航天大学 机械工程与自动化学院, 北京 100191)



摘 要: 针对空间磁场环境模拟线圈磁感应强度 $0 \sim 20$ Gs 连续可调, 磁场稳定度优于 1% 的要求, 采用前级电压源与后级电流源串联的主电路拓扑结构, 结合电压双闭环控制和电流闭环负反馈控制的方法, 实现了稳定的电流输出, 减小了功率金属-氧化物半导体场效应晶体管 (MOSFET) 的功耗, 提高了恒流源的效率. 测试结果表明: 恒流源输出电流 $0 \sim 10$ A 连续可调, 霍姆赫兹线圈中心磁感应强度能达到 20 Gs 的设计要求, 电流稳定度优于 0.1% , 磁场稳定度优于 1% .

关 键 词: 霍姆赫兹线圈; 恒流源; 功率金属-氧化物半导体场效应晶体管 (MOSFET); 比例积分微分 (PID) 控制; 磁感应强度

中图分类号: V19; TM937.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1102-06

为提高航天产品空间应用在轨可靠性和寿命, 促进国产宇航元器件和材料空间应用品质的提升, 模拟航天产品在轨的外太空空间环境意义重大^[1]. 电磁场是诱发航天产品在轨故障的主要原因之一. 为了获得均匀的电磁场, 通常采用霍姆赫兹线圈来产生电磁场^[2]. 其驱动电源可采用恒压源或恒流源, 由于模拟空间电磁场环境的稳定度要求较高 (优于 1%), 若采用恒压源驱动霍姆赫兹线圈, 线圈发热会引起其阻值改变, 使得线圈的电流也随之变化, 从而导致电磁场不稳定; 若采用恒流源驱动霍姆赫兹线圈, 则可以避免线圈电阻变化引起的励磁电流变化, 从而产生稳定的电磁场^[3].

恒流源作为稳定电源的一个分支, 按功率器件的工作状态不同, 可分为开关型恒流源和线性恒流源. 开关型恒流源效率较高, 但高频噪声大, 输出纹波较大; 线性恒流源输出电流稳定, 电路简单可靠, 但其效率较低^[4]. 考虑到电磁场对稳定度要求较高, 本文采用线性恒流源驱动霍姆赫兹线圈^[5-6].

针对模拟线圈磁感应强度 $0 \sim 20$ Gs 连续可调, 磁场稳定度优于 1% 的要求, 采用前级电压源与后级电流源串联的主电路拓扑结构, 结合电压闭环控制和电流闭环负反馈控制的方法, 实现了稳定的恒流输出. 其中, 电压源采用适合中小功率的半桥逆变结构, 电流源采用功率金属-氧化物半导体场效应晶体管 (Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor, MOSFET), 并使其工作在线性放大区, 以实现高精度恒流输出. 为了减小功率 MOSFET 的损耗, 采用 MOSFET 漏源极电压闭环负反馈调节电压源的输出电压, 不仅实现了稳定电压的输出, 而且使输出电压随负载电流改变, 始终将 MOSFET 的漏源电压保持在较低的电压, 提高了恒流源的效率.

1 恒流源的构成

为了提高电流控制精度, 恒流源采用前级电压源与后级电流源串联的主电路拓扑结构. 其中, 电

收稿日期: 2014-07-03; 录用日期: 2014-10-11; 网络出版时间: 2014-10-30 11:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0403.html

基金项目: 北京航空航天大学基本科研业务费 (YWF-14-JXXY-012)

作者简介: 张鹏飞 (1988—), 男, 山西河津人, 硕士研究生, zhangpengfeigrx@163.com

* 通讯作者: 郑敏信 (1978—), 男, 山西原平人, 实验师, zhminxin@buaa.edu.cn, 主要研究方向为机电过程控制及自动化和新能源技术.

引用格式: 张鹏飞, 齐铂金, 郑敏信, 等. 空间磁场环境模拟线圈驱动恒流源设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1102-1107. Zhang P F, Qi B J, Zheng M X, et al. Design of constant current source to drive analog coil of space magnetic environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1102-1107 (in Chinese).

压源输出电压为 0 ~ 50 V 连续可调,恒流源输出电流为 0 ~ 10 A 连续可调,其基本构成如图 1 所示。

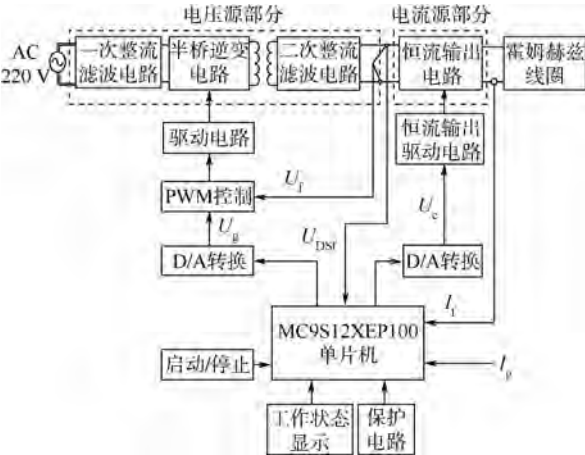


图 1 恒流源的基本构成

Fig.1 Basic composition of constant current source

在图 1 中,220 V/50 Hz 交流电经一次整流滤波电路、半桥逆变电路、降压变压器和二次整流滤波电路后转换成直流输出,输出电压 0 ~ 50 V 连续可调.电压源的输出再输入到电流源电路进行线性调节,获得稳定的电流输出;恒流输出电路再连接到霍姆赫兹线圈,从而在线圈内部得到均匀分布的电磁场.图 1 中, U_f 为电压源输出电压反馈信号, U_g 为电压源输出电压的调节值, U_{dsf} 为功率 MOSFET 的漏源电压降反馈信号, U_c 为恒流输出驱动电路控制信号, I_f 为采集的输出电流反馈信号, I_g 为电流给定值.所设计的霍姆赫兹线圈由一对匝数、边长、高度和厚度相同的共轴平行放置的正方形线圈组成,单个线圈的外形长宽均匀 384 mm,高度为 150 mm,匝数为 150 匝,厚度约为 4 mm,线圈阻值 $R_L = 2.5 \Omega$.

控制电路采用 MC9S12XEP100 单片机,结合 PWM 控制芯片 SG3525A,实现了恒压恒流控制.其中,电压源采用双闭环控制方法,内环为电压源

输出电压负反馈调节电路,实现恒压输出,外环采用功率 MOSFET 的漏源电压闭环调节电压源输出,将 MOSFET 的漏源电压控制在 25 V 左右,从而降低 MOSFET 线性电流源的功耗;电流源采用电流闭环负反馈控制方式来实现恒定电流输出。

2 恒流源主电路拓扑

2.1 电压源主电路拓扑

电压源主电路拓扑结构采用中小功率的半桥逆变结构^[7-8],如图 2 所示。

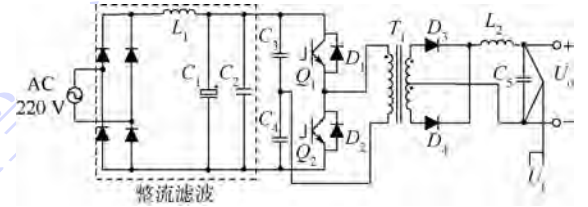


图 2 电压源主电路拓扑

Fig.2 Main circuit topology of voltage source

在图 2 中,AC220V 交流电经全桥整流滤波后转换成 310 V 的直流电,再经由电容 C_3 、 C_4 、功率开关管 Q_1 和 Q_2 组成的半桥逆变电路转换成 20 kHz 的交流方波,通过高频变压器降压耦合至输出全波整流滤波电路转换成可控的电压,输出电压 U_o 为 0 ~ 50 V 连续可调。

2.2 MOSFET 线性电流源工作原理

针对磁场线圈驱动电流高稳定度的要求,采用 MOSFET 作为线性电流源的功率器件,并使其工作在线性放大区来实现稳定的恒流输出。

一般的功率 MOSFET 有 3 个工作区域,即饱和区、截止区和线性放大区.在线性放大区,当漏源极电压 U_{ds} 一定时,漏极电流 I_D 跟栅源极电压 U_{GS} 在一定的电压区域内呈线性关系^[9-10],如图 3 所示.本文所设计的电流输出控制电路正是基于功率 MOSFET 的这种特性来实现高稳定度恒流输出的。

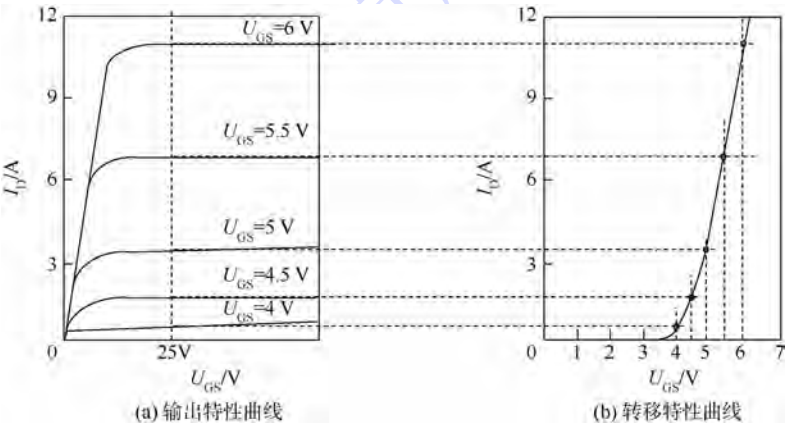


图 3 2SK1217 功率 MOSFET 的特性曲线

Fig.3 Characteristic curves of 2SK1217 power MOSFET

功率 MOSFET 选用 FUJI 公司生产的 N-沟道功率 MOSFET 管 2SK1217 作为线性恒流源的功率器件,2SK1217 的最大漏极电流为 8 A,漏源极之间最大电压为 900 V. 如图 3 (b) 所示,当 $0.5\text{ A} \leq I_D \leq 10\text{ A}$ 时,2SK1217 具有非常好的线性度.

2.3 电流源主电路拓扑

MOSFET 线性电流源主电路拓扑如图 4 所示.

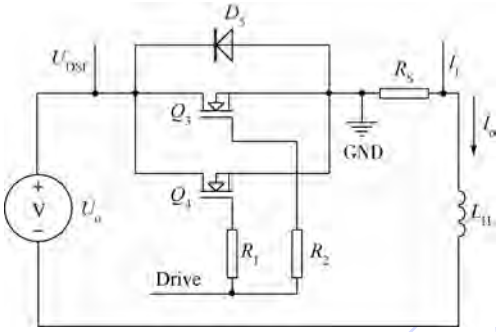


图 4 电流源主电路拓扑

Fig. 4 Main circuit topology of current source

在图 4 中,电压源输出电压 U_0 作为电流源的输入,电流源输出端连接至霍姆赫兹线圈, I_o 为输出电流, R_s 为电流取样精密电阻, L_H 为霍姆赫兹线圈的等效电感. 在电路中, GND 为驱动信号和电流电压采样信号的公共地参考点, Drive 为 MOSFET 的栅极电压驱动信号,工作时,为了提高输出功率,采用 Q_3 、 Q_4 两个功率 MOSFET 并联,并且 Q_3 、 Q_4 工作在线性放大区,输出电流的大小由驱动信号 Drive 的电压幅值控制. 因此,改变驱动电压就可以调节输出电流的大小.

3 控制电路设计

3.1 电压源控制

由于工作在放大区的功率 MOSFET 功耗比工作在正常开关状态下的功耗要大的多,功率 MOSFET 发热比较严重. 电压源控制电路采用双闭环控制方法使 MOSFET 管的漏源电压保持在 25 V 左右,这样即实现了线性恒流输出,又保证了较小的功耗.

电压源双闭环控制的工作原理如图 5 所示.

在图 5 中, $U_{ds\text{g}}$ 是根据 MOSFET 管 2SK1217 的转移特性曲线设定的最小漏源电压,它与实际的 MOSFET 两端的漏源反馈电压 U_{dsf} 一起输入到数字 PID 控制算法构成外环调节,其输出经 D/A 变换后得到电压源输出电压的调节值 U_g , U_g 再与电压源输出电压反馈信号 U_f 一起输入到 PID

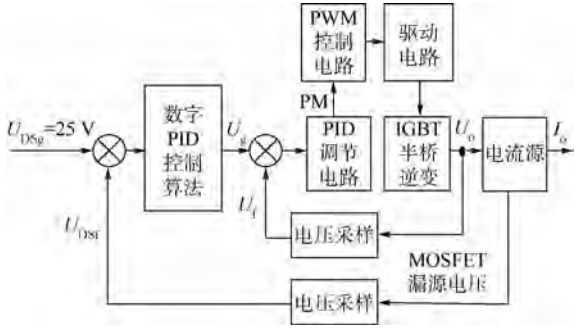


图 5 电压闭环负反馈控制原理框图

Fig. 5 Block diagram of voltage negative feedback loop

电路构成内环调节,其输出连接至 PWM 控制电路,进而改变 PWM 脉冲宽度,从而实现恒定的电压输出,并且使 MOSFET 管的漏源电压始终保持在 25 V 左右.

PWM 控制电路采用 SG3525A 芯片,该芯片能够输出一组相位相差 180° 的 PWM 信号,并且死区时间可调^[11-12]. SG3525 外围电路如图 6 所示.

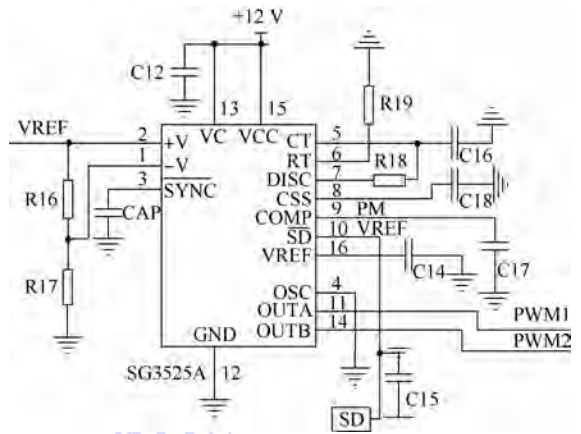


图 6 SG3525 的外围电路

Fig. 6 Peripheral circuits of SG3525

3.2 电流源控制

电流源电路采用电流闭环负反馈控制方法来实现恒定电流输出,其工作原理框图如图 7 所示.

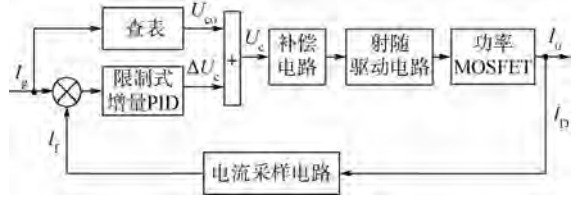


图 7 电流闭环负反馈控制原理框图

Fig. 7 Block diagram of current negative feedback loop

在图 7 中,电流源控制电路以 MC9S12XP100 单片机为核心,根据功率 MOSFET 管 2SK1217 的转移特性曲线预先编制电流 I_g 与驱动电压 U_{gs} 的对应数据表,存入单片机中. 工作时,单片机通过

输入设定值 I_g ,并根据 I_g 计算查表得到驱动电压 U_{co} ;同时, I_g 和 I_i 输入限制式增量 PID 控制算法,其输出为电压调整增量 ΔU_c ;最后,将 U_{co} 和 ΔU_c 进行求和,得到电流输出控制信号 U_c ,再经补偿电路和射随驱动电路连接到功率 MOSFET 的门极驱动,实现输出电流调节.

为了提高系统的响应速度,减小超调,采用了限制式增量比例积分微分(Proportion Integration Differentiation, PID)控制^[13-16],即输出 ΔU_c 为 $-\Delta U_o \leq \Delta U_c \leq \Delta U_o$ (ΔU_o 为一常数),经求和运算后驱动信号 U_c 为 $U_{co} - \Delta U_o \leq U_c \leq U_{co} + \Delta U_o$.

其中,补偿电路和射随驱动电路如图 8 所示.

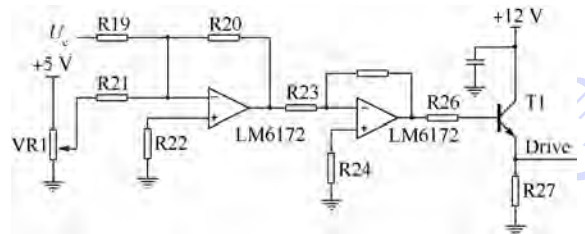


图 8 恒流输出驱动控制电路

Fig. 8 Control circuit of constant current output driver

从图 3 (b) 中可以看出,功率 MOSFET 管 2SK-1217 的电流零点所对应的驱动电压为 3.5 V 左右.因此在图 8 中,+5 V 通过 VR1 分压后与驱动电压 U_c 进行相加,以消除零点.晶体管 T1 为射随放大电路,可以提高驱动电压信号的驱动能力.

4 实验结果

4.1 输出电流稳定度测试

采用 FLUKE 电流钳表测量恒流源的输出电流,设定电流 I_g 为 10 A,每 3 min 测量一次,连续测量 1 h.恒流源输出电流 I_o 实测值如表 1 所示.

表 1 不同时间输出电流值

Table 1 Data of output current at different time

测量时间/min	I_o /A	测量时间/min	I_o /A
3	9.99	33	10.00
6	10.00	36	10.01
9	10.00	39	10.00
12	10.01	42	10.00
15	10.00	45	10.01
18	10.02	48	10.00
21	10.00	51	9.99
24	10.01	54	10.00
27	10.01	57	9.99
30	10.00	60	9.98

根据测得的数据,绘制出实测输出电流曲线,如图 9 所示.

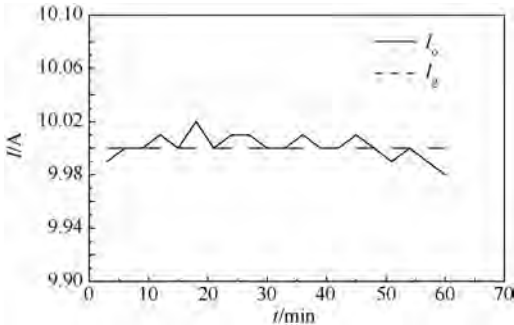


图 9 输出电流数据曲线

Fig. 9 Data curve of output current

电流稳定度是指在某一特定条件下输出电流的相对变化,可用式(1)进行计算:

$$Y_i = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|I_{oi} - I_g|}{I_g} \times 100\% \quad (1)$$

式中: i 为测量次数.将表 1 实测电流数据代入式(1),可计算得 $Y_i = 0.06\% < 0.1\%$,即电流稳定度优于 0.1%.

4.2 模拟线圈磁感应强度测试

测试时,将恒流源的输出连接至霍姆赫兹线圈,调节恒流源的输出电流,每隔 0.5 A 用高斯计测量线圈中心点的磁感应强度,结果如表 2 所示.

表 2 中心点磁感应强度

Table 2 Data of magnetic field intensity in center

电流值/A	磁感应强度/Gs	电流值/A	磁感应强度/Gs
0.5	2.69	3.0	16.37
1.0	5.43	3.5	19.11
1.5	8.11	4.0	21.82
2.0	10.92	4.5	24.55
2.5	13.62	5.0	27.26

从表 2 可以看出,当恒流源输出电流为 4 A 时,线圈中心点的磁感应强度已经达到 21.82 Gs,完全可以满足线圈中心磁感应强度 20 Gs 的设计要求.长时间监测表明,线圈内部各点的磁感应强度波动均小于 0.2 Gs,能够满足磁场稳定度优于 1% 的要求.

5 结 论

1) 采用电压源和电流源串联的主电路拓扑结构,结合电压双闭环控制和电流闭环负反馈控制的方法,实现了稳定的恒流输出,并能可靠地驱动霍姆赫兹线圈,从而得到均匀稳定的电磁场.

2) 电压源控制电路采用内环为电压源输出电压闭环负反馈调节,外环为功率 MOSFET 漏源极电压闭环负反馈调节的双闭环控制方法,不仅实现了稳定电压的输出,而且使输出电压随负载电流改变,始终使 MOSFET 的漏源电压保持在

25 V 左右,减小了功率 MOSFET 的损耗,提高了恒流源的效率。

3) 所设计的恒流源输出电流 0 ~ 10 A 连续可调,霍姆赫兹线圈中心磁感应强度能够达到 20 Gs,电流稳定度优于 0.1%,磁场稳定度优于 1%,满足设计要求。

参考文献 (References)

- [1] 童靖宇. 航天器可靠性与空间特殊环境试验[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(1): 9-18.
Tong J Y. Spacecraft reliability and special environmental testing of space[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22(1): 9-18 (in Chinese).
- [2] Wang J H, Li K. He-McKellar-Wilkins effect in noncommutative space[J]. Chinese Physics Letters, 2007, 24(1): 5-7.
- [3] Tihanyi L. Electromagnetic compatibility in power electronics [M]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 158-164.
- [4] 徐海峰. 高精度数控稳压电源的设计[D]. 济南: 山东大学, 2012.
Xu H F. Design of high-precision digital control regulated power supply[D]. Jinan: Shandong University, 2012 (in Chinese).
- [5] 田俊杰, 董威, 陈静, 等. 基于场效应管的恒流源设计[J]. 中国测试, 2009, 35(1): 118-121.
Tian J J, Dong W, Chen J, et al. Design of constant current power based on FET[J]. China Measurement & Test 2009, 35(1): 118-121 (in Chinese).
- [6] 孙鲲. 一种稳恒磁场产生装置的设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2008.
Sun K. Design of a steady magnetic field generator[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2008 (in Chinese).
- [7] 卫永琴, 高建峰. 一种恒流源电路的巧妙设计[J]. 仪器仪表学报, 2006, 27(8): 1170-1172.
Wei Y Q, GAO J F. Artful design of a constant current source circuit[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2006, 27(8): 1170-1172 (in Chinese).
- [8] Agrawal J P. Power electronic systems: Theory and design[M]. New Jersey: Prentice Hall, Inc., 2001: 125-133.
- [9] 邓木生, 严俊, 廖无限. 一种复合型精密恒流源的设计[J]. 电源技术应用, 2010, 13(10): 42-45.
Deng M S, Yan J, Liao W X. Design of a combined-type and precise constant-current power source[J]. Power Supply Technologies and Applications, 2010, 13(10): 42-45 (in Chinese).
- [10] 陶林伟, 王英民, 雷开卓. 基于微处理器的精密数控恒流源[J]. 电子技术应用, 2007, 33(7): 138-140.
Tao L W, Wang Y M, Lei K Z. Precision numerical control constant current source based on MCU[J]. Application of Electronic Technique, 2007, 33(7): 138-140 (in Chinese).
- [11] 扈宏杰, 尔联洁, 刘强, 等. 基于神经网络自适应稳定 PID 控制方法的研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(2): 153-156.
Hu H J, Er L J, Liu Q, et al. Stable and adaptive PID control based on neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(2): 153-156 (in Chinese).
- [12] 薛小铃. 新型高精度数控恒流源的设计[J]. 闽江学院学报, 2010, 31(5): 29-32.
Xue X L. Design and realization of a new high-precision digital controlled constant current source[J]. Journal of Minjiang University, 2010, 31(5): 29-32 (in Chinese).
- [13] 宋明刚, 樊尚春. 一种高精度温度控制的复合方法及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(5): 560-563.
Song M G, Fan S C. A Combined method of high precision temperature control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(5): 560-563 (in Chinese).
- [14] 张苏红, 黄韬, 王进华, 等. 基于增量式 PID 控制的数控恒流源[J]. 现代电子技术, 2011, 34(20): 190-192.
Zhang S H, Huang T, Wang J H, et al. Numerical control constant-current source based on incremental PID control[J]. Modern Electronic Technology, 2011, 34(20): 190-192 (in Chinese).
- [15] Sanchez E N. Combining fuzzy, PID and regulation control for an autonomous mini-helicopter[J]. Information Sciences, 2007, 177(10): 1999-2022.
- [16] 刘仕钊, 李声晋, 卢刚. 基于 dsPIC30F2020 的全数字式恒流源研制[J]. 测控技术, 2009, 28(8): 65-68.
Liu S Z, Li S J, Lu G. Design of complete digital current power supply based on dsPIC30F3020[J]. Measurement & Control Technology, 2009, 28(8): 65-68 (in Chinese).

Design of constant current source to drive analog coil of space magnetic environment

ZHANG Pengfei, QI Bojin, ZHENG Minxin*, ZHANG Wei

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To reach the requirements that the space environment simulation coil's magnetic induction intensity can continuously adjust from 0 to 20 Gs, and the magnetic field stability can be better than 1%, main circuit topology structure using a voltage source in series with a current source, combined with the voltage double closed loop control and the current closed loop negative feedback control methods, achieved a stable current output, reduced the power consumption of the metal-oxide-semiconductor field-effect transistor (MOS-FET), and improved the efficiency of the constant current source. The test results show that the constant current source output current ranges from 0 to 10 A, Helmholtz coil's center magnetic induction intensity can reach the design requirements of 20 Gs, the current stability is better than 0.1%, and the magnetic field stability is better than 1%.

Key words: Helmholtz coil; constant current source; power metal-oxide-semiconductor field-effect transistor (MOSFET); proportion integration differentiation (PID) control; magnetic induction intensity

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0404

浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析



糜攀攀, 孟军辉, 吕明云*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了兼顾飞艇的气动性能和浮升特性, 充分发挥二者的优势, 并增强可控性, 提出了一种基于 NACA 高升力翼型的组合囊体式混合飞艇气动布局. 采用计算流体力学 (CFD) 方法建立混合飞艇 FLUENT 计算模型, 数值模拟了它在不同速度和迎角下的升阻特性、纵向静稳定性及浮升特性, 并进行了总体性能评估, 最后将其与常规飞艇进行了对比. 结果表明: 该组合囊体飞艇布局具有较好的气动性能和效率, 相同条件下提供的动升力为常规飞艇的 3 倍; 当飞行速度大于 26 m/s 时, 混合飞艇总升力效率开始大于常规飞艇, 能够提供更好的浮升特性. 此外, 相同设计载荷下混合飞艇的外形尺寸更小, 有利于增加有效载荷, 可为低空大型混合飞艇的研发提供参考.

关 键 词: 浮升一体; 混合飞艇; 气动性能; 浮升特性; 总体设计

中图分类号: V274

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1108-09

浮升混合飞艇是一种略重于空气的新型升力体式飞艇, 它将传统静浮力飞艇与其他动升力飞行器优点结合起来, 发挥浮力体和动升力体共同的优势, 从而提高飞艇的气动性能和装载能力, 对于提高飞艇的可操纵性、减小飞艇外形尺寸有着重要的科学研究意义和工程使用价值^[1].

传统飞艇具有外形尺寸大、巡航速度低、抗风能力差、操纵性和可控性较差、保障系统复杂等特点, 为达到其大载重要求, 往往外形尺寸很大, 容易导致蒙皮材料张力超过材料容许的极限, 限制了它的使用^[2-3]. 而浮升混合飞艇采用组合艇囊的高升力布局形式, 在静浮力基础上增加了气动升力, 不仅可以提高升阻比 (可以提供的动升力占总升力的比例为 10% ~ 30%^[4]) 和装载能力, 这样飞艇可以携带更多有效载荷和燃油, 特别适合“点对点”远距离运输、灾区救援、海岛开发、空

中侦察和通信中继等^[5]. 更重要的是增加可控的气动力能够很大程度上提高飞艇的操纵性和可控性^[6], 成为混合飞艇的最突出优点之一. 此外, 这种组合式囊体结构能够有效减小截面曲率, 增加等效截面半径, 从而有效地改善蒙皮材料的受力情况, 降低同等载荷承压能力下的蒙皮质量. 但同时也存在一些缺点, 如囊体外形复杂、制造困难、可靠性不如常规飞艇等.

近几十年来, 国外对浮升混合飞艇的研究已有不少在研型号. 如英国 Advanced Technologies Group 的 Skycat^[7], Worldwide Aeros Corporation 的 Aeroscraft^[8], 美国 Lockheed Martin Corporation 的 P-791 已经完成试飞验证^[9], 并提出混合飞艇具备的几个典型特点: ①飞艇结构不是刚性的, 必须满足浮重比 (Buoyancy Ratio) $B_R \leq 0.9$; ②飞艇外形通过 2 ~ 5 个并排的波瓣子囊体组合而成, 子囊

收稿日期: 2014-07-04; 录用日期: 2014-08-05; 网络出版时间: 2014-09-28 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0404.html

基金项目: 航空科学基金 (2012ZA51009)

作者简介: 糜攀攀 (1989—), 男, 四川达州人, 硕士研究生, BluceMi@163.com

* 通讯作者: 吕明云 (1969—), 男, 湖北公安人, 教授, lv503@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器总体设计、飞行器隐身技术.

引用格式: 糜攀攀, 孟军辉, 吕明云. 浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1108-1116. Mi P P, Meng J H, Lyu M Y. Aerodynamic and overall parameters analysis of buoyancy-lifting hybrid airship [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1108-1116 (in Chinese).

体是基于高升力系数的翼型外形设计的,这种宽的横截面能够产生的动升力为传统飞艇动升力的3倍^[10];③飞艇为了有效着陆和起飞,安装气垫着陆系统(Air Cushion Landing System, ACLS).此外,国内关于艇翼式混合飞艇也有少量研究^[11-13],多数集中于概念设计和方案可行性分析^[14].

参考国外混合飞艇研究,设计了一种基于高升力系数翼型的混合飞艇气动外形,考虑到浮升飞艇的高雷诺数特点,当绕流雷诺数 $Re = 10^6 \sim 10^7$ 时,由于气流速度和边界层的原因,导致现有条件下的风洞试验很难精确模拟和测量这类飞行器的气动性能,而采用数值计算的方法可以得到相对更为准确的结果^[15].故本文采用计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法对其气动性能、浮升特性及总体性能进行了分析,并与常规飞艇进行了对比分析.

1 计算模型

运用 FLUENT 对该新的飞艇气动布局绕流进行了数值模拟,并与常规飞艇布局绕流情况做了比较和分析.飞艇外形概念图如图1所示,采用 ICEM 对飞艇全模型流场进行网格划分,如图2所示.为保证高的仿真精确度,远场条件取特征长度的10倍,并在壁面附近布置15~20层高质量的附面层棱柱网格.假设飞艇飞行高度在1 km左右,速度在30 m/s,为低速不可压流动,采用三维雷诺平均 N-S 方程(Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations, RANS),选取 Coupled 进行压力-速度耦合求解.



图1 混合飞艇概念图

Fig.1 Hybrid airship conceptual configuration



图2 混合飞艇网格划分

Fig.2 Meshing of hybrid airship

连续方程:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (2)$$

式中: x_i 和 x_j ($i=1,2,3; j=1,2,3$) 为三维笛卡尔坐标; u_i, u_j 分别为坐标 i, j 对应的流体流速; ρ 为流体的密度; p 为压力; ν 为流体运动黏度; $\overline{u'_i u'_j}$ 为雷诺应力张量.为使方程组达到封闭,引入 $k-\varepsilon$ 湍流模型,但考虑到标准的 $k-\varepsilon$ 模型不太适合强旋流和曲率较大的弯曲壁面绕流,容易出现失真,故选择 $k-\varepsilon$ 的改进方案 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,它能够很好地模拟边界层及带有分离的流动^[16].此外,在近壁面采用标准壁面函数进行修正,为将第1层附面层网格布置在对数律层,第1层边界层网格高度取为0.5 mm,保证 y^+ 在30~500范围内.

由于 FLUENT 提供的压力远场条件只适合可压流动,对于本文中的不可压流动,计算域的边界条件分为:速度入口、压力出口、壁面边界条件、控制域边界条件.设置操作压力为飞艇巡航海拔高度1 km处压力 $p = 89\,870$ Pa,表压 $p_{\text{gauge}} = 0$.

2 混合飞艇气动及浮升性能分析

2.1 混合飞艇气动性能分析

由于混合飞艇气动布局的特殊性,以及其巡航高度主要在1~3 km空域,巡航速度在30~50 m/s之间,具有低速不可压流动的特点.本文先对其气动布局设计特点及气流流动特点进行分析.该混合飞艇主要是通过3个基于高升力翼型 NACA4415 的囊体组合而成,采用 FLUENT 模拟了飞艇典型巡航状态(速度为30 m/s,迎角取 10°)下囊体对称面及 NACA4415 翼型表面的二维流动状态,获得了它们截面上压力系数分布曲线、流线图及升力系数 C_L 、阻力系数 C_D ,如图3~图6所示.

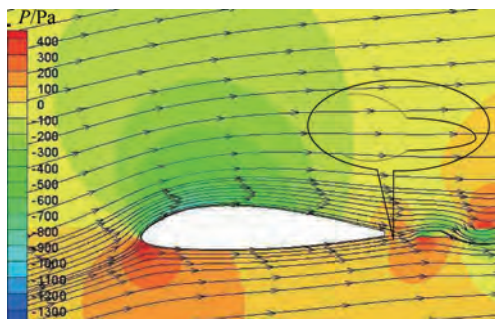


图3 混合飞艇囊体对称面的流线-压力云图

Fig.3 Streamlines-pressure contours on symmetric plane of hybrid airship envelope

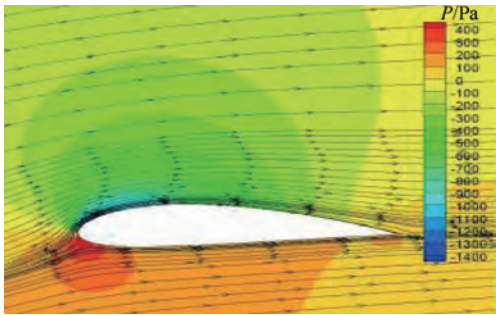


图 4 NACA4415 翼型流线-压力云图

Fig. 4 Stream-pressure contours on NACA4415 airfoil

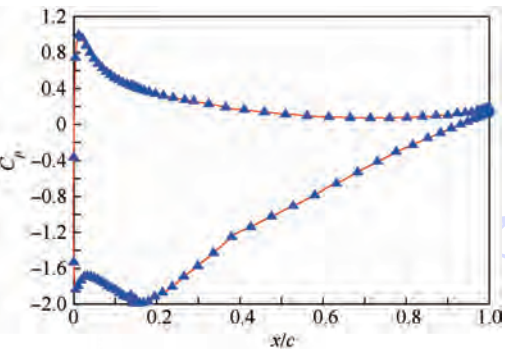


图 5 混合飞艇囊体对称面压力系数分布

Fig. 5 Pressure coefficient distribution on symmetric plane of hybrid airship envelope

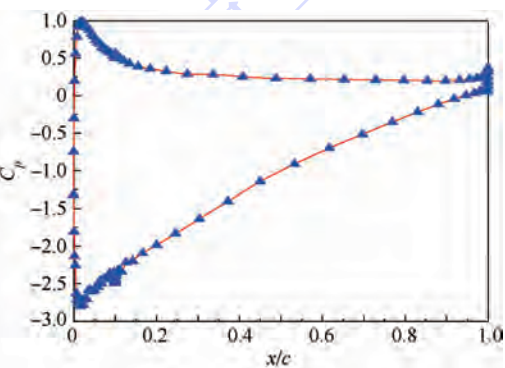


图 6 NACA4415 翼型压力系数分布

Fig. 6 Pressure coefficient distribution on NACA4415 airfoil

由图 3 ~ 图 4 可以看出,囊体对称面几何形状与 NACA4415 翼型非常相似,但考虑到飞艇设计过程中需要综合考虑气动、结构、蒙皮材料、加工工艺等各方面.剖面不可能与翼型完全一样,但从流线上看,二者基本类似,区别在于 NACA4415 翼型前缘半径更大,其下表面高压区在弦向更大,而囊体对称面上负压吸力峰相对更加靠后.此外,由于囊体对称面尾部采取图 3 所示有一定厚度的特殊形状以锥形,而翼型尾部相对较尖,导致二者尾迹流场不同.囊体对称面尾流区存在漩涡,流场相对紊乱,可能对飞艇气动性能有一定影响,造成阻力增加.

囊体对称面和翼型表面压力系数分布如

图 5 ~ 图 6 所示.二者在下表面正的压力峰值及分布很接近,在弦向位置 x/c 为 0.4 以后,压力系数 C_p 分布基本不变,维持在 0.25 左右;在上表面负的压力峰值有所区别, NACA4415 翼型负压峰值更大,压力系数在 -2.75 左右,压力系数沿弦向位置分布回升较快,而飞艇囊体对称面上负压峰值较小,但负的压力系数沿弦向分布并没有从前缘直接回升,而是先经过短暂的下降后,在弦向位置 0.18 左右时开始回升.这样的压力分布,在一定程度上可以延缓上下表面压差沿弦向减小,增大剖面的升力系数,提高飞艇的升阻比.经过 FLUENT 计算得到二者的升力、阻力系数也非常接近.其中囊体对称剖面上的升力、阻力系数分别为 $C_L = 1.2230$ 、 $C_D = 0.0422$;而 NACA4415 翼型升力、阻力系数分别为 $C_L = 1.3274$ 、 $C_D = 0.0393$.

气流在飞艇表面的流动特点决定了飞艇的气动性能,对飞艇的升阻特性非常重要.飞艇的气动阻力分为两种:摩擦阻力和压差阻力.由于飞艇具有很大的蒙皮面积,摩擦阻力成为阻力的主要来源,它跟蒙皮表面粗糙度、气流紊流度、长细比、雷诺数等有关;而压差阻力主要由飞艇表面气流流场情况决定,气流分离,过大的逆压梯度及艇身引起的分离涡、尾涡流等都会引起气动阻力的增加.运用 FLUENT 计算得到飞艇表面流场的流线图,如图 7 ~ 图 8 所示.

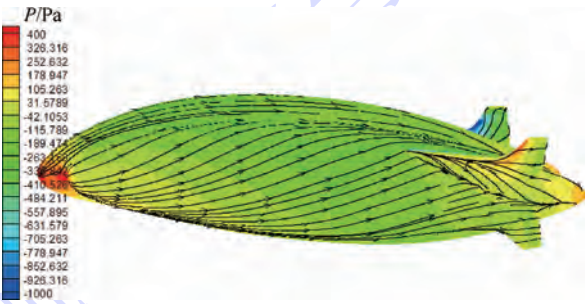
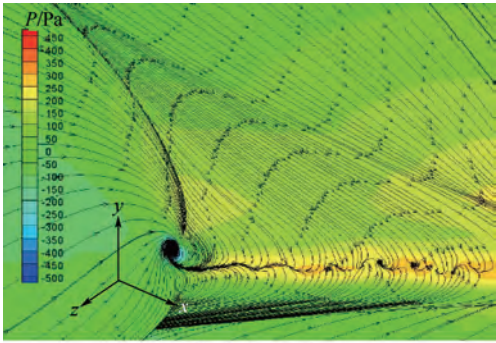


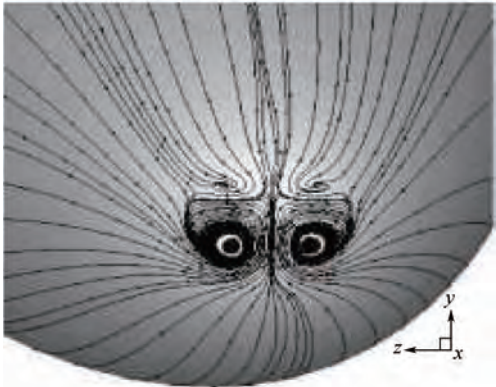
图 7 混合飞艇囊体表面流线

Fig. 7 Streamlines on hybrid airship envelope surface

从图 7 可以看到,在速度不高、较小迎角下,混合飞艇尾翼之前流场均匀分布,流线在囊体表面分布呈现沿囊体轴线的螺旋线,不存在气流分离,有利于减小压差阻力;在尾翼之后,由于囊体与尾翼的相互干扰,流场变得比较紊乱,流体受到很强的逆压梯度作用,在尾翼的侧下方囊体表面出现流动分离线,随着速度增加,分离区将逐渐扩大,分离点将前移,阻力增大.图 8(a)给出了飞艇尾部流场的分布情况,不难看出,囊体的螺旋状流线在囊体尾部汇聚,在飞艇左右两侧出现闭合的气流分离区(由于对称性,图中只显示了一侧),



(a) 混合飞艇尾部流线



(b) 椭球飞艇尾部流线

图 8 飞艇囊体尾部流场

Fig. 8 Stream lines at back of airship envelope

类似于图 8(b) 中椭球体飞艇尾部流线分布^[17], 该分离区是由于流体受到纵向摩擦力和逆压梯度的阻滞而形成的, 同时, 在飞艇上下表面结合面上, 上下表面气流相遇, 形成一排小的尾部漩涡. 在飞艇向前运动的过程中, 这些尾涡和两侧囊体尾部的分离区漩涡一起离开飞艇表面, 形成自由涡. 这些尾涡影响飞艇流场, 引起向后的气动阻力.

通过 FLUENT 模拟了混合飞艇和常规飞艇在巡航高度为 1 km、速度在 30 m/s 时, 迎角 α 在 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 变化范围内的气动系数变化趋势. 为保证可比性, 两飞艇具有相同的体积, 参考面积定义为飞艇囊体体积的 $\frac{2}{3}$ 次幂, 即 $S_{\text{ref}} = V_{\text{hull}}^{\frac{2}{3}}$. 其中的常规飞艇采用的是旋成体囊体加倒“Y”型尾翼布局形式.

图 9 ~ 图 10 给出了混合飞艇和常规飞艇在不同迎角下的升力、阻力系数. 可以看到, 在体积相等的条件下, 混合飞艇和常规飞艇的升力系数 C_L 在给定迎角范围内近似满足线性关系, 且关于 0° 迎角对称. 从大小上看, 混合飞艇的升力线斜率更大, 在同一迎角下, 混合飞艇升力系数近似为常规飞艇的 3 倍, 即相同条件下, 混合飞艇能够提供的动升力为常规飞艇的 3 倍; 但是混合飞艇的失速迎角更小, 在 50° 左右, 而常规飞艇失速迎角在 60° 左右. 此外, 从图 9 可以发现, 混合飞艇零升迎

角略大于 0° , 这是因为考虑囊体布局、飞艇与吊舱布局, 艇体外形与翼型存在一些差异, 弯度存在少量损失, 同时组合囊体之间、艇身与尾翼之间还存在气动干扰. 从图 10 可以发现, 在 $\pm 5^\circ$ 小迎角范围内, 混合飞艇和常规飞艇阻力系数差别不大, 随着迎角增大, 二者的阻力系数差别越来越大, 这是由于大迎角下混合飞艇外形较为复杂, 更易发生气流分离, 导致阻力陡增. 混合飞艇在提供高升力的同时, 也付出了阻力的代价.

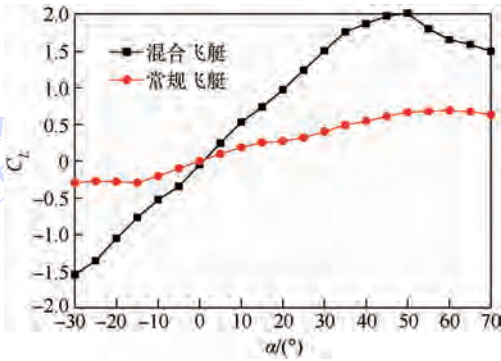


图 9 混合、常规飞艇升力系数曲线

Fig. 9 Lift coefficient curves of hybrid airship and conventional airship

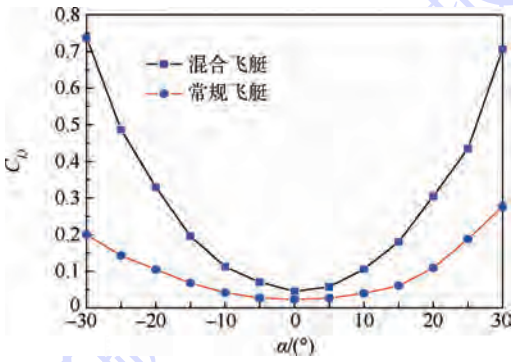


图 10 混合、常规飞艇阻力系数曲线

Fig. 10 Drag coefficient curves of hybrid airship and conventional airship

图 11 给出了混合常规飞艇力矩系数曲线. 从图 11 可以看出, 混合飞艇在 $\pm 15^\circ$ 范围内, 俯仰力矩系数 C_m 近似保持线性, 所以稳定可控的飞艇, 其迎角不能超过 $\pm 15^\circ$. 总体上看, 二者的俯仰力矩斜率为正, 当迎角增大时, 混合飞艇与常规飞艇一样, 会产生一个抬头力矩, 导致飞行迎角进一步增大, 呈现出静不稳定的特性.

图 12 ~ 图 13 给出了两种飞艇的极曲线, 显然, 混合飞艇零升阻力系数大于常规飞艇, 两者最大升阻比近似在迎角为 10° 时, 经过计算发现, 混合飞艇最大升阻比为 5.008, 而常规飞艇为 4.651, 故混合飞艇最大升阻比更大, 这对载重飞艇提高有效载荷效率和巡航能力非常有利.

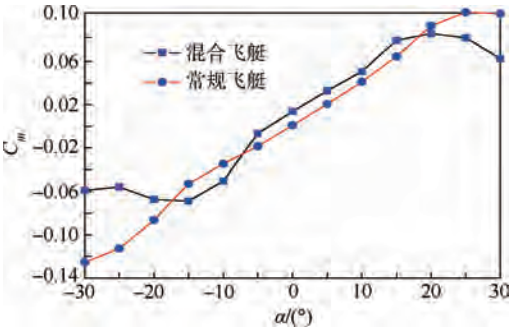


图 11 混合、常规飞艇俯仰力矩系数曲线

Fig. 11 Pitching moment coefficient curves of hybrid airship and conventional airship

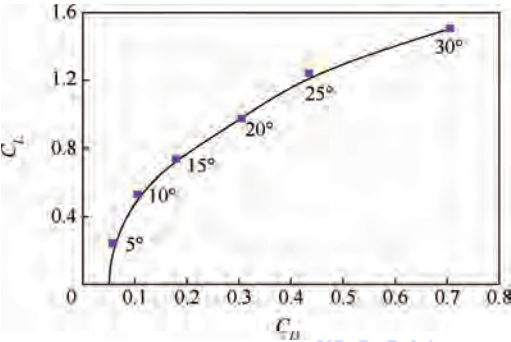


图 12 混合飞艇极曲线

Fig. 12 Polar curve of hybrid airship

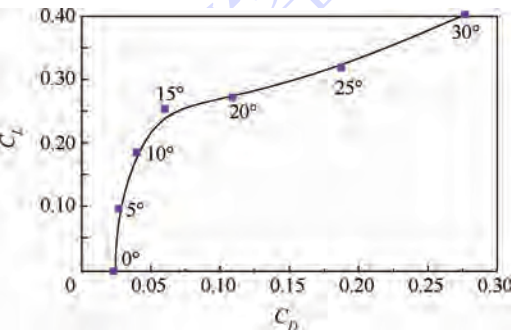


图 13 常规飞艇极曲线

Fig. 13 Polar curve of conventional airship

图 9 ~ 图 13 可归纳得到混合飞艇气动性能参数,将其与 Lockheed Martin Corporation 的验证型混合飞艇 P-791^[18]进行对比,结果如表 1 所示.其中,参考固定翼飞机,定义 AR 为飞艇展弦比 $\left(AR=\frac{W_{span}^2}{S_{plan}}\right)^{[12]}$, W_{span} 为飞艇宽度, S_{plan} 为飞艇的当量椭圆面积, $C_{L\alpha}$ 、 K 及 C_{D0} 分别为升力线斜率、升阻比及零升阻力系数.

表 1 混合飞艇与 P-791 气动性能对比

Table 1 Aerodynamic performance comparison between hybrid airship and P-791

飞艇	AR	$C_{L\alpha}$	K	C_{D0}
P-791	0.54	0.046	0.32	0.096
混合飞艇	0.57	0.058	0.24	0.062

从表 1 可以看出,二者的气动参数比较接近,可以发现,本文中的混合飞艇的升力线斜率 $C_{L\alpha}$ 更大,零升阻力及升阻比 $C_{L\alpha}$ 、 K 相对较小,具有更好的升阻特性,有利于调高混合飞艇的运输能力.此外,两个飞艇气动参数比较接近,也证明了本文 FLUENT 建模与计算的正确性和可靠性.

2.2 混合飞艇浮升特性分析

混合飞艇的突出特点就是其浮升复合升力体.飞艇总的升力 L_{total} 由静浮力 L_{buoy} 和气动升力 L_{aero} 构成,如式 (3) 所示.二者共同决定了飞艇总的气动和运载能力.

$$L_{total} = L_{buoy} + L_{aero} \tag{3}$$

在进行飞艇浮升特性分析之前,先定义浮重比 $B_r = \frac{L_{buoy}}{W_{total}}$,浮升比 $B_r = \frac{L_{buoy}}{L_{total}}$,总的升阻比 $K = \frac{L_{total}}{D}$,其中 W_{total} 表示飞艇起飞总质量,浮升比 B_r 代表静浮力在总升力中所占的比重,是飞行器设计的关键参数,升阻比 K 反映了总升力与气动阻力的比值.此外,定义总的升力效率 $E_L = \frac{L_{total}}{S_{hull}}$,表示总升力与囊体表面积的比值,它反映了单位面积囊体产生的总升力大小.

假定总设计载荷 $L_{load} = 146\text{ t}$,飞行高度为 1 km,迎角为 10°,以常规飞艇 (conventional airship) 为参照,在 0 ~ 50 m/s 的巡航速度范围内,对比分析两种布局方式在相同设计载荷下的浮升特性.静浮力由阿基米德原理进行计算,如式 (4).浮升气体采用氦气,假设艇囊内外温度和压差不变,在 1 km 高度,取空气密度 (按理想气体计算) ρ_{air} 为 1.112 kg/m³,氦气密度 ρ_{He} 取 0.134 kg/m³.

$$L_{buoy} = (\rho_{air} - \rho_{He}) g \times V_{hull} \tag{4}$$

飞艇动升力产生于相对运动,浮升飞艇在不同飞行速度下产生不同的动升力,在总的设计载荷一定的条件下,浮力也会随之改变,这就会引起飞艇体积、表面积、结构质量的改变;静升力、动升力的变化还会引起浮升比 B_r 发生变化,进而影响飞艇总的升力效率.

文中的常规飞艇采用旋成体囊体与 3 个轴对称尾翼构成,尾翼的增加会使得飞艇绕流在尾部形成有利压差,增大飞艇升力^[12],这与旋成体艇囊不同,后者基本不产生动升力.从图 14 可以看出,在低速条件下,混合飞艇与常规飞艇一样,主要靠浮力提供所需升力,动升力很小.但随着速度增大,特别是在 20 m/s 后,混合飞艇动升力开始急剧增大,动升力效率随之提高.在 40 m/s 动升

力增长开始减缓.而常规飞艇动升力相对较小,增长较慢.

图 15 给出了两种飞艇在不同速度下的浮升比 B_r , 浮升比表示浮力在总升力中所占的比例. 从图中可以看出, 随着速度增加, 飞艇动升力增加, 浮升比 B_r 减小, 其中混合飞艇浮升比 B_r 下降更快, 这也说明混合飞艇动升力效率更高.

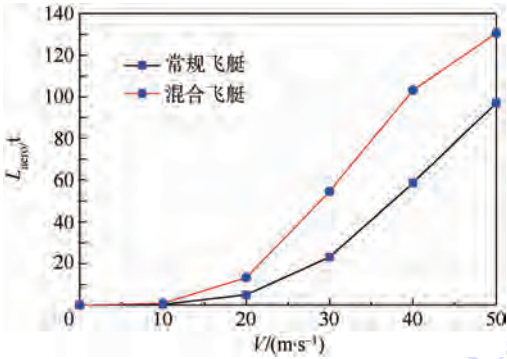


图 14 气动升力随速度变化

Fig. 14 Aerodynamic-lift changing with velocity

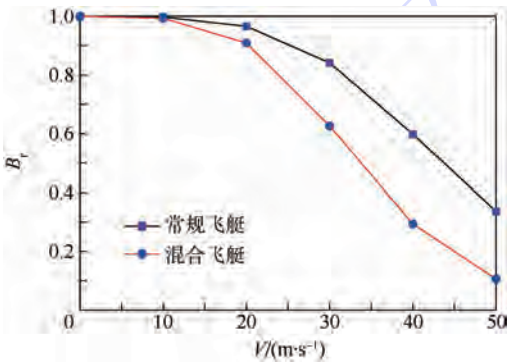


图 15 浮升比随速度变化

Fig. 15 Buoyancy ratio changing with velocity

飞艇总升力效率 E_L 定义为总升力与囊体表面积的比值, 表示单位面积囊体能够提供的升力, 是衡量飞艇总的浮升特性的重要参数. E_L 随速度变化如图 16 所示, 显然在低速 (26 m/s 以下) 时, 混合飞艇动升力较小, 静浮力占主导地位, 近纯浮力的常规飞艇的升力效率更高. 当速度大于 26 m/s 后, 浮升飞艇优势得到凸显, 动升力急剧增大, 使得飞艇总升力效率超过常规飞艇, 而且随速度增大, 二者差距越来越大. 可见, 浮升飞艇更适合在一定速度以上飞行, 具有更大的总升力效率.

图 17 ~ 图 18 给出了混合飞艇升阻比 K 和升力效率 E_L 与飞艇浮升比 B_r 的变化趋势. 不难发现, 在浮力比大于 0.65 时, 飞艇升阻比对浮升比 B_r 比较敏感, B_r 的微小变化就能引起升阻比的剧烈变化, 而升力效率随 B_r 增大而减小, 在较大浮升比时, 升力效率很小, 这说明浮升飞艇在小的浮

升比, 即动升力比例较大时具有更高的升力效率, 增升减阻效果更好.

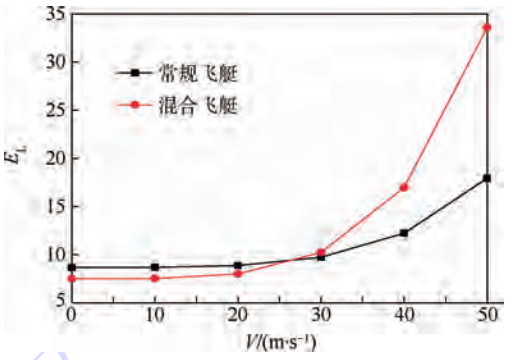


图 16 总升力效率随速度变化

Fig. 16 Total-lift efficiency changing with velocity

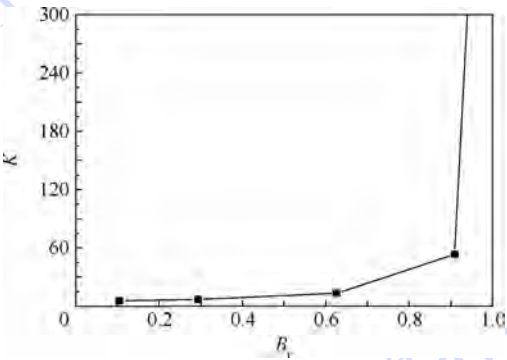


图 17 升阻比随浮升比 B_r 变化

Fig. 17 Lift drag ratio changing with buoyancy ratio B_r

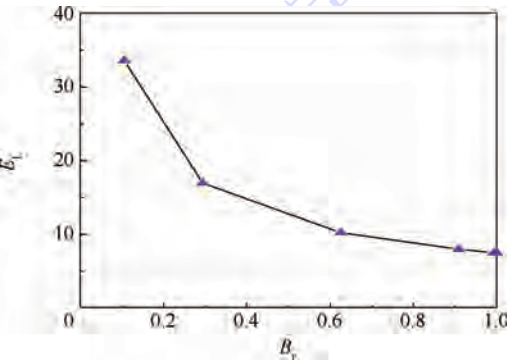


图 18 总升力效率随浮升比 B_r 变化

Fig. 18 Total-lift efficiency changing with buoyancy ratio B_r

3 混合飞艇总体性能分析

浮升混合飞艇在增加了动升力后, 不仅提高了飞艇的可控性与操纵性, 同时能够保证飞艇在巡航时具有比较高的升阻比, 对飞艇总体性能如飞艇表面积、起飞质量、运输能力等会带来影响.

飞艇质量一般由囊体质量、能源系统质量、动力装置及其附件质量 (螺旋桨、安装支架、电缆及控制器等)、气垫着陆系统、机载设备质量、燃油、有效载荷等构成. 飞艇总的质量表示为

$$W_{\text{total}} = W_{\text{hull}} + W_{\text{p}} + W_{\text{energy}} + W_{\text{ACLS}} + W_{\text{device}} + W_{\text{f}} + W_{\text{e}} \quad (5)$$

式中: $W_{\text{hull}} = \rho_{\text{hull}} \cdot S_{\text{hull}}$ 为囊体质量,囊体面密度为 $\rho_{\text{hull}} = 220 \text{ g/m}^2$; W_{p} 为动力装置质量; W_{ACLS} 为气垫着陆系统质量; W_{e} 为有效载荷质量. 考虑到浮升气动布局主要对外形尺寸及动力装置产生影响,为简化计算,在参考已有飞艇型号和工程估算的基础上,将飞艇的总重定义为

$$W_{\text{total}} = W_{\text{hull}} + W_{\text{total}} \cdot \eta + W_{\text{e}} \quad (6)$$

式中: η 为质量系数,取为 0.56.

首先,在保持相同设计载荷条件下,混合飞艇可以提供更多的动升力,从而减小飞艇的表面积,减小飞艇的结构质量,增大飞艇有效载荷. 表 2 给出了两种飞艇在不同飞行速度下的表面积. 可以发现,混合飞艇在一定速度下能够显著减小飞艇蒙皮表面积,降低结构质量,在速度为 30 m/s 以上时,飞艇表面开始显著下降,到速度为 50 m/s 时,表面积已经降低 77.66%,而常规飞艇表面积变化较小,在速度为 50 m/s 时,表面积也仅降低了 51.65%.

表 2 飞行速度对飞艇表面积的影响

Table 2 Effect of cruise velocity on the airship surface area

速度/(m · s ⁻¹)	常规飞艇面积/m ²	混合飞艇面积/m ²
0	16 829.14	19 460.60
10	16 804.88	19 383.77
20	16 445.32	18 263.16
30	14 997.22	14 234.26
40	11 943.02	8 599.27
50	8 136.29	4 348.09
减少量/%	51.65	77.66

定义需用功率 P 为飞艇飞行时阻力 D 与速度 V 的乘积,表示飞行过程中飞艇推进系统需要克服空气阻力的最小功率,由 $P = D \cdot V$ 来计算.

图 19 为需用功率随飞艇速度的变化. 从图 19 可以看出,在 $V = 20 \text{ m/s}$ 以下时,两种飞艇需用功率相差很小,这是由于混合飞艇在低速下气动阻力较小,升力主要靠浮力提供.

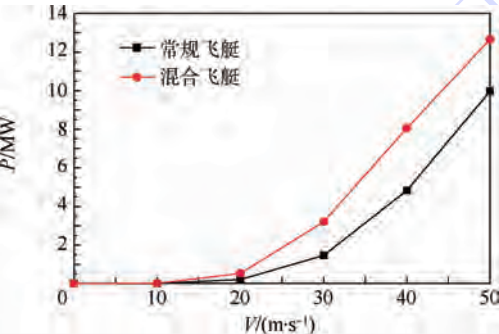


图 19 需用功率随飞艇速度的变化

随着速度的增加,混合飞艇的阻力急剧增大,导致需用功率不断上升. 这也说明混合飞艇在提供高升力的同时,带来了更大的阻力和需用功率,所以在进行飞艇设计时,二者应该综合权衡考虑.

飞行速度对飞艇自身质量 W_{f} 的影响如图 20 所示. 飞艇升力包括静升力(浮力)和气动升力,当速度较小时,升力主要靠浮力提供,飞艇自身质量主要由结构质量构成,所以主要靠浮力提供升力的常规飞艇自身质量相对较小;但当飞行速度增大,特别是速度大于 25 m/s 后,混合飞艇的气动升力增大,外形尺寸减小,导致飞艇结构质量下降,有效载荷效率提高. 此外,结构质量的下降也会使飞艇可以携带更多的燃油,增大飞艇的航程.

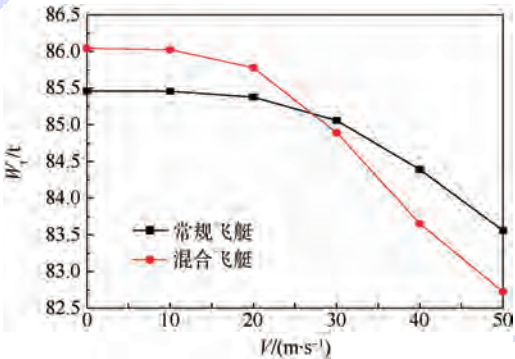


图 20 飞艇自身质量随速度变化

Fig. 20 Airship deadweight changing with velocity

4 结 论

基于高升力翼型的组合囊体式混合飞艇综合了静浮力与气动升力,能够提供更好的升阻特性,具有更大的运载能力.

1) 基于高升力翼型组合囊体的气动布局具有很好的气动性能,相同迎角下能够提供常规飞艇 3 倍的气动升力,在迎角为 10° 时,升阻比 K 达到最大. 当迎角在 $\pm 15^\circ$ 范围内基本不发生气流分离,只在艇体尾部产生了小的漩涡,阻力较小;超出 $\pm 15^\circ$ 范围后,随着迎角增大,阻力增加很快.

2) 浮升混合飞艇的零升阻力比常规飞艇更大,因为零升阻力主要取决于气体与蒙皮的摩擦阻力,而混合飞艇表面积更大,所以零升阻力更大. 此外,混合飞艇力矩系数斜率为负,具有静不稳定的特点. 迎角在 $\pm 15^\circ$ 范围内,力矩系数保持良好的线性关系,超过该范围呈现出较强的非线性特点,故飞艇在 $\pm 15^\circ$ 范围内的可控性和操纵性更好.

3) 在速度较小时(20 m/s 以下),混合飞艇升力主要由浮力提供,动升力效率低,以浮力为主的常规飞艇布局具有更好的浮升特性;当速度大于 26 m/s 时,随速度增大,浮升飞艇的动升力效

Fig. 19 Required power changing with cruise velocity

率提高,浮升比减小,具有更大总升力效率,体现了其优异的浮升特性。

4) 在一定速度范围(26 m/s 以上)内,相同设计载荷下浮升混合飞艇能提供更大的气动升力,显著减小飞艇表面积,减轻飞艇结构质量,提高有效载荷及运载能力。

参考文献 (References)

- [1] Barnard L, Navid L Q, Walter T G. A new concept of hybrid airship, AIAA-1985-0868 [R]. Reston: AIAA, 1985.
- [2] Robert R. Performance of hybrid air vehicles [C] // Proceeding of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2002.
- [3] Liu T S, William W L. Aeroship: A new flight platform [C] // Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2006: 2652-2684.
- [4] Jeremy A, Thomas G, Fabrice K, et al. Conceptual design of a hybrid lift airship for intra-regional flexible access transport [C] // Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010.
- [5] Richard J. Operating considerations for large hybrid air vehicles [C] // Proceedings of AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum. Reston: AIAA, 2004: 742-748.
- [6] 李峰,叶正寅. 一种新型浮升一体化排式飞翼气动布局的设计与研究[J]. 力学学报, 2009, 41(6): 850-857.
Li F, Ye Z Y. Design and research for a new type buoyancy-lifting row flying-wings [J]. Chinese Journal of Theoretical Applied Mechanics, 2009, 41(6): 850-857 (in Chinese).
- [7] Grant E C, Leland M N. Fundamentals of aircraft and airship design, Volume II-Airship design and case studies [M]. Reston: AIAA, 2013: 345-379.
- [8] Jeremy A, Thomas G, Fabrice K, et al. Conceptual design of a hybrid lift airship for intra-regional flexible access transport [C] // Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizon Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2010.
- [9] Dornheim M A. Lockheed Martin's secretly built airship makes first flight [EB/OL]. America: Aviation Week and Space Technology, 2009 [2014-05-12]. <http://www.aviationweek.com>.
- [10] Carichner G E, Nicolai L M. Hybrids ... the airship messiah? [C] // Proceedings of 20th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology (LTA) Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [11] 李峰,叶正寅,高超. 新型浮升一体化飞艇的总体性能和应用研究[J]. 工程力学, 2013, 30(3): 437-458.
Li F, Ye Z Y, Gao C. Overall performance and application research on a new type buoyancy-lifting airship [J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(3): 437-458 (in Chinese).
- [12] 马东立,叶川. 升力浮力复合型飞艇动导数分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1074-1080.
Ma D L, Ye C. Dynamic derivative analysis for hybrid airship incorporating lift and buoyancy [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1074-1080 (in Chinese).
- [13] 龙飞,黄龙太,姜琬. 某常规飞艇与混合式飞艇总体设计和性能分析[J]. 航空工程进展, 2012, 3(2): 150-155.
Long F, Huang L T, Jiang W. The overall design and performance analysis of a conventional and hybrid airship [J]. Aerospace Engineering Process, 2012, 3(2): 150-155 (in Chinese).
- [14] 张科施,宋笔峰,安伟刚. 大载重浮升式运输飞机研究进展 [C] // 2007 年中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2007: 22-27.
Zhang K S, Song B F, An W G. Advances in heavy-lift hybrid airship [C] // Proceedings of 2007 China aerostat conference. Beijing: Aviation Industry Press, 2007: 22-27 (in Chinese).
- [15] Andan A D, Asrar W, Omar A A. Investigation of aerodynamic parameters of a hybrid airship [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 658-661.
- [16] GAMBIT user's guide [EB/OL]. New York: Fluent Inc., 2003 [2012-05-06]. <http://www.docin.com/p-396777275.html>.
- [17] 张丹,郭雪岩. 平流层双轴球体飞艇绕流场的数值分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(4): 556-564.
Zhang D, Guo X Y. Numerical analyses on ambient flow of a double-axis ellipsoidal stratospheric airship [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(4): 556-564.
- [18] Nicolai L M, Carichner G E. Airplanes and airship evolutionary cousins, AIAA-2012-1178 [R]. Reston: AIAA, 2012.

Aerodynamic and overall parameters analysis of buoyancy-lifting hybrid airship

MI Panpan, MENG Junhui, LYU Mingyun*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to balance the aerodynamic performance and buoyancy-lifting characteristics of airship, to make full use of their advantages and to strengthen the controllability, a hybrid airship configuration which has combined envelopes that are based on high lift NACA airfoil was proposed. With computational fluid dynamics (CFD) and FLUENT computing modeling, the lift-drag characteristics, longitudinal static stability and buoyancy-lifting property under different velocities and attack angles of the airship were simulated, furthermore, its overall performance was evaluated and lastly it was compared with conventional airship. The results show that the airship configuration with combined envelopes has good aerodynamic performance and efficiency. It can produce three times aerodynamic lift than that of conventional airship under the same condition. When the magnitude of cruise velocity is greater than 26 m/s, hybrid airship begins to have a higher total lift efficiency and better buoyancy-lift property. Besides, the hybrid airship's size is smaller than conventional airship under the same design load, which contributes to increasing payloads. This can provide a reference for low-attitude large hybrid airship's research.

Key words: buoyancy-lifting; hybrid airship; aerodynamic performance; buoyancy-lifting characteristics; overall design

旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响

刘桂桂¹, 林宇震^{*1}, 胡好生², 王晓峰¹, 张弛¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 所有的旋流杯结构均为一级多斜孔和二级径向直叶片, 喷嘴均为单油路离心喷嘴. 为了研究旋流杯空气雾化喷嘴一级旋流数对小型燃烧室点火性能的影响, 采用单头部矩形回流燃烧室, 在进口为常温常压、燃烧室压降为 0.5%~5% 的条件下, 对 3 个一级旋流数不同的旋流杯进行了点火实验. 实验结果表明: 一级旋流数对点火性能影响明显, 相同压降下, 一定变化范围内, 一级旋流数的增加影响了下游流场的分布, 有利于火核沿回流区向上游传播, 并在旋流杯出口形成稳焰, 因此一级强旋旋流杯点火性能更好.

关键词: 航空发动机; 小型燃烧室; 双级旋流杯; 一级旋流数; 点火性能; 实验研究
中图分类号: TK231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1117-05

在 20 世纪 60 年代中后期, 燃烧室设计开始采用空气雾化喷嘴, 以解决烟雾排放和出口温度场调试困难的全环燃烧室技术难题. GE 公司开发的空气雾化喷嘴称为旋流杯, 并在其公司的主要军用和民用发动机上大量应用, 如 CF6-80、CFM56、GE90、F101、F110、F404、F414 及 T700 等^[1-2].

与大型发动机相比, 小型发动机(例如涡轴发动机), 正常工作时供油量要少很多, 低功率条件时供油量就更少, 因此若小型发动机燃烧室采用空气雾化喷嘴, 低功率条件下的雾化变差, 点火起动困难. 而在燃烧室的设计中, 一个非常关键的问题就是点火起动问题, 它直接关系到发动机能否在不同工况下安全、可靠地工作^[3].

国内外学者对用于发动机旋流杯式空气雾化喷嘴的研究已有相当的基础, 针对这种喷嘴的流场、喷雾场、燃烧性能等做了大量的基础研究^[4-11], 但公开发表的文献中针对小型发动机燃

烧室旋流杯的点火性能的研究并不多, 数据相对缺乏.

文献[12]研究了旋流杯套筒翻边形状对于点火性能的影响, 得出结论: 扩张套筒出口形状旋流杯燃烧室的点火性能大大优于平滑出口套筒形状旋流杯燃烧室的点火性能. 文献[13]则研究了文氏管喉道和套筒的结构变化对小型发动机回流燃烧室的点火性能的影响, 得出结论: 过大的文氏管喉道直径和短的套筒斜边长度组合会使喷雾粒径变大; 文献[14]研究了复合式双旋流杯空气雾化喷嘴的点火特性, 对预估点火特性做出了贡献, 并发现采用复合式空气雾化喷嘴可以得到一个点火性能良好且同时保持其他燃烧性能良好的燃烧室. 但文献中并没有讨论旋流杯的一些关键设计参数, 如文献[2]提到的旋流数、文献[12]提到的旋流杯套筒出口形状和文献[13]提到的文氏管喉道对点火特性的影响. 文献[2]中研究了两种不同旋流数的旋流杯对燃烧室点火性能的影响,

收稿日期: 2014-07-09; 录用日期: 2014-08-11; 网络出版时间: 2014-09-22 12:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0408.html

作者简介: 刘桂桂(1989—), 男, 湖南长沙人, 硕士研究生, wazijidejing@126.com

* 通讯作者: 林宇震(1969—), 男, 浙江宁波人, 教授, linyuzhen@buaa.edu.cn, 主要研究方向为航空发动机燃烧室前沿理论及技术研究.

引用格式: 刘桂桂, 林宇震, 胡好生, 等. 旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1117-1121. Liu G G, Lin Y Z, Hu H S, et al. Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1117-1121 (in Chinese).

但变量不单一,不能明确分析出旋流数变化对点火性能影响的直接原因.

本文将旋流杯的一级旋流数作为唯一变量,通过实验研究分析一级旋流数对于小型发动机回流燃烧室的点火性能的影响.

1 研究对象、实验系统和流程

1.1 研究对象

本文研究的旋流杯结构如图 1 所示,旋流杯主要由离心喷嘴、一级斜切孔、文氏管、二级径向旋流器和套筒 5 个部件组成. 本文研究的 3 个方案,其一级旋流数 S_n 分别为 1.0、0.6 和 0.4. 一级旋流数按照文献[3]所述计算,取文氏管喉道处为计算截面,分别设计了 3 个一级斜切孔旋流器.

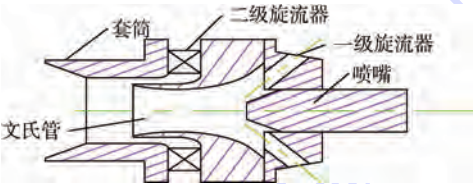


图 1 旋流杯结构图
Fig. 1 Swirl cup structure diagram

本文的一级旋流数的计算经过了三维数值模拟验证,设计方案达到了旋流数设计要求. 本文采用单一变量法考查一级旋流数对点火性能影响,在设计中通过改变斜切孔的孔径 R_{si} 、孔数 n 以及入射半径 R_e 来达到预定的一级旋流数. 图 2 给出了表明这 3 个参数的一级旋流器结构图,其中 Φ_e 为入射直径, $\Phi_e = 2R_e$.

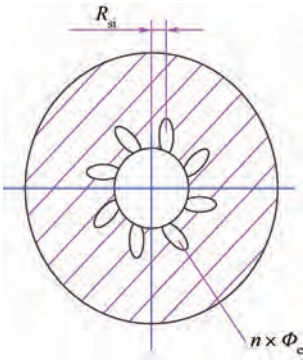


图 2 一级旋流数变化方案
Fig. 2 Primary swirl number change programme

除一级结构参数变化之外,旋流杯的其他参数完全一致:3 个方案的文氏管喉道直径都为 7 mm,二级旋流数为 0.8,套筒扩张角为 90°,采用喷嘴流量数 Fn 为 9.7 kg/(h · MPa^{0.5}) 的空心油雾锥离心喷嘴,两级旋流器的旋转方向相反.

1.2 实验件与实验系统

为研究上述 3 种方案的旋流杯小型航空发动机燃烧室的点火性能,采用单头部矩形回流燃烧室进行研究. 火焰筒头部高度为 50 mm,单头部火焰筒有效面积为 300 mm². 燃烧室火焰筒与机匣侧壁安装了石英玻璃,可以直接观察到是否着火. 点火器储能 6 J,火花频率 5 Hz,点火电嘴位于火焰筒中心截面位置,与喷嘴正对,安装在主燃孔上游. 电嘴表面与火焰筒的内表面齐平.

实验系统包括以下部分:气源、调节阀门、测试段、实验段、水冷套、排气段、供油系统、测试系统(K 型热电偶两支、差压计若干、压力传感器若干)、采集系统以及部分实验台配套设备. 整个系统与文献[13]类似,不同之处在于文献[13]用气瓶挤压供油,本研究采用平流泵供油. 图 3 为具体的实验系统图,其中 p 代表在图中相应位置处测试静压, T 代表在图中相应位置处测试静温. 另外, p_c^* 为测试段总压, p_c 为测试段静压, p_3^* 为中间段总压(即燃烧室进口总压), p_f 为燃油喷嘴前压力, p_4^* 为燃烧室出口总压, T_4^* 为燃烧室出口总温.

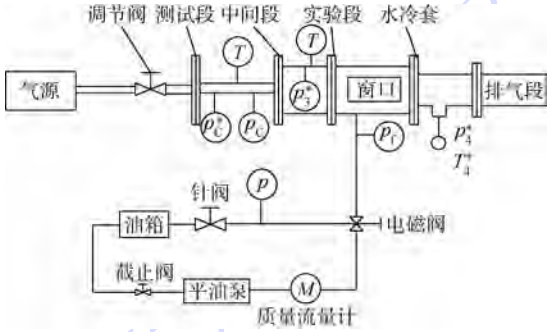


图 3 实验系统图
Fig. 3 Schematic diagram of experimental system

空气质量流量按式(1)计算:

$$\dot{m}_a = \sqrt{2\rho\Delta p} \cdot C_d A \tag{1}$$

式中: $\dot{m}_a$ 为空气质量流量, kg/s; ρ 为空气密度(根据气体状态方程算得), kg/m³; Δp 为测试段总压-静压差, MPa; $C_d A$ 为测试段有效面积, 大小为 374 mm², 测量精度达到 1.5%.

气流进入燃烧室前先经过扩压器,在扩压器出口处安装了总压杆头,用来测量燃烧室进口总压 p_3^* . 燃烧室出口位置安装总压耙,用来测量出口总压 p_4^* . 根据进出口总压测试,得到了燃烧室压降. 另外在出口总压耙上安装了 K 型热电偶,在对采集数据的分析中,通过出口温度的变化可以判断点火是否成功.

实验系统的供油动力采用高精度平流泵,流量量程为 0 ~ 500 mL/min,最大工作压力为 2 MPa. 平

流泵之后安装了一个量程为 0 ~ 10 kg/h 的质量流量计,用于燃油流量的监测;在质量流量计后的油路上安装了一个工作压力为 7 bar (1 bar = 100 kPa) 的两位三通的电磁阀,该电磁阀为一进两出结构形式,常开路为旁路,该电磁阀用于控制燃油进入燃烧室. 具体操作如下:关闭电磁阀,调节平流泵至某流量,燃油通过旁路回流至油箱,待流量稳定时,开启电磁阀,燃油进入燃烧室内,为了使电磁阀两路燃油油压近似相等,在回流的旁路上加装了一个调节用针阀,事先将开度调节与预燃级喷嘴出口面积近似的程度,并通过压力表进行油压监测.

燃油质量流量由喷嘴前的燃油压差计算得到,其计算公式为

$$\dot{m}_f = F n \sqrt{\Delta p_f} \quad (2)$$

式中: $\dot{m}_f$ 为燃油质量流量, kg/h; Δp_f 为喷嘴前后燃油压差, MPa. 实验时燃油流量的测量误差为 0.1%.

1.3 实验流程

在进口空气条件为常温常压,在火焰筒进出口压降 0.5% ~ 5% 范围内分别对 3 个方案进行点火性能研究. 实验时,调节空气质量流量至某一火焰筒压降,通过改变平流泵的容积流量调整燃油流量至一定值(需通过质量流量计判断流量稳定),在不同的油气比下,分别接通点火系统点火,通过采集系统的出口温度判断点火是否成功(实验时,通过燃烧室侧壁的石英玻璃窗口的观察也可直观判断点火是否成功). 若点火成功,减少燃油量,再次进行点火实验直到点火不能成功,在着火边界处(最小能够点着火的贫油点火油气比)重复几次实验,最后在低于点火边界下的油气比下进行点火实验,以确定边界线下点火不能成功;若点火不成功,则增加燃油量点火直至点火成功,按上述步骤找到着火边界. 完成一个火焰筒压降下的点火实验后,调节空气质量流量至另一个火焰筒压降,重复实验. 最后把每个方案的最小点火油气比整理成随火焰筒进出口压降变化关系图,就可以得到该方案的贫油点火边界线.

2 实验结果与分析

2.1 实验结果

图 4 是根据 3 个不同一级旋流数的旋流杯方案点火实验结果作出的火焰筒贫油点火边界图. 从图 4 可以看出,3 个方案点火油气比随压降变化的趋势是一致的,随着火焰筒压降从 0.5% 增加到 5%,3 个方案的贫油点火油气比都呈下降趋

势,点火区域逐渐增宽,点火性能得到改善. 其中内旋流数为 1 的方案在压降为 4% 与 5% 的情况下贫油点火油气比相同.

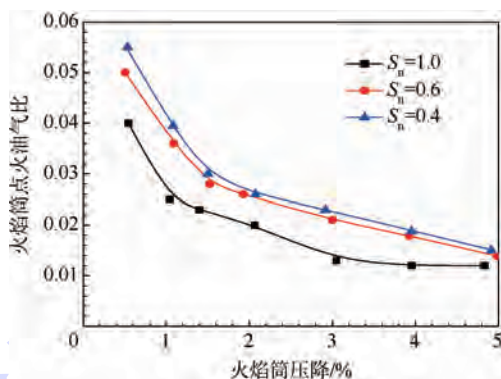


图 4 3 个方案的贫油点火边界

Fig. 4 Inferior ignition boundary of three schemes

在同一压降下,三个方案的点火油气比从低到高依次为 $S_n = 1.0$ 、0.6 和 0.4. 不同压降下的排序都如此,一级旋流数大的方案贫油点火性能要好. 其中,在 3% 压降下各方案的最小点火油气比依次为 0.013、0.021 和 0.023. 此时,用最小点火油气比衡量点火性能,则 3 个方案的贫油点火性能: $S_n = 1.0$ 的方案要比 $S_n = 0.6$ 的方案好 38.1%, 比 $S_n = 0.4$ 的方案好 43.5%. 在高压降下,点火边界趋于接近;在低压降时,点火边界的差值有所增加. 比较 $S_n = 0.6$ 与 $S_n = 0.4$ 的 2 个方案,贫油点火边界在 1% ~ 5% 压降下点火边界都保持趋势一致, $S_n = 0.6$ 的方案贫油点火性能略优于 $S_n = 0.4$ 的方案. 但在 0.5% 压降时,这 2 个方案的点火边界差异变大,贫油点火油气比分别为 0.050 与 0.055.

2.2 分析讨论

根据文献[3]可知单个旋流杯头部类型的燃烧室采用高能点火器点火燃烧过程可以分为 3 个步骤:①形成足够能量及足够尺寸的核心火团;②该核心火团向四周进行火焰传播,特别是沿着回流区边界向回流区内传播;③旋流杯下游回流区形成稳定火焰,并引燃整个主燃区.

本实验用燃烧室头部气量分配为 17.49%,据此作出最小能点着火的头部当量比 Φ_s 关于一级旋流数 S_n 的变化关系图,如图 5 所示. 从图 5 可以看出,随着火焰筒压降的增加,每个方案的最小能点着火的头部当量比都逐步降低. 这与图 4 显示的结果相同,即火焰筒压降的增加改善了点火性能. 文献[15]指出旋流杯的工作原理是:喷嘴供入燃油,在文氏管上形成油膜,油膜顺流至文氏管唇口处被两级涡流器的空气剪切实现雾化,两级涡流器中的空气与雾化的燃油混合成均匀的可燃混

气,进入火焰筒燃烧区进行燃烧. 由于压降的增加,一方面使得单路离心喷嘴在雾化压力提高的情况下改善了自身的雾化,另一方面使得气动剪切力增加也改善旋流杯的雾化. 而雾化的改善有利于燃烧室点火的第一步,即核心火团的形成. 因此,火焰筒压降的增加有利于改善点火性能.

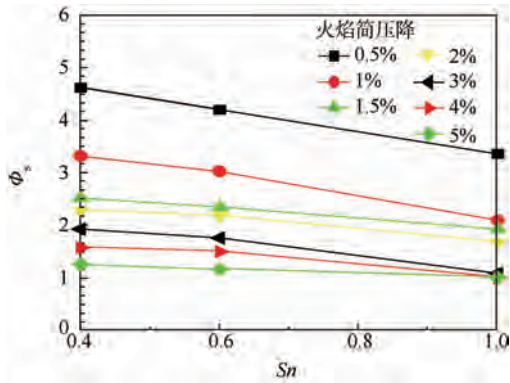


图 5 最小点火头部当量比随一级旋流数的变化
Fig. 5 Minimum ignition head equivalent ratio varying with primary swirl number

图 5 还显示在相同的压降下,随着旋流杯一级旋流数的增加,最小能点着火头部当量比 Φ_s 逐渐减小. 这是因为一定范围内的旋流杯一级旋流数的增加使得文氏管唇口处的油膜被空气剪切得更加厉害,因而一定程度上也帮助改善了雾化,有利于核心火团的形成,改善点火性能. 另一方面,一定范围内的一级旋流数的增加可能有利于改善套筒出口附近回流区,有利于核心火团向回流区传播形成稳定的火焰.

为了对比 3 个方案套筒附近回流区的情况,考察旋流杯的一级旋流数的增加是否有利于改善套筒出口附近的回流区,在 3% 的火焰筒压降下对 3 个方案进行了冷态流场的数值计算. 使用 ICEM 软件划分网格,网格种类采用对于复杂边界的流场计算问题较为有效的非结构化网格. 网格数量都约为 380 万,旋流杯出口附近进行加密,模拟计算在服务器上运行. 各方案的进口条件均为常温常压,其空气流量也相同. 进口采用质量进口,出口采用压力出口,固体边界采用绝热固定壁面. 计算时采用稳态非耦合隐式算法求解,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型.

图 6 为 3 个方案火焰筒中心截面上主燃孔上游头部区域的轴向速度分布图. 从图 6 不难看出,一级旋流数的影响主要集中在文氏管内部到套筒出口这段区域. $S_n = 0.4$ 的方案在文氏管内部没有负速度区域,回流区在文氏管外截止,下游流场的影响不会传入文氏管上游. 而 $S_n = 1.0$ 的方案

可以很明显看到文氏管内部直到喷嘴出口都存在负速度区域,下游流场会传播到喷嘴出口位置. 这说明一级旋流数的增加确实有利于改善套筒出口附近回流区,它的增加使得头部回流区深入旋流杯内部的区域扩大,有利于核心火团往旋流杯内传播,点着从旋流杯内喷出的燃气混合物并形成稳定的火焰,从而改善了火焰筒的点火性能.

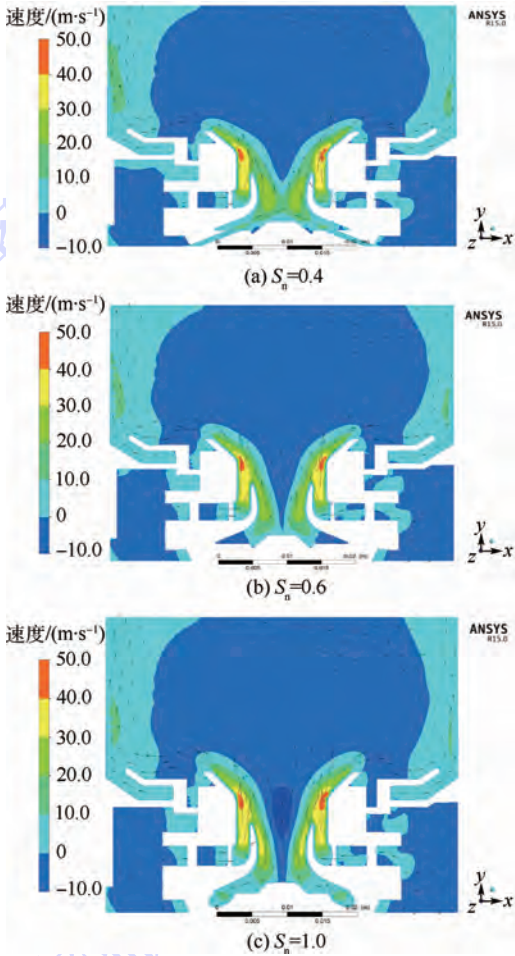


图 6 数值模拟流场速度图
Fig. 6 Flow field velocity diagram of numerical simulation

3 结 论

本文对不同一级旋流数的 3 个旋流杯空气雾化喷嘴进行了点火性能实验,通过数值模拟与实验结果的对比分析,得到的主要结论如下:

- 1) 旋流杯空气雾化喷嘴的一级旋流数对旋流杯出口空气流场具有较大的影响,一级旋流数大的旋流杯回流区的起止点更接近于喷嘴位置.
- 2) 旋流杯空气雾化喷嘴的一级旋流数对燃烧室的点火性能影响较大. 一级旋流数大的方案,其燃烧室点火性能优于较小的方案.

参考文献 (References)

[1] 方昌德. 世界航空发动机手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.

- Fang C D. World aviation engine manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996 (in Chinese).
- [2] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
- Peng Y H, Lin Y Z, Xu Q H, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14 (in Chinese).
- [3] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 107.
- Lin Y Z, Xu Q H, Liu G E. Gas turbine combustor [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008: 107 (in Chinese).
- [4] 徐华胜, 黄义勇, 王秀兰. 喷嘴供油特性对双旋流器头部气动雾化效果的影响研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 14-17.
- Xu H S, Huang Y Y, Wang X L. Study on the effect of fuel jet characteristics on airblast atomization performance for device with two-stage swirler [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 14-17 (in Chinese).
- [5] Hsiao G, Mongia H C, Vij A. Swirl cup modeling part II: inlet boundary conditions, AIAA-2003-1350 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [6] Hsiao G, Mongia H C. Swirl cup modeling part III: grid independent solution with different turbulence models, AIAA-2003-1349 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [7] Cai J, Fu Y, Elkadi A, et al. Swirl cup modeling part IV: effect of confinement on flow characteristics, AIAA-2003-0486 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [8] Wang S, Yang V, Mongia H C, et al. Modeling of gas turbine swirl cup dynamics, part V: Large eddy simulation of cold flow, AIAA-2003-0485 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [9] Stevens E J, Held T J, Mongia H C. Swirl cup modeling part VIII: spray combustion in CFM-56 single cup flame tube, AIAA-2003-0319 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [10] Wang H Y, McDonell V G, Samuelsen G S. Influence of hardware design on the flow field structures and the patterns of droplet dispersion, Part I: mean quantities [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1995, 117(2): 282-289.
- [11] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of hardware geometry on gas and drop behavior in a radial mixer spray [J]. Proceedings of the 1998 27th International Symposium on Combustion, 1998, 2: 1985-1992.
- [12] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2001, 22(8): 1708-1712.
- Luo G L, Song S W, Hu H S, et al. Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 22(8): 1708-1712 (in Chinese).
- [13] 康尧, 林宇震, 霍伟业, 等. 双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 675-679.
- Kang Y, Lin Y Z, Huo W Y, et al. Effect of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 675-679 (in Chinese).
- [14] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. 航空动力学报, 2007, 28(3): 342-346.
- Lin Y Z, Lin P H, Xu Q H, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 28(3): 342-346 (in Chinese).
- [15] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 264.
- Huang Y, Lin Y Z, Fan W J, et al. Combustion and Combustors [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 264 (in Chinese).

Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance

LIU Guigui¹, LIN Yuzhen^{*1}, HU Haosheng², WANG Xiaofeng¹, ZHANG Chi¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. AVIC China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: All swirl cups have the same primary inclined multi hole and secondary radial straight blade and a simplex pressure atomizer. The effects of primary swirl number of airblast atomizer on small combustion ignition performance were examined. The ignition experiments for swirl cups with three different primary swirl numbers were conducted under atmospheric pressure and temperature in a rectangular reflux combustion chamber, and the pressure drop across the flame tube was between 0.5% and 5% of inlet total pressure. The experimental results show that the primary swirl number significantly influence the ignition performance. Under the same pressure drop, within a certain range, the increase of primary swirl number affects the downstream flow field distribution, which is beneficial for fire nuclear spreading along the upstream of recirculation region and forming a steady flame in the swirl cup exit. So the swirl cup with strong primary vortex has better ignition performance.

Key words: aircraft engine; small combustion chamber; two-stage swirl cup; primary swirl number; ignition performance; experimental study

基于局域性约束线性编码的人体动作识别



白琛, 孙军华*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对动作特征类内差异较大, 导致动作分类识别率较低的问题, 以及当前算法在计算复杂度和扩展可识别动作类别方面的不足, 提出一种基于局域性约束线性编码(LLC)的人体动作识别方法. 算法将人体关节的位置、速度和加速度作为局部动作特征; 采用局域性约束线性编码对局部动作特征求解稀疏表达, 从而减小特征的类内差异, 增强区别力; 由于编码方法具有解析解, 方法处理视频速度可达 760 帧/s; 词典由 K 均值法分别对每类数据学习得到的子词典组成, 使算法在扩展可识别动作类别时无需全局优化. 此外, 为避免了词典较大情况下分类器的过拟合现象, 利用词典元素类别对编码系数进行降维. 在使用深度摄像机获得的 MSR-Action3D 数据库上对所提出的方法进行验证, 取得了 85.7% 的识别率.

关 键 词: 动作识别; 局域性约束线性编码; 词典学习; 时间金字塔匹配; 深度图像

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1122-06

以人为对象识别任务由于广阔的应用前景越来越受到重视^[1-2]. 人体动作识别是人机交互、智能视频监控等领域的核心技术, 但同时也是一件具有挑战性的工作^[3]. 从动作数据获取方面分类, 动作识别可分为二维图像动作识别和深度图像动作识别. 相比于二维图像, 深度图像可以直接获得场景的深度信息, 从而可以减弱光照变化、复杂背景等因素对动作识别的影响. 此外, 基于深度图的实时人体姿态估计方法^[4]的提出为深度图像动作识别实时地提供了每一帧图像的人体关节三维位置信息, 这种特征对人体动作具有更好的表达力^[5]. 因此深度图像动作识别更加具有优越性.

深度图像动作识别任务主要有如下难点:

①深度图像中的噪声, 以及在遮挡情况下关节位置估计的误差; ②识别动作需要对整体视频的特征进行融合; ③人体动作执行的多样性. 其中①和

③共同构成了动作特征较大的类内差异.

针对上述问题, 文献[6]用直方图的形式表达关节特征, 并用隐马尔可夫模型识别动作; 文献[7]以提出的时间-空间特征作为动作识别的基础, 用朴素贝叶斯最近邻(Naïve Bayes Nearest Neighbor, NBNN)分类器完成动作分类; 文献[8]通过学习动作的关键关节集合提高动作特征区别力, 并用 Fourier 变换融合时间信息, 最后用基于多核学习的支持向量机(Support Vector Machine, SVM)识别动作; 文献[9]提出由关节位置、速度和加速度组成的动作特征, 学习得到动作关键帧, 通过判别关键帧的相似性预测动作类别; 文献[10]提出一种有区别力的词典学习方法, 并基于稀疏编码和时间金字塔匹配(Temporal Pyramid Matching, TPM)的方法识别动作. 上述方法均取得了较好的识别率.

然而在实际动作识别任务中, 方法的计算复

收稿日期: 2014-07-10; 录用日期: 2014-10-11; 网络出版时间: 2014-11-05 09:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0414.html

作者简介: 白琛(1990—), 男, 天津人, 硕士研究生, chenbai@aspe.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 孙军华(1975—), 男, 湖北荆门人, 教授, sjh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为视觉测量、图像分析与识别.

引用格式: 白琛, 孙军华. 基于局域性约束线性编码的人体动作识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1122-1127.

Bai C, Sun J H. Human action recognition based on locality-constrained linear coding[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1122-1127 (in Chinese).

杂度和能否方便地扩展可识别动作类别也是值得关注的问题,前者影响系统的实时性,后者决定系统的可扩展性,如人机交互系统中用户添加或更改动作的含义,以及视频监控中添加被监控的动作种类等.文献[10]中词典学习方法较为复杂,且在扩展可识别动作类别时需要全局优化,重新学习词典;文献[8]中方法需要为每一类动作设置不同参数来选取关键关节集合,使得算法难以自动扩展可识别动作类别;文献[9]中的方法在上述两方面均做出一定的改进,但是由于识别过程需要计算每一帧特征与全部训练样本的距离并排序,这在训练样本增大或可识别动作类别增加时将会极大地提高计算复杂度.

针对动作特征类内差异较大,以及现有算法在计算复杂度和扩展可识别动作类别方面的不足,本文提出一种基于局域性约束线性编码(Locality-constrained Linear Coding, LLC)的人体动作识别方法.算法将人体关节的位置、速度和加速度作为局部动作特征;采用 LLC 对局部动作特征求解稀疏表达,其词典由 K-means 分别对每类数据训练的子词典组合而成,并利用词典元素类别对编码系数进行降维;最后分别用 TPM 和线性 SVM 融合动作特征和识别动作.

1 局部动作特征

1.1 不变性关节特征

视频中 t 帧第 i 个人体关节的位置表示为 $\mathbf{p}_i(t) = (p_x(t), p_y(t), p_z(t))$. 由于人体相对于摄像机的位置和姿态都是任意的、未知的,因此用于描述动作的特征必须具有旋转和平移不变性,用如下方式取得特征对旋转和平移的不变性^[8]:

$$\mathbf{p}_{ii}(t) = \mathbf{p}_i(t) - \mathbf{p}_1(t) \quad i = 2, 3, \dots, N \quad (1)$$

式中: N 为关节总数; $\mathbf{p}_1$ 为基准关节.

1.2 局部动作特征

为体现动作的局部动态特性,对每一帧的关节位置数据计算运动姿态描述子(moving pose descriptor)^[9],即每一个关节的位置、速度和加速度.对于 t 时刻,这一帧视频的局部动作特征可表示为 $\mathbf{x}_t = [\mathbf{p}_t, \frac{\partial \mathbf{p}_t}{\partial t}, \frac{\partial^2 \mathbf{p}_t}{\partial t^2}]$. 关节的速度和加速度可分别由式(2)、式(3)近似计算:

$$\frac{\partial \mathbf{p}_t}{\partial t} \approx \mathbf{p}_{t+1} - \mathbf{p}_{t-1} \quad (2)$$

$$\frac{\partial^2 \mathbf{p}_t}{\partial t^2} \approx \mathbf{p}_{t+2} + \mathbf{p}_{t-2} - 2\mathbf{p}_t \quad (3)$$

由于在深度图中估计出的关节位置具有较为

严重的噪声,首先对每一关节位置曲线进行高斯滤波,抑制噪声对速度和加速度的影响.

尽管局部动作特征具有很强的表达力,但并不适合直接用于分类.仍以 MSR-Action3D 数据库为例,图1显示了特征的类内差异,其中实线和点划线分别代表“挥手”动作中两个视频中同一关节的 x 轴坐标曲线,可看出两组数据在关节位置上有较大差异,则在速度和加速度上同样具有较大差异.

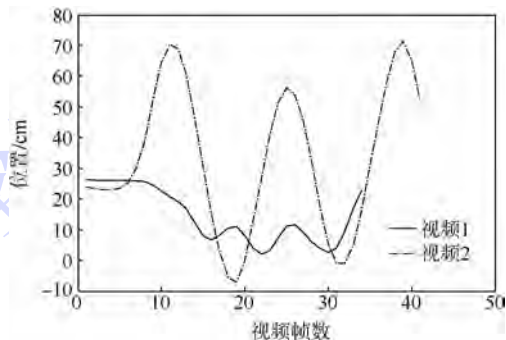


图1 同类动作的特征差异

Fig. 1 Variance between features of the same class actions

2 动作特征表达

LLC^[11]是应用于图像分类领域的无监督特征学习方法,LLC 通过学习的方法获得特征的稀疏表达,从而使特征更加具有区别力且线性可分.

2.1 编码方法

LLC 是基于局部坐标编码(Local Coordinate Coding, LCC)^[12]的一种快速方法,其基本思想为:对待编码特征 $\mathbf{x}$,使用距离 $\mathbf{x}$ 最近的 k 个词典元素的线性组合表达特征,其中 k 远小于词典元素个数. LLC 的优化函数为

$$\min_c \sum_{i=1}^N \|\mathbf{x}_i - \mathbf{B}\mathbf{c}_i\|^2 + \lambda \|\mathbf{d}_i \odot \mathbf{c}_i\|^2 \quad (4)$$

s. t. $\mathbf{1}^T \mathbf{c}_i = 1, \forall i$

式中: $\mathbf{x}_i$ 为输入的特征向量; $\mathbf{B}$ 为通过学习得到的词典,可以简单使用 K-means 学习得到; $\mathbf{c}_i$ 为待优化的特征的编码系数; λ 为 LLC 中的惩罚因子; $\mathbf{d}_i$ 的定义为

$$\mathbf{d}_i = \exp\left(\frac{\text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{B})}{\sigma}\right) \quad (5)$$

式中: $\text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{B}) = [\text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{b}_1), \text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{b}_2), \dots, \text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{b}_M)]^T$, M 为词典元素个数; $\text{dist}(\mathbf{x}_i, \mathbf{b}_j)$ 为 $\mathbf{x}_i$ 与 $\mathbf{b}_j$ 之间的欧氏距离; σ 为调整局部位置约束权重的下降速度; $\odot$ 表示向量对应元素的乘法; $\mathbf{1}^T \mathbf{c}_i = 1$ 保证了 LLC 的平移不变性. 式(4)具有式(6)~式(8)形式的解析解:

$$\tilde{\mathbf{c}}_i = (\mathbf{C}_i + \lambda \text{diag}(\mathbf{d}_i) \text{diag}(\mathbf{d}_i)) / 1 \quad (6)$$

$$C_i = (x_i \mathbf{1}^T - B)^T (x_i \mathbf{1}^T - B) \quad (7)$$

$$c_i = \tilde{c}_i / \mathbf{1}^T \tilde{c}_i \quad (8)$$

式中: $\text{diag}(\mathbf{d}_i) = \begin{pmatrix} d_i(1) & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & d_i(M) \end{pmatrix}$.

文献[12]证明,满足特征的局域性位置约束必然能够满足特征的稀疏性,而满足稀疏性则不一定能够满足局域性位置约束.局部位置约束与稀疏编码(Sparse Coding, SC)的稀疏性约束区别如图2所示,稀疏性约束旨在保证重构性的前提下使编码系数 L_0 范数尽量小,其对特征的重构策略如图2(a),而 LLC 的重构策略如图2(b).可以看出,由于距离特征最近的 k 个词典元素与特征同类别的概率很大,而 LLC 的局域性约束使用距离特征最近的元素表达特征,因此特征的稀疏表达具有更强的区别力.

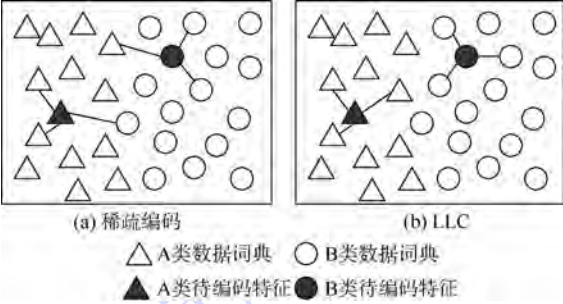


图2 稀疏编码与 LLC 示意图

Fig. 2 Illustration of sparse coding and LLC

2.2 词典学习

与文献[11]中采用 K-means 直接对所有训练数据训练一个词典不同,采用 K-means 分别对每类数据学习得到子词典,再将所有子词典组合起来作为 LLC 的词典,在扩展可识别动作类别时有如下优势:

1) 仅对新扩展类别的数据进行 K-means 聚类即完成词典学习,无需全局优化,文献[8,10]均需全局优化完成扩展类别后的词典学习.

2) 参数设置简单,仅需设置 K-means 聚类个数,文献[8]需要对每类数据设置不同的两个参数,文献[10]则需设定 5 个参数.

此外,根据局部动作特征的特点选用相关系数作为 K-means 中的相似性度量方法.

2.3 编码系数的降维方法

由于深度图像动作识别样本相对较小(20 类动作共 284 个视频),当选择较大词典时容易使分类器过拟合,而较小的词典又难以保证编码系数的区别力.为保证词典的大小不受限制,利用词典元素的类别对编码系数进行降维.

首先使用 K-means 分别对每一类动作的训练数据学习得到带有动作类别标签的词典元素,然后对第 i 帧视频的局部动作特征,在词典上求解 LLC 的编码系数 c_i ,降维后的向量 α_i 为与动作类别数相同维数的列向量,则 α_i 的第 j 个元素为

$$\alpha_i(j) = L_k^T \cdot c_i \quad (9)$$

式中: L_k 为维数与词典元素个数相同的列向量,若词典中第 j 个元素对应的动作类别为 k ,则 $L_k(j) = 1$,否则 $L_k(j) = 0$.

3 全局特征融合

对一个由几十帧图像组成的动作视频,需要将每一帧特征融合起来识别动作,采用基于池化的时间金字塔匹配方法完成对全局动作特征的融合^[8].时间金字塔的构建方法如图3所示,将原有动作序列分为 2^n 个子序列,以局部动作特征的编码向量为动作特征,对每一段子序列使用池化的方法计算得到 2^n 个特征;将 2^n 个特征分为 2^{n-1} 个子序列,用池化方法直到 2^{n-1} 个特征;重复上述步骤直到 $n=0$,将池化后的特征串联起来即为整个动作的特征.

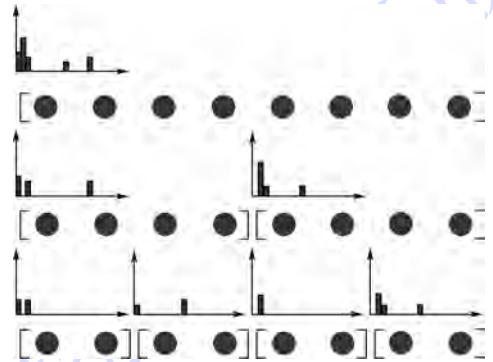


图3 时间金字塔匹配

Fig. 3 Temporal pyramid matching

采用的池化方法为^[11]

$$z = x_1 + x_2 + \cdots + x_N \quad (10)$$

$$z' = \frac{z}{\sum_j z(j)} \quad (11)$$

式中: $x_1, x_2, \cdots, x_N$ 为 N 帧动作的特征向量; $z(j)$ 为向量 z 中的第 j 个元素, z' 为池化后的动作特征.

得到整个动作的特征后,只需使用训练数据训练线性 SVM 分类器,得到的分类器模型即可对测试集的动作数据完成分类.

4 实验

4.1 MSR-Action3D 数据库

MSR-Action3D 数据库是由深度摄像机获取的

动作数据库,其中包含 high arm wave, horizontal arm wave, hammer, hand catch, forward punch, high throw, draw x, draw tick, draw circle, hand clap, two hand wave, side-boxing, bend, forward kick, side kick, jogging, tennis swing, tennis serve, golf swing, pick up & throw 20 种动作,共有 10 个表演者,每个动作每人表演 2~3 次. 视频帧率为 15 帧/s,分辨率为 640 像素×480 像素. 数据库中共有 557 个已分割的动作视频,其中每个动作视频的三维关节位置坐标使用实时的骨骼跟踪算法实现^[2].

与其他使用该数据库的文献的实验方法相

同,实验中将编号为 1、3、5、7、9 的动作表演者表演的动作视频作为训练数据,编号为 2、4、6、8、10 的表演者的动作视频作为测试数据,算法中线性 SVM 分类器使用 LIBSVM^[13],其参数由交叉验证确定,取 $C = 1$,此外 LLC 中 $\lambda = 0.1$,使用文献[11]中提出的 LLC 近似快速算法,最近邻的元素个数为 10,LLC 词典中每类动作的子词典元素个数为 300,时间金字塔为 4,2,1 结构. 实验结果表明:该算法在该数据库上达到的识别率为 85.71%,其中 10 种动作的识别率为 100%,混淆矩阵如图 4 所示,颜色越深识别率越大.

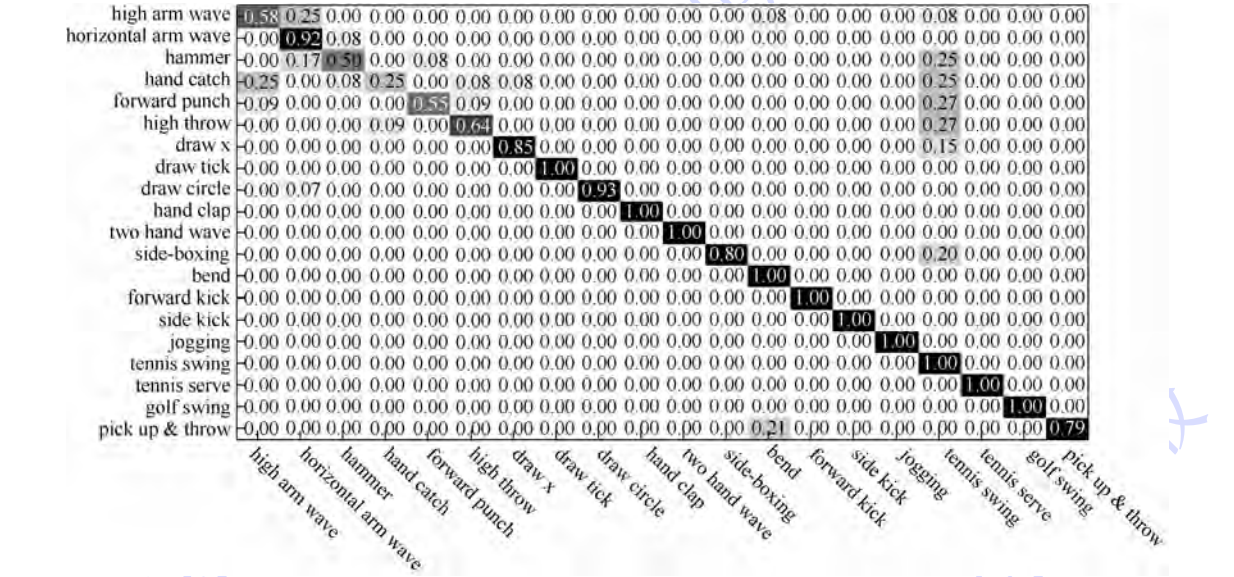


图 4 在 MSR-Action3D 数据库上的混淆矩阵
Fig. 4 Confusion matrix on MSR-Action3D dataset

识别率与其他方法的对比如表 1 所示. 由表 1 可以看出,本文方法在动作识别率方面优于多种已有方法,且与文献[20]提出的方法达到了相似的效果.

表 1 MSR-Action3D 数据库上的识别率比较

Table 1 Recognition accuracy comparison on MSR-Action3D dataset	
方法	识别率/%
Recurrent Neural Network ^[14]	42.5
Dynamic Temporal Warping ^[15]	54.0
Hidden Markov Model ^[16]	63.0
Latent-Dynamic CRF ^[17]	64.8
Bag of 3D Points ^[18]	74.7
Histogram of 3D Joints ^[6]	78.97
Eigenjoints ^[7]	82.3
STOP Feature ^[19]	84.8
Random Occupy Pattern ^[20]	86.2
SC + TPM	75.45
本文方法	85.7

此外,还对基于稀疏编码和时间金字塔匹配的识别算法进行了实验,以局部动作特征为动作

特征,词典学习采用文献[21]中的方法,词典大小为 400,编码系数的 L_0 范数小于 3,得到的识别率为 75.45%,体现了使用 LLC 的有效性.

4.2 算法时间复杂度

表 2 列出了以每秒处理视频的速度作为评价标准的算法时间复杂度比较,本文算法在两种计算机配置下进行实验,每种配置下重复实验 10 次,分别得到平均处理速度 488 帧/s 和 761 帧/s.

表 2 算法运行速度
Table 2 Computing speeds of algorithms

方法	计算机配置	运行环境	速度/ (帧·s ⁻¹)
文献[9]	—	—	200~500
本文方法	Intel Dual-Core E5800 3.2 GHz, 2 G 内存	Matlab R2012b	488
本文方法	Intel Core i7 3632QM 2.2 GHz, 4 G 内存	Matlab R2013b	761

文献[10]未提供算法运算速度,然而算法中采用文献[22]的稀疏编码方法,需要迭代 8 次,

其运算复杂度为 $O(M \times K)$, 其中 M 为词典元素个数, K 为编码系数中非零元素数; 而 LLC 编码方法具有解析解, 文献[11]给出 LLC 快速近似解的计算复杂度为 $O(M + K^2)$, 由于 $M \geq K$, 因此 LLC 的时间复杂度低于文献[22]的稀疏编码方法^[13], 即本文方法时间复杂度低于文献[10]方法. 同样地, 文献[20]在提取 Random Occupy Patterns 特征后采用稀疏编码方法, 并用 SVM 分类动作, 根据上文对 LLC 和稀疏编码间运算复杂度的比较, 文献[20]的算法时间复杂度高于本文方法.

文献[9]中算法速度没有给出计算机配置与运行环境, 其速度慢于本文方法; 此外, 由于文献[9]中方法需要计算特征与所有训练样本距离并排序, 其复杂度为 $O(M \cdot \lg M)$, 其中 M 为训练样本个数, 因此在样本变大时将增加运算的时间复杂度, 本方法则不存在这一问题.

4.3 编码系数降维方法的有效性

为表明对 LLC 编码系数的降维方法的有效性, 在不对编码系数降维的情况下, 计算出 LLC 词典元素个数变化时的动作识别率, 如图 5 所示.

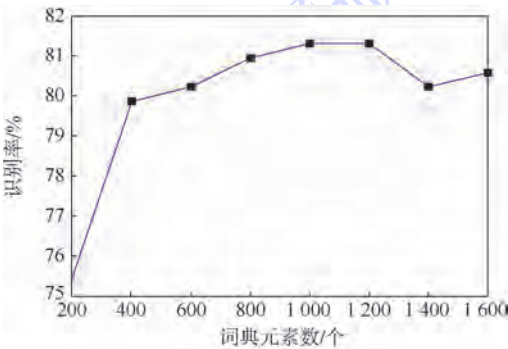


图 5 词典元素个数对识别率的影响

Fig. 5 Impact on the recognition accuracy of dictionary size

由图 5 可以看出, 识别率随着词典元素个数增多有逐渐上升的趋势, 但是均低于 82%. 此外, 得到的 SVM 分类器支持向量均为 280 个左右 (训练样本为 284 个), 出现了严重的过拟合. 而通过利用词典元素类别对编码系数降维, 在 4.1 节中提到的条件下, SVM 分类器的支持向量个数为 111 个, 且识别率为 85.7%.

5 结 论

提出了一种基于 LLC 的动作识别方法, 通过在 MSR-Action3D 数据库上进行实验, 得到以下结论:

1) 采用 LLC 对局部动作特征求解稀疏表达, 增强了特征的区别力, 从而解决了动作特征

类内差异较大的问题, 取得较高识别率; 由于 LLC 具有解析解, 保证了算法具有较低的运算复杂度.

2) 采用 K-means 分别对每类数据训练子词典, 使算法可以方便地扩展可识别动作类别, 此外, 利用词典元素类别对编码系数进行降维, 避免了词典较大情况下分类器的过拟合现象.

3) 一些相似的动作识别率仍然较低, 可以进一步研究 LLC 的词典学习方法, 以达到更高识别率.

参考文献 (References)

- [1] 郑骅, 沈旭昆. 基于连续数据流的动态手势识别算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 273-279.
Zheng W, Shen X K. Algorithm based on continuous data stream for dynamic gesture recognition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 273-279 (in Chinese).
- [2] 史骏, 陈才扣. 基于马氏距离的半监督鉴别分析及人脸识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 1589-1593.
Shi J, Chen C K. Mahalanobis distance-based semi-supervised discriminant analysis for face recognition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 1589-1593 (in Chinese).
- [3] Weinland D, Ronfard R, Boyer E. A survey of vision-based methods for action representation, segmentation and recognition[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2011, 115(2): 224-241.
- [4] Shotton J, Girshick R, Fitzgibbon A, et al. Efficient human pose estimation from single depth images[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(12): 2821-2840.
- [5] Jhuang H, Gall J, Zuffi S, et al. Towards understanding action recognition[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 3192-3199.
- [6] Xia L, Chen C C, Aggarwal J K. View invariant human action recognition using histograms of 3d joints[C] // Proceedings of IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPRW). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 20-27.
- [7] Yang X, Tian Y L. Eigenjoints-based action recognition using naïve bayes nearest neighbor[C] // Proceedings of IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPRW). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 14-19.
- [8] Wang J, Liu Z, Wu Y, et al. Mining actionlet ensemble for action recognition with depth cameras[C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1290-1297.
- [9] Zanfir M, Leordeanu M, Sminchisescu C. The moving pose: An efficient 3D kinematics descriptor for low-latency action recogni-

- tion and detection [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2752-2759.
- [10] Luo J, Wang W, Qi H. Group sparsity and geometry constrained dictionary learning for action recognition from depth maps [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1089-1816.
- [11] Wang J, Yang J, Yu K, et al. Locality-constrained linear coding for image classification [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 3360-3367.
- [12] Yu K, Zhang T, Gong Y. Nonlinear learning using local coordinate coding [C] // Advances in Neural Information Processing Systems. La Jolla, CA: Neural Information Processing Systems Foundation, 2009: 1-9.
- [13] Chang C C, Lin C J. LIBSVM: A library for support vector machines [J]. ACM Transactions on Intelligent Systems and Technology (TIST), 2011, 2(3): 27.
- [14] Martens J, Sutskever I. Learning recurrent neural networks with Hessian-free optimization [C] // Proceedings of the 28th International Conference on Machine Learning (ICML). New York: International Machine Learning Society (IMLS), 2011: 1033-1040.
- [15] Müller M, Röder T. Motion templates for automatic classification and retrieval of motion capture data [C] // Proceedings of the ACM SIGGRAPH. New York: ACM, 2006: 137-146.
- [16] Lv F, Nevatia R. Recognition and segmentation of 3-d human action using hmm and multi-class adaboost [C] // Proceedings of European Conference on Computer Vision (ECCV). Berlin, Heidelberg: Springer, 2006: 359-372.
- [17] Morency L, Quattoni A, Darrell T. Latent-dynamic discriminative models for continuous gesture recognition [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-8.
- [18] Li W, Zhang Z, Liu Z. Action recognition based on a bag of 3d points [C] // Proceedings of IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPRW). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 9-14.
- [19] Vieira A W, Nascimento E R, Oliveira G L, et al. Stop: space-time occupancy patterns for 3d action recognition from depth map sequences [C] // Progress in Pattern Recognition, Image Analysis, Computer Vision, and Applications. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012: 252-259.
- [20] Wang J, Liu Z, Chorowski J, et al. Robust 3d action recognition with random occupancy patterns [C] // Proceedings of European Conference on Computer Vision (ECCV). Berlin, Heidelberg: Springer, 2012: 872-885.
- [21] Mairal J, Bach F, Ponce J, et al. Online dictionary learning for sparse coding [C] // Proceedings of the 26th Annual International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2009: 689-696.
- [22] Lee H, Battle A, Raina R, et al. Efficient sparse coding algorithms [C] // Advances in Neural Information Processing Systems. La Jolla, CA: Neural Information Processing Systems Foundation, 2006: 801-808.

Human action recognition based on locality-constrained linear coding

BAI Chen, SUN Junhua*

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Large intra-class variations of action features lead to low classification accuracy of action recognition, on the other hand, current algorithms exist drawbacks in computational complexity and extension of recognizable action classes. A method based on locality-constrained linear coding (LLC) for action recognition from depth images was proposed. In order to reduce the intra-class variations and increase classification accuracy, joints' positions, velocities and acceleration features were concatenated to form local action features, then LLC was used to calculate sparse representations of local action features. Analytical solution of LLC ensures computational speed of our method is up to 760 frames per second. Dictionary is composed by sub-dictionaries learned by K-means from features of each class separately, so global optimization is avoided during extending recognizable action classes. Moreover, to avoid classifier to be over-fitting, a dimensionality reduction method based on labels of dictionary items was proposed. The proposed method was evaluated on MSR-Action3D dataset captured by depth cameras. The experimental results show that the proposed approach achieves classification accuracy of 85.7%.

Key words: action recognition; locality-constrained linear coding; dictionary learning; temporal pyramid matching; depth images

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0423

非线性气动弹性系统反演自适应控制



刘送丹, 李道春, 向锦武*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对双自由度二元机翼, 利用准定常气动力建立了非线性气动弹性方程, 并以状态空间形式描述. 双控制面非线性气动弹性系统中前后缘控制量相互耦合, 不能直接应用反演自适应控制方法, 为了解决这一问题, 新定义了两个等效控制器. 考虑俯仰方向立方非线性参数未知, 根据 Lyapunov 稳定性理论设计了反演自适应控制律. 通过 Runge-Kutta 数值方法对气动弹性方程进行求解, 验证了控制律的有效性. 仿真结果表明: 所设计的控制器能够使开环不稳定的气动弹性系统稳定至零点, 双控制面的作用提高了颤振临界速度. 考虑到实际控制面的偏转限制, 研究了单控制面失效问题, 结果显示单后缘控制面比单前缘控制面对系统控制更有效.

关 键 词: 二元机翼; 非线性气动弹性; 颤振; Lyapunov 稳定性理论; 反演自适应控制

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1128-07

在一定的飞行条件下, 非线性气动弹性系统会出现极限环振荡、混沌等不稳定现象^[1], 这些不稳定现象对飞行器的结构安全构成了很大威胁. 文献[2]对气动弹性颤振分析与控制方法进行了很好的总结. 目前对非线性颤振主动控制问题的研究主要针对于多项式非线性^[3-5]. 文献[6-7]研究了迟滞非线性因素对二元机翼颤振特性的影响以及系统参数对颤振特性的影响. 和多项式刚度非线性相比, 迟滞非线性不仅含有非线性刚度, 还含有非线性阻尼. 当非线性气动弹性系统参数确定时, 可以使用反馈线性化^[8]等方法处理气动弹性颤振主动控制中的非线性问题. 然而, 由于气动弹性系统中非线性因素的随机性, 导致非线性参数无法确定, 因此就要用到自适应控制方法^[3-4].

反演自适应控制, 也被称为反推自适应控制,

是当前自适应控制领域中应用较多的理论之一. 该方法很适合航空器与航天器的控制, 尤其是转换控制^[9-10], 文献[11]对反演自适应控制的发展及应用进行了详细总结. 根据文献[12], 反演自适应控制可以分为单控制器和双控制器的设计, 其中单控制器的设计首先要引入特有形式的变量、虚拟控制函数, 最终的控制器通过这一系列的虚拟控制函数以递推方式得到. 但该方法需要先引入新的变量, 从而得到严格满足特定形式的等效被控系统, 且计算过程很繁琐. 双控制器的反演自适应设计, 不需引入特定形式的新变量, 直接对控制系统施加控制器. 双控制器的设计原理同单控制器的设计. 文献[13]针对飞机提出了以飞行动力学描述的反演控制, 它是对攻角、侧滑角和速度矢量滚转率的多变量控制器. 该控制器能使大多数的初始值收敛到期望值. 文献[14]针对高超

收稿日期: 2014-07-17; 录用日期: 2014-10-17; 网络出版时间: 2014-12-17 15:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141217.1538.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(91216102, 11402014); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-HKXY-026)

作者简介: 刘送丹(1991—), 女, 湖南常德人, 硕士研究生, lsdmm2012@163.com

* 通讯作者: 向锦武(1964—), 男, 湖南平江人, 教授, xiangjw@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞机总体设计、结构设计技术.

引用格式: 刘送丹, 李道春, 向锦武. 非线性气动弹性系统反演自适应控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1128-1134.
Liu S D, Li D C, Xiang J W. Adaptive backstepping control of a nonlinear aeroelastic system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1128-1134 (in Chinese).

声速飞行器的非线性特点,提出了动态神经网络调节函数反演自适应控制方法,设计了速度和高度控制器.文献[15]通过反演自适应控制方法设计的控制器解决了参数未知情况下的超机动飞行控制问题.文献[16]利用前/后缘双控制面,采用反演方法进行高阶滑模控制,消除了极限环振荡现象,实现了系统稳定.相比平常的控制方法,保留了系统鲁棒性的同时还避免了颤振现象.文献[17]将滑模控制结合反演方法,提出了一种综合的自适应非线性控制律,它解决了导弹制导建模的非线性,目标机动等存在不确定性的问题.仿真结果表明,该系统对系统的不确定性和外部扰动具有较好的鲁棒性.文献[18]依据 Lyapunov 稳定性理论,进行自适应反演控制.不同于传统的方法,它所提出的控制律可以抵抗输入饱和与抑制未知的干扰.反演自适应控制方法具有较好的自适应性和鲁棒性,并可以提供一种全局渐近稳定的控制律^[19-21].文献[22]利用反演自适应控制方法对四旋翼无人机进行控制律的设计,并通过四旋翼进行遥控实验,验证了理论的正确性.

双控制面非线性气动弹性系统中的前后缘控制量是相互耦合的,以上文献所使用的反演自适应控制方法无法直接用于含前/后缘控制面的非线性气动弹性系统.本文针对该系统,在非线性参数未知的情况下,进行反演自适应控制律设计,完成了数值仿真验证.

1 气动弹性模型

含前/后缘控制面二元机翼的简化模型如图1所示.

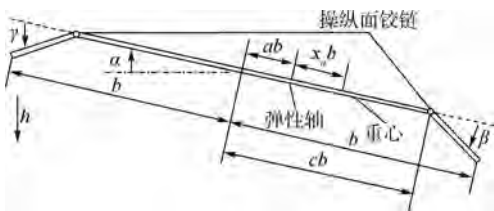


图1 前/后缘控制面二元机翼

Fig. 1 Two-dimensional airfoil with leading and trailing edge control surfaces

4个自由度分别为:沉浮自由度 h ,向下为正;俯仰自由度 α ,机翼前缘抬头为正;后缘控制面偏转自由度 β ,向下为正;前缘控制面偏转自由度 γ ,向下为正;弹性轴到重心的距离为 $x_a b$,翼弦中点到弹性轴的距离为 ab ;操纵面铰链到机翼中点的距离为 cb ,操纵面重心到操纵面铰链的距离为 $x_b b$,其中: a 和 c 为比例常数; b 为机翼半弦长.

如果不考虑操纵面偏转的影响,含有控制面二元机翼的动态方程则只含2个自由度,因此气动弹性动态方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} m_T & m_w x_a b \\ m_w x_a b & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_h & 0 \\ 0 & c_\alpha(\dot{\alpha}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: m_w 为机翼质量; m_T 为机翼和支架的总质量; I_α 为机翼惯性矩; c_h 和 k_h 分别为沉浮方向的结构阻尼系数与刚度; $c_\alpha(\dot{\alpha})$ 与 $k_\alpha(\alpha)$ 分别为俯仰方向所含有的非线性阻尼与非线性刚度,二者共同组成迟滞非线性^[7]; L 和 M 分别为气动力和力矩.

文献[5]已通过风洞试验表明可以采用准定常气动力理论描述作用在二元机翼上的气动力 L 和力矩 M ,具体表达式为

$$\begin{cases} L = \rho U^2 b s C_{L\alpha} \left[\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right] + \\ \quad \rho U^2 b s C_{L\beta} \beta + \rho U^2 b s C_{L\gamma} \gamma \\ M = \rho U^2 b^2 s \bar{C}_{m\alpha} \left[\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right] + \\ \quad \rho U^2 b^2 s \bar{C}_{m\beta} \beta + \rho U^2 b^2 s \bar{C}_{m\gamma} \gamma \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; U 为自由来流速度; s 为展长; $C_{L\alpha}$ 、 $C_{L\beta}$ 和 $C_{L\gamma}$ 分别为攻角、后缘控制面和前缘控制面偏转产生的升力系数; $\bar{C}_{m\alpha}$ 、 $\bar{C}_{m\beta}$ 和 $\bar{C}_{m\gamma}$ 分别为相应的有效力矩系数,具体关系为

$$\begin{cases} \bar{C}_{m\alpha} = (1/2 + a) C_{L\alpha} + 2 C_{m\alpha} \\ \bar{C}_{m\beta} = (1/2 + a) C_{L\beta} + 2 C_{m\beta} \\ \bar{C}_{m\gamma} = (1/2 + a) C_{L\gamma} + 2 C_{m\gamma} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $C_{m\alpha}$ 、 $C_{m\beta}$ 和 $C_{m\gamma}$ 分别为攻角、后缘控制面和前缘控制面偏转产生的力矩系数.

引入状态变量 $\mathbf{x} = [h \quad \alpha \quad \dot{h} \quad \dot{\alpha}]^T$,则式(1)代表的系统方程可以表示成状态空间的形式:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u} \quad (4)$$

式中:矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{x})$ 、 $\mathbf{B}$ 和输入矢量 $\mathbf{u}$ 分别为

$$\begin{cases} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_1 & -k_2 U^2 - p_1(\alpha) & -c_1 & -c_2 - q_1(\dot{\alpha}) \\ -k_3 & -k_4 U^2 - p_2(\alpha) & -c_3 & -c_4 - q_2(\dot{\alpha}) \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & b_{11} & b_{12} \\ 0 & 0 & b_{21} & b_{22} \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{u} = [\beta \quad \gamma]^T \end{cases} \quad (5)$$

矩阵中各系数分别为系统参数的函数,表达式为

$$p_1(\alpha) = -m_w x_\alpha b (n_1 + n_2 x_2^2)/d \quad (6)$$

$$p_2(\alpha) = m_T (n_1 + n_2 x_2^2)/d \quad (7)$$

其中: $d = m_T I_\alpha - (m_w x_\alpha b)^2$. 为便于推导, $c_\alpha(\dot{\alpha})$ 只取一次项, 令 $c_\alpha(\dot{\alpha}) = 0.036$. 其他表达式参照文献[23].

2 控制律设计

将状态空间式(4)所代表的被控系统写成式(8)的状态变量表达式的形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = -k_1 x_1 - (k_2 U^2 + p_1(\alpha)) x_2 - c_1 x_3 - \\ \quad (c_2 + q_1(\dot{\alpha})) x_4 + (b_{11} \beta + b_{12} \gamma) \\ \dot{x}_4 = -k_3 x_1 - (k_4 U^2 + p_2(\alpha)) x_2 - c_3 x_3 - \\ \quad (c_4 + q_2(\dot{\alpha})) x_4 + (b_{21} \beta + b_{22} \gamma) \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\dot{x}_3$ 与 $\dot{x}_4$ 控制项分别为 $(b_{11} \beta + b_{12} \gamma)$ 、 $(b_{21} \beta + b_{22} \gamma)$, 它们均是前/后缘控制面 γ 与 β 的耦合项, 与经典的反演自适应控制中只有独立的控制量不同(如仅有 β 或是仅有 γ).

为解决此情况下不能直接应用反演自适应控制方法的难题, 定义两个控制器, 分别为 u_1 和 u_2 , 其表达式为

$$\begin{cases} u_1 = b_{11} \beta + b_{12} \gamma \\ u_2 = b_{21} \beta + b_{22} \gamma \end{cases} \quad (9)$$

式中:

$$\begin{cases} \beta = \frac{b_{12} u_2 - b_{22} u_1}{b_{12} b_{21} - b_{11} b_{22}} \\ \gamma = \frac{b_{11} u_2 - b_{21} u_1}{b_{22} b_{11} - b_{21} b_{12}} \end{cases} \quad (10)$$

此时非线性气动弹性系统中状态方程中 $\dot{x}_3$ 与 $\dot{x}_4$ 的控制项已是独立的控制量, 分别只有 u_1 及 u_2 项, 这时便能应用反演自适应控制方法.

进行新的定义后, 则被控系统变为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = -k_1 x_1 - (k_2 U^2 + p_1(\alpha)) x_2 - c_1 x_3 - \\ \quad c_2 x_4 + (b_{11} \beta + b_{12} \gamma) \\ \dot{x}_4 = -k_3 x_1 - (k_4 U^2 + p_2(\alpha)) x_2 - c_3 x_3 - \\ \quad c_4 x_4 + (b_{21} \beta + b_{22} \gamma) \end{cases} \quad (11)$$

假定控制器设计过程中非线性参数是未知的, 即式(6)与式(7)中的系统参数 n_1 和 n_2 未知. 定义 $\tilde{n}_1$ 和 $\tilde{n}_2$ 为系统参数 n_1 和 n_2 的估计值,

其误差为 $\bar{n}_1 = \tilde{n}_1 - n_1$, $\bar{n}_2 = \tilde{n}_2 - n_2$.

为了确定控制器, 定义 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} x_1^2 + \frac{1}{2} x_2^2 + \frac{1}{2} x_3^2 + \frac{1}{2} x_4^2 + \frac{1}{2} \bar{n}_1^2 + \frac{1}{2} \bar{n}_2^2 \quad (12)$$

其导数为

$$\dot{V} = x_1 \bar{x}_1 + x_2 \bar{x}_2 + x_3 \bar{x}_3 + x_4 \bar{x}_4 + n_1 \bar{n}_1 + n_2 \bar{n}_2 \quad (13)$$

将式(11)中的各式代入式(13), 并整理得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -c_1 x_3^2 - (c_4 + 0.036 m_T/d) x_4^2 + x_3 [u_1 + \\ & (1 - k_1) x_1 - (m_w x_\alpha b \cdot 0.036/d + c_3 + c_2) x_4 - \\ & k_2 U^2 x_2 + m_w x_\alpha b/d \cdot (\tilde{n}_1 x_2 + \tilde{n}_2 x_2^3)] + \\ & x_4 [(1 - k_4 U^2) x_2 - k_3 x_1 + u_2 - \\ & m_T/d (\tilde{n}_1 x_2 + \tilde{n}_2 x_2^3)] + \bar{n}_1 (\dot{\tilde{n}}_1 + \\ & m_T/d \cdot x_2 x_4 - m_w x_\alpha b/d \cdot x_2 x_3) + \\ & \bar{n}_2 (\dot{\tilde{n}}_2 - m_w x_\alpha b/d \cdot x_2^3 x_3 + m_T/d \cdot x_2^3 x_4) \end{aligned} \quad (14)$$

若选择控制器和参数更新变化规律分别为

$$\begin{aligned} u_1 = & -(1 - k_1) x_1 + \\ & (c_2 + c_3 + m_w x_\alpha b \cdot 0.036/d) x_4 + \\ & k_2 U^2 x_2 - m_w x_\alpha b/d \cdot (\tilde{n}_1 x_2 + \tilde{n}_2 x_2^3) \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} u_2 = & -(1 - k_4 U^2) x_2 + k_3 x_1 + \\ & m_T/d (\tilde{n}_1 x_2 + \tilde{n}_2 x_2^3) \end{aligned} \quad (16)$$

$$\dot{\tilde{n}}_1 = m_w x_\alpha b/d \cdot x_2 x_3 - m_T/d \cdot x_2 x_4 - m_1 \bar{n}_1 \quad (17)$$

$$\dot{\tilde{n}}_2 = m_w x_\alpha b/d \cdot x_2^3 x_3 - m_T/d \cdot x_2^3 x_4 - m_2 \bar{n}_2 \quad (18)$$

式中: $m_1 > 0$; $m_2 > 0$. 则式(13)可写为

$$\dot{V} = -c_1 x_3^2 - (c_4 + 0.036 m_T/d) x_4^2 - m_1 \bar{n}_1^2 - m_2 \bar{n}_2^2 \quad (19)$$

取 $c_1 > 0$, $c_4 > 0$, $c_4 + 0.036 m_T/d > 0$, 则 $\dot{V}$ 负定.

最后得到系统 $(x_1, x_2, x_3, x_4, n_1, n_2)$ 的动力学方程:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = -k_1 x_1 - (k_2 U^2 + p_1(\alpha)) x_2 - c_1 x_3 - \\ \quad (c_2 + q_1(\dot{\alpha})) x_4 + u_1 \\ \dot{x}_4 = -k_3 x_1 - (k_4 U^2 + p_2(\alpha)) x_2 - c_3 x_3 - \\ \quad (c_4 + q_2(\dot{\alpha})) x_4 + u_2 \\ \dot{\tilde{n}}_1 = m_w x_\alpha b/d \cdot x_2 x_3 - m_T/d \cdot x_2 x_4 - m_1 \bar{n}_1 \\ \dot{\tilde{n}}_2 = m_w x_\alpha b/d \cdot x_2^3 x_3 - m_T/d \cdot x_2^3 x_4 - m_2 \bar{n}_2 \end{cases} \quad (20)$$

对于式(20),由于其 Lyapunov 函数 V 是正定的,其导数 $\dot{V}$ 是负定的. 所以,状态变量会逐渐稳定到零点. 而对应的式(11)也会逐渐稳定到零点. 此时的控制器 u_1 和 u_2 也将逐渐趋向于零.

3 结果与分析

仿真过程中所用到的系统参数取值如下:
 $a = -0.6719, b = 0.1905 \text{ m}, s = 0.5945 \text{ m}, m_w = 5.230 \text{ kg}, m_T = 15.57 \text{ kg}, c_{l\alpha} = 6.757, c_{m\alpha} = 0, k_h = 2844 \text{ N/m}, c_h = 27.43 \text{ kg/s}, c_{l\gamma} = -0.1566, \rho = 1.225 \text{ kg/m}^3, c_{m\beta} = -0.6719, I_\alpha = 0.1419 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, x_\alpha = 0.5721, c_{m\gamma} = -0.1005, c_{l\beta} = 3.774$. 非线性模型的最高次数为3,初始条件为 $h(0) = 0.01 \text{ m}, \alpha(0) = 0.1, \dot{h}(0) = \dot{\alpha}(0) = 0$,以上数据均引自文献[6].

为计算方便,非线性参数列向量的取值与其略有不同,原文献取 $C = [0.036 \ 0 \ 0.010]^T, K = [12.77 \ 53.47 \ 1003]^T$, 本文选取 $c_\alpha(\dot{\alpha}) = 0.036, K = [12.77 \ 0 \ 1003]^T$, 即 $n_1 = 12.77, n_2 = 1003$. 数值仿真中,取系统参数初始估计值 $\tilde{n}_1 = 12, \tilde{n}_2 = 1100$.

对于以上系统参数和初始条件,采用 Runge-Kutta 方法进行数值计算. 由图2的系统仿真结果可知,当来流速度 $U = 10.49 \text{ m/s}$ 时,系统收敛;当 $U = 10.50 \text{ m/s}$ 时,系统形成了振幅稳定的极限环振荡. 由此得出,系统的颤振临界速度为 10.50 m/s . 与文献[23]所得到的颤振临界速度 10.73 m/s 相近,差别由非线性参数列向量的取值不同所导致,验证了本文计算结果的正确性.

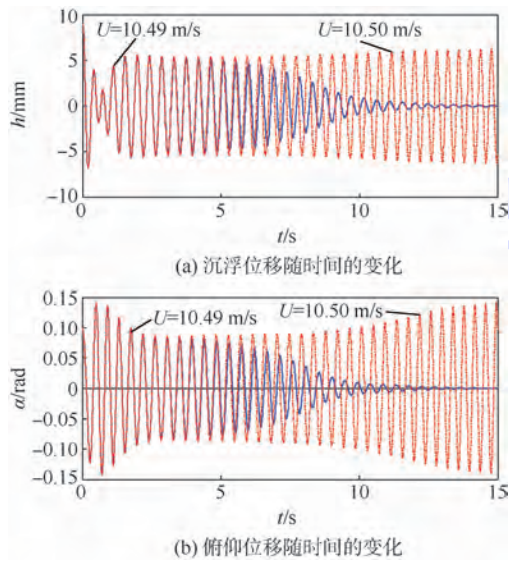


图2 系统仿真结果
Fig.2 System simulation results

3.1 双控制面控制

取 $U = 12 \text{ m/s}$, 气动弹性系统的自适应控制结果如图3所示. 当 $t < 10 \text{ s}$ 时,控制输入 $u_1 = 0, u_2 = 0$, 即此时为开环响应,此时系统形成了振幅稳定的极限环振荡. 10 s 后,开始施加控制,从数值仿真结果可以看出,施加控制后不久系统稳定到零点.

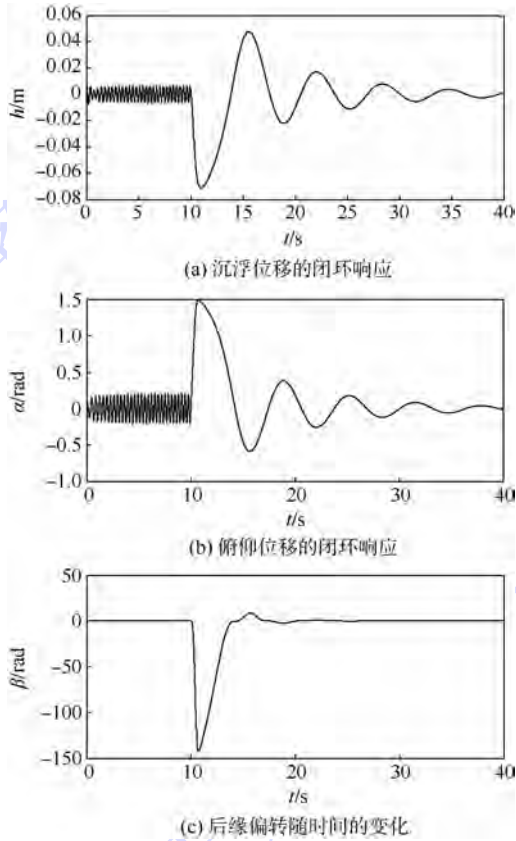


图3 模型的自适应控制结果($U = 12 \text{ m/s}$)
Fig.3 Model adaptive control results ($U = 12 \text{ m/s}$)

然而,此时前后缘控制面偏转角度过大,其中后缘控制面最大偏转幅值超过 130 rad . 显然,此时前/后缘控制面偏转幅度远远超过实际最大偏转角度,因此需要对前/后缘控制面偏转进行限制. 令前/后缘控制面最大偏转角不超过 20° , 重新进行仿真验证. 由图4所示的数值仿真结果可知,当限制前/后缘控制面的最大偏转后,施加控制约 35 s 后系统能被稳定到零点. 加幅值限制后,前/后缘控制面偏转也逐渐稳定至零点. 前缘控制面偏转要比后缘控制面剧烈.

综上所述,由式(11)、式(15)~式(18)所组成的闭环系统能够有效地将系统稳定到零点.

3.2 单控制面控制

为探究前/后缘对二元机翼颤振控制的贡献大小,只令其中之一工作. 单后缘控制面工作时控

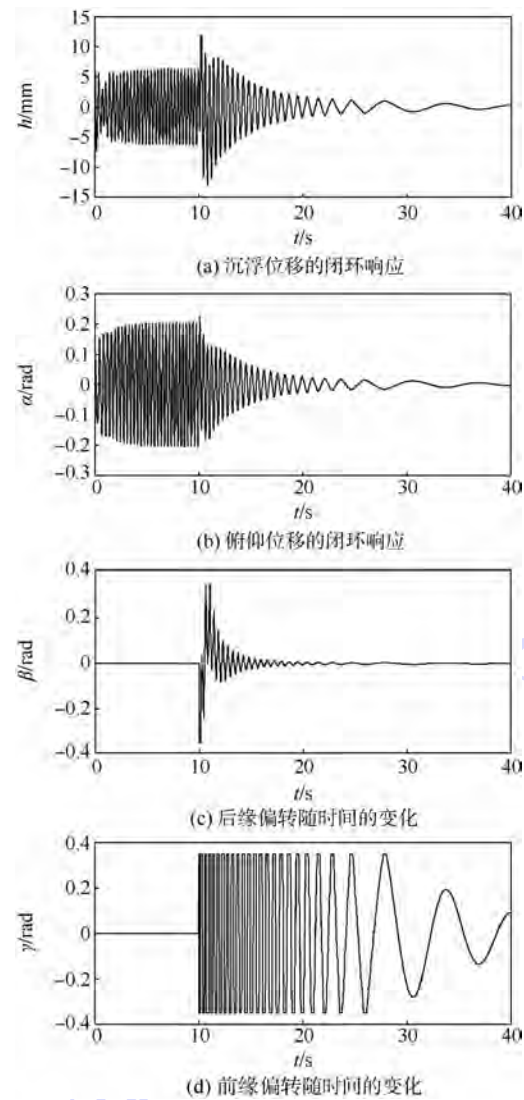


图 4 限制控制面的模型自适应控制 ($U = 12 \text{ m/s}$)
Fig. 4 Model adaptive control with limited control surface ($U = 12 \text{ m/s}$)

制结果如图 5 所示.

根据图 5,当单后缘控制面偏转时,沉浮位移和俯仰位移幅值减小的速度小于双控制面的情况.从图 5(c)也可以明显看出,单后缘控制面工作时的效率要低.两种情况都是在第 10 s 施加控制,当双控制面一起作用时,后缘约 2 s 就把幅值控制在 0.1 rad 以内.然而单后缘控制面工作时,在 10 ~ 12 s 内,后缘总是在满偏,幅值一直高于 0.2 rad.

单前缘控制面工作时自适应控制结果如图 6 所示,此时控制系统失效.

由以上分析可以看出,双控制面共同作用比单一控制面的作用有效,其中单后缘控制面要比前缘控制面对系统控制更有效.

保持系统参数和初始条件不变,不断增大来流速度,发现在单后缘控制面作用下,当来流速度

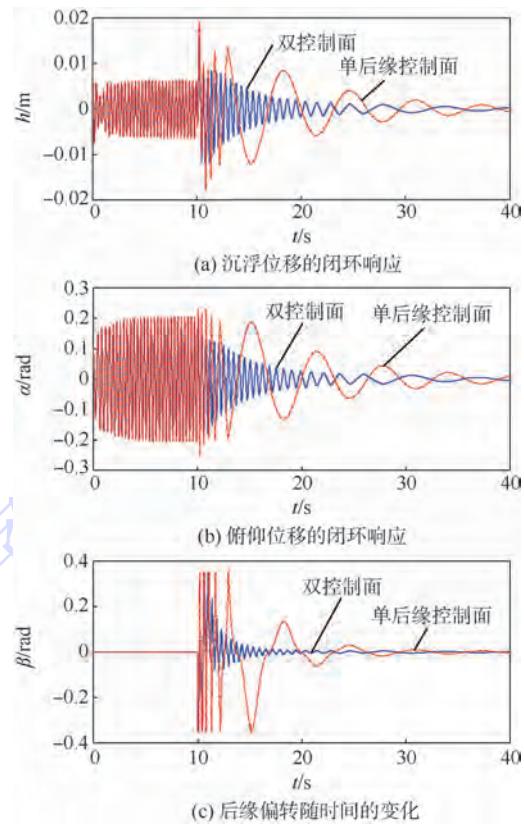


图 5 两种情况的模型自适应控制 ($U = 12 \text{ m/s}$)
Fig. 5 Two different model adaptive controls ($U = 12 \text{ m/s}$)

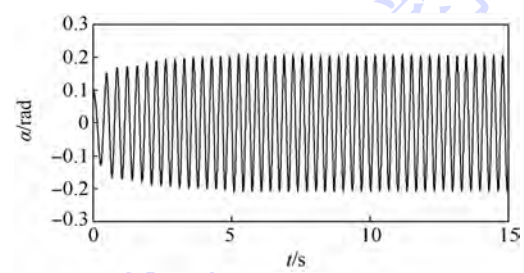


图 6 限制控制面的单前缘控制系统响应 ($U = 12 \text{ m/s}$)
Fig. 6 Response of control system only by leading edge with limited control surface ($U = 12 \text{ m/s}$)

大于 28.65 m/s 时,所设计的控制律已经不能使非线性气动弹性系统达到稳定状态,此时闭环系统的响应变为极限环振荡,控制器失效.与开环颤振相比,较初始 10.50 m/s 的颤振速度,提高 172.38%.

4 结 论

本文针对双控制面二元机翼的非线性气动弹性系统,设计了反演自适应控制律,利用 Runge-Kutta 数值方法对气动弹性方程进行求解,并验证了所设计控制律的有效性.数值仿真结果表明:

- 1) 双控制面在反演自适应控制律的作用下,可以使开环不稳定的系统稳定.
- 2) 仅对比单前/后缘控制面的作用,后缘控

制面比前缘控制面对系统控制更有效.

3) 双控制面的共同作用比单后缘控制面的作用更快地使系统稳定. 其中, 单后缘控制的闭环颤振临界速度较开环颤振临界速度提高172.38%.

4) 考虑到实际情况中存在控制面偏转限制, 当来流速度达到一定值时, 闭环系统仍然会出现颤振现象.

参考文献 (References)

- [1] 赵永辉, 胡海岩. 具有操纵间隙非线性二维翼段的气动弹性分析[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 521-525.
Zhao Y H, Hu H Y. Aeroelastic analysis of a two dimensional airfoil with control surface freeplay nonlinearity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 521-525 (in Chinese).
- [2] Mukho P V. Historical perspective on analysis and control of aeroelastic responses [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(5): 673-684.
- [3] Behal A, Marzocca P, Rao V M, et al. Nonlinear adaptive control of an aeroelastic two-dimensional lifting surface [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 382-390.
- [4] Lin C M, Chin W L. Adaptive decoupled fuzzy sliding-mode control of a nonlinear aeroelastic system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 206-209.
- [5] Platanitis G, Strganac T W. Control of a nonlinear wing section using leading-and trailing-edge surfaces [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(1): 52-58.
- [6] 李道春, 向锦武. 迟滞非线性二元机翼颤振特性分析[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 600-604.
Li D C, Xiang J W. Aeroelastic analysis of two-dimensional airfoil with hysteresis structural nonlinearity [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 600-604 (in Chinese).
- [7] 李道春, 向锦武. 间隙非线性气动弹性颤振控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(6): 640-643.
Li D C, Xiang J W. Flutter control of aeroelasticity with freeplay nonlinearity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 640-643 (in Chinese).
- [8] Kurdila A J, Akella M R. Nonlinear control methods for high-energy limit-cycle oscillations [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(1): 185-192.
- [9] Ali I, Radice G, Kim J. Backstepping control design with actuator torque bound for spacecraft attitude maneuver [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 254-259.
- [10] Kristiansen R, Nicklasson P J, Gravdahl J T. Satellite attitude control by quaternion-based backstepping [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(1): 227-232.
- [11] 董文瀚, 孙秀霞, 林岩. 反推自适应控制的发展及应用[J].

控制与决策, 2006, 21(10): 1081-1084.

- Dong W H, Sun X X, Lin Y. Adaptive backstepping control: Development and applications [J]. Control and Decision, 2006, 21(10): 1081-1084 (in Chinese).
- [12] 杨绍普, 曹庆杰, 张伟. 非线性动力学与控制的若干理论及应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2011: 304-309.
Yang S P, Cao Q J, Zhang W. Nonlinear dynamics and control: Theory and application [M]. Beijing: Science Press, 2011: 304-309 (in Chinese).
- [13] Ola H, Torkel G. Vector backstepping design for flight control [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2007, 2: 1107-1116.
- [14] 涂再云, 陆阿坤, 杜军, 等. 高超声速飞行器动态神经网络反推自适应控制 [J]. 航天控制, 2013, 31(4): 78.
Tu Z Y, Lu A K, Du J, et al. Dynamic neural network adaptive backstepping control for hypersonic aircraft [J]. Aerospace Control, 2013, 31(4): 78 (in Chinese).
- [15] 董文瀚, 孙秀霞, 林岩. 超机动飞行的非线性反推自适应控制 [J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 39.
Dong W H, Sun X X, Lin Y. Nonlinear backstepping adaptive control of supermaneuverable flight [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2): 39 (in Chinese).
- [16] Chen C L, Peng C C, Yau H T. High-order sliding mode controller with backstepping design for aeroelastic systems [J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2012, 17(4): 1813-1823.
- [17] Ran M P, Wang Q, Hou D L, et al. Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 634-642.
- [18] Li M D, Jing W X, Macdonald M, et al. Adaptive backstepping control for optimal descent with embedded autonomy [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(7): 589-594.
- [19] Wu X Q, Lu J A. Adaptive control of uncertain Lü system [J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2004, 22(2): 375-381.
- [20] Gao S S, Zhong Y M, Li W. Robust adaptive control for a class of chaotic system using backstepping [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(6): 425-430.
- [21] Peng C C, Chen C L. Robust chaotic control of Lorenz system by backstepping design [J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2008, 37(2): 598-608.
- [22] Ha C S, Zuo Z Y, Choi F B, et al. Passivity-based adaptive backstepping control of quadrotor-type UAVs [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2014, 62(9): 1305-1315.
- [23] 李道春, 向锦武. 非线性气动弹性模型参考自适应控制 [J]. 航空学报, 2008, 29(2): 280-283.
Li D C, Xiang J W. Model reference adaptive control of nonlinearity aeroelasticity [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 280-283 (in Chinese).

Adaptive backstepping control of a nonlinear aeroelastic system

LIU Songdan, LI Daochun, XIANG Jinwu*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For a two-dimensional airfoil with leading-edge and trailing-edge control surfaces, the nonlinear aeroelastic equations under the supposition of quasi-steady aerodynamic forces were established and were described in state space form. The control variables of the leading and trailing edges were coupled resulting that the backstepping control method could not be used directly. To solve the problem, two equivalent control laws were newly defined. Supposing that the system has parametric uncertainty in the cubic nonlinearity in pitch, an adaptive control law was designed based on Lyapunov stability theory. In order to verify the validation of the control law, the dynamic equations were solved numerically by using Runge-Kutta method. The simulation results show that the open-loop aeroelastic system is unstable with limit cycle oscillation, while the close-loop system reaches to stable as a result of the adaptive control law. With double control surfaces, the flutter critical velocity is improved after the control design. Taking the limits of the control surface deflection in reality into account, the invalidation problems of the single control surface are discussed. Just considering the effectiveness of the single control surface, the system using the trailing edge control surface is better than that of using the leading edge control surface.

Key words: two-dimensional airfoil; nonlinear aeroelasticity; flutter; Lyapunov stability theory; adaptive backstepping control

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0440

基于 GP + GA 的陀螺仪随机误差建模分析



吕琳^{1,2}, 全伟^{*1,2}

(1. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100191)

摘

要: 陀螺仪是惯性导航系统的重要组成部分,其精度依赖于惯性导航系统的精度.

为了提高陀螺仪的精度,针对陀螺随机漂移非线性、弱平稳性引起的随机误差,以激光陀螺仪随机漂移时间序列数据为研究对象,首先通过对陀螺仪建模的分析和对激光陀螺仪实时数据的分析和预处理,得到了陀螺漂移误差的离散时间序列;然后对其基于遗传规划(GP)建模,得出了当前时刻陀螺漂移数据和前几时刻的陀螺漂移数据之间的非线性数学模型;最后利用遗传算法(GA)对该模型有数学关系的参数进行优化,得到更高精度的模型.仿真结果表明:与经典自回归(AR)建模优化方法相比,GP+GA建模能够更加有效地反映陀螺仪的随机漂移特性,陀螺仪的方差降低了73.72%,与经典自回归(AR)建模方法相比效果提高了4.72%.该建模方法有效补偿了陀螺仪的随机漂移误差,提高了系统的稳定性.

关键词: 陀螺仪;遗传规划(GP);遗传算法(GA);随机误差建模;优化

中图分类号: U666.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1135-06

惯性导航自主性强,不受外界干扰,隐蔽性好,导航精度高,是最主要的导航手段之一^[1].在惯性导航系统中,要求陀螺仪具有相当的精度^[2].陀螺仪的漂移误差随时间累积导致惯性导航系统的精度受到了影响.消除陀螺漂移误差有两种方法^[3]:①提高陀螺仪的硬件精度,此方法可以提高器件本身的精度,但需要的经费高、研制周期长,且精度提高非常有限;②利用软件来提高系统精度^[4],通过建立其准确的误差模型,并利用合适的补偿算法,提高使用精度.和方法①相比,方法②成本低、周期短,而且精度提高的余地也比较大.

陀螺误差包括静态误差、动态误差和随机误差^[5].前两种误差与载体的运动参数有关,可由试验标定补偿,真正影响陀螺性能的是陀螺的随

机漂移.陀螺随机漂移是非线性、慢时变的,不易准确地提取陀螺的真实信号.

目前较为常用的陀螺仪随机漂移建模方法有时间序列建模^[6-7]、神经网络建模^[8]和小波级数非线性建模^[9]等.时间序列建模在模型预测中应用比较广泛,其中自回归(Auto Regressive, AR)建模方法是常用的时间序列建模方法,但是其应用的前提是数据必须是平稳、线性的,即其不能应用在非线性时间序列的精确建模中^[10].近年来神经网络、支持向量机等非线性建模方法不断得到应用,并取得了很好的效果^[11].但是神经网络和支持向量机等方法不能给出需要建模系统的输入输出之间的具体数学表达式,而且这些方法都必须依靠大量的实验数据才能完成,神经网络的“过学习”、易陷入“局部最小值”等问题也限制了

收稿日期: 2014-07-22; 录用日期: 2014-10-24; 网络出版时间: 2014-11-05 09:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0440.html

基金项目: 国家自然科学基金(61374210,61233005,61104198)

作者简介: 吕琳(1990—),女,山东聊城人,硕士研究生,lvlinch1990@163.com

* 通讯作者: 全伟(1977—),男,山东临沂人,副教授,quanwei@buaa.edu.cn,主要研究方向为组合导航、组合定姿.

引用格式: 吕琳,全伟.基于GP+GA的陀螺仪随机误差建模分析[J].北京航空航天大学学报,2015,41(6):1135-1140.

Lyu L, Quan W. Modeling and analysis of gyroscope's random drift based on GP+GA method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1135-1140 (in Chinese).

该方法的实用. 近年来, 遗传规划 (Genetic Programming, GP) 在非线性的建模中得到了不断应用^[12]. 遗传规划是一种非常有效的自适应搜索建模方法, 该方法不需要任何先验知识, 有很好的客观性和极大的通用性, 和其他方法相比优势比较突出: 一方面遗传规划可以根据建模数据的特点, 建立线性函数、非线性函数、微分方程等复杂模型, 得出的模型能客观地反映问题的实际情况, 另一方面, 遗传规划可以给出建模过程中的输入数据和输出数据之间的具体数学表达式, 建立的模型比较具体; 最后, 遗传规划建模不依赖于大量的数据, 它可以用在小规模的数据建模中. 除此之外, 遗传规划可以和遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 结合使用, 利用 GA 来进一步对模型的参数进行优化.

本文围绕陀螺仪随机噪声复杂的问题, 研究了陀螺仪的随机漂移误差非线性建模方法. 最终将遗传规划和遗传算法 (GP + GA) 引入到陀螺仪随机漂移建模过程中, 提出了一种基于 GP + GA 的陀螺仪随机漂移建模方法. 仿真结果表明, 该方法与传统的 AR 建模方法相比能更加有效补偿陀螺仪的随机漂移误差, 进而提高系统的稳定性.

1 GP + GA 陀螺仪随机误差建模

1.1 GP + GA 建模原理

GP 是一种自动编程技术, 它基于达尔文的“适者生存”法则, GP 算法的相关法则和术语由 Koza 制订, GP 算法的最终目的是找到所给系统的最优模型. 该算法的模型以二叉树的形式给出, 算法可以同时给出若干个模型, 每个模型的元素由之前设置的函数集和终止集确定, 函数集中的元素包括基本算术运算 $\{+, -, \times, \div\}$ 、布尔代数运算符 $\{\text{and}, \text{or}, \text{not}\}$ 和其他使用者定义的数学符号和数学函数^[13]. 函数集的选择决定了模型的复杂性. 例如, 仅仅包含加、减运算的函数集必然是一个线性模型结构; 包含三角函数的函数集会导致模型结构高度的非线性. 终止集包括: 输入变量、数值常量、逻辑常量等. 函数集和终止集被随机选择, 最终形成一个由根节点和从函数集延伸的以终止集结束的类似树形结构的模型. GP 主要的输入有学习的模式、自适应评价函数、函数集和终止集及交叉、变异概率等遗传操作参数.

GP 建模一般分 5 步:

- 1) 函数集和终止集随机产生初始群体.
- 2) 执行每个带有适应值的程序.
- 3) 经过复制、交叉、变异产生一个新群体.

4) 比较新的适应度函数值.

5) 选择最优的模型.

GP + GA 建模过程中把函数的自变量作为程序的输入, 把函数的因变量作为程序的输出, 寻找满足输入/输出关系的最优程序, 最终所找到的程序即为建模的结果. GP 建模采用二叉树结构表示数学模型^[14], 通过使用遗传操作动态地改变模型结构, 反复地将问题的函数集和端点集递归地组合, 得到数据的模型结构. 然后利用 GA 优化模型的参数, 直至找到满足问题要求的最优解. 该建模方法特别适合解决陀螺仪随机漂移误差建模等复杂非线性建模问题.

1.2 陀螺仪随机误差模型

常用的陀螺仪模型为

$$\omega_g = \omega + b + n_a \quad (1)$$

式中: ω_g 为陀螺测量值; ω 为角速率真值; b 为陀螺仪的常值漂移; n_a 为量测噪声. 对于量测噪声 n_a , 其误差特性比较复杂, 其误差中也可能包含一定的规律性, 可以针对陀螺仪模型中的量测噪声 n_a 项, 深入分析其特性, 寻找测量噪声部分的规律性, 对其进行误差建模. 利用 GP + GA 算法对量测噪声部分进行建模, 利用遗传规划建立量测噪声的模型结构, 然后利用遗传算法对建立的模型结构进行参数优化. 使最后的模型结构为

$$n_a = N_{GP+GA} + n_b \quad (2)$$

式中: N_{GP+GA} 为由 GP + GA 建模方法得到的原子自旋陀螺仪随机漂移误差中非线性部分的模型; n_b 为量测噪声剩余部分.

通过对量测噪声的进一步建模, 使陀螺的性能得到提升.

2 GP + GA 随机误差建模过程分析

2.1 数据的采集和预处理

陀螺噪声信号是连续信号, 建模过程中需要对连续信号进行采样. 以 z 轴的激光陀螺为例, z 轴陀螺的标称角速度为 $10(^{\circ})/\text{h}$, 陀螺仪的脉冲当量为 84.25, 采样频率为 100 Hz, 即每 10 ms 采集一次陀螺输出的瞬时数据. 预处理主要是对采样后的时序进行相应的处理, 对于激光陀螺仪而言, 就是根据脉冲当量和采样频率等参数得到离散的时间间隔为 10 ms 的陀螺仪输出角速度值. 为了使建立的模型更加准确, 对于数据波动较小的数据, 需要对数据进行平移, 即将数据同时减掉一常数项, 以使其波动相对更加明显. 本文中是将陀螺仪的输出转化的角速度数据进行零化处理, 即将原序列去掉均值后得到新的序列.

2.2 函数集和端点集的确定及初始代的生成

在 GP 建模中函数集的选取至关重要. 函数集中函数的多少和函数的类型决定了建立的模型复杂程度. 函数过少会使建立的模型精度不高; 函数过多会使搜索空间太大从而影响建模效果甚至得不到任何模型结果. 本文陀螺漂移建模选择的函数集为

$$F = \{ +, -, \times, \div, \exp, \tanh, \sinh, \cosh \}$$

其中: $\{ +, -, \times, \div \}$ 为基本的算术运算函数集, 基本的多项式函数和简单的非线性函数可以通过基本算术运算函数集的组合得到; $\{ \exp \}$ 为指数函数; $\{ \tanh, \sinh, \cosh \}$ 为基本的三角函数集. 考虑到函数集的选择决定了模型的复杂性, 所以本文的函数集设置为上述几种, 这几种函数通过组合基本可以反映出模型的线性部分和非线性部分趋势, 可以满足本文的建模需求.

选取的端点集为: $T = \{ x_1, x_2, x_3, x_4, A \}$, 其中 $X = \{ x_1, x_2, x_3, x_4 \}$ 是所有自变量所组成的集合. 其中 $x_1 = \omega(t-1)$ 是 $t-1$ 时刻的角速度; $x_2 = \omega(t-2)$ 是 $t-2$ 时刻的角速度; $x_3 = \omega(t-3)$ 是 $t-3$ 时刻的角速度; $x_4 = \omega(t-4)$ 是 $t-4$ 时刻的角速度; A 为常数集, 是数学表达常数.

将由函数集 F 和端点集 X 出发生成的一系列随机二叉树作为初始群体, 群体中的每一个成员都是随机产生的一棵有根结点且具有有序分支的二叉树. 群体的规模是根据实际情况设置的一个重要参数. 根节点必须是一个运算符, 其值只能从函数集 F 中随机选择; 叶子节点只能从终止集 T 中随机选择; 其余的非叶子节点可以从集合 $F \cup T$ 随机选择.

2.3 适应度函数的确定

本文以方差最小为指导思想, 利用最小二乘原理设计适应度函数. GP 建模过程中采用的自适应评价函数为

$$F_{GP} = 1 - \frac{N - 7636}{N - 7633} \times \frac{\sum_{i=1}^N (A_{\text{answ}}[i] - T_{\text{tempGPAnswer}}[i])^2}{\sum_{i=1}^N (A_{\text{answ}}[i] - Y_{\text{yavg}})^2} \quad (3)$$

式中: N 为建模数据的总个数; $A_{\text{answ}}[i]$ 为陀螺仪第 i 个实际输出的数据; Y_{yavg} 为 A_{answ} 数组中 N 个实际输出数据的平均值, 若实际输出数据一定, Y_{yavg} 为一定值; $T_{\text{tempGPAnswer}}[i]$ 为 GP 建立模型中第 i 个对应的陀螺仪输出角速度值. 由式(3)可知: 当实际数据已知的情況下分母的大小已确定, 即

$\sum_{i=1}^N (A_{\text{answ}}[i] - Y_{\text{yavg}})^2$ 是个常数; $\sum_{i=1}^N (A_{\text{answ}}[i] - T_{\text{tempGPAnswer}}[i])^2$ 是和每次建立的模型相关的部分, 模型越接近真实输出, 即模型越准确, 那么其对应值越小.

综上所述, F_{GP} 的值越大, 说明建立的模型越准确. 用上述适应度函数来表征建模的好坏是比较合理的.

2.4 选择和复制

根据适应度的大小选择根据陀螺输出数据建立的模型. 在选择的过程中多个模型先被随机地选择, 然后比较本组模型的适应值大小, 最后选择最好的模型代替最差的模型. 由于之前选择的最优模型会再次回到当前代中, 所以适应值较高的模型被多次选择和复制. 通过这种方式, 适应值较优的模型比适应值较差的模型被复制的可能性较大, 这正体现了“适者生存”的进化思想.

2.5 交叉和变异

之前被选择的模型个体被一些进化的操作来优化, 并且被保留到下一代中. GP 数据建模就是通过使用遗传操作来动态地改变模型结构, 反复地将问题的函数集和端点集递归地组合, 得到数据的模型结构, 交叉和变异是其中最简单也是最有效的遗传操作.

在交叉的过程中, 在父代个体中独立地选取二叉树的某个节点为杂交点, 交换父代个体中以杂交点为根节点的相应子树得到两个子代个体. 变异过程中, 在父代个体中随机选择某个节点为变异点, 随机执行变异操作.

2.6 GA 优化参数

在上述 GP 建模过程中, 得到了模型的基本结构, 但是此时模型的结构参数并不能保证最优, 所以可以在已建立的模型结构的基础上用 GA 进一步对模型参数进行优化. GA 优化参数时根据具体情况设置种群数量、迭代次数、交叉概率、变异概率等参数, 算法采用二进制编码方式, 对 GP 模型中的参数 a 、 b 、 c 进行编码优化. 在优化过程中, 为了节省优化的时间及减少优化陷入局部最优的问题, 模型系数的优化范围应该合适: 范围过大会导致模型优化时间太长, 范围过小会导致寻找不到区间内的最值. 本 GA 算法中以建模前后陀螺仪角速度方差的倒数作为自适应评价函数:

$$F_{GA} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (y(i) - y_{GA}(i))^2} \quad (4)$$

式中: N 为输入的原始数据的总个数; $y(i)$ 为 GP 建立的最优模型里对应的陀螺输出数据; $y_{GA}(i)$ 为 GA 建模优化之后得到的第 i 时刻模型的相应计算值; 模型的结构系数为 GA 优化算法中的优化参数 a 、 b 、 c . 在结果中寻找适应度最大时对应的参数 a 、 b 、 c 的值就是本文寻找的最优参数值.

3 实验及结果分析

在以上理论基础上, 采集激光陀螺的 z 轴输出数据并进行分析建模. 采用的激光陀螺的脉冲当量为 84.25, 采样频率为 100 Hz, 激光陀螺仪 z 轴的理论角速度为 $10(^{\circ})/\text{h}$. 首先将陀螺输出的一系列脉冲个数转换为陀螺输出的角速度, 转换方式为: 陀螺角速度 = 脉冲个数 $\times$ 脉冲当量 $\div 3\,600$.

转化得到一系列角速度值, 单位为 $(^{\circ})/\text{h}$. 图 1 为将采集的陀螺漂移原始测量信号转换为角速度的输出数据. 从数据分析可知, 此时陀螺输出角速度的均值为 $9.9951(^{\circ})/\text{h}$.

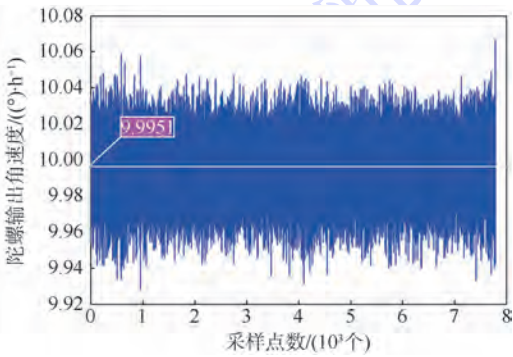


图 1 陀螺漂移原始测量转换输出数据
Fig.1 Output data transformed from originally measured data of gyroscope's drift

为了更加方便地建立陀螺的随机漂移误差模型, 本实验中首先将转变之后的陀螺仪数据减掉数据的平均值, 得到零均值的陀螺漂移数据. 图 2 为进行去均值后的陀螺仪数据.

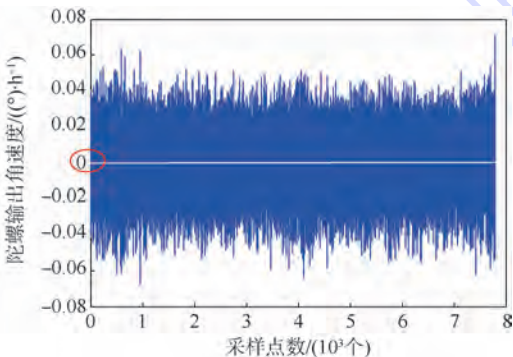


图 2 去均值后的陀螺漂移数据
Fig.2 Non-mean data of gyroscope's drift

将处理后的零均值的陀螺仪角速度数据进行相关处理, 得到当前 t 时刻和之前 $t-1 \sim t-4$ 时刻的对应数据, 将其 $t-1 \sim t-4$ 时刻的对应数据分别作为 GP 的输入 $x(t-1) \sim x(t-4)$, 当前时刻的数据作为陀螺仪的输出 $Y(t)$. GP 算法中: 种群数量为 1000, 迭代的次数为 200, 采用 7793 组对应数据对陀螺漂移误差建立模型, 建模的结果为

$$Y(t) = \frac{2x(t-1)}{3} - x(t-2) - \tanh(t-1) \tag{5}$$

在 GP 建模的基础上继续对模型中的参数进行优化. GA 优化参数时设置参数如下: 最大迭代次数为 200 次, 种群数量为 50 次, 交叉概率为 0.6, 变异概率为 0.1, GA 优化模型参数时以建模前后陀螺仪角速度方差的倒数作为自适应评价函数, 见式(4).

对上述 GP 算法建立的模型进行参数优化, 其中 a 、 b 、 c 为模型中待优化的模型系数:

$$Y(t) = a \times \frac{2x(t-1)}{3} - b \times x(t-2) - c \times \tanh(t-1) \tag{6}$$

在优化过程中, 为节省优化的时间及减少优化陷入局部最优的问题, 系数 $a, b, c \in [-4.5, 4.5]$.

GA 优化参数的方差优化曲线如图 3 所示.

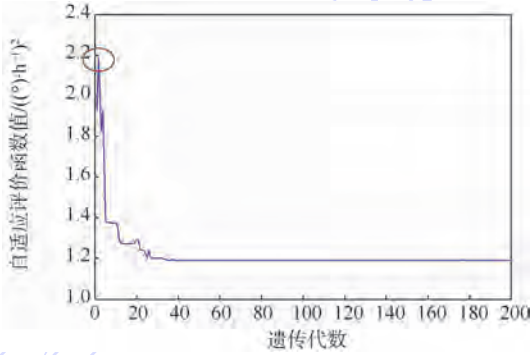


图 3 GA 优化参数的方差优化曲线
Fig.3 Square curve of optimized parameter by GA

从图 3 可以看出, 从 0 ~ 200 代之间 GA 的自适应评价函数值在第 2 代时取得最大值, 此时自适应评价函数值为 2.192. 从式(4)可知: 遗传算法优化方差大小和自适应评价函数值的大小成反比. 所以自适应评价函数的最大值对应的即为优化方差的最小值. 当方差取最小值时对应的陀螺随机误差模型优化系数为 $a = 0.9950$, $b = 0.8388$, $c = 1.7477$, 此时陀螺漂移方差最小约为 1.1834. 所以陀螺随机漂移最优模型表达式为

$$Y(t) = 0.995 \times \frac{2x(t-1)}{3} - 0.839 \times x(t-2) - 1.748 \times \tanh(t-1) \tag{7}$$

将本文提出的 GP + GA 建模方法和传统 AR 建模方法进行对比. 在 AR 建模中,时间序列数据必须满足零均值的正态性和稳定性,所以需要对数据进行去均值化处理. 本文中数据稳定性和正态性都满足要求. 在预处理之后,时间序列数据能够满足 AR 建模方法的要求. 在 AR 建模过程中首先需要确定模型的阶数和 AR 模型的相关系数. Alaike 信息准则用来确定模型的阶数. 最小均方差用来确定模型的最优系数. 在本文中,结果显示 AR(4) 模型有最小的均值方差和最小的 AIC (Akaike Information Criterion) 值,所以本文中 AR(4) 被选为最优模型结构.

将建模优化之前,AR 建模方法和本文中的 GP + GA 建模方法得到的角速度方差进行综合对比,将方差对比结果列于表 1 中.

表 1 GP + GA 优化前后陀螺随机漂移方差对比

Table 1 Squre error contrast of gyroscope's random drift before and after optimized by GP + GA

状态	方差/ $((^{\circ}) \cdot h^{-1})^2$
优化之前	4.5035
AR 建模优化	1.3961
GP + GA 建模优化	1.1834

从表 1 中可以看出:模型优化之前的方差约为 $4.5035 ((^{\circ})/h)^2$;用传统的 AR 建模优化方法对陀螺随机误差建模分析之后方差为 $1.3961 ((^{\circ})/h)^2$;用 GP 进行建模分析方差降为 $1.2899 ((^{\circ})/h)^2$,进一步用 GA 对 GP 建立的模型进行参数优化,得到最终的方差为 $1.1834 ((^{\circ})/h)^2$. 可见,经过 GP + GA 对陀螺漂移误差建模优化之后,漂移的方差降低了 73.72%,与经典的 AR 建模方法相比,陀螺仪优化方差减低了 4.72%. 由此可见:与经典的 AR 建模方法相比,GP + GA 建模方法可以更有效补偿陀螺仪的随机漂移误差,进而提高陀螺仪的精度. 优化前后陀螺漂移角速度对比如图 4 所示.

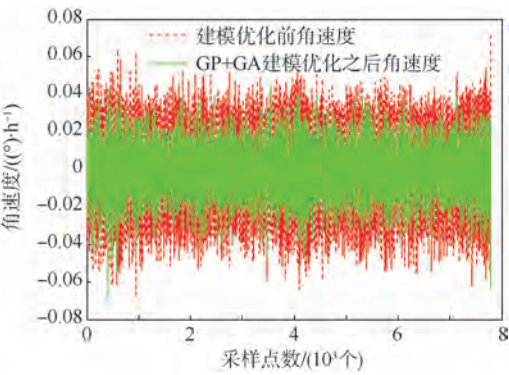


图 4 GP + GA 建模前后陀螺漂移角速度对比

Fig.4 Contrast of angular speed of gyroscope's drift between before and after optimized by GP + GA

4 结 论

本文分析了陀螺仪的常用模型,针对陀螺仪量测噪声部分利用 GP + GA 方法对陀螺仪进一步建模分析,通过分析可知:

- 1) 经过 GP + GA 建模,陀螺仪的方差降低了 73.72%,与经典时间序列建模中的 AR 建模方法相比,精度提高了 4.72%.
- 2) 该建模方法和传统的时间序列建模方法相比可以更加有效地补偿陀螺仪的随机漂移误差,进而提高系统的稳定性.
- 3) GP + GA 算法在误差建模方面尤其是在非线性误差建模方面优势明显.

参考文献 (References)

[1] Li J L,Fang J C,Du M. Error analysis and gyro-bias calibration of analytic coarse alignment for airborne POS[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2012,61(11):3058-3064.

[2] Hua Z W,Rui L C. Correlation coefficient stationary series method for gyroscope random drift [C] // Proceedings of 2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:2270-2273.

[3] Sun H,Wu Q Z. Error analysis and algorithm implementation for an improved optical-electric tracking device based on MEMS [C] // International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging. Bellingham,WA:SPIE,2013,8907:1-7.

[4] Li J L,Fang J C. Kinetics and design of a mechanically dithered ring laser gyroscope position and orientation system [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2013, 62(1):210-220.

[5] 王新龙,李娜. MEMS 陀螺随机误差的建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(2):170-174.

Wang X L,Li N. Error modeling and analysis for random drift of MEMS gyroscopes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(2):170-174(in Chinese).

[6] 杜红松,程建华,唐苗苗. 基于 ARMA 的微惯性传感器随机误差建模方法[J]. 传感器与微系统,2013,32(4):54-64.

Du H S,Cheng J H,Tang M M. Stochastic error modeling method for micro inertial sensor based on ARMA [J]. Transducer and Microsystem Technologies,2013,32(4):54-64(in Chinese).

[7] 钱华明,夏全喜,阙兴涛,等. MEMS 陀螺仪随机漂移仿真和试验[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(6):636-639.

Qian H M,Xia Q X,Que X T,et al. Smiulation and expermient of random errors of MEMS gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(6):636-639(in Chinese).

[8] Li J L,Jiao F,Fang J C, et al. Temperature error modeling of RLG based on neural network optimized by PSO and regularization[J]. IEEE Sensors Journal,2014,14(3):912-919.

[9] Lin D Z,Yang Q H,Dong L L,et al. Analysis and compensation

- of MEMS gyroscope drift [C] // Proceedings of 2013 IEEE Seventh International Conference on Sensing Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 592-596.
- [10] Xia Y, Chen W J, Peng W H. Research on random drift modeling and a Kalman filter based on the differential signal of MEMS gyroscope [C] // 25th Chinese Control and Decision Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 3233-3237.
- [11] Li Q, Xu J N. Random drift modeling for MEMS gyroscope based on lifting wavelet and wavelet neural network [C] // Proceedings of 2011 International Conference on IEEE Electric Information and Control Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 3454-3456.
- [12] Urvesh B, Mark J, Zhang M J. Evolving diverse ensembles using genetic programming for classification with unbalanced data [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2013, 17(3): 368-386.
- [13] Lee Y-S, Tong L-I. Forecasting time series using a methodology based on autoregressive integrated moving average and genetic programming [J]. Knowledge-Based Systems, 2011, 24(1): 66-72.
- [14] Garg A, Tai K. Review of genetic programming in modeling of machining processes [C] // Proceedings of 2012 International Conference on Modelling, Identification and Control, ICMIC 2012. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 653-658.

Modeling and analysis of gyroscope's random drift based on GP + GA method

LYU Lin^{1,2}, QUAN Wei^{*1,2}

(1. Science and Technology on Initial Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Fundamental Science on Novel Instrument & Navigation System Technology Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Gyroscope is the key component in an inertial navigation system (INS). It depends on the precision of the INS. In order to improve the gyro's operational accuracy and compensate the random error caused by the nonlinear and weak-stability characteristic of gyro's random drift, the nonlinear random drift error model based on genetic programming (GP) + genetic algorithm (GA) was established taking the time series of gyro's random drift as study object. Firstly, the time series of gyro's random drift were got through analyzing and preprocessing the measured data of gyro. Then the model from the data based on the GP was established and the nonlinear mathematic relationship between the current time and the former times was obtained. Finally, GA was used to optimize the parameters of the mathematic relationship in order to get the more accurate model. The experiment result indicates that compared with classical auto regressive (AR) model, this model can effectively reflect the characteristics of gyro's random drift. The square error of the gyro's random drift has decreased by 73.72% and the effects have increased by 4.72% compared with classical AR model. The establishing model method effectively compensates the gyro's random drift and improved the stability of the system.

Key words: gyroscope; genetic programming (GP); genetic algorithm (GA); modeling of random drift; optimizing

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0468

变重力场中散体颗粒堆的安息角及接触力分布



陈辉, 赵先琼, 刘义伦*

(中南大学 机电工程学院, 长沙 410083)

摘 要: 为研究重力与散体颗粒堆安息角的关系, 针对颗粒系统的随机性和离散性特点, 通过三维离散单元法建立颗粒的运动模型, 对颗粒在不同重力场中的堆积过程进行了模拟, 得出了颗粒堆的安息角及接触力概率分布. 结果表明: 颗粒堆内接触力构成的力链呈非规则网络状, 其中, 接触力近似对数正态分布, 约 65% 接触力低于平均值; 接触点中约 70% 处于临界滑移, 其余接触点切向力与法向力的比值为均匀分布; 不同重力场中颗粒堆接触力的分布规律具有相似性, 即接触力相对重力无量纲化之后, 其分布函数高度相符; 颗粒堆的微观结构具有随机性差异, 但是安息角不受重力大小的影响.

关键词: 颗粒堆; 安息角; 重力; 接触力; 离散单元法

中图分类号: V41

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1141-06

散体颗粒普遍存在于自然界中, 如岩土、沙粒、矿石等. 安息角是散体颗粒在重力的作用下发生运动、堆积和稳定后形成的最大倾斜角. 近年来, 受航天科学领域的影响, 重力与散体颗粒安息角之间的关系引起了学者们的广泛兴趣^[1-5], 研究重力与安息角的关系有助于掌握类地星球表面的陨石撞击坑、碎石斜坡、颗粒流动、沙丘和火山堆成型等地质现象^[6-7], 也有助于掌握星球表层土质的力学性能^[8-9], 是人类进行原地勘探的前提和基础.

安息角没有影响, Atwood-Stone 和 McEwen^[5] 研究发现火星与地球表面沙丘的安息角相似, 因此认为重力对安息角的影响不大. 对研究结果中的差异, 还没有很合理的解释. Kleinhans 等^[3] 提出, 如果能得出颗粒堆内的接触力信息, 将有助于揭示重力与安息角之间的关系. 但是, 目前的研究中主要是对安息角进行宏观测量, 缺乏对颗粒堆微观力学

信息的分析.

颗粒堆内, 颗粒相互接触而形成强度迥异的力链, 力链支撑整个颗粒堆而保持稳定^[10-12]. 然而, 由于散体颗粒系统的离散性和随机性特点, 经典的连续介质弹塑性理论不适用于颗粒堆的力学建模, 因此不能准确地得出其微观力学信息. 光弹性实验等手段可以对颗粒接触力的传导与分形进行定性描述, 但是定量测量还有一定难度^[13-14]. 近年来, 离散单元法 (Discrete Element Method, DEM) 逐渐发展成研究散体颗粒体系的重要数值试验工具^[15-18], 可以针对颗粒系统的非连续性, 方便地获得其微观力学信息. 本文通过 DEM 建立散体颗粒的三维运动模型, 模拟了不同重力场中散体颗粒的堆积过程, 得出了颗粒堆的安息角以及力链结构, 定量分析了接触力的概率分布规律, 揭示了不同重力场中颗粒接触力的分布特点, 与以往研究相比, 从颗粒层面得出了颗粒堆内

收稿日期: 2014-07-28; 录用日期: 2014-08-22; 网络出版时间: 2014-09-19 17:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0468.html

基金项目: 国家自然科学基金(51275531, 51374241); 湖南省研究生科研创新项目(CX2014B059)

作者简介: 陈辉(1984—), 男, 湖南永州人, 博士研究生, csuchen@csu.edu.cn

* 通讯作者: 刘义伦(1955—), 男, 湖南长沙人, 教授, ylliu@csu.edu.cn, 主要研究方向为散体颗粒物质的传热传质机理.

引用格式: 陈辉, 赵先琼, 刘义伦. 变重力场中散体颗粒堆的安息角及接触力分布[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1141-1146. Chen H, Zhao X Q, Liu Y L. Angle of repose and contact-force distribution in granular pile under variable g [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1141-1146 (in Chinese).

更多的力学信息.

1 DEM 建模

1.1 颗粒运动模型

散体颗粒的堆积运动属于密集颗粒运动,采用软球颗粒表示单个颗粒^[15].如图1所示,质量为 m_i 、转动惯量为 I_i 的颗粒 i 在运动过程中主要受重力 $m_i g$ 和接触力 F_{ij} 作用.当两个颗粒发生碰撞时,颗粒所受阻力为法向力 F_{ij}^n , F_{ij}^n 与法向变形位移及颗粒刚度相关.如果是偏心碰撞,则接触力产生切向分量 F_{ij}^t , F_{ij}^t 的极值为颗粒间的滑动摩擦力,当 F_{ij}^t 大于极值时,接触点产生滑动.颗粒间的接触力矩为 T_{ij} , T_{ij} 受滚动摩擦力矩的限制, T_{ij} 大于滚动摩擦力矩后发生滚动.

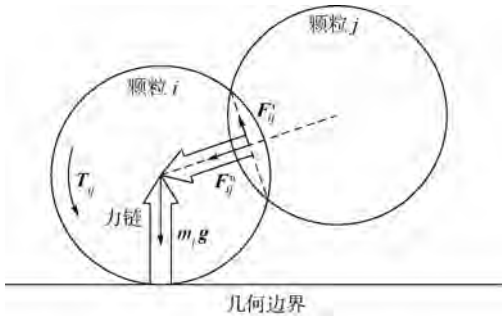


图1 DEM 颗粒模型示意图

Fig. 1 Sketch of DEM model of particle

用连接颗粒中心和接触点的矢量表示力链^[11],矢量大小由线条的粗细表示,与接触点处接触力 F_{ij} 的大小成正比.单个颗粒 i 的运动控制方程为

$$m_i \frac{d^2 \mathbf{r}_i}{dt^2} = m_i \mathbf{g} + \sum_j (\mathbf{F}_{ij}^n + \mathbf{F}_{ij}^t) \quad (1)$$

$$I_i \frac{d^2 \boldsymbol{\theta}_i}{dt^2} = \sum_j \mathbf{T}_{ij} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{r}_i$ 和 $\boldsymbol{\theta}_i$ 分别为颗粒的位移与角位移; $\mathbf{g}$ 为重力加速度.

式(1)和式(2)中,接触力主要有3种计算模型^[15]:“线性接触力模型”、“Hertz-Mindlin 模型”和“无滑移 Hertz-Mindlin 模型”.根据 Alberto 等^[17]的研究结果,密集颗粒运动中的接触力采用“无滑移 Hertz-Mindlin 模型”不但能保证计算精度,而且可以避免过多的计算量.因此,接触力采用“无滑移 Hertz-Mindlin 模型”计算,具体如下:

$$\mathbf{F}_{ij}^n = \frac{4}{3} E^* R^* \alpha^{\frac{1}{2}} \alpha^{\frac{3}{2}} - \sqrt{\frac{10}{3}} \beta \sqrt{S_n m^*} \mathbf{v}_{ij}^n \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_{ij}^t = -\min \left\{ \left| 8 G^* \sqrt{R^* \alpha^{\frac{3}{2}} \alpha^{\frac{1}{2}} \delta} + \right. \right.$$

$$\left. \sqrt{\frac{10}{3}} \beta \sqrt{S_t m^*} \mathbf{v}_{ij}^t \right|, \mu_t \left| \mathbf{F}_{ij}^n \right| \} \quad (4)$$

$$\mathbf{T}_{ij} = \mathbf{R}_i \times \mathbf{F}_{ij}^t - \mu_r \mathbf{F}_{ij}^n \mathbf{R}_i \hat{\boldsymbol{\omega}}_i \quad (5)$$

式中:颗粒等效半径 $R^* = \frac{R_i R_j}{R_i + R_j}$;等效弹性模量

$$E^* = \frac{E_i E_j}{(1 - \xi_i^2) E_i + (1 - \xi_j^2) E_j}; \text{等效质量 } m^* = \frac{m_i m_j}{m_i + m_j};$$

$$\text{等效切向模量 } G^* = \frac{G_i G_j}{(1 - \xi_i^2) G_i + (1 - \xi_j^2) G_j}; \text{法向}$$

$$\text{刚度 } S_n = 2 E^* (R^* \alpha)^{0.5}, \text{切向刚度 } S_t = 8 G^* (R^* \alpha)^{0.5}; \text{修正系数 } \beta = \frac{\ln e}{(\ln^2 e + \pi^2)^{\frac{1}{2}}}; \hat{\boldsymbol{\omega}}_i \text{ 为}$$

单位角速度矢量; α 和 δ 分别为颗粒之间的法向、切向重叠量; $\mathbf{v}_{ij}^n$ 和 $\mathbf{v}_{ij}^t$ 分别为颗粒之间相对速度的法向、切向分量; μ_r 为滚动摩擦系数; μ_t 为滑动摩擦系数.

通过时间差分法可以对式(1)和式(2)进行求解^[15-18],DEM 基本算法不再赘述.模型中的参数变量为:颗粒的质量 m 、弹性模量 E 、泊松比 ξ 、恢复系数 e 、滚动摩擦系数 μ_r 和滑动摩擦系数 μ_t .

1.2 颗粒堆积过程

颗粒为 Nakashima 等^[4]实验中采用的石英砂,从直径为 d 的出料口生成,在重力作用下堆积至直径为 D 的圆形底板上.DEM 具体参数取值如表1所示,其中:颗粒密度、弹性模量等参数采用文献[4]测量值;为形成稳定的锥形颗粒堆,模型中 μ_{r-pb} 及 μ_{s-pb} 取值均大于测量值,显然,增大 μ_{r-pb} 和 μ_{s-pb} 的取值不会对颗粒堆安息角及内部接触力造成影响.

表1 模型参数

Table 1 Parameters of model

参数	数值
颗粒半径 R/mm	6
颗粒密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	2 090
颗粒-颗粒滑动摩擦系数 μ_{t-pp}	0.154
颗粒-颗粒滚动摩擦系数 μ_{r-pp}/mm	0.025
颗粒弹性模量 E_p/MPa	57
颗粒-颗粒恢复系数 e_{pp}	0.5
颗粒-底板恢复系数 e_{pb}	0.3
颗粒泊松比 ξ_p	0.25
底板泊松比 ξ_b	0.3
底板弹性模量 E_b/MPa	2 000
颗粒-底板滚动摩擦系数 μ_{r-pb}/mm	0.3
颗粒-底板滑动摩擦系数 μ_{s-pb}	1
底板直径 D/mm	700
出料口直径 d/mm	50
时间步长 $\Delta t/\mu\text{s}$	43.4

颗粒堆积方式有“落雨式”和“点源式”两种^[4],模型中采用与多数自然现象较接近的“点源式”堆积方式.如图2(a)所示,颗粒从出料口随

机生成,受重力作用降落至底板,从底板中心开始堆积并逐渐向边缘扩展;如图 2(b)所示,颗粒扩展至底板边缘后堆积进入饱和状态,继续下落的颗粒将从底板的边缘滚落,随后关闭出料口直至形成稳定的颗粒堆, H 为颗粒堆的高度. 颗粒堆积过程中,出料口高度随颗粒堆积高度逐渐上移,以减轻颗粒降落时对安息角的冲击. 颗粒堆安息角为

$$\alpha = \arctan\left(\frac{2H}{D}\right) \tag{6}$$

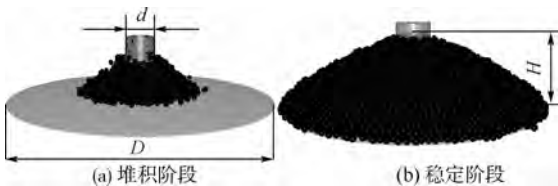


图 2 “点源式”颗粒堆积过程

Fig.2 Particle accumulation of “point source type”

2 结果及讨论

首先分析了地球重力场中($g = g_0$)颗粒堆的力链结构. 然后,模拟了 g 为 $0.167g_0$ (月球重力)、 $0.444g_0$ (火星重力)和 $2g_0$ 时颗粒堆的安息角及接触力.

2.1 颗粒堆的力链结构

图 3 为地球重力场中颗粒堆截面上接触力合力的力链结构. 由图可知,与光弹性实验观测结果^[13]相似:即颗粒力链互相交接构成非均匀的力链网络,支撑颗粒堆保持稳定;力链强度沿着重力方向逐渐变强,但是力链网络的结构具有随机性,且强、弱力链会交替出现;底部接触力从颗粒堆的中心向边缘逐渐变弱,但是最大接触力不在中心位置,即存在实验中发现的“底部应力凹陷”和“拱桥效应”^[11]. 重复模拟颗粒堆的安息角均约为 23° ,但是微观力链结构具有不可重复性.

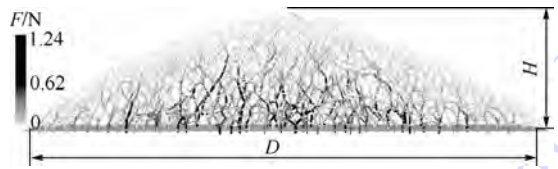


图 3 颗粒堆截面上的力链

Fig.3 Force chain of granular pile in cross section

图 4 为颗粒堆内接触力 F_{ij} 的概率密度函数 P 及累积分布函数(Cumulative Function Probability, CFP),图中,接触力的平均值为 F_{av} . 由图可知,接触力近似为对数正态分布,并且 65% 的接触力低于平均值,为弱力链,而大于平均值的接触力呈指数递减. 结合图 3 可知,颗粒堆内弱力链较多,是由于少数强力链贯穿于整个力链网络,并支持了

颗粒堆大部分重量导致的. Thornton 和 Antony^[14]研究表明受压颗粒系统的接触力也符合这一分布规律,可以推测,颗粒系统内强、弱力链的比例不受外载荷的影响,是颗粒系统的固有性质.

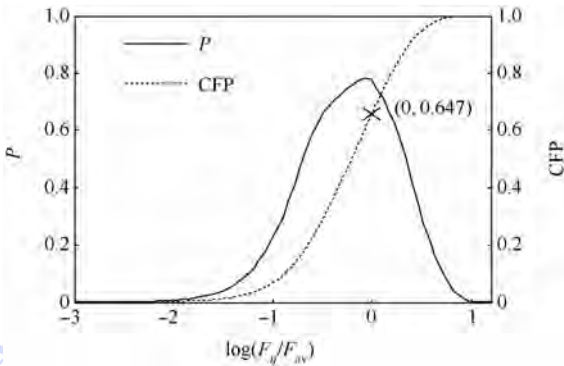


图 4 接触力的概率分布

Fig.4 Probability distribution of contact-force

设 η 为接触点切向力与法向力的比值,即 $\eta = F_{ij}^t/F_{ij}^n$. 图 5 为 η 的概率分布,由图可知:在 $0 < \eta < \mu_{t-pp}$ 区域, $P(\eta)$ 为均匀分布; $\eta = 0.154 = \mu_{t-pp}$ 处, $P(\eta)$ 出现脉冲峰值. η 的均匀分布可能是由颗粒堆积过程的随机性导致的,这一特征与受压颗粒系统相同. 当 $\eta = \mu_{t-pp}$ 时,表示接触点处于临界滑移状态,单轴实验中受压的颗粒系统约 50% 的接触点处于临界滑移^[8],而图 5 表明颗粒堆内约 70% 的接触点处于临界滑移状态. 根据颗粒的堆积过程可以推断:由于安息角是颗粒堆的临界稳定角,而颗粒堆是由颗粒沿着安息角一层一层堆积而形成,因此,与单轴实验的颗粒系统相比,颗粒堆内部有更多接触点处于临界滑移状态.

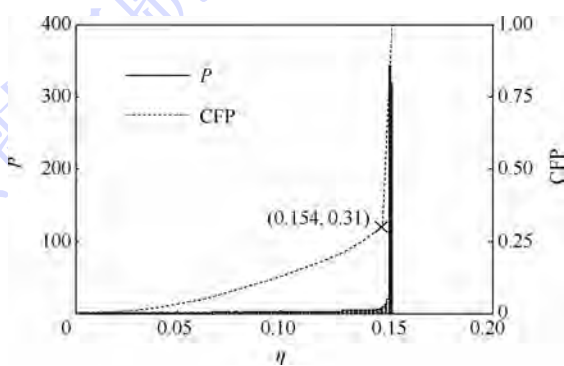


图 5 η 的概率分布

Fig.5 Probability distribution of η

2.2 不同重力场中的颗粒堆

图 6 为月球重力及火星重力作用下的颗粒堆的力链结构. 虽然太阳系中类地星球的重力均小于地球^[19-20],作为概念性研究,图中增加了 $g = 2g_0$ 的颗粒堆作为对比. 由图可知,各重力场中颗

粒堆的力链强度随着重力的增加而增大,但是几何轮廓与地球重力场中的相同,安息角均为 23° ,即安息角不受重力大小的影响.

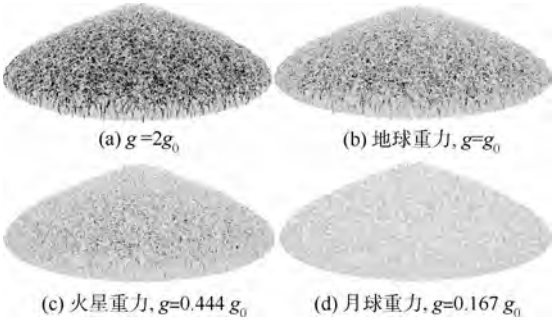


图6 不同重力场中颗粒堆的力链

Fig. 6 Force chains of granular piles under variable g

图7为不同重力场中颗粒堆接触力概率分布

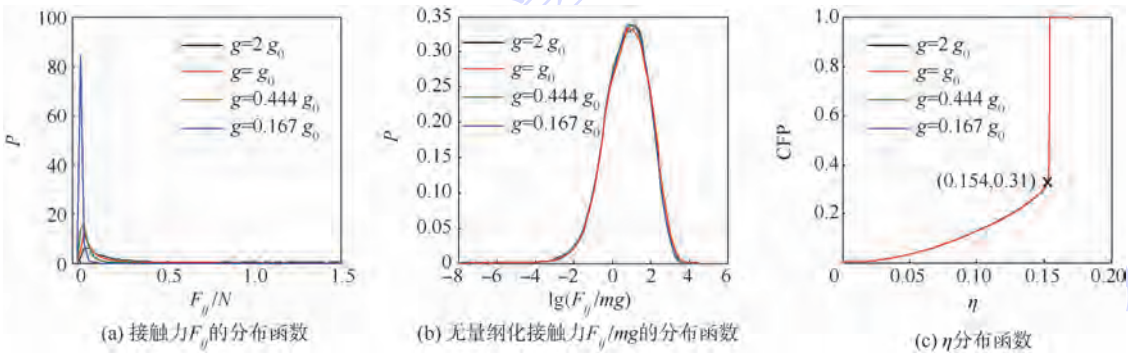


图7 各重力场中颗粒堆的接触力概率分布

Fig. 7 Probability distributions of contact-force of granular piles under variable g

颗粒的粒径级配、粒径大小和粗糙度均会影响颗粒堆的接触力,从而改变安息角.表2为6种不同物性参数的样本颗粒,其中,样本 S_1 和 S_4 的颗粒半径符合正态分布规律,且最大半径与最小半径之比为1.2,表中 R 表示样本颗粒的平均半径.根据DEM模型分别模拟了 g 为 $0.167g_0, 0.444g_0, g_0$ 和 $2g_0$ 时各样本颗粒的堆积过程,安息角结果如表3所示,由表可知,虽然各样本颗粒之间的安息角存在差异,但对于同一样本颗粒,4种重力下安息角的标准偏差均小于 0.5° ,表明各样本颗粒的安息角均不受重力大小的影响.

表2 样本颗粒物性参数

Table 2 Physical parameters of sample particles			
颗粒样本 S	R/mm	$\mu_{\text{t-pp}}$	$\mu_{\text{r-pp}}/\text{mm}$
S_1	6	0.254	0.05
S_2	6	0.254	0.1
S_3	6	0.5	0.2
S_4	4	0.254	0.05
S_5	4	0.254	0.1
S_6	4	0.5	0.2

表3 各样本颗粒堆的安息角

Table 3 Angles of repose of all samples ($^{\circ}$)					
颗粒样本 S	α				标准偏差
	$0.1g_0$	$0.4g_0$	g_0	$2g_0$	
S_1	23.8	24.5	24.1	24.0	0.06
S_2	29.7	29.8	30.1	29.5	0.06
S_3	33.3	33.2	33.7	33.0	0.1
S_4	24.3	25.0	24.8	24.6	0.1
S_5	29.4	30.0	30.1	30.9	0.38
S_6	35.5	35.8	36.2	36.0	0.07

图8为各样本颗粒堆在不同重力场中的接触力概率分布,图中,接触力分别除以各样本颗粒的重力进行无量纲化.由图可知,各样本颗粒堆的接触力均近似为对数正态分布,并且,对于同一样本颗粒堆,接触力无量纲化之后的概率密度函数高度相符.另外,各样本颗粒堆的 η 的概率分布均为: $\eta = \mu_{\text{t-pp}}$ 的接触点约占70%,而其余接触点的 η 在 $[0, \mu_{\text{t-pp}})$ 之间均匀分布,而重力与 η 的分布规律无关,文中不再一一列出.可见,不同重力场中颗粒堆的接触力分布规律具有相似性,这一特征不受颗粒粒径级配、粒径大小和粗糙度的影响.

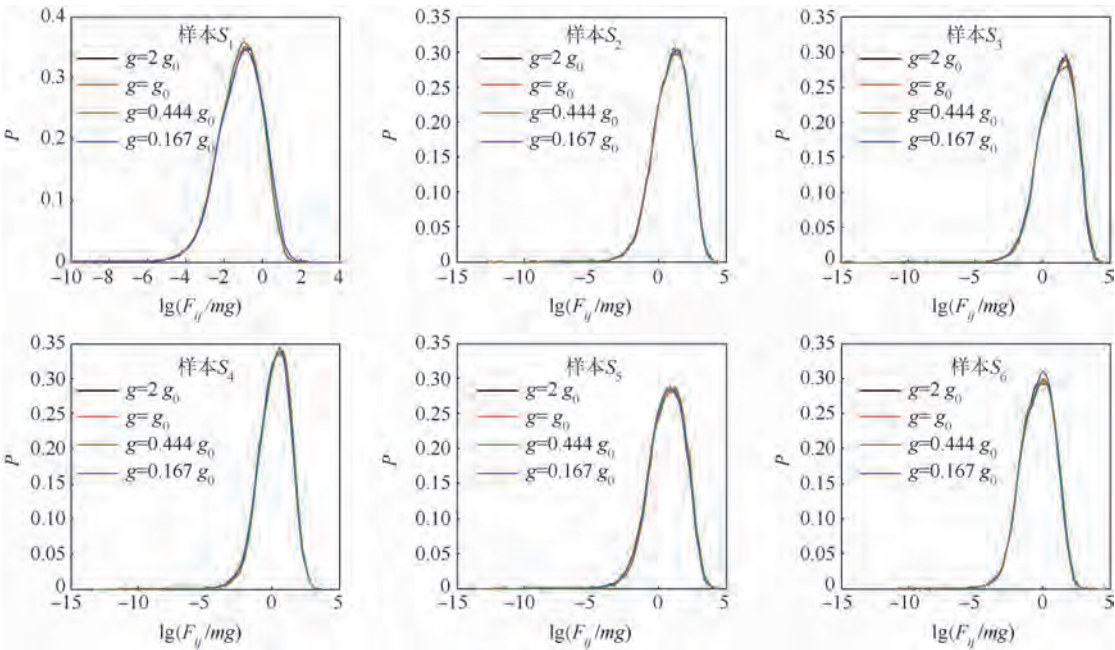


图 8 各样本颗粒堆的接触力概率分布

Fig. 8 Probability distributions of contact-force within granular piles for all samples

2.3 讨 论

颗粒堆由力链网络支撑而保持平衡,宏观呈现的倾斜角即为安息角.不同重力场中,颗粒堆力链的微观结构存在随机性差异,但是接触力的统计分布规律具有相似性,即接触力的强度随重力成比例增长,且接触点的 η 分布规律不受重力大小的影响.根据经典力学原理可知,力链的强度成比例增大后不改变力链网络节点的力学平衡,虽然颗粒堆积后的微观结构存在差异,但是整体结构的稳定性不变,即安息角不受影响.

文中研究结果与 Nakashima 等^[4,19]一致,即安息角不受重力大小的影响.近期,Horgan 等^[6-7]以安息角随着重力减小而增大为设想,对火星极地表面的沙丘地貌和地质结构进行了研究,但是,如果能进一步实验证明安息角与重力无关,则 Horgan 等^[6-7]及其他学者的相关研究结果需要重新评价.

3 结 论

1) 散体颗粒堆积后,颗粒之间的接触力形成力链,力链结构呈非规则的网络状,且强、弱力链相互交替分布.其中,接触力强度呈对数正态分布,约 65% 接触力低于平均值,大于平均值的强力链呈指数递减.接触点中约 70% 处于临界滑移状态,其余接触点的切向力与法向力比值 η 在 $[0, \mu_{t-pp})$ 区间为均匀分布.

2) 不同重力场中,散体颗粒堆接触力的概率

分布具有相似性,即接触力相对颗粒重力无量纲化后的概率密度函数高度相符,且接触点 η 的概率分布不受重力大小的影响.接触力分布规律的相似性特征不受颗粒粒径大小、粒径级配和粗糙度的影响.颗粒堆的微观结构存在随机性差异,但宏观安息角与重力的大小无关.

参考文献 (References)

[1] Brucks A, Arndt T, Ottino J M, et al. Behavior of flowing granular materials under variable g [J]. Physical Review E, 2007, 75 (3): 032301.

[2] Hofmeister P G, Blum J, Heiβelmann D. The flow of granular matter under reduced gravity conditions [J]. American Institute of Physics Conference Proceedings, 2009, 1145: 71-74.

[3] Kleinhans M G, Markies H, Postema F N. Static and dynamic angles of repose in loose granular materials under reduced gravity [J]. Journal of Geophysical Research, 2011, 116: E11004.

[4] Nakashima H, Shioji Y, Kobayashi T, et al. Determining the angle of repose of sand under low-gravity conditions using discrete element method [J]. Journal of Terramechanics, 2011, 48 (1): 17-26.

[5] Atwood-Stone C, McEwen A. Avalanche slope angles in low-gravity environments from active Martian sand dunes [J]. Geophysical Research Letters, 2013, 40 (12): 2929-2934.

[6] Horganical H H N, Bell J F. Seasonally active slipface avalanches in the north polar sand sea of Mars: Evidence for a wind related origin [J]. Geophysical Research Letters, 2012, 39 (9): L09201.

[7] Sullivan R, Anderson R, Biesiadecki J, et al. Cohesions, friction angles, and other physical properties of Martian regolith from Mars exploration rover wheel trenches and wheel scuffs [J]. Jour-

- nal of Geophysical Research, 2011, 116: E02006.
- [8] Wong J Y. Predicting the performance of rigid rover wheels on extraterrestrial surfaces based on test results obtained on earth [J]. Journal of Terramechanics, 2012, 49(1): 49-61.
- [9] 崔隸, 李雯, 王浚, 等. 梯形齿车轮月面牵引性能的离散分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(3): 253-256.
- Cui Y, Li W, Wang J, et al. Numerical analysis on traction performance of trapezia lugged wheel by distinct element method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(3): 253-256 (in Chinese).
- [10] Guo Z G, Chen X L, Liu H F, et al. Theoretical and experimental investigation on angle of repose of biomass-coal blends [J]. Fuel, 2014, 116: 131-139.
- [11] Matuttis H G, Luding S, Herrmann H J. Discrete element simulation of dense packing and heaps made of spherical and non-spherical particles [J]. Powder Technology, 2000, 109(1): 278-292.
- [12] Radjai F, Jean M, Moreau J J, et al. Force distributions in dense two-dimensional granular systems [J]. Physical Review Letters, 1996, 77(2): 274-277.
- [13] Zhang L, Wang Y J, Zhang J. Force-chain distributions in granular system [J]. Physical Review E, 2014, 89(1): 012203.
- [14] Thornton C, Antony S J. Quasi-static shear deformation of a soft particle system [J]. Powder Technology, 2000, 109(1-3): 179-191.
- [15] Chung Y C, Liao H H, Hsiao S S. Convection behavior of non-spherical particles in a vibrating bed: Discrete element modeling and experimental validation [J]. Powder Technology, 2013, 237: 53-66.
- [16] 高峰, 李雯, 孙刚, 等. 模拟月壤可行驶性的离散元数值分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(4): 501-504.
- Gao F, Li W, Sun G, et al. Numerical analysis on travelability of lunar soil simulant by means of distinct element method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4): 501-504 (in Chinese).
- [17] Alberto D R, Francesco P D M. Comparison of contact-force models for the simulation of collisions in DEM-based granular flow codes [J]. Chemical Engineering Science, 2004, 59(13): 525-541.
- [18] Alizadeh E, Bertrand F, Chaouki J. Comparison of DEM results and Lagrangian experimental data for the flow and mixing of granules in a rotating drum [J]. AIChE Journal, 2014, 60(1): 60-75.
- [19] Blum J. Astrophysical microgravity experiments with dust particles [J]. Microgravity Science Technology, 2010, 22(4): 517-527.
- [20] Walton O R, Pamela C, Gill K S. Effects of gravity on cohesive of fine powders: Implications for processing Lunar regolith [J]. Granular Matter, 2007, 9(5): 353-363.

Angle of repose and contact-force distribution in granular pile under variable g

CHEN Hui, ZHAO Xianqiong, LIU Yilun*

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: Taking the discontinuity and random character of granular system into account, a kinematic model of particles was established by three-dimensional discrete element method in order to investigate the relationship between angle of repose and gravity. Accumulation process of granular pile was simulated using the model under variable gravity. The angle of repose and probabilistic distribution of contact forces were obtained in the model. Results show that the force-chain formed from contact forces within particle pile has the characteristics of structure of irregular mesh. Contact forces within particle pile are approximately log-normal distributed and there are about 65% of contacts carrying a force lower than the mean. Moreover, there are about 70% of contacts whose friction force are fully mobilized and the ratio of tangential force to normal force among the rest of contacts is uniformly distributed. The distributions of contact force of granular piles in different gravity field have similar properties. The contact forces, which are normalized with respect to particle's gravity, of piles with variable gravity have nearly the same distribution. The angle of repose is not affected by the gravity, though granular pile has a randomness property of microscopic structure.

Key words: granular pile; angle of repose; gravity; contact force; discrete element method

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0473

基于学习的图像智能适配显示技术

李可, 杨奕臻, 颜波*

(复旦大学 计算机科学技术学院, 上海 200433)

摘 要: 为适应不同的显示分辨率, 出现了各式各样的图像适配显示(IR)的方法. 提出了基于图像列的一种快速适配显示方法. 在处理过程中, 首先, 计算一个原始图像的重要性图; 其次, 根据图像每列的重要性程度为其分配一个比例因子, 对不同图像而言, 应对比例因子设置不同的上限才可以得到较好的结果; 最后, 提出通过机器学习方法计算出不同图像的上限, 从而可以高效率地得到理想的结果. 根据每一列的比例因子采用像素融合的方式处理图片得到目标分辨率. 本方法是基于列实现的, 其复杂度低、便于计算; 设置每列系数的上限控制了图像重要部分的宽度, 从而减少了不连贯, 处理结果更为自然.

关键词: 图像适配显示; 图像缩放; 机器学习; 线裁剪法; 低复杂度

中图分类号: TP37

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)06-1147-08

现今, 由于显示设备种类的不断增加, 网络上的图片、视频的数量也在持续激增, 图像缩放技术的重要性越来越大. 图像缩放是图像处理技术的一个重要组成部分, 它通过删除或增加像素来改变图像的尺寸, 是各类图像处理软件中的必备功能.

图像缩放不能仅仅考虑几何上的约束, 还要考虑图像中的内容, 要尽量保持缩放后图像中的物体与缩放前的物体的相似性.

可以用一个和原图一样大小的矩阵来表示每个像素的重要性, 称之为能量函数或重要性图^[1]. 像素的重要性越低, 其能量值越低. 进行图像缩放时, 就可以根据能量函数来选择优先删去的像素点.

有了能量函数之后, 就可以用某种缩放方法对像素进行删除. 如果只是简单地将整张图片中重要性最低的像素去除, 或者稍作改进, 每行删除相同个数的不重要像素, 得到的结果图将是难以接受的.

因此, 合适的缩放方法在整个处理过程中显

得十分重要. 其具体步骤可以归纳为:

- 1) 定义并计算得到图像的重要性图.
- 2) 借助重要性图, 利用特定的图像缩放方法, 删除或添加像素, 使图片达到预期的尺寸.

1 线裁剪和连续方法的局限性

常用的图像缩放技术可以分为以下几类^[2]:

- 1) 剪裁和简单缩放技术.
- 2) 离散的方法: 以线裁剪(Seam Carving)方法^[3]为代表.
- 3) 连续的方法: 以图像变形(Image Warping)方法^[4]为代表.

1.1 线裁剪方法

离散方法的代表是 2007 年由 Avidan 和 Shamir 提出的 Seam Carving^[3]. 设原图像为 I , 则 $E(I)$ 为图像 I 的重要性图(能量函数):

$$E(I) = \left| \frac{\partial I}{\partial x} \right| + \left| \frac{\partial I}{\partial y} \right| \quad (1)$$

收稿日期: 2014-07-29; 录用日期: 2014-11-28; 网络出版时间: 2015-01-22 17:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150122.1737.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61370158)

作者介绍: 李可(1990—), 男, 四川巴中人, 硕士研究生, 13210240055@fudan.edu.cn

* 通讯作者: 颜波(1977—), 男, 山东兖州人, 教授, byan@fudan.edu.cn, 主要研究方向为视频编码与传输、计算机视觉.

引用格式: 李可, 杨奕臻, 颜波. 基于学习的图像智能适配显示技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1147-1154.

Li K, Yang Y Z, Yan B. Learning based intelligent image retargeting technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1147-1154 (in Chinese).

式中: x, y 为横、纵坐标.

实际上,它是灰度图的梯度的模,反映了图像灰度在某个像素上的变化速率. 由于计算机里的数字图像是离散的,计算它的像素梯度模时常用梯度模算子来进行卷积计算,如图 1 所示为 Sobel 算子示意图.

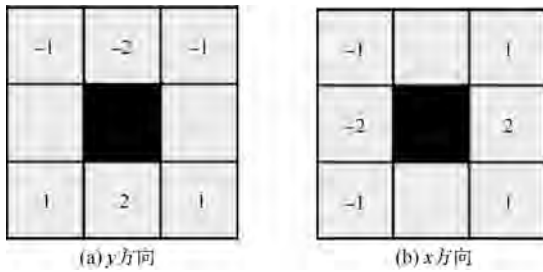


图 1 Sobel 算子示意图
Fig.1 Sobel operator schematic

接下来就是借助重要性图对图像进行操作. 设 $w = m - m'$ 为每行删去的像素个数(其中 m 为原始图像每行的像素数目, m' 为处理后图像每行的像素数目),则操作方式分为 w 步,每步删去图像中的一条缝(Seam 线),一条竖直缝可定义为

$$S^x = \{s_i^x\}_{i=1}^m = \{i, x(i)\}_{i=1}^m$$
$$\text{s. t. } \forall i, |x(i) - x(i-1)| \leq 1 \quad (2)$$

式中: $x: [1, 2, \dots, m] \rightarrow [1, 2, \dots, n]$ 是一个映射; i 为行号; x_i 为列号; s_i 为第 i 条缝. 找到垂直方向能量最小的 Seam 线即最优缝 s^* , 把它删除,对图像的质量影响最小.

$$s^* = \min_s E(s) = \min_s \sum_{i=1}^m E(I(s_i)) \quad (3)$$

式中: s 为一条缝; $I(s_i)$ 为图像像素值.

寻找的方法是使用动态规划从重要性图的第二行遍历至最后一行,然后进行回溯找到这条最优 Seam 线. 只需进行 w 次最优 Seam 线的查找和删除即可.

Seam Carving 的局限性在于:算法复杂度较高;采用的能量函数过于简单;Seam 线容易穿过重要物体导致变形,如图 2 所示.



图 2 裁剪线方法
Fig.2 Seam Carving method

Avidan 和 Shamir 提出 Seam Carving 技术后,该技术被广泛引用并改进,例如文献[5-13],从不同角度对 Seam Carving 方法进行改进,当然其核心思想依旧是利用动态规划寻找最优 Seam 线后将其删除.

1.2 连续性的方法

简单缩放技术借助正向映射^[14]将原始图像的像素映射到新图像的特定位置,或者逆向映射^[14]从原始图像中找到新图像像素的对应点,然后利用插值法构造新图,可归为连续性的图像缩放方法. 与简单缩放技术不同的是,Image Warping 将图像分成不同区域,对不同区域进行程度不一的缩放处理. Image Warping 的方法通常设计一个客观评价函数来评判某一变形对图像整体的保护效果,通过最优化这个函数,获得最优的变形结果.

2008 年的 Siggraph Asia 会上, Wang 等提出了 OSS (Optimized Scale-and-Stretch) 缩放技术^[15]. 该方法将原图像划分成网格状(包含网格线和网格点),将缩放问题转换为寻找满足几何约束的新网格点位置,用式(4)来衡量单个网格的形变程度.

$$D_u(f) = \sum_{(i,j) \in E(f)} \|(v'_i - v'_j) - s_f(v_i - v_j)\| \quad (4)$$

式中: i, j 为网格的顶点; f 为网格; $E(f)$ 为网格的边; v 为图像里的初始顶点; v' 为网格形变后的顶点; s_f 为缩放因子. $D_u(f)$ 值越小说明形变程度越小. 该方法还考虑了另一个衡量值 D_l , 用来衡量网格弯曲程度,在此不加说明. 该方法就是通过寻找使图像总体形变量最低的网格点位置 v' 来获取最优结果的. 在 OSS 的基础上, Hu 等增加了控制网格大小的变量^[16],即在式(4)中加入变量 a ,通过调整 a ,可以控制图像中主体对象的大小.

2 有上限的列缩放

本文提出一个新的图像缩放的方法,是一种基于内容的连续的图像适配显示技术. 该方法的主要贡献在于:

- 1) 它是一个算法复杂度低,且效果不错的图像缩放方法.
- 2) 提出了相应的客观评判标准和最优化参数 a .

为了简单起见,且不失一般性,这里只讨论对图像进行水平方向上缩小的情况. 本文的方法包含 4 个步骤:

- 1) 计算图像的重要性图.
- 2) 处理使得同一列中每个像素的重要性一致.
- 3) 通过机器学习的方式获得最优参数,借此确定每一列的缩放比.
- 4) 根据每一列的缩放比,进行图像缩放得到目标尺寸的图.

下面介绍该方法的原理与实现.

2.1 重要性图

重要性图是一个和原图尺寸一样的矩阵. 一般可将数值归一化至 0 ~ 1 之间. 数值越接近 1, 表示该像素的重要程度越高. 离散方法 Seam Carving^[3]里用梯度图作为重要性图, 即把图像里物体边缘看成是重要部分, 删去那些与周围像素混合得很好的像素. 然而梯度图不能完全反映出图像的重要部分, 容易导致 Seam 线穿过重要物体, 例如一张人脸. 显著性图 (Saliency 图) 则能较好地解决这个问题. 本文借助 Harel 的方法^[1]来计算 Saliency 图, 称之为 GBVS 图. 这个方法能很好地预测人眼对图片的视觉定位, 更好地体现一张图片的重要部分或隐藏了不重要部分. 然而本文用到的重要性图不是梯度图, 也不是显著性图, 而是将两者结合, 既考虑物体整体的重要性, 又考虑物体边缘的重要性.

假设 I_E 表示图像 I 的梯度图, I_S 表示 GBVS 图, I_O 表示本文的重要性图, 要将 I_E 和 I_S 结合, 可以用矩阵点乘的方式^[15]表示为式(5).

$$I_O = I_E \otimes I_S \tag{5}$$

这里的 $\otimes$ 表示两矩阵同一位置的对应元素相乘 (矩阵点乘). 但是通过实验发现, 这样的方法缺陷明显 (图 3(h)), 究其原因, 是因为相乘的方法得到的结果 I_O 偏向于梯度图 I_E . 对于图像中那些显著性突出 (I_S 大) 而梯度值小的部分, 得到的重要性数值依然很小. 因此, 本文采用梯度图与 GBVS 图相加的方式^[17]:

$$I_O = I_E + I_S \tag{6}$$

+ 表示两矩阵对应像素相加. 式(6)在保证准确找出重要物体的同时, 加上物体的边缘信息, 保证了重要物体边缘的僵硬性, 一定程度上降低边缘线的变形程度. 倘若边缘线是一条直线^[13], 这个加成对直线的保护也起到一定作用. 图 3 展示了利用各种重要性图处理的结果, 缩放比均为 0.5. 可以在运动员的右小腿上看出各图的差别.

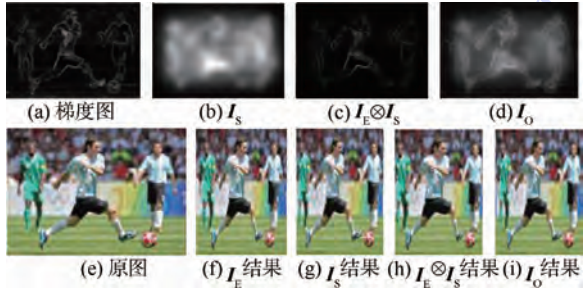


图 3 同一图片的不同重要性图及相应结果的对比
Fig. 3 Comparison of different importance maps and corresponding results for the same image

2.2 进一步处理重要性图

2.1 节里所得到的重要性图还不能用来处理图片, 要借助重要性图来决定图像每一列的缩放比, 用缩放比进行最终的缩放得到目标尺寸的图片. 因此, 用式(7)^[18]来修改重要性图, 设式(5)中得到的重要性图为 E , 则

$$E'(x,y) = \frac{\sum_{k=1}^H E(x,k)}{H} \tag{7}$$

式中: k 为列数; H 为原图片的高度; $E(x,y)$ 为重要性图中第 x 行、第 y 列的值, 也就是该位置像素的重要性值; $E'(x,y)$ 就是图像每列的重要性平均值, 也可以直接写成 $E'(y)$, $1 \leq y \leq W$, W 为输入图像的宽度. 因此, E' 实际可以记为一个单行的矩阵. 图 4(c) 为处理后的重要性图 E' .

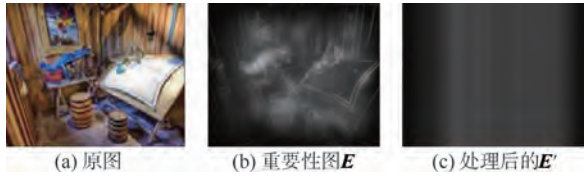


图 4 基于列的重要性图处理
Fig. 4 Importance map processing based on columns of image

倘若不进行重要性图的进一步处理, 即不平均每一列的重要性, 则会得到如图 5(b) 所示的结果, 造成严重的扭曲. 原因是每个像素的重要性值不一样, 在水平方向上的缩放尺度不一样, 原本处于同一列的像素缩放之后可能位置会有所差异. 另一方面, 利用处理后的重要性图进行图像缩放, 能有效地提高图像处理的效率, 相比于计算每列的重要性均值需要的代价来说, 之后进行缩放处理时所降低的代价显然要更大. 由此只需把每一列像素当成一个像素来处理即可. 如图 5(c) 所示为利用处理后的重要性图得到的结果.

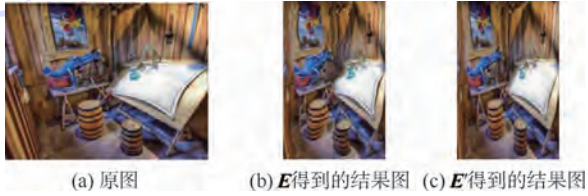


图 5 不同重要性图得到的结果对比
Fig. 5 Comparison of results obtained with different importance maps

2.3 获得每一列的缩放比

重要性图的作用就是指导之后的图像缩放处理. 与 Seam Carving 不同的是, Seam Carving 直接删去重要性低的像素, 是一种离散的方法. 本文的方

法是一种连续的方法,对于重要性低的像素并非直接删去,而是分配以较低的缩放比.将初始图像 的每个像素的宽度设为 1,处理后的每个像素的宽度 表示为 $S(x,y)$. 分配给同一列像素的重要性值 是一样的,因此它们的缩放比也是一样的^[18].

$$S(x,y) = W' \cdot \frac{E'(x,y)}{\sum_{k=1}^W E'(k,y)} \tag{8}$$

式中: W' 为目标图像的宽度.所有列的目标宽度 的和满足:

$$\sum_{j=1}^W S(i,j) = W', \forall i \tag{9}$$

本文打算对 $S(x,y)$ 设置一个上限 a ,当计算 得到的 $S(x,y)$ 超过阈值 a 时,则将该像素(列)的 目标宽度设置为 a . 于是,像素的目标宽度进一步 写为

$$R(x,y) = \begin{cases} S(x,y) & S(x,y) \leq a \\ a & S(x,y) > a \end{cases} \tag{10}$$

若未设上限,缩放后的图像中存在太大的物 体容易造成失真. 例如,当目标图像的缩放比为 0.8(接近 1)时,即 $W' = 0.8W$, $S(x,y)$ 很有可能 大于 1,这显然不能让人接受(图 6(b)). 更极端 的情况是,当缩放比为 1 时(图 6(c)),直接用 S 的值来分配每列的宽度,得到的结果和原图是不 一样的,显然这也不是最优的处理结果. 另一方面,若没有对目标列宽进行上限限制,图像中一部分 会被过分压缩,导致图像变形,如图 6 中女生的 右手.



图 6 不设处理后像素宽度上限的缺陷
Fig.6 Defect of no upper limit of width for processed pixel

若有上限限制,这样的变形程度会小得多.但 阈值 a 取何值时效果最好并不清楚,这也是本 文要解决的问题之一. 图 7 是以缩放比为 0.5,取一 系列不同的 a 值得到不同结果图的一组实验.

2.4 确定最优阈值

阈值 a 的选择是本文的重点,如果不对 a 进 行过多讨论,直接取 $a = 1$ 实为不错的选择^[18],因 为 $a = 1$ 保证了缩放后图像里的物体不会比初始 图中对应的物体大. 然而,图像通常会存在部分缩 放比较大,且没超过 1 的列,在图像经过阈值 $a = 1$ 的限制后,它们的目标宽度会得到补偿,从而更

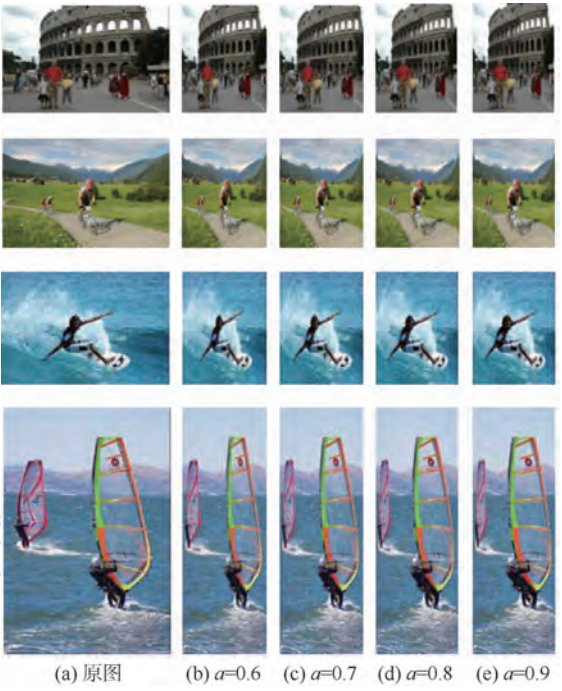


图 7 不同处理后像素宽度上限的结果对比
Fig.7 Comparison of results with different upper limit of processed pixel width

接近 1,这也容易造成图像的失真,因为它的宽度 远比整张图像的缩放比大,特别在缩放比较小的 情况下. 而且还会造成原始图像信息的丢失,特别 是重要物体与背景之间的对比信息的丢失. 因此, 选取最优的 a ,就是要在图像的重要部分和不重 要部分间做一个权衡,既要尽量保持重要部分与 初始状态的相似性,又要适当保护不重要部分,即 保留原始图像中各个物体间的对比信息.

对于图像 I ,若其目标缩放比为 1(当然这是 没有意义的),容易知道最优的处理结果就是保 持原图像不变,用本文的方法来处理,就是取 $a = 1$,此时每列的宽度变化为 0. 当图像缩放比不为 1 时,最终每列的变化程度之和不可能为 0,这就 是造成图像形变的直接原因. 理想的结果只有在缩 放比为 1 的时候能实现. 于是,本文定义了 式(11)用来衡量图像总体变形程度.

$$DE(I) = \sum_{i=1}^W ((S(i) - 1)^2 \times E'(i)) \tag{11}$$

并称式(11)为形变能量公式. 可以看出,形 变能量 DE 值越大,说明目标图像和原图的差距 越大. 对于任意图像 I ,可以得到图像每列像素 的缩放比 $S(y)$,进一步获得该图像的形变能量,能 量越小,图像缩放的效果越好. 有了形变能量,就 可以借助它来寻找最优阈值 a . 一张图像 I ,对于 一个目标缩放比 s' ,取不同的 a 值会得到不同的 结果. 对于本文的方法,由于有了阈值 a 的限制,

R 才是最终分配给每一列的目标宽度,形变能量可进一步写为

$$DE(I) = \sum_{i=1}^W ((R(i) - 1)^2 \times E'(i)) \quad (12)$$

接下来目标就是选择最优的 a , 使得图像 I 的形变能量最小. 本文中, 对于单张图片 I , 采用穷举的方式求出最优 a . 穷举 a 从缩放比 s 开始, 以 0.01 的步长增加到 1, 计算每个 a 值下的形变能量, 选取形变能量最低的 a 为最优 a , 记为 a^* .

显然, a 值的选取十分重要, 若太小, 会使得图中的重要部分被过度压缩, 例如图 8(b) 和 8(c) 中的荷花. 而本文通过穷举, 获得使形变能量值(式 12)最小的 a 值, 用该 a 得到的图 8(d) 效果最好. 然而, 若每次处理图片都需要穷举的方式来寻找 a^* , 将耗费较多时间. 因此本文采用机器学习的方法来获得 a^* .

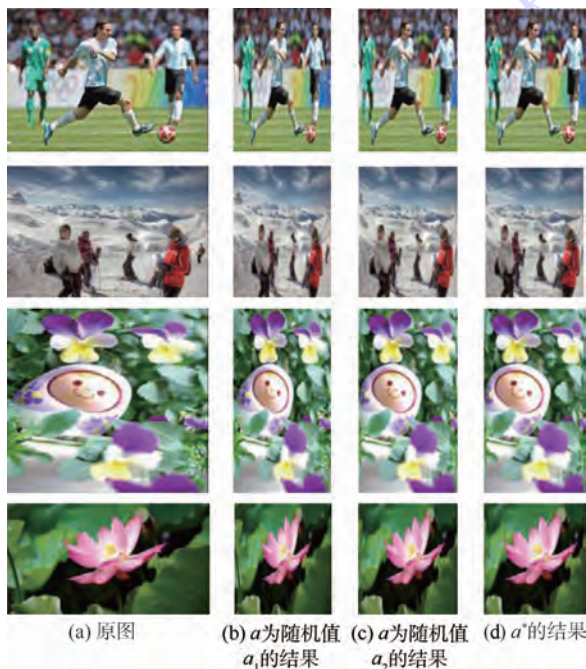


图 8 宽度变为原来的 50% 时, 不同 a 得到的结果

Fig. 8 Results of different a when width is 50% of original width

2.5 图像特征提取和机器学习

特征是一幅图像中让人感兴趣的部分, 它可以是图像的颜色特征、纹理特征或是形状特征. 特征提取往往是图像处理的第一步, 针对不同的问题, 提取相应的图像特征, 将有利于后续步骤的进行. 错误的特征提取将导致整个算法的失败.

不同的 a 会影响需要进一步改变的 $S(y)$, a 越小, 需要被限制的 $S(y)$ 越多. 为了利用图像特征值来获得 a^* , 需要满足特征值相近的图像具有相近的 a^* . $S(y)$ 是由重要性图 E' 得来的, $E'(y)$ 则是指图像的第 y 列的平均重要性值. 图像的重

要性值分布不同, 对应的 a^* 也会不同, 因此以和 E' 有关的因素作为图像特征是可取的. 另外, 假设有两张图片, 它们的重要性图不同, 不同之处仅在于列的顺序不一样, 这样由式(12)得到的 a^* 还会是一样的, 即 a 的取值与 E' 从左至右的顺序是无关的, 只和它的大小有关.

于是本文选取 E' 的分布直方图(见图 9)作为图像的特征进行提取:

1) 找到 E' 里的最大值: $E_{\max} = \max_i E'(i)$.

2) 归一化处理: $J(i) = E'(i) / E_{\max}$.

3) 得到的 J 取值范围为 0 ~ 1 之间的小数, 将 0 ~ 1 分为 100 段, 每段长 0.01, 令 k 表示第 k 段, $k = 1, 2, \dots, 100$.

4) 令

$$N(i, k) = \begin{cases} 1 & 0.01k - 0.01 < J(i) \leq 0.01k \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

若 $J(i) = 0$ 时, $N(i, 1) = 1$.

5) $HN(k)$ 表示 J 里落入第 k 段范围 ($1 \leq k \leq$

100, $k \in \mathbf{Z}$) 的列数: $HN(k) = \sum_{i=1}^W N(i, k)$.

6) 得到分布直方图 H , 直方图的第 k 列 ($1 \leq k \leq 100, k \in \mathbf{Z}$) $H(k)$ 表示 $HN(k)$ 占总列数的百分比: $H(k) = HN(k) / W$.

7) 将该直方图的 100 个数作为图像 I 的特征值.

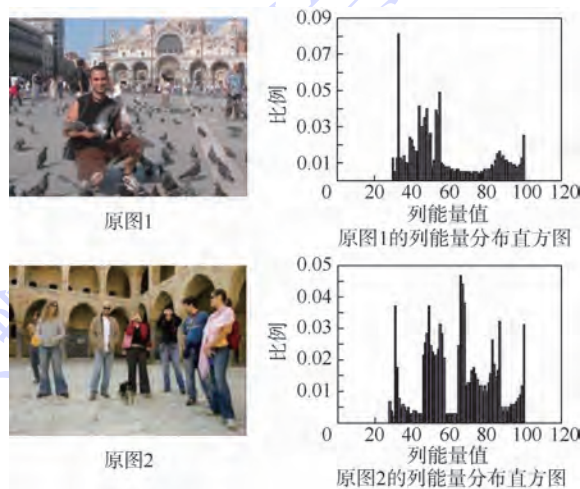


图 9 不同图片列能量分布直方图

Fig. 9 Distribution histograms of different images of their energy columns

以这 100 个特征作为机器学习的输入, 输出为 a^* . 100 个特征中, 第 i 个特征表示在重要性图 E' 里的 W 个数中, 占最大值百分比介于 $(0.01i - 0.01)$ 和 $0.01i$ 之间的列数占总列数的比例. 因此, 特征值相近的图片, 对于同一个缩放比, 具有相近的 a^* .

径向基函数(Radical Basis Function,RBF)神经网络能够逼近任意的非线性函数,可以处理系统内的难以解析的规律性,具有良好的泛化能力,并有很快的学习收敛速度.由于并不能通过数学方式建立可靠的 a^* 模型,因此本文采用 MATLAB 里神经网络工具箱里的 RBF 神经网络模型.素材为文献[19]里提供的 80 张图片.建立学习模型时输入的学习材料为 80 张图片的特征值,以及它们对应的 a^* ,该 a^* 通过穷举得到,满足式(12)中

的形变能量最小.本文分别为不同缩放比建立模型.待处理图片 I 被输入后,程序提取 I 的 100 个特征值,选择目标缩放比对应的模型,模型的输入为这 100 个特征值,输出为该图片的最优阈值 a^* .有了 a^* 之后,就可以得到图像 I 的缩放指示图 R (单行矩阵),表明图像 I 中每列像素缩放后的目标宽度.表 1 为不同缩放比时利用 RBF 学习方法获得的 a^* 与通过穷举获得的 a^* 的比较,可以发现 a^* 与穷举得到的十分接近.

表 1 机器学习效果展示
Table 1 Effect display of machine learning

图 片 名	缩放化为 0.5				缩放化为 0.75			
	学习法		穷举法		学习法		穷举法	
	a^*	DE 值	a^*	DE 值	a^*	DE 值	a^*	DE 值
Pigeons	0.707	35.779	0.68	35.765	0.816	8.942	0.81	8.936
Ski	0.717	40.142	0.69	40.131	0.816	9.793	0.82	9.783
Soccer	0.667	21.618	0.65	21.615	0.833	4.923	0.83	4.921
Stair	0.677	32.924	0.67	32.924	0.844	7.846	0.84	7.834
Suffer	0.754	22.628	0.76	22.627	0.890	5.493	0.88	5.478
Suffers	0.725	10.159	0.76	10.138	0.865	2.582	0.84	2.566
Tajmahal	0.662	25.389	0.68	25.378	0.848	5.616	0.85	5.618
Tiger	0.723	23.329	0.73	23.324	0.885	4.930	0.89	4.923
Tower	0.683	46.562	0.67	46.558	0.837	10.655	0.84	10.648
Trees	0.660	23.893	0.65	23.892	0.808	5.843	0.81	5.839
Towbirds	0.626	27.734	0.66	27.725	0.807	6.721	0.81	6.720
Venice	0.670	12.713	0.71	12.699	0.835	3.054	0.84	3.053
Volleyball	0.703	17.651	0.73	17.643	0.874	3.829	0.86	3.809
Waterfall	0.668	21.983	0.70	21.945	0.841	5.214	0.84	5.216
Wedding	0.686	33.370	0.69	33.370	0.844	7.957	0.83	7.911

2.6 像素融合

获得了图像 I 的缩放指示图后,就可以对图像做最后的处理.

计算机中,每一列像素的宽度均为 1,而缩放指示图里的值均为小数,因此需要进行像素融合.例如,假设图像 I 的列数 $W=5$,缩放后的图像 I' 的目标宽度为 $W'=3$, I 的缩放指示图为 $R=[0.3,0.8,0.4,0.9,0.6]$, $I(x,y)$ 表示 x 行 y 列上的像素值, $I'(x,y)$ 表示目标图里 x 行 y 列上的像素值,则像素融合的过程为

$$\begin{aligned} I'(x,1) &= 0.3 \times I(x,1) + 0.7 \times I(x,2) \\ I'(x,2) &= 0.1 \times I(x,2) + 0.4 \times I(x,3) + \\ &\quad 0.5 \times I(x,4) \\ I'(x,3) &= 0.4 \times I(x,4) + 0.6 \times I(x,5) \end{aligned}$$

3 实验结果

为了简单起见,本文讨论的都是将图片在水平方向上的缩小,以下实验是将原图在水平方向缩小 50% 得到的实验结果(见图 10).

由图 10 可以看出,剪裁(Cropping)方法(图 10(b))将原图的很多内容直接去除了,虽然保留下来的重要物体效果很好,但一些背景的缺失使得图像能传达的信息大量削减.且对于重要

物体占据较大位置的图片来说,例如,第 4 行的人脸,Cropping 直接将其部分截掉. Seam Carving 方法(图 10(c))会使物体产生明显变形,特别体现在物体边缘的褶皱,例如第 3 幅图的屋顶,第 4 幅图的人脸发际线,也体现在 Seam 线过多地经过重要物体,例如最后一张图,鱼的身体被切割较多,使得重要物体与原始状态差距较大.形变(Warping)(图 10(d))的方法效果相对较好,但基于网格的处理方式容易使物体在同一列上的形变程度不一致,从而产生畸形,如第 4 行所示.另外基于网格的方式和复杂的最优求解在效率上不占优势.而本文的方法(图 10(e))在重要物体和背景物体间做了最优的取舍,重要物体被保护的同时较好地保留了背景信息,同时在算法效率上也具有优势.

表 3 利用形变能量公式(12)对本文获得的 a^* 和文献[18]里默认的 $a=1$ 进行对比,结果表明 a^* 对应的形变能量较小,也就是说,图像在 a^* 的处理下总体变形程度较小,得到的目标图像质量更优.将参数 a 直接设置为 1,可能导致图中的重要物体保持不变,对于较小的缩放比,会使留给非重要物体的空间被过分压缩,造成图像失真.表 2 客观地反映了 $a=a^*$ 相较于 $a=1$ 的优势.

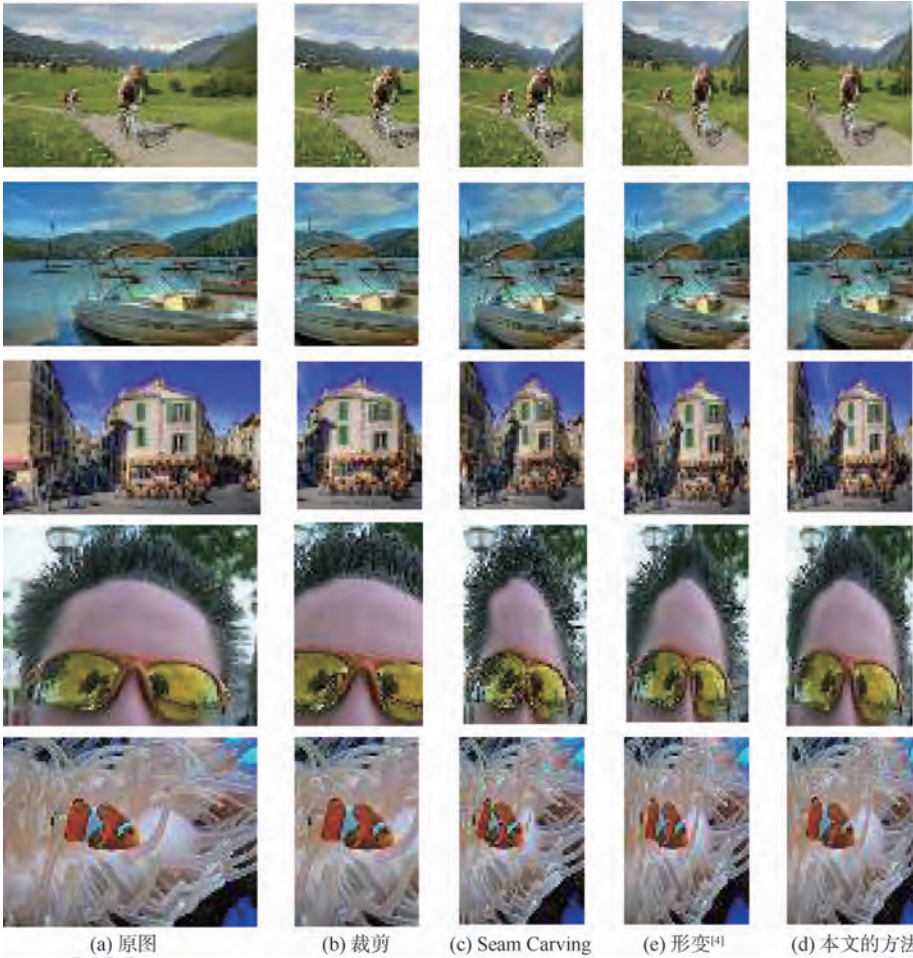


图 10 不同方法的结果比较

Fig. 10 Comparison of results using different methods

表 2 不同缩放比下, $a = a^*$ 与 $a = 1$ ^[18]时
形变能量的比较

Table 2 Comparison of distortion energy for
 $a = a^*$ and $a = 1$ in different scaling factors

图像名	缩放比为 0.5		缩放比为 0.75	
	$a = 1$	$a = a^*$	$a = 1$	$a = a^*$
Pigeons	35.902	35.779	10.865	8.942
Ski	40.282	40.142	11.848	9.793
Soccer	21.629	21.618	5.778	4.923
Stair	32.961	32.924	9.683	7.846
Suffer	23.368	22.628	7.064	5.493
Suffers	10.498	10.159	3.009	2.582
Tajmahal	25.413	25.389	7.399	5.616
Tiger	23.476	23.329	6.592	4.930
Tower	46.590	46.562	13.754	10.655
Trees	23.898	23.893	6.894	5.843
Towbirds	27.740	27.734	7.590	6.721
Venice	12.751	12.713	3.942	3.054
Volleyball	17.843	17.651	4.866	3.829
Waterfall	22.044	21.983	6.614	5.214
Wedding	33.465	33.370	9.412	7.957

4 结 论

提出了一种新的图像适配显示方法. 本文的

方法通过机器学习的方法进行预处理后,在一维的尺度上对图像的每列分配比例因子,从而在保证效果的前提下提高算法效率. 与其他方法相比:

- 1) 该方法在完成学习后,对图片处理仅是一维操作,复杂度低,效率高.
- 2) 该方法得到的结果较为自然,形变更少.
- 3) 由于本方法是以列为单位进行处理,不同列的缩放比不同,因此倘若图中有斜线连续穿过多列就容易出现断裂或弯曲. 或者当一个物体宽度较大时,由于各部分的缩放比不同,也容易出现变形. 这些问题或许可以通过对重要性图的再改进以解决.

本文 a 仅仅设置了上限,以后的工作中,可以尝试加入下限限制,对保护不重要物体起到直接作用. 本文的衡量方式只考虑图像每列变形程度的和,没有考虑到列的位置关系,而图像中物体的位置恰恰是人们对图像关注的重点之一. 以后的工作中,也可以考虑使用更有针对性的形变衡量方式.

参考文献 (References)

[1] Harel J, Koch C, Perona P, et al. Graph-based visual saliency

- [C] // Proceedings of the Twentieth Annual Conference on Neural Information Processing Systems. Vancouver, B. C. : NIPS, 2006:545-552.
- [2] Shamir A, Sorkine O. Visual media retargeting [C] // ACM SIGGRAPH ASIA 2009 Courses. New York: ACM, 2009.
- [3] Avidan S, Shamir A. Seam carving for content-aware image resizing [J]. ACM Transactions on Graphics, 2007, 26(3):10.
- [4] Wolf L, Guttman M, Cohen-Or D. Nonhomogeneous content-driven video-retargeting [C] // IEEE 11th International Conference on Computer Vision, ICCV 2007. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007, 10:14-21.
- [5] Dong W, Zhou N, Paul J C, et al. Optimized image resizing using seam carving and scaling [J]. ACM Transactions on Graphics (TOG), 2009, 28(5):1-10.
- [6] Hwang D S, Chien S Y. Content-aware image resizing using perceptual seam carving with human attention model [C] // IEEE International Conference on Multimedia and Expo. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:1029-1032.
- [7] Conge D D, Kumar M, Miller R L, et al. Improved seam carving for image resizing [C] // Proceedings of 2010 IEEE Workshop on Signal Processing Systems (SIPS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:345-349.
- [8] Domingues D, Alahi A, Vanderghelynst P. Stream carving: An adaptive seam carving algorithm [C] // Proceedings of 2010 IEEE 17th International Conference on Image Processing (ICIP '2010). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:901-904.
- [9] Conger D D, Kumar M, Radha H. Generalized multiscale seam carving [C] // Proceedings of 2010 IEEE International Workshop on Multimedia Signal Processing (MMSP). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:367-372.
- [10] Han J W, Choi K S, Wang T S, et al. Improved seam carving using a modified energy function based on wavelet decomposition [C] // Proceedings of 2009 IEEE 13th International Symposium on Consumer Electronics (ISCE '09). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:38-41.
- [11] Rubinstein M, Shamir A, Avidan S. Improved seam carving for video retargeting [J]. ACM Transactions on Graphics (TOG), 2008, 27(3):1-9.
- [12] Frankovich M, Wong A. Enhanced seam carving via integration of energy gradient functionals [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2011, 18(6):375-378.
- [13] Chang C H, Chuang Y Y. A line-structure-preserving approach to image resizing [C] // Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:1075-1082.
- [14] 全红艳, 曹桂涛. 数字图像处理原理与实现方法 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2014:51-53.
- Quan, Cao G T. The principle and realization method of digital image processing [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2014:51-53 (in Chinese).
- [15] Wang Y S, Tai C L, Sorkine O, et al. Optimized scale-and-stretch for image resizing [J]. ACM Transactions on Graphics (TOG), 2008, 27(5):118.
- [16] Hu W, Luo Z, Fan X. Image retargeting via adaptive scaling with geometry preservation [J]. IEEE Journal on Emerging and Selected Topics in Circuits and Systems, 2014, 4(1):70-81.
- [17] Liang Y, Liu Y J, Luo X N, et al. Optimal-scaling-factor assignment for patch-wise image retargeting [J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 2013, 33(5):67-78.
- [18] Sun K, Yan B, Gao Y. Low complexity content-aware image retargeting [C] // Image Processing (ICIP), 2012 19th IEEE International Conference on. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:2105-2108.
- [19] Rubinstein M, Gutierrez D, Sorkine O, et al. A comparative study of image retargeting [C] // Proceedings of ACM SIGGRAPH Asia 2010, SIGGRAPH Asia 2010. New York: ACM, 2010, 29(6):160.

Learning based intelligent image retargeting technique

LI Ke, YANG Yizhen, YAN Bo*

(School of Computer Science, Fudan University, Shanghai 200433, China)

Abstract: There has been a wide range of image retargeting (IR) approaches, in order to solve the problem of adapting images to different display resolutions. A fast image retargeting method was proposed, which was based on image columns. Firstly, the method would calculate a saliency map of the original image. Secondly, a group of scaling factors were generated for image pixel fusion, which was used to get the result image of the target image size. Each image column corresponded to its scaling factor. For different images, an adaptive upper bound was obtained by machine learning, for scaling factor assignment. This upper bound was set to limit the column width and can reduce image distortion. The experiment results prove that this adaptive upper bound results in a better performance. Moreover, this method has a low complexity, thus it calculates fast, as it is based on image columns instead of pixels.

Key words: image retargeting (IR); image resizing; machine learning; seam carving; low complexity

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主 任（主 编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委：马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊 1956 年创刊）

第 41 卷 第 6 期 2015 年 6 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.6 June 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主 编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》编辑部
邮 编 100191
地 址 北京市海淀区学院路 37 号
印 刷 北京科信印刷有限公司
发 行 北航文化传媒集团
发行范围 国内外发行
联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839
电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor Zhao Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922
82314839
E-mail jbuua@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V
国内定价 20.00 元 / 期

