北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2017-02
Vol.43 No.02

北京航空航天大学学报

第 43 卷　第 2 期　（总第 288 期）　2017 年 2 月

北航学报
赠阅

目　次

基于 Transition SST 模型的高雷诺数圆柱绕流数值研究 …… 雷娟棉，谭朝明（207）
烟气覆盖表面红外温度测量的实验分析…… 钟万里，王伟，林介东，张彪，许传龙（218）
VHF/UHF 波段发射机互调抑制比测试方法研究 …… 苏东林，何洪涛，耿利飞，范秋虎（224）
等离子体对燃气在补燃室中燃烧特性的影响 …… 洪延姬，张鹏，沈双晏，徐徐（233）
加速导管和减速导管的性能比较 …… 胡健，王楠，胡洋（240）
气液鼓泡床中气泡行为光纤探针测量方法 …… 何广湘，郭晓燕，杨索和，靳海波（253）
MBD 模型本体建模及检索技术研究与应用 …… 于勇，顾黎，印璞，赵罡（260）
双余度电静液作动器力均衡控制 …… 齐海涛，滕雅婷（270）
嫦娥三号“玉兔号”巡视器行为规划方法 …… 高薇，蔡敦波，周建平，高宇辉，殷明浩（277）
混合重叠网格插值方法的改进及应用 …… 黄宇，阎超，王文，席柯（285）
新型电子束焊机高压电源的设计与实现…… 范霁康，齐铂金，刘方军，张伟，齐秦，王海涛（293）
民机横航向静稳定性适航符合性数学仿真评估 …… 陈俊平，王立新（301）
缎纹编织复合材料紧固件拉拔试验及数值模拟 …… 边天涯，关志东，刘发齐（311）
基于机会策略的多态系统视情更换决策…… 潘刚，尚朝轩，蔡金燕，梁玉英，孟亚峰（319）
C/E 复合材料螺旋铣孔切屑形状与切削温度研究 ……
…… 谢海龙，董志刚，康仁科，杨国林，许君，郭东明（328）
立体信息缺失对机械臂遥操作任务的影响…… 唐伟财，陈善广，肖毅，姜国华，田志强（335）
TBM 液压管道抗振结构设计方法 …… 宁海辉，张怀亮，瞿维，彭欢（344）
一种基于支持向量回归的混合建模方法…… 孙泽斌，赵琦，赵洪博，冯文全，张文峰，杨天社（352）
激光光谱法尿素水溶液液膜多参数同步测量 ……
…… 石建伟，吴威，杨荟楠，郭晓龙，苏明旭，蔡小舒（360）
双支板超燃冲压发动机燃烧特性研究…… 纪鹏飞，徐旭，陈兵，朱韶华，刘刚（366）
新型非接触式径向 C^4D 传感器优化设计 …… 宋悦，常亚，冀海峰，王保良，黄志尧，李海青（375）
基于近场散射的颗粒粒径分布测量…… 谭浩，许传龙，张彪，王式民（381）
ERT/UTT 双模态传感器尺寸优化仿真 …… 孙红丽，谭超，董峰（388）
基于 EEMD-Hilbert 谱的涡街流量计尾迹振荡特性 …… 姚凤艳，周天，孙志强（395）
光学原位法探针测量超低减排烟气 …… 张焰峰，杨正鹏，陈军，苏明旭，陶雷行，蔡小舒（403）
基于混合多智能体遗传算法的作业车间调度问题研究 …… 李小涛，彭翀（410）

期刊基本参数： CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 210 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 26 * 2017-02

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　赵海容　李　晶　张欣蔚　孙　芳）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 43 No. 2 (Sum 288) February 2017

北航学报 赠阅

CONTENTS

Numerical simulation for flow around circular cylinder at high Reynolds number based on Transition SST model ..... LEI Juanmian, TAN Zhaoming (207)
Experimental analysis on infrared temperature measurement of flue gas covering surface ..... ZHONG Wanli, WANG Wei, LIN Jiedong, ZHANG Biao, XU Chuanlong (218)
Intermodulation attenuation ratio measuring methods for VHF/UHF band transmitters ..... SU Donglin, HE Hongtao, GENG Lifei, FAN Qiuhu (224)
Effect of plasma on combustion characteristic of fuel gas in afterburning chamber ..... HONG Yanji, ZHANG Peng, SHEN Shuangyan, XU Xu (233)
Performance comparison of accelerating duct and decelerating duct ..... HU Jian, WANG Nan, HU Yang (240)
Measurement of bubble behavior by optical probe in gas-liquid bubble column reactor ..... HE Guangxiang, GUO Xiaoyan, YANG Suohe, JIN Haibo (253)
Research and implementation of ontology modeling and retrieval technology of MBD model ..... YU Yong, GU Li, YIN Pu, ZHAO Gang (260)
Force equalization control for dual-redundancy electro-hydrostatic actuator ..... QI Haitao, TENG Yating (270)
Activity planning method for Chang' E-3 "Jade Rabbit" rover ..... GAO Wei, CAI Dunbo, ZHOU Jianping, GAO Yuhui, YIN Minghao (277)
An improved interpolation method for hybrid overset grid and its application ..... HUANG Yu, YAN Chao, WANG Wen, XI Ke (285)
Design and implementation of a novel high-voltage power supply in electron beam welding machine ..... FAN Jikang, QI Bojin, LIU Fangjun, ZHANG Wei, QI Qin, WANG Haitao (293)
Mathematical simulation and evaluation for lateral-directional static stability airworthiness compliance of civil aircraft ..... CHEN Junping, WANG Lixin (301)
Tensile test and numerical simulation for satin weave composite fastener ..... BIAN Tianya, GUAN Zhidong, LIU Faqi (311)
Condition-based change decision for multi-state system based on opportunistic policy ..... PAN Gang, SHANG Chaoxuan, CAI Jinyan, LIANG Yuying, MENG Yafeng (319)
Chip shape and cutting temperature of helical milling of C/E composites ..... XIE Hailong, DONG Zhigang, KANG Renke, YANG Guolin, XU Jun, GUO Dongming (328)
Influence of loss of stereo information on manipulator teleoperation mission ..... TANG Weicai, CHEN Shanguang, XIAO Yi, JIANG Guohua, TIAN Zhiqiang (335)
Design method of anti-vibration structure for TBM hydraulic pipe ..... NING Haihui, ZHANG Huailiang, QU Wei, PENG Huan (344)
An SVR based hybrid modeling method ..... SUN Zebin, ZHAO Qi, ZHAO Hongbo, FENG Wenquan, ZHANG Wenfeng, YANG Tianshe (352)
Simultaneous measurement of multi-parameter of liquid film for urea-water-solution by laser absorption spectroscopy ..... SHI Jianwei, WU Wei, YANG Huinan, GUO Xiaolong, SU Mingxu, CAI Xiaoshu (360)
Combustion performance investigation of a dual-struts scramjet ..... JI Pengfei, XU Xu, CHEN Bing, ZHU Shaohua, LIU Gang (366)
Design and optimization of a new type of contactless radial C^4D sensor ..... SONG Yue, CHANG Ya, JI Haifeng, WANG Baoliang, HUANG Zhiyao, LI Haiqing (375)
Particle size distribution measurement based on near field scattering ..... TAN Hao, XU Chuanlong, ZHANG Biao, WANG Shimin (381)
Simulation based sensor size optimization for dual-modality ERT/UTT ..... SUN Hongli, TAN Chao, DONG Feng (388)
Vortex flowmeter wake fluctuation characteristics based on EEMD-Hilbert spectrum ..... YAO Fengyan, ZHOU Tian, SUN Zhiqiang (395)
In-situ optical probe measurement of ultra-low emission reduction flue gas ..... ZHANG Yanfeng, YANG Zhengpeng, CHEN Jun, SU Mingxu, TAO Leixing, CAI Xiaoshu (403)
Hybrid multiagent genetic algorithm for job shop scheduling problem ..... LI Xiaotao, PENG Chong (410)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0098

基于 Transition SST 模型的高雷诺数圆柱绕流数值研究

全下文载

雷娟棉*，谭朝明

（北京理工大学 宇航学院，北京 100081）

摘 要：为了研究高雷诺数下圆柱绕流边界层的转捩现象和圆柱尾迹近壁区的流动特征，首先通过在典型雷诺数下采用 Transition SST 四方程转捩模型模拟圆柱绕流得到的结果与实验结果及采用 SST k-ω 两方程湍流模型模拟结果的对比分析，验证了 Transition SST 模型在模拟高雷诺数下圆柱绕流的优越性，并较为准确地预测出了圆柱绕流边界层的转捩现象及尾迹近壁区的流动特征。然后分别对亚临界区、临界区、超临界区和过临界区的圆柱绕流问题进行了数值模拟，分析了不同雷诺数下圆柱绕流的流场结构及圆柱表面压力系数、摩擦力系数的变化规律，研究了圆柱绕流近壁区的流动特征、边界层转捩的流动机理、转捩位置及其随雷诺数的变化规律。结果表明，亚临界区二维圆柱绕流边界层发生层流分离，无分离泡和转捩现象；临界区和超临界区二维圆柱绕流边界层先产生了分离泡现象，之后流动发生了转捩并在转捩后发生湍流分离；过临界区二维圆柱绕流边界层流动在转捩之后发生湍流分离，无分离泡现象；在临界区、超临界区和过临界区，二维圆柱绕流边界层转捩位置随雷诺数增大向前驻点移动。

关 键 词：圆柱绕流；Transition SST 模型；流动特征；转捩现象；气动特性
中图分类号：V211.3；O357.5
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0207-11

由于圆柱绕流不仅是研究分离流、涡流及有关涡脱落机理的重要基础，而且在航天工程、水利工程等领域都有着重要的工程应用价值，因此关于圆柱绕流的研究受到越来越多的重视。

圆柱绕流问题在早期的研究过程中局限性大，研究成果也都比较简单。1985 年，伊杰里奇克[1]通过实验得出在均匀来流条件下，圆柱体的阻力系数 C_d 大小与来流雷诺数（Re）有很大关系，并给出了相应的关系曲线。中国科学院力学研究所凌国灿[2]在 1985 年对圆柱绕流旋涡运动及离散涡方法进行了研究。1992 年，清华大学苑明顺[3]用大涡模拟方法对亚临界条件下二维圆柱绕流问题进行了数值模拟，在二维模型中引入了涡量耗散项来模拟涡街的三维涡量耗散效应，对比分析了有关流动特性，结果表明，采用大涡模拟能够得到比较合理的主要流动参数。王亚玲等[4]利用计算流体力学软件 CFX-4，对黏性不可压缩流体的圆柱绕流在定常情况下进行了三维数值模拟。国内外学者通过大量的实验和数值方法研究了圆柱绕流的气动力特性及变化规律[5-7]，但是关于高雷诺数下圆柱绕流近壁区的流动特征及流动机理等方面的分析还不够深入，对圆柱绕流过程中边界层转捩的影响更是很少关注。

在圆柱绕流过程中，转捩是其中一个重要的

收稿日期：2016-01-26；**录用日期**：2016-03-04；**网络出版时间**：2016-03-18 15:39
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160318.1539.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11372040）
* **通讯作者**：E-mail：leijm@bit.edu.cn

引用格式：雷娟棉，谭朝明. 基于 Transition SST 模型的高雷诺数圆柱绕流数值研究[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：207-217. LEI J M，TAN Z M. Numerical simulation for flow around circular cylinder at high Reynolds number based on Transition SST model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：207-217 (in Chinese).

影响因素。转捩现象是流体力学中的经典难题，是流体从层流状态到湍流状态的过渡过程。而且在实际的工程应用中，转捩现象是很多飞行器外绕流的一个重要过程，如果能够准确地预测转捩点的位置并且控制转捩的发生，就能够大幅度提高飞行器的空气动力性能。同样对于圆柱绕流问题，如果能够很好地预测并控制转捩过程，模拟出圆柱尾迹的复杂流动状况，对圆柱绕流问题的研究具有非常重要的意义。

基于工程需要，国内外研究人员根据实验结果及经验提出了一些模拟转捩过程的模型，随时间的发展主要是早期提出的低雷诺数湍流模型及其修正形式，其中以 Schmidt 和 Pantankar[8] 的工作较有代表性；之后提出的考虑间歇性的转捩模型，其中以 Vancoillie 和 Dick[9] 以及 Steelant 和 Dick[10] 的工作较有代表性；以及目前提出的基于局部变量的转捩模型，其中有代表性的是 Walters 和 Leylek[11] 的工作，以及 Langtry 和 Menter 等[12-14] 提出的完全基于当地变量的 γ-$\tilde{Re}_{\theta t}$ 转捩模型等。其中完全基于当地变量的 γ-$\tilde{Re}_{\theta t}$ 转捩模型考虑了间歇因子 γ 和当地边界层动量厚度雷诺数 $\tilde{Re}_{\theta t}$ 2 个参数，构造了 2 个输运方程，将这 2 个输运方程及相关的经验公式与 SST k-ω 两方程湍流模型相结合，即构成了 Transition SST 四方程转捩模型。

Transition SST 模型的优点为：①避免了一般情况下对平均场进行积分的过程，计算周期短，计算要求较低；②对自由来流湍流度、分离和压力梯度等影响转捩的因素敏感；③与 SST k-ω 湍流模型相容，便于与现有的 CFD 程序结合。

本文采用 Transition SST 模型对亚临界区（$Re=1.4\times10^5$）、临界区（$Re=5.0\times10^5$ 和 $Re=8.5\times10^5$）、超临界区（$Re=1\times10^6$）和过临界区（$Re=3\times10^6$）的圆柱绕流问题进行了数值模拟，实现了对圆柱绕流的转捩预测。在亚临界区（$Re=1.4\times10^5$）和临界区（$Re=8.5\times10^5$）的条件下，将其结果与实验结果及采用 SST k-ω 两方程湍流模型得到的结果进行了对比分析。结果表明，通过 Transition SST 模型较为准确地预测出了圆柱绕流边界层的转捩过程和圆柱绕流近壁区的流动特征，验证了 Transition SST 模型在模拟圆柱绕流方面的优越性及该模型预测转捩位置的能力。在此基础上，应用 Transition SST 模型通过流场结构及摩擦力系数等曲线分析了不同雷诺数下圆柱绕流边界层转捩位置和圆柱绕流近壁区流动特征的变化规律。

1 数值计算方法

1.1 基本控制方程

对于不可压缩黏性流体，其流动控制方程可表示为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t}+u_j\frac{\partial u_i}{\partial x_j}=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{1}{Re}\cdot\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right) \tag{2}$$

式中：u_i 为流体沿 x_i 方向的速度分量，在二维情况下 $i=1,2$，$u_1=u$ 和 $u_2=v$ 分别为水平和垂直方向的速度分量；t 为时间；p 为压力；$Re=\rho_\infty U_\infty D/\mu$ 为雷诺数，ρ_∞ 为来流密度，U_∞ 为来流速度，D 为圆柱直径，μ 为黏性系数。

1.2 湍流模型

本文采用的 SST k-ω 湍流模型中关于湍动能 k 以及比耗散率 ω 的输运方程[15] 为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+G_k-Y_k \tag{3}$$

和

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega u_j)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right)+G_\omega-Y_\omega+D_\omega \tag{4}$$

式中：G_k 为湍动能的速度梯度；G_ω 为比耗散率的速度梯度；Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散系数；Y_k 和 Y_ω 分别为关于 k 和 ω 的湍流耗散项；D_ω 为交叉扩散项；ρ 为来流密度。

SST k-ω 湍流模型定义的有效扩散系数[15] Γ_k 和 Γ_ω 分别为

$$\Gamma_k=\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k} \tag{5}$$

$$\Gamma_\omega=\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \tag{6}$$

式中：σ_k 和 σ_ω 分别为关于 k 和 ω 的湍流普朗特数；μ_t 为湍流黏性系数[15]，可以通过下式得到：

$$\mu_t=\frac{\rho k}{\omega}\cdot\frac{1}{\max\left(\frac{1}{a^*},\frac{SF_2}{a_1\omega}\right)} \tag{7}$$

其中：S 为应变率；a_1 为模型参数，$a_1=0.31$。

σ_k 和 σ_ω[15] 分别被定义为

$$\sigma_k=\frac{1}{F_1/\sigma_{k,1}+(1-F_1)/\sigma_{k,2}} \tag{8}$$

$$\sigma_\omega=\frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1}+(1-F_1)/\sigma_{\omega,2}} \tag{9}$$

式中：F_1 和 F_2 为混合函数。

湍流黏性系数 μ_t 中 a^* 的定义[15] 如下：

北航学报 增刊

$$a^* = a_\infty^* \left(\frac{a_0^* + Re_t/R_k}{1 + Re_t/R_k} \right) \tag{10}$$

式中：$Re_t = \rho k/\mu\omega$；$R_k = 6$；$a_0^* = \beta_i/3$，$\beta_i = 0.072$；一般对于高雷诺数的 SST k-ω 两方程湍流模型，$a^* = a_\infty^* = 1$。

1.3　转捩模型

将关于间歇因子 γ 和当地边界层动量厚度雷诺数 $\tilde{Re}_{\theta t}$ 的输运方程及相关经验公式与 SST k-ω 两方程湍流模型相结合后构成了 Transition SST 四方程转捩模型。传统的 γ 定义为流动处于湍流和层流的时间比例，$\gamma = 0$ 为层流，$\gamma = 1$ 为湍流。用 γ 控制湍流斑生成，当转捩开始即湍流斑出现时，γ 开始增长。其中关于流动间歇因子 γ 的输运方程[12]为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \tag{11}$$

式中：转捩源项[12]定义如下：

$$P_{\gamma 1} = C_{a1} F_{\text{length}} \rho S [\gamma F_{\text{onset}}]^{c_{\gamma 3}} \tag{12}$$

$$E_{\gamma 1} = C_{e1} P_{\gamma 1} \gamma \tag{13}$$

$$P_{\gamma 2} = C_{a2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}} \tag{14}$$

$$E_{\gamma 2} = C_{e2} P_{\gamma 2} \gamma \tag{15}$$

其中：F_{length} 为控制转捩区长度的参数；Ω 为旋涡强度；F_{onset} 为涡量雷诺数 Re_V 的函数[12]：

$$Re_V = \frac{\rho y^2 S}{\mu} \tag{16}$$

$$R_T = \frac{\rho k}{\mu\omega} \tag{17}$$

$$F_{\text{onset1}} = \frac{Re_V}{2.193 Re_{\theta c}} \tag{18}$$

$$F_{\text{onset2}} = \min(\max(F_{\text{onset1}}, F_{\text{onset1}}^4), 2, 0) \tag{19}$$

$$F_{\text{onset3}} = \max\left(1 - \left(\frac{R_T}{2.5}\right)^3, 0\right) \tag{20}$$

$$F_{\text{onset}} = \max(F_{\text{onset2}} - F_{\text{onset3}}, 0) \tag{21}$$

$$F_{\text{turb}} = e^{-(R_T/4)^4} \tag{22}$$

式中：y 为沿外法线方向与壁面之间的距离；F_{onset} 用来启动 P_γ，$Re_V/(2.193 Re_{\theta c})$ 为当地转捩的判据，当该比值超过 1 时，P_γ 启动，即 γ 开始增长，$Re_{\theta c}$ 为临界雷诺数，转捩雷诺数 $\tilde{Re}_{\theta c}$ 从经验关系中得到。间歇因子 γ 输运方程的求解过程中涉及到的常数[12]分别为：$C_{a1} = 2$；$C_{e1} = 1$；$c_{\gamma 3} = 0.5$；$\sigma_\gamma = 1.0$。

基于动量厚度雷诺数 $\tilde{Re}_{\theta t}$[12]的输运方程为

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\sigma_{\theta t}(\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \tag{23}$$

式中：

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (Re_{\theta t} - \tilde{Re}_{\theta t})(1.0 - F_{\theta t}) \tag{24}$$

$$t = \frac{500\mu}{\rho u^2} \tag{25}$$

$$F_{\theta t} = \min\left(\max\left(F_{\text{wake}} e^{(-\frac{y}{\sigma})^4}, 1, -\left(\frac{\gamma - 1/50}{1.0 - 1/50} \right)^2 \right), 1, 0 \right) \tag{26}$$

$$\theta_{\text{BL}} = \frac{\tilde{Re}_{\theta t} \mu}{\rho u} \tag{27}$$

$$\delta_{\text{BL}} = \frac{15}{2} \theta_{\text{BL}} \tag{28}$$

$$\delta = \frac{50\Omega y}{u} \delta_{\text{BL}} \tag{29}$$

$$Re_\omega = \frac{\rho \omega y^2}{\mu} \tag{30}$$

$$F_{\text{wake}} = e^{-\left(\frac{Re_\omega}{1E+5}\right)^2} \tag{31}$$

式中：θ_{BL} 为边界层动量厚度；$Re_{\theta t}$ 为当地转捩雷诺数；$F_{\theta t}$ 为开关函数，从边界层内到边界层外由 1 逐渐变为 0；F_{wake} 的作用是确保 $F_{\theta t}$ 在圆柱下游的尾流区域中为 0；$c_{\theta t}$ 和 $\sigma_{\theta t}$ 分别为常数[12]：$c_{\theta t} = 0.03$，$\sigma_{\theta t} = 2.0$。

2　数值模拟条件及网格

2.1　数值计算条件及物理模型

本文研究的是来流速度 U_∞ 沿 x 轴正方向流向直径为 D 的二维圆柱绕流问题，如图 1 所示。图中：θ 为圆柱表面的方位角。分别取来流雷诺数 $Re = 1.4 \times 10^5$（亚临界区）、$Re = 5.0 \times 10^5$、8.5×10^5（临界区）、$Re = 1 \times 10^6$（超临界区）和 $Re = 3 \times 10^6$（过临界区），根据实验条件选择来流的湍流强度为 0.8%。

本文时均阻力系数 C_d、斯特劳哈尔数 St、时均摩擦力系数 C_f 分别由下列各式确定：

$$C_d = F_d / [(\rho_\infty U_\infty^2 D)/2] \tag{32}$$

$$St = (fD)/U_\infty \tag{33}$$

$$C_f = [\tau_0/(\rho_\infty U_\infty)] \sqrt{Re} \tag{34}$$

式中：F_d 为圆柱所受到的时均阻力；f 为涡脱落的频率；τ_0 为壁面剪切应力。

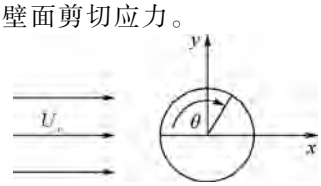


图 1　流动示意图

Fig. 1　Schematic of flow

2.2 计算网格及边界条件

计算域取 $40D \times 55D$ 的矩形域，其中计算域左边界和计算域上下边界与圆柱中心的距离均为 $20D$，计算域右边界与圆柱中心的距离为 $35D$。物面法向第 1 层网格高度由 $y^+ \sim 1$ 确定。图 2 和图 3 分别为整个计算域网格和圆柱表面附近网格的示意图。

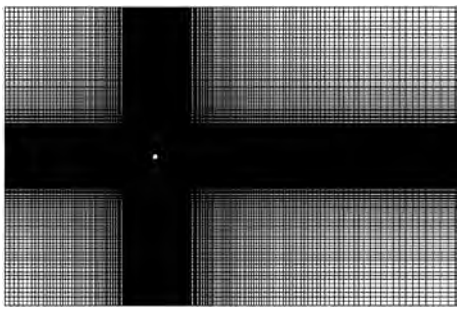


图 2 整个计算域网格示意图

Fig. 2 Schematic of grids of entire computational domain

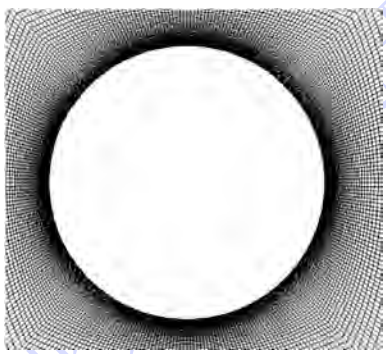


图 3 圆柱表面附近网格示意图

Fig. 3 Schematic of grids of near cylindrical surface

计算域的左边界采用速度入口边界条件，在此边界上沿 x、y 方向速度分量分别为 $u = U_\infty$，$v = 0$；圆柱表面采用无滑移壁面边界条件，即 $u = v = 0$；计算域的上下边界采用对称边界条件；计算域的右边界采用流动出口边界条件。

3 数值模拟结果

3.1 亚临界区数值模拟结果分析

表 1 给出了亚临界区（$Re = 1.4 \times 10^5$）时数值模拟计算得到的二维圆柱时均阻力系数 C_d 和斯特劳哈尔数 St 的值，其中也给出了 Cantwell[16] 和 Schewe[17] 通过实验测得的结果及苑明顺[3] 通过数值模拟计算得到的结果。通过表 1 中 C_d 和 St 的对比可以看出，在亚临界区采用 Transition SST 模型和 SST k-ω 模型都能够很好地模拟圆柱绕流问题，但与采用 SST k-ω 模型模拟所得到的结果相比，采用 Transition SST 模型模拟得到的结果与实验结果符合得更好。

图 4 给出了亚临界区（$Re = 1.4 \times 10^5$）时通过数值模拟得到的圆柱表面时均压力系数 C_p 分布曲线，同时也给出了 Cantwell[16] 实验测得的结果。

图 5 给出了亚临界区（$Re = 1.0 \times 10^5$、1.4×10^5 和 2.6×10^5）时通过数值模拟得到的圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 分布曲线，还给出了 Krish-

表 1 在亚临界区时二维圆柱时均阻力系数 C_d 和 St 数值模拟计算结果

Table 1 Numerical predicted results of time average drag coefficient C_d and St of 2D cylinder in subcritical region

模型	C_d	St	备注
SST k-ω 模型	1.05	0.24	数值模拟结果
Transition SST 模型	1.20	0.21	数值模拟结果
Cantwell[16]	1.23	0.18	实验结果
Schewe[17]	1.18	0.20	实验结果
苑明顺[3]	1.19	0.21	数值模拟结果

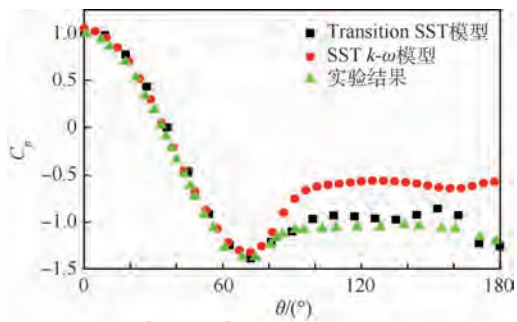


图 4 在亚临界区圆柱表面时均压力系数 C_p 分布曲线

Fig. 4 Distribution curves of time-averaged pressure coeffient C_p on cylindrical surface in subcritical region

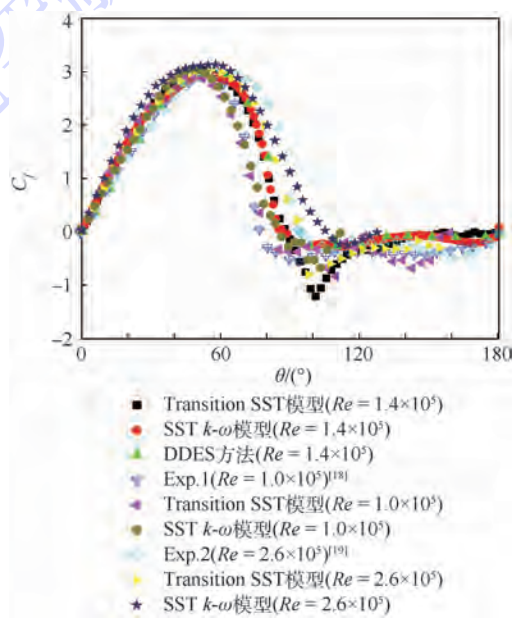


图 5 在亚临界区圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 分布曲线

Fig. 5 Distribution curves of time-averaged friction coefficent C_f on cylindrical surface in subcritical region

北航学报 增阅

nan 等[18]通过 DDES 方法得到的结果以及 Achenbach[19]通过实验测得的结果 Exp. 1（$Re = 1.0 \times 10^5$）和 Exp. 2（$Re = 2.6 \times 10^5$）。

由图 4 和图 5 可知，由于 Transition SST 模型对分离和压力梯度等因素比 SST k-ω 模型更为敏感，所以采用 Transition SST 模型更为准确地模拟出了圆柱绕流背风面压力和摩擦力的变化情况，使得采用 Transition SST 模型模拟得到的压力和摩擦力系数与实验结果更为相符。

从图 5 可以进一步看出，采用 Transition SST 模型模拟得到的结果（$Re = 1.4 \times 10^5$）在圆柱上表面 $\theta \approx 0° \sim 50°$范围内 C_f 随 θ 增大逐渐增大，并在 $\theta \approx 50°$处达到最大值；在 $\theta \approx 50° \sim 88°$范围内 C_f 随 θ 增大而逐渐减小，并在圆柱上表面 $\theta \approx 88°$处 C_f 的正负符号发生变化，这表明流动在这个位置发生了分离，即分离点的位置为 $\theta \approx 88°$。同样从图 5 可以看出，采用 SST k-ω 模型和 Krishnan 等[18]通过 DDES 方法得到分离点的位置分别为 $\theta \approx 85°$和 $\theta \approx 87°$，采用 Transition SST 模型模拟得到的结果与 Krishnan 等[18]通过 DDES 方法得到的结果更加相符。通过 3 种模型模拟得到的分离点位置介于 $Re = 1.0 \times 10^5$ 和 $Re = 2.6 \times 10^5$ 时通过实验方法得到的分离点位置 $\theta \approx 78°$和 $\theta \approx 94°$之间，符合在亚临界区分离点位置随雷诺数增大逐渐后移的变化规律。而在圆柱上表面 $\theta \approx 88° \sim 120°$范围内采用 Transition SST 模型模拟得到的结果与 SST k-ω 模型及 DDES 方法得到不同变化的原因，可能是因为 $Re = 1.4 \times 10^5$ 时处在亚临界区向临界区的过渡阶段，流动分离后有一个再附的趋势，即有一个形成分离泡的趋势。

由于 Transition SST 模型对分离和压力梯度等因素的敏感性，采用 Transition SST 模型可以较为准确地模拟出亚临界区（$Re = 1.4 \times 10^5$）时圆柱绕流尾迹区在一个周期内的流动特征，如图 6 所示。对于圆柱绕流问题来说，其尾迹区域的近壁区流动特征主要是分离与局部二次分离产生的不同尺度旋涡的合并、成对、分叉等强烈的相互作用，旋涡脱落的过程实际上是多个涡间以及与剪切层相互作用的结果[17]。在大雷诺数下，只要旋涡强度足够大或者距离壁面足够近，二维或三维旋涡均可在近壁区诱导产生局部分离，形成新的旋涡[20-21]。

从图 6 可以看出圆柱背风面尾迹区流动在一个周期内的变化过程。由于 t_1 时刻尾迹区圆柱下表面附近的旋涡距离壁面足够近，在其诱导作用下 t_2 时刻在尾迹区圆柱下表面附近发生了局部流动分离，产生了一个新的旋涡；尾迹区圆柱下表面附近的旋涡随时间沿流向向后发展逐渐变大，与尾迹区圆柱上表面附近的剪切层相互作用，在 t_3 时刻尾迹区圆柱上表面附近产生了 2 个正向旋转的小涡，且此 2 个小涡与之前尾迹区圆柱上表面附近产生的反向旋转的小涡由于旋向以及来流的影响逐渐开始合并，在 t_6 时刻完成合并，成为一个正向旋转的旋涡。同样由于涡间以及来流的影响，在 t_6 时刻发展的正向旋涡和在 t_2 时刻由诱导作用发生局部分离产生的旋涡开始逐渐合并，在 t_8 时刻完成合并发展为一个大的分离涡，之后发生旋涡脱落。这就是尾迹区圆柱上表面附近旋涡产生及发展脱落的过程，同样可以看到尾迹区圆柱下表面附近旋涡产生及发展脱落的过程。

综上所述，由于 Transition SST 模型对流动分离和压力梯度等因素较为敏感，能够很好地模拟圆柱表面的压力、摩擦力变化及圆柱绕流尾迹近壁区的分离等流动特征，从而使得 Transition SST 模型更加适用于模拟亚临界区的圆柱绕流问题。

3.2　临界区数值模拟结果分析

表 2 给出了临界区（$Re = 8.5 \times 10^5$）时对二维圆柱绕流数值模拟得到的时均阻力系数 C_d 和斯特劳哈数 St 的值，表中还给出了 Achenbach[19]和 Jones 等[22]的实验结果。可以看出，与采用 SST k-ω 模型模拟得到的结果相比，采用 Transition SST 模型模拟得到的 C_d 和 St 与实验结果符合得更好。

图 7 为在临界区（$Re = 8.5 \times 10^5$）时数值模拟计算所得圆柱表面时均压力系数 C_p 分布曲线，还分别给出了 Achenbach[19]（Exp. 1）和 Jones 等[22]（Exp. 2）实验测得的结果。

从图 7 可以看出，相比于采用 SST k-ω 模型模拟得到的圆柱表面压力系数 C_p，采用 Transition SST 模型模拟计算得到的圆柱表面压力系数 C_p 与 Jones 等[22]得到的实验结果（Exp. 2）更加相符。而采用 SST k-ω 模型和 Transition SST 模型模拟得到的圆柱表面压力系数 C_p 与 Achenbach[19]得到的实验结果（Exp. 1）在圆柱迎风面都符合得很好，但是在圆柱背风面与实验结果差异都比较大。Achenbach[19]提到由于受到实验条件和方法的局限性，在实验过程中没能够很好地模拟圆柱背风面的压力分布，这是在背风面与 2 种模型模拟的结果和 Jones 等[22]实验得到的结果产生较大差异的原因。

图 8 为临界区（$Re = 8.5 \times 10^5$）时数值模拟计算所得圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 分布曲线，还

北航学报 赠阅

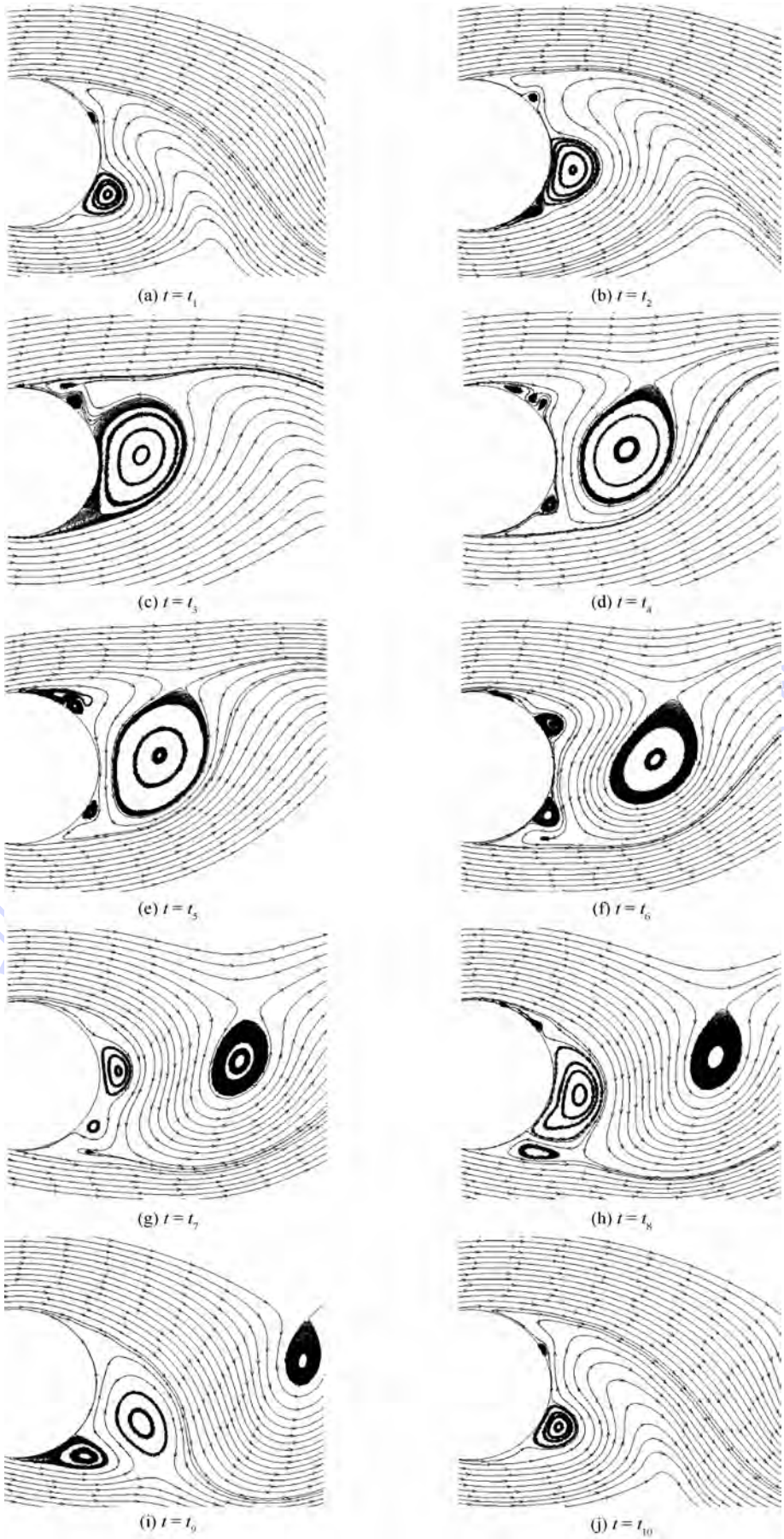


图 6 在亚临界区时采用 Transition SST 模型模拟一个周期内的流线

Fig. 6 Streamline in a period based on transition SST model in subcritical region

北航学报 增 阅

给出了 Achenbach[19] 实验测得的结果(Exp. 1)。可以看出,相比于采用 SST k-ω 模型,采用 Transition SST 模型模拟得到的圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 曲线与实验结果更加相符,而且模拟出了与实验结果一致的摩擦力系数 C_f 突然增大又回落减小的过程,也就是圆柱边界层的转捩过程。

同样,由于 Transition SST 模型对流动分离和压力梯度等因素的敏感性,使得图 7 和图 8 中采用 Transition SST 模型模拟得到的结果与实验结果更为相符。

而且从图 8 可以看出,采用 Transition SST 模型模拟得到的圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 在圆柱上表面 $\theta\approx99°$ 处时符号由正变负,之后在 $\theta\approx103°$ 处 C_f 的符号又由负变正,表明在 $\theta\approx99°\sim103°$ 这段位置上边界层流动发生了分离和再附的过程,即产生了分离泡;并且时均摩擦力系数 C_f 在 $\theta\approx103°$ 处变为正值后突然开始变大,之后又回落减小,这说明边界层内流动在这里发生了从层流到湍流的转捩过程;在 $\theta\approx120°$ 处 C_f 的符号再次由正变负,说明流动在这里发生了湍流分离。而实验得到的 C_f 值在 $\theta\approx105°$ 处突然变大,之后又回落减小,在 $\theta\approx147°$ 处 C_f 的符号由正变负发生了流动分离。实验结果中并没有捕捉到边界层分离再附产生的分离泡现象,Achenbach[19] 提出理论上应该会产生分离泡,没有产生的原因可能是因为实验条件等问题的影响。

表 2　在临界区时二维圆柱时均阻力系数 C_d 和 St 数值模拟计算结果

Table 2　Numerical predicted results of time average drag coefficient C_d and St of 2D cylinder in critical region

模型	C_d	St	备注
SST k-ω 模型	0.59	0.41	数值模拟结果
Transition SST 模型	0.71	0.48	数值模拟结果
Achenbach[19]	0.67		Exp. 1
Jones 等[22]		0.46	Exp. 2

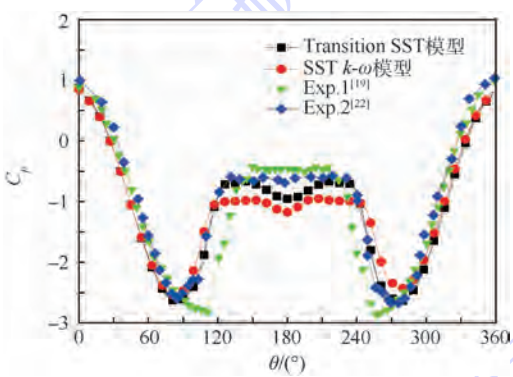


图 7　在临界区圆柱表面时均压力系数 C_p 分布曲线

Fig. 7　Distribution curves of time-averaged pressure coefficient C_p on cylindrical surface in critical region

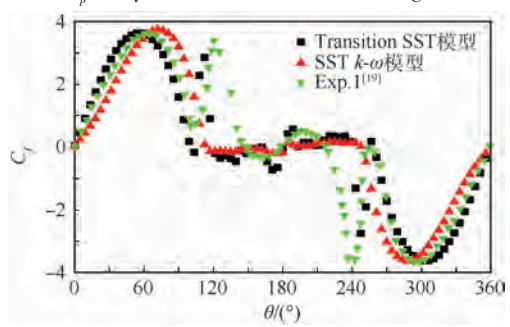


图 8　在临界区圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 分布曲线

Fig. 8　Distribution curves of time-averaged friction coefficient C_f on cylindrical surface in critical region

从图 8 还可以看出,采用 Transition SST 模型模拟得到的圆柱边界层转捩区是在圆柱上表面 $\theta\approx103°\sim120°$ 的位置,而实验得到的转捩区则是在圆柱上表面 $\theta\approx105°\sim147°$ 的位置。采用 Transition SST 模型模拟得到的圆柱边界层转捩区长度明显要比实验得到的转捩区长度短。而且可以看出,采用 Transition SST 模型和 SST k-ω 模型模拟得到的圆柱边界层分离点位置分别在 $\theta\approx120°$ 和 $\theta\approx113°$ 处,但是实验得到的分离点位置是在 $\theta\approx147°$ 处,采用 2 种模型模拟得到的分离点位置与实验结果都有一定差异,但采用 Transition SST 模型得到的模拟结果与实验结果更加接近。

图 9 为临界区($Re=8.5\times10^5$)条件下采用 Transition SST 模型模拟得到的二维圆柱表面附近流场区域的速度矢量图。图 10 为图 9 中Ⅰ~Ⅴ处的局部放大矢量图。

从图 10(a)可以看到,在此区域内沿流向圆柱上表面外法线方向的速度梯度在逐渐增大,这使得

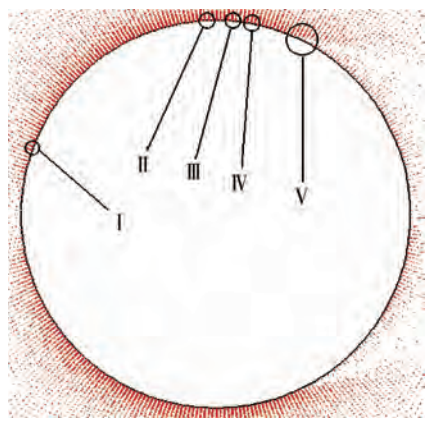


图 9　在临界区二维圆柱速度矢量图

Fig. 9　Velocity vector diagram of 2D cylinder in critical region

北航学报 赠阅

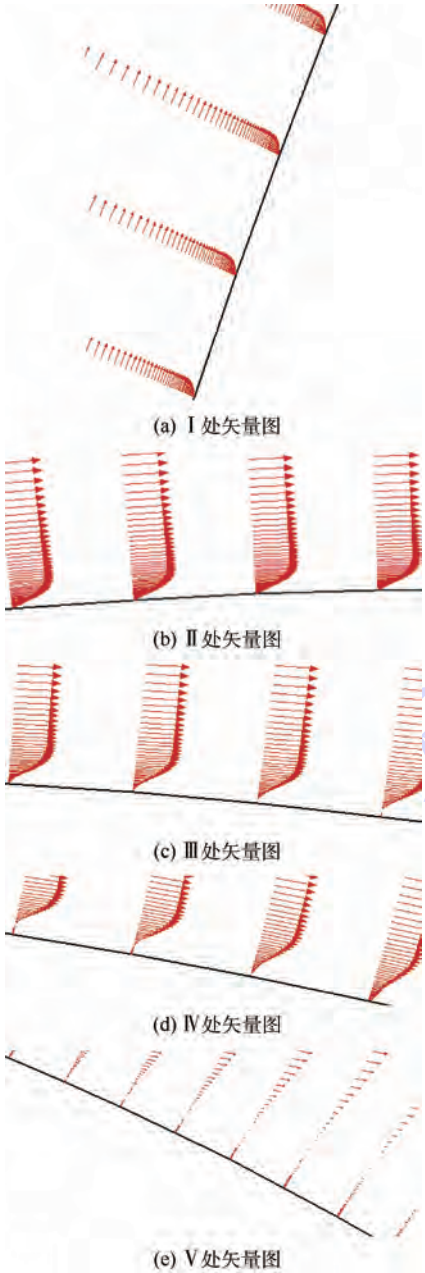


图 10 圆柱上表面在图 9 的局部放大速度矢量图

Fig. 10 Local amplification velocity vector diagram in Fig. 9 on cylindrical upper surface

沿流向圆柱上表面剪切应力逐渐变大,从而导致沿流向圆柱上表面时均摩擦力系数 C_f 逐渐变大,这也是图 8 中 θ 从 0°增大到 60°时沿流向圆柱上表面时均摩擦力系数 C_f 逐渐增大的原因。

从图 10(b)可以看到,在此区域内沿流向圆柱上表面外法线方向的速度梯度在逐渐变小,这使得沿流向圆柱上表面剪切应力逐渐减小,从而导致沿流向圆柱上表面时均摩擦力系数 C_f 是逐渐减小的,这也是图 8 中 θ 从 60°增大到 99°时沿流向圆柱上表面时均摩擦力系数 C_f 逐渐减小的原因。

从图 10(c) 和图 10(d)可以看到,此区域圆柱上表面附近气流的速度矢量方向先是与主流方向相同,在 $\theta\approx99°$时圆柱表面附近气流的速度矢量方向变为零,之后速度矢量与主流方向相反,在 $\theta\approx103°$之后又从与主流方向相反变为与主流方向相同。这说明在 $\theta\approx99°\sim103°$范围内流动发生了分离和再附的过程,即形成了一个分离泡。这也是图 8 中在圆柱上表面 $\theta\approx99°\sim103°$范围内时均摩擦力系数 C_f 为负值的原因,即 C_f 的正负符号 2 次发生变化的原因。

从图 10(e)可以看到,在 $\theta\approx120°$之后圆柱表面附近流动方向与主流方向相反,说明在此处之后流动发生了分离。同样这也是图 8 中在圆柱上表面 $\theta\approx120°\sim180°$范围内 C_f 变为负值的原因。

图 11 为圆柱上表面附近流场间歇因子 γ 分布云图。图中:$\gamma=0$ 代表层流流动,$\gamma=1$ 代表完全湍流,γ 从 0 到 1 的变化过程即发生了转捩。通过图 11可以看出,在圆柱上表面 $\theta\approx103°$处边界层发生了转捩,边界层的流动从层流流动变成了湍流流动,导致圆柱表面摩擦力突然增大。这即是图 8 中在 $\theta\approx103°$处圆柱上表面时均摩擦力系数 C_f 突然急剧增大,并在增大到最大值后回落的原因。

图 12 为圆柱上表面过顶点后局部速度云图和流线图,为了展示圆柱壁面附近的流动规律,对壁面附近的流线进行了加密处理。从图 12 也可以看出,过圆柱上表面顶点之后在 $\theta\approx99°\sim103°$的区域内边界层出现了流动分离并再附的过程,即产生了一个分离泡,与图 10(c)和图 10(d)的结果对应一致。分离再附之后,沿圆柱表面向后流动,在 $\theta\approx120°$处流动最终发生湍流分离,形成尾迹流。

与亚临界区圆柱绕流问题的情况相同,由于 Transition SST 模型对分离和压力梯度等影响转捩的因素较为敏感,使得采用 Transition SST 模型能够很好地捕捉到圆柱绕流边界层内的转捩过程以

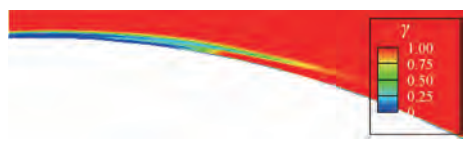


图 11 圆柱上表面间歇因子云图

Fig. 11 Contour of intermittency factor on cylindrical upper surface

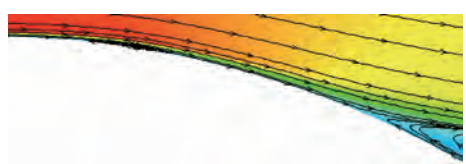


图 12 圆柱上表面速度云图和流线图

Fig. 12 Contours of velocity and streamlines on cylindrical upper surface

及圆柱绕流尾迹近壁区的流动特征，从而可以更好地模拟临界区的圆柱绕流问题。

3.3　不同雷诺数下的模拟结果对比分析

图 13 为采用 Transition SST 模型在不同雷诺数下对二维圆柱绕流模拟计算得到的圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 和圆柱边界层的间歇因子 γ 分布曲线。图 14 为模拟所得到的不同雷诺数条件下圆柱上表面附近局部流场的速度分布云图和流线图，为了展示圆柱壁面附近的流动变化，对圆柱壁面附近的流线进行了加密处理。

由图 13(a)可以看出，当雷诺数 $Re = 1.4 \times 10^5$ 时(亚临界区)，在 $\theta \approx 85°$ 处圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 直接从正值变为负值。从图 14(a)的流场结构可以看到，这是因为流体在绕圆柱流动过程中，在 $\theta \approx 85°$ 处边界层分离后直接形成了背风面底部分离涡流动区。

从图 13(a)可以看到，对应 $Re = 5.0 \times 10^5$、8.5×10^5(临界区)和 $Re = 1 \times 10^6$(超临界区)，圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 的符号分别在 $\theta \approx 94°$、99°和 90°处从正值变成负值，之后分别在 $\theta \approx 107°$、103°和 97°处 C_f 的符号又由负值变成正值，从图 14(b)、图 14(c)和图 12 的流场结构中可以看出这是因为流体在绕圆柱流动过程中发生了一个分离到再附的过程，即形成了一个分离泡。

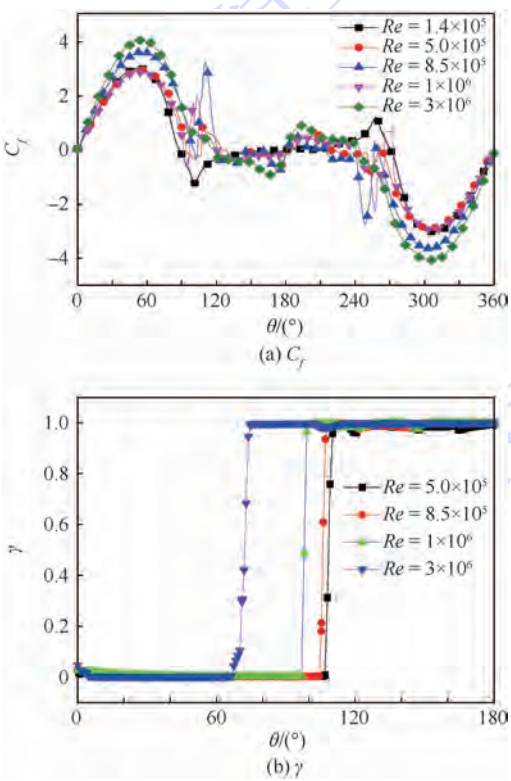


图 13　不同雷诺数下圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 和间歇因子 γ 分布曲线

Fig. 13　Distribution curves of time-averaged friction coefficient C_f and intermittency factor γ on cylindrical surface under different Reynolds number

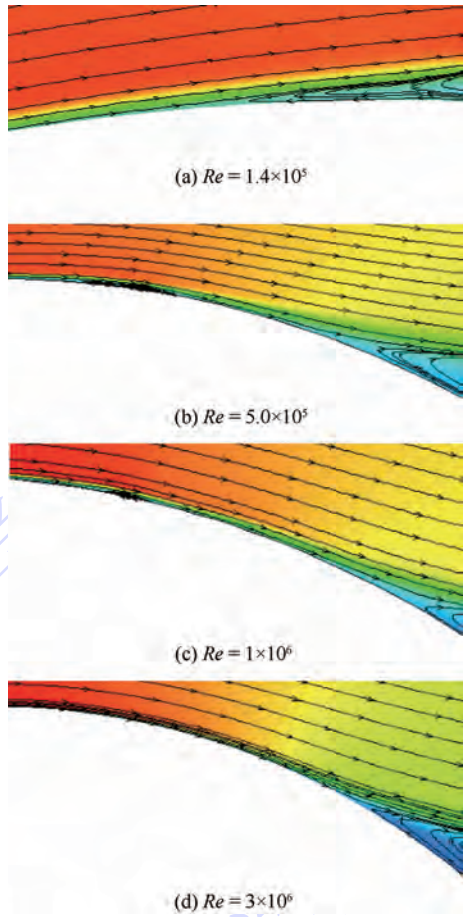


图 14　不同雷诺数下圆柱上表面附近局部流场速度分布云图和流线图

Fig. 14　Contours of local flow velocity and streamlines near cylinder under different Reynolds number on cylindrical upper surface

从图 13(a)可以看到，当 $Re = 5.0 \times 10^5$ 时，在 $\theta \approx 107°$ 处圆柱上表面的时均摩擦力系数 C_f 发生了突然增大之后回落减小的过程，而且由图 13(b)可见，在此处边界层间歇因子 γ 发生了从 0 到 1 的变化过程，说明流动在 $\theta \approx 107°$ 处发生转捩；同样可以看出，当 $Re = 8.5 \times 10^5$ 和 1×10^6 时，圆柱表面边界层内的流动发生了从层流到湍流的转捩过程，且转捩点分别在 $\theta \approx 103°$ 和 $\theta \approx 97°$ 附近。从以上结果可知，对于二维圆柱绕流问题，当雷诺数在临界区和超临界区时，随着雷诺数的增大，圆柱边界层转捩点的位置逐渐向来流方向移动。

从图 13(a)还可以看到，当雷诺数 $Re = 3 \times 10^6$(过临界区)时，在圆柱上表面(或下表面)时均摩擦力系数 C_f 仅在 $\theta \approx 120°$ 时发生了一次从正变为负过程，结合图 14(d)的流场结构可知，在此雷诺数条件下，圆柱绕流直接发生了底部流动分

离,在底部流动分离之前没有出现分离泡。从图 13(b)可以看出,当 $Re = 3 \times 10^6$ 时,在圆柱上表面$\theta \approx 63°$处边界层间歇因子 γ 发生了从 0 到 1 的变化过程,说明在 $\theta \approx 63°$时边界层流动发生了从层流到湍流的转捩,但图 13(a)中在 $Re = 3 \times 10^6$ 时圆柱表面时均摩擦力系数 C_f 的值并未出现突增的现象,这是因为转捩前 C_f 的值就很大,而转捩引起的 C_f 的变化较小,导致转捩时 C_f 的变化不明显。

4 结 论

本文采用 SST k-ω 两方程湍流模型与 γ-$\tilde{Re}_{\theta t}$ 转捩模型相结合构成的 Transition SST 四方程转捩模型对不同雷诺数的二维圆柱绕流问题进行了数值模拟计算,并在 $Re = 1.4 \times 10^5$ 和 $Re = 8.5 \times 10^5$ 条件下将其结果与实验结果和采用 SST k-ω 两方程湍流模型数值模拟得到的流场结构及圆柱表面时均压力系数、时均摩擦力系数和间歇因子曲线等进行了对比分析,验证了 Transition SST 模型在模拟圆柱绕流问题方面的优越性及该模型预测转捩位置和模拟圆柱近壁区流动特征的能力,在此基础上对采用转捩模型得到圆柱绕流特性进行了分析,得出了不同雷诺数下圆柱近壁区的流动特征及边界层转捩位置的变化规律,可以得出以下结论:

1)采用 Transition SST 模型能够很好地模拟圆柱绕流问题。这是由于 Transition SST 模型对流动分离和压力梯度等因素较为敏感,所以可以很好地捕捉到不同雷诺数下圆柱绕流尾迹近壁区的流动特征,并且能够较为准确地预测边界层转捩位置及转捩过程。

2)当自由来流雷诺数处于临界区、超临界区和过临界区时,圆柱绕流边界层会出现从层流到湍流的转捩过程,且圆柱绕流边界层转捩位置随雷诺数增大逐渐靠近圆柱前驻点(即 $\theta = 0°$)。

3)当自由来流雷诺数处于亚临界区时,圆柱绕流边界层发生层流分离,无分离泡及转捩现象发生;当自由来流雷诺数处于临界区和超临界区时,圆柱绕流边界层产生分离泡后发生转捩现象,并在转捩后圆柱绕流边界层发生湍流分离;当自由来流雷诺数处于过临界区时,圆柱绕流边界层无分离泡现象发生,且在转捩之后发生湍流分离。

参考文献(References)

[1] 伊杰里奇克 N E. 水力摩阻手册[M]. 北京:航空发动机编辑部,1985:256-300.
YI JIE RITCHIE N E. Hydraulic friction handbook[M]. Beijing:Aviation Engine Newsroom,1985:256-300(in Chinese).

[2] 凌国灿. 圆柱绕流旋涡运动及离散涡方法[J]. 力学进展,1985,15(4):458-470.
LING G C. Vortex flow around a circular cylinder motion and the discrete vortex method[J]. Journal of Mechanics,1985,15(4):458-470(in Chinese).

[3] 苑明顺. 高雷诺数圆柱绕流的二维大涡模拟[J]. 水动力学研究与进展:A 辑,1992,7(Suppl.):614-622.
YUAN M S. High Reynolds number flow around a cylinder of 2-D large eddy simulation[J]. Water Dynamics Research and Development:Series A,1992,7(Suppl.):614-622(in Chinese).

[4] 王亚玲,刘应中,缪国平. 圆柱绕流的三维数值模拟[J]. 上海交通大学学报,2001,35(10):1464-1469.
WANG Y L,LIU Y Z,MIU G P. Three dimensional numerical simulation of viscous flow a round circular cylinder[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2001,35(10):1464-1469(in Chinese).

[5] 刘应中,缪国平. 高等流体力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2000.
LIU Y Z,MIU G P. Higher fluid mechanics[M]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University Press,2000(in Chinese).

[6] 易家训. 流体力学[M]. 北京:高等教育学出版社,1982.
YI J X. Fluid mechanics[M]. Beijing:Higher Education Press,1982(in Chinese).

[7] ESKINAZI S. Principles of fluid mechanics[M]. Boston:Allyn and Bacon Inc.,1968.

[8] SCHMIDT R,PANTANKAR S. Simulation boundary layer transition with low-reynolds number k-ε turbulence models:Part 2-An approach to improving the predictions[J]. Journal of Tuebomachinery,1991,113(1):18-26.

[9] VANCOILLIE G,DICK E. A turbulence model for the numerical simulation of the transition zone in a boundary layer[J]. International Journal of Engineering Fluid Mechanics,1988,1(1):28-49.

[10] STEELANT J,DICK E. Modeling of laminar-turbulent transition for high freestream turbulence[J]. Journal of Fluids Engineering,2001,123(1):22-30.

[11] WALTERS K D,LEYLEK J H. Impact of film-cooling jets on turbine areogynamic losses[J]. Journal of Turbomachinery,2000,122(3):537-545.

[12] LANGTRY R B,MENTER F R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,2005.

[13] MENTER F R,LANGTRY R B,LIKKI S R,et al. A correlation-based transition model using local variables-Part I:Model formulation[C]//49th International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York:ASME,2006:413-422.

[14] MENTER F R,LANGTRY R B,LIKKI S R,et al. A correlation-based transition model using local variables-Part II:Test cases and industrial applications[C]//49th International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York:ASME,2006:423-434.

[15] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application[J]. AIAA Journal,1994,32(8):

1598-1605.

[16] CANTWELL B J. A flying hot wire study of the turbulent near wake of a circular cylinder at a Reynolds number of 14,000 [D]. Pasadena: California Institute of Technology, 1976.

[17] SCHEWE G. On the force fluctuations acting on a circular cylinder in cross flow from subcritical up to transcritical Reynolds numbers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 133(1): 265-285.

[18] SQUIRES K D, KRISHNAN V, FORSYTHE J R. Prediction of the flow over a circular cylinder at high Reynolds number using detached-eddy simulation[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2008, 96(10-11): 1528-1536.

[19] ACHENBACH E. Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to $Re = 5 \times 10^6$ [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1968, 34(4): 625-639.

[20] 凌国灿,牛家玉,CHWANG A T. 圆柱近尾迹流动转捩特征的数值研究[J]. 空气动力学报,1997,15(1):130-138.
LING G C, ZHU J Y, CHWANG A T. Numerical studies of cylindrical near wake flow transition characteristics[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(1): 130-138(in Chinese).

[21] WALKER J D A, SMITH C R, CERRA A W, et al. The impact of a vortex ring on a wall[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1987, 181: 99-140.

[22] JONES G W, CINCOTTA J J, WALKER R W. Aerodynamic forces on a stationary and oscillating circular cylinder at high Reynolds numbers: NASA TR R-300[R]. Washington, D. C.: NASA, 1969.

作者简介:

雷娟棉　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:制导兵器气动设计和复杂流动数值模拟。

谭朝明　男,硕士研究生。主要研究方向:制导兵器气动设计和复杂流动数值模拟。

Numerical simulation for flow around circular cylinder at high Reynolds number based on Transition SST model

LEI Juanmian*, TAN Zhaoming

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the boundary layer transition phenomenon and the flow characteristics of flow around circular cylinder at high Reynolds number, the experimental results and the results that are obtained by using the Transition SST model and the SST k-ω model were firstly analyzed at typical Reynolds number, and the advantages of the Transition SST model was verified at high Reynolds number. Meanwhile, the boundary layer transition phenomenon and the flow characteristics were more accurately predicted. Then, the numerical simulations were performed in subcritical, critical, supercritical and over critical regions. The variation of flow field structure and the friction coefficient curve was analyzed under the different Reynolds number. The flow characteristics, flow mechanism of boundary layer transition, and variation of transition positions were studied. Results show that the boundary layer separates laminarly, and the flow does not form a separation bubble and transition phenomenon in subcritical region; in critical and supercritical region, the flow forms a separation bubble, and ultimately turbulent separation happens after transition occurs with the flow; in over critical region, the boundary layer separates turbulently after transition occurs with the flow, and the flow does not form a separation bubble; the more the Reynolds number is, the closer the transition position is to the front stagnation point of cylinder in critical, supercritical and over critical region.

Keywords: flow around circular cylinder; Transition SST model; flow characteristics; transition phenomenon; aerodynamic characteristics

Received: 2016-01-26; **Accepted**: 2016-03-04; **Published online**: 2016-03-18 15:39

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160318.1539.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372040)

* **Corresponding author**. E-mail: leijm@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0795

烟气覆盖表面红外温度测量的实验分析

钟万里[1,*], 王伟[1], 林介东[1], 张彪[2], 许传龙[2]
(1. 广东电网有限责任公司电力科学研究院, 广州 510080; 2. 东南大学 能源热转换及其过程测控教育部重点实验室, 南京 210096)

摘 要: 为了研究辐射参与性烟气对红外测温法金属壁面温度测量的影响,首先根据实验中红外探测器测量得到的表面温度分布的特点,建立了一维表面红外测温模型;然后根据红外热成像测温原理及辐射传输理论,利用源项多流法分析模型计算了烟气覆盖表面在不同烟气厚度和不同表面温度下红外探测器获得的温度;最后利用马弗炉模拟不同温度的表面,振动筛模拟不同浓度和厚度的烟气环境,在实验室条件下设计搭建了模拟烟气覆盖表面的红外测温实验系统,实验验证了源项多流法分析模型,实验测量得到的温度与分析模型预测的温度吻合较好,并提出了利用反演方法修正红外测温的设想。

关 键 词: 红外测温; 源项多流法; 辐射传输; 参与性介质; 温度校正
中图分类号: TP212
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0218-06

在很多领域中,物体表面的温度都是非常重要的监测参数,对其进行在线连续稳定测量具有重要的实用价值[1-2]。目前,实际应用中一般都采用接触式的测量方法,如热电偶、热电阻等[3-4]。接触式测温的测量精度高,但会对被测物体原本温度场产生影响,且氧化、还原和腐蚀等恶劣测温条件会造成热电偶等测温元件的损坏。另外,热电偶的布置数量常常受到限制,测点有限,无法获得整个蒸汽管道的温度分布情况[5]。相比而言,辐射测温法是非接触式的,能够克服上述缺点,近年来得到了越来越多的重视。但是由于光谱发射率的影响,辐射高温计的温度示值并不是物体的真实温度,有辐射温度、亮度温度和比色温度。若想知道壁面的真实温度,就需要对上述温度进行发射率修正,以往所采用的方法主要有发射率修正法、逼近黑体法、辅助源法和偏振光法[6-10]。

Liu 等[11-12]通过求解辐射反问题的方法,反演了半透明介质的边界温度,随后又研究了湍流与辐射的耦合作用,分析了湍流脉动火焰的温度场反演的影响。若要通过辐射方法来测量过热器表面的温度,必然要考虑管壁的发射率、烟气中飞灰等参与性介质的辐射特性的影响,因此所获得的辐射信号是管道壁面和烟气整体的辐射信号,为了获得管道壁面温度特征,需将以上影响因素考虑在内,建立数学模型,进一步探索管道壁面温度、烟气流动参数和辐射信号之间的关系,进而寻找合适的算法来对辐射信号进行修正,从而获得管道壁面的真实温度。

根据红外热成像测温原理以及辐射传输理论,本文基于源项多流法建立了烟气流下过热器壁面红外测温模型,系统分析了烟气中飞灰对红外热成像测温的影响。搭建了温度测量实验装置,用标定好的 CCD 相机对在烟气流下的金属表

收稿日期: 2015-12-02; **录用日期**: 2016-05-06; **网络出版时间**: 2016-09-06 10:58
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1058.001.html
基金项目: 中国南方电网有限责任公司科技项目(K-GD2013-0497)
* **通讯作者**: E-mail: zhongwanli@163.com

引用格式: 钟万里, 王伟, 林介东, 等. 烟气覆盖表面红外温度测量的实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 218-223. ZHONG W L, WANG W, LIN J D, et al. Experimental analysis on infrared temperature measurement of flue gas covering surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 218-223 (in Chinese).

面进行了温度测量实验,并在此基础上提出了利用反演方法修正红外测温以提高烟气遮蔽下壁面红外测温精度的设想。

1　测量原理

红外测温法是利用红外 CCD 相机接收被测物体表面的辐射来确定被测物体的温度。实际测量物体温度时,红外 CCD 相机接收到的有效辐射包括 3 部分:物体自身的发射、环境的反射和介质的参与,如图 1 所示。红外 CCD 相机通常工作在 2 ~ 5 μm、8 ~ 13 μm 等不同波段,对于单色法测温来说,需要在镜头中加入一个滤波片,只允许某一窄波段的光通过,探测器接收该波段的辐射能后,将其转化为一个与能量成正比的电信号。红外测温的通用基本公式为[13]

$$V = Ad^{-2}\{\tau_\lambda[\varepsilon_{\lambda,\mathrm{obj}}E_{\mathrm{obj}} + (1-\varepsilon_{\lambda,\mathrm{obj}})E_{\mathrm{refl}}] + \varepsilon_{\lambda,\mathrm{media}}E_{\mathrm{media}}\} \tag{1}$$

式中:V 为探测器的电压信号;A 为 CCD 相机的最小空间张角所对应的目标的可视面积;d 为该目标到 CCD 相机之间的距离;τ_λ 为介质在波长为 λ 下的透过率;$\varepsilon_{\lambda,\mathrm{obj}}$ 为物体的光谱发射率;$\varepsilon_{\lambda,\mathrm{media}}$ 为介质的等效光谱发射率;E_{obj} 为物体表面发射的能量;E_{refl} 为周围环境投射到物体表面的能量;E_{media} 为介质发射的能量。

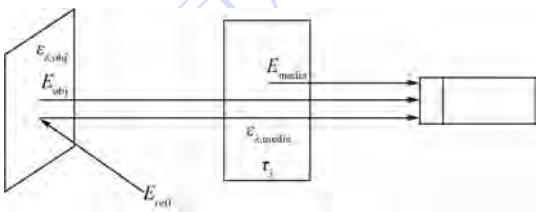


图 1　红外测温有效辐射示意图

Fig. 1　Schematic of effective radiation in infrared temperature measurement

普朗克定律是红外测温技术的理论基础,其揭示了黑体辐射能量在不同温度和不同波长下的分布规律,数学表达式为

$$E_{\mathrm{b}\lambda} = \frac{c_1\lambda^{-5}}{\mathrm{e}^{c_2/\lambda T}-1} \tag{2}$$

式中:$E_{\mathrm{b}\lambda}$ 为黑体的光谱辐射力;$c_1 = 3.7415 \times 10^{-12}\ \mathrm{W/cm^2}$ 为第一辐射常数;$c_2 = 1.4388\ \mathrm{cm \cdot K}$ 为第二辐射常数;T 为黑体的绝对温度。

2　测量系统

图 2 为金属壁面红外测温实验系统。系统主要由红外 CCD 相机、红外镜头、振动筛和马弗炉组成。实验所选用的红外 CCD 相机的型号为 MAG62,探测器类型为非制冷焦平面,像素为 640 × 480,像素尺寸为 17 μm,工作距离为 250 mm,帧率为 50 Hz。红外镜头为 MAGNITY C f25F1,中心通过波长为 10 μm,可以有效避开水蒸气和二氧化碳的吸收峰,减少空气对辐射测温的影响。振动筛置于红外镜头和测温试件之间,用于模拟烟气中参与性介质飞灰对高温壁面温度测量的影响。振动筛轴向设有圆形的观察区,其中有可调节宽度的方形漏灰口,保证流速均匀稳定,实验时选用宽度分别为 5、10、15、20、25 和 30 mm,用于模拟不同厚度烟气对高温金属壁面辐射的影响。马弗炉型号为 SX2-4-10,功率为 4 kW,具有温控功能,温度变化范围为 20 ~ 1 000°C,马弗炉的侧盖中心开一个直径为 100 mm 的孔。本实验系统中金属试件的材料为 15 CrMo,光学窗口所采用的材料为 BaF,其在 10 μm 的波段有较高的透过率,透过率曲线如图 3 所示。

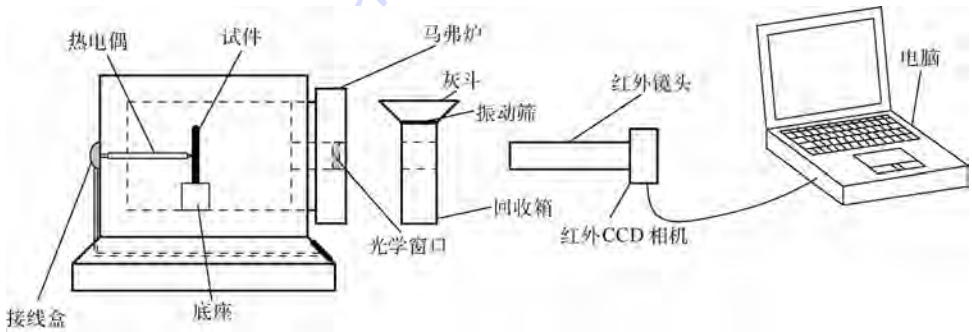


图 2　金属壁面红外测温实验系统示意图

Fig. 2　Schematic of experimental system for infrared temperature measurement of metal surface

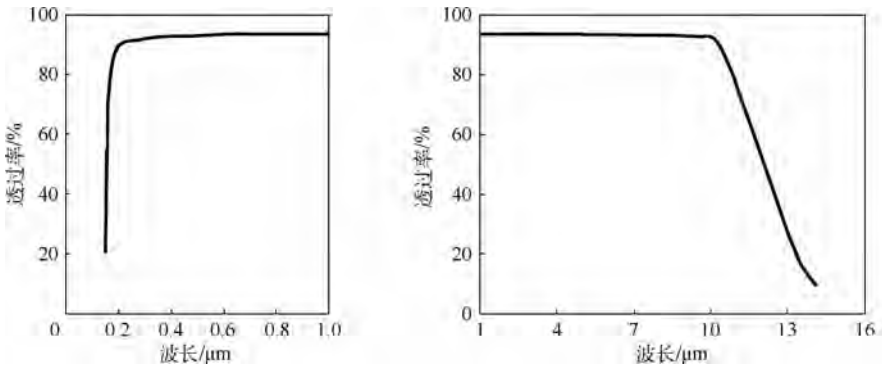


图 3 光学窗口的透过率曲线

Fig. 3 Transmittance curves of optical window

3 结果与讨论

3.1 分析模型

实验所用红外 CCD 相机在出厂时进行了标定,但由于实验室条件不同,因此需要对相机进行二次标定,标定实验在相机的工作距离下进行,采用的黑体炉是 AMETEK 公司生产的 LANDCAL R1500T 型黑体炉,其温度分辨率为 1℃,稳定性 <1 K/°C(温度设置为结束 30 min 以后),升温速率可以在 30 min 内达到 1 450℃,发射率接近 0.99。利用经过二次标定的红外 CCD 相机测量试件表面的温度,设定马弗炉温度为 250℃,稳定 0.5 h,在灰斗中无飞灰加入时,直接获得的试件表面温度分布如图 4(a)所示,取 $x=0$ 和 $y=0$ 2 条线上的温度分布,如图 4(b)和 4(c)所示。可以看出,试件表面温度分布较为均匀,平均温度为 253 ℃,与马弗炉设定温度基本吻合,所产生的测温误差主要是马弗炉的温控热惯性大所导致。从图 4 中还可以看出,整个试件温度的均匀性较好,因此可将此红外测温模型简化为一维大平板模型,如图 5 所示。图中:ε 为壁面的发射率;T_w 和 T_g 分别为壁面和飞灰的绝对温度;I_0 和 I 分别为壁面发射和探测到的辐射强度;L 为飞灰的厚度;κ 和 σ_s 分别为飞灰的吸收和散射系数。

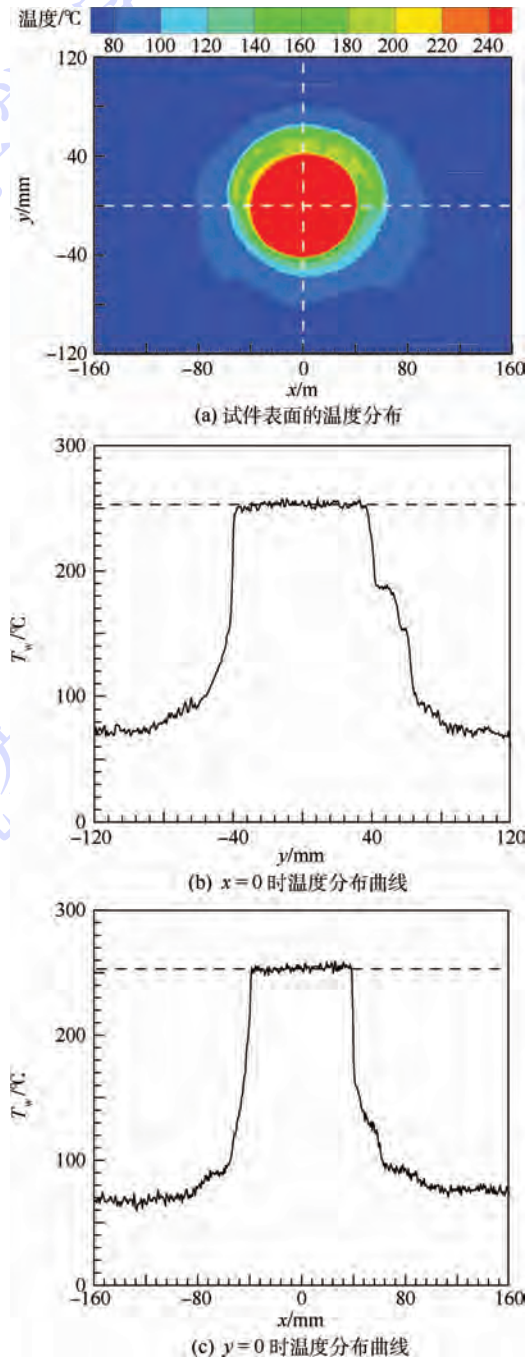


图 4 红外 CCD 相机测量的温度分布

Fig. 4 Temperature distribution measured by infrared CCD camera

3.2 影响分析

由于镜头选择的中心波长为 10 μm,可以有效地减小空气对红外测温的影响,在没有飞灰的区域可认为辐射传输不产生衰减。飞灰的温度为室温 27℃,在恒定流速下测量[14]得到飞灰的吸收系数为 45.6 m^{-1},散射系数为 3.5 m^{-1},考虑各向同性散射,在设定马弗炉温度为 527℃不变,调节振动筛的宽度为 1 ~ 50 mm,利用源项多流法[15-16]计算出试件表面发出的红外辐射能经过飞灰区域被吸收和散射后,被探测器接收到的能量大小,以试件中心直径为50mm区域的平均

能量作为特征能量,转化为壁面探测温度 T_d 变化曲线后如图 6 所示。可以看出,随着飞灰介质厚度的增加,探测器测量得到的温度呈指数降低,因此烟气中飞灰对金属壁面温度测量的影响不能被忽略。

保持振动筛的宽度为 20 mm 不变,利用相同的飞灰保持流速恒定,即吸收系数、散射系数和飞灰温度恒定,马弗炉的设定温度为 27 ~ 527℃,利用源项多流法计算出探测器的视在温度变化曲线如图 7 所示。可以看出,随着马弗炉设定温度的增加,探测器的视在温度与表面的真实温度之间的温差在增大,即在当前工况下测量误差增大。

马弗炉温度设定为 250℃,振动筛的宽度分别为 5、10、15、20、25 和 30 mm 时,通过本文的测量设备得到的视在温度如图 8 所示。以源项多流法计算得到的视在温度为参考,从图 8 中可以看出,测量温度和模拟温度吻合的较好,最大误差为 9.2℃。若利用红外 CCD 相机测量得到的视在温度作为测量值,源项多流法作为正算模型,就可以

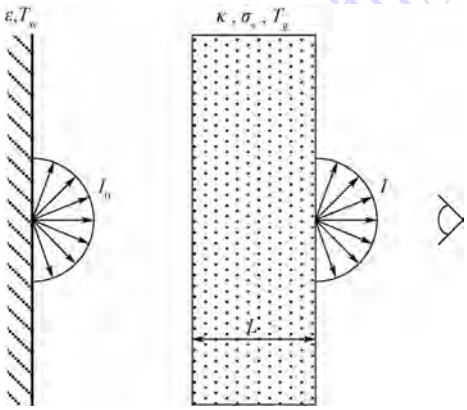


图 5　一维大平板红外测温模型示意图

Fig. 5　Schematic of infrared temperature measurement for 1D plane-parallel slab model

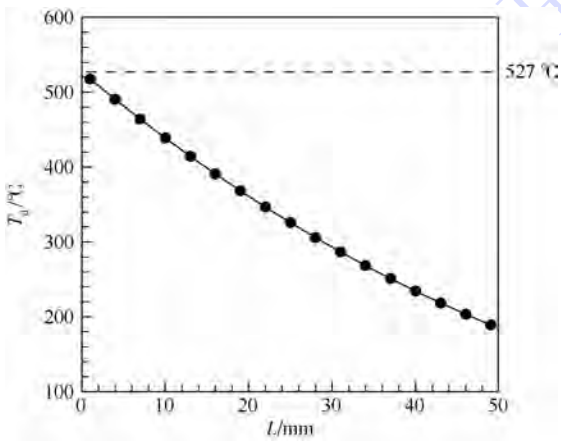


图 6　红外 CCD 相机探测温度随振动筛宽度的变化曲线

Fig. 6　Variation curve of detected temperature measured by infrared CCD camera with width of vibrating screen

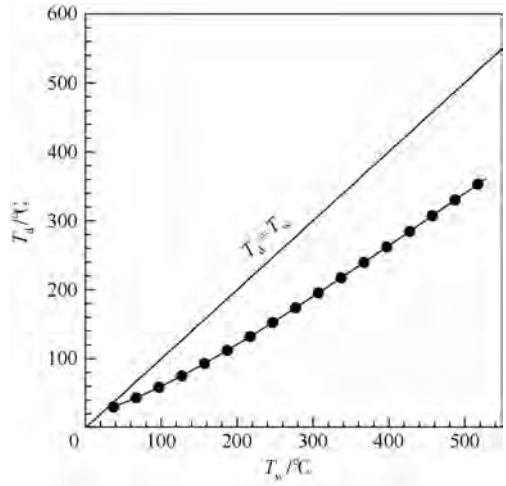


图 7　红外 CCD 相机探测温度随表面真实温度的变化曲线

Fig. 7　Variation curve of detected temperature measured by infrared CCD camera with surface real temperature

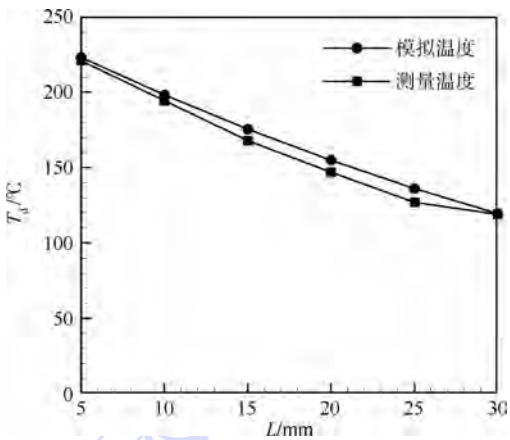


图 8　不同振动筛宽度下测量与模拟的表面温度比较

Fig. 8　Comparison between measured and calculated temperatures of surface at different widths of vibrating screen

利用反演的方法对视在温度进行校正,该技术可应用于电站锅炉高温过热器表面温度在线检测领域。

4　结　论

本文开展了烟气对锅炉壁面红外测温影响的理论和实验研究,得出以下结论:

1)建立了用于模拟烟气遮蔽条件下壁面的红外测温的源项多流法分析模型,并设计搭建了相应的实验系统。

2)分析了表面温度和烟气厚度对探测器测量所得的视在温度的影响,得出视在温度随着烟气厚度的增加呈指数降低,随壁面温度的升高呈指数增长。

3)在实验室条件下,通过实验验证了理论分析的结果,实验结果与模型预测结果匹配较好,提

出利用反演方法修正红外测温以提高烟气遮蔽下壁面红外测温精度的设想,可将其应用到电站锅炉高温过热器的温度在线测量领域。

参考文献(References)

[1] 段远源,刘东,杨震. 锅炉过热器炉内壁面温度红外测量信号的波动特征及数据处理方法[J]. 中国电机工程学报,2012,32(8):1-5.
DUAN Y Y,LIU D,YANG Z. Fluctuation characteristics and data processing method of infrared measurement signal of superheaters inner wall temperature in utility boiler[J]. Proceedings of the CSEE,2012,32(8):1-5(in Chinese).

[2] 袁益超,陈之航,王国华,等. 大容量电站锅炉汽温问题及过热器与再热器超温爆管原因的分析[J]. 动力工程,1994,14(6):21-28.
YUAN Y C,CHEN Z H,WANG G H,et al. The problem of steam temperature in large-capacity power plant boiler and analysis of the tube explosion of superheater and reheater [J]. Power Engineering,1994,14(6):21-28(in Chinese).

[3] ALWAALY A A Y,PAUL M C,DOBSON P S. Effects of thermocouple electrical insulation on the measurement of surface temperature [J]. Applied Thermal Engineering,2015,89:421-431.

[4] CHILDS P R N,GREENWOOD J R,LONG C A. Review of temperature measurement[J]. Review of Scientific Instruments,2000,71(8):2959-2978.

[5] DUDAS J. Characterization and avoidance of in-field defects in solid-state image sensors[D]. Burnaby:Simon Fraser University,2008.

[6] JONES T E,URQUHART M E,BADDELEY C J. An investigation of the influence of temperature on the adsorption of the chiral modifier,(S)-glutamic acid,on Ni {111} [J]. Surface Science,2005,587(1):69-77.

[7] LIU W,JIA X H,JIA Z Y,et al. Fast dimensional measurement method and experiment of the forgings under high temperature [J]. Journal of Materials Processing Technology,2011,211(2):237-244.

[8] MIYAMOTO T,ISHIZAWA H,NITTA Y,et al. Evaluation of heat transfer characteristics of textile goods by infrared image measurement method[J]. Journal of Textile Engineering,2006,52(1):37-41.

[9] TANK V,DIETL H. Multispectral infrared pyrometer for temperature measurement with automatic correction of the influence of emissivity[J]. Infrared Physics,1990,30(4):331-342.

[10] 李云红,孙晓刚,原桂彬. 红外热像仪精确测温技术[J]. 光学精密工程,2007,15(9):1336-1341.
LI Y H,SUN X G,YUAN G B. Accurate measuring temperature with infrared thermal imager[J]. Optics and Precision Engineering,2007,15(9):1336-1341(in Chinese).

[11] LIU L H,LI B X. Inverse radiation problem of axisymmetric turbulent sooting free flame[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer,2002,75(4):481-491.

[12] LIU L H,TAN H P,LI B X. Influence of turbulent fluctuation on reconstruction of temperature profile in axisymmetric free flames[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer,2002,73(6):641-648.

[13] YANG Z,ZHANG S C,YANG L. Calculation of infrared temperature measurement on non-Lambertian objects[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis,2010,30(8):2093-2097.

[14] 齐宏,牛春洋,张丽琴,等. 高温半透明介质折射率及吸收系数反演测量装置及方法:201510607276.0 [P]. 2015-12-30.
QI H,NIU C Y,ZHANG L Q,et al. A kind of method and device for measurement of refractive index and absorption coefficient of high temperature semitransparent media: 201510607276.0 [P]. 2015-12-30(in Chinese).

[15] NIU C Y,QI H,HUANG X,et al. Simultaneous reconstruction of temperature distribution and radiative properties in participating media using a hybrid LSQR-PSO algorithm[J]. Chinese Physics B,2015,24(11):114401.

[16] 王伟,钟万里,林介东,等. 电站锅炉高温烟气对壁面红外测温的影响[J]. 仪表技术与传感器,2016(1):87-89.
WANG W,ZHONG W L,LIN J D,et al. Effect of high temperature boiler flue gas on infrared surface temperature measurement [J]. Instrument Technique and Sensor,2016(1):87-89(in Chinese).

作者简介:

钟万里 男,硕士,教授级高级工程师。主要研究方向:电力部件的状态评价。

王伟 男,博士,高级工程师。主要研究方向:电力部件的失效分析、理化检验和寿命评估。

林介东 男,博士,教授级高级工程师。主要研究方向:电力部件的无损检测、理化检验及状态评价。

张彪 男,博士,讲师。主要研究方向:热辐射传输计算及测量、多相流测试。

许传龙 男,博士,教授。主要研究方向:多相流测试、燃烧诊断。

北航学报 赠阅

Experimental analysis on infrared temperature measurement of flue gas covering surface

ZHONG Wanli[1,*], WANG Wei[1], LIN Jiedong[1], ZHANG Biao[2], XU Chuanlong[2]

(1. Electric Power Research Institute of Guangdong Power Grid Co., Ltd., Guangzhou 510080, China;
2. Key Laboratory of Energy Thermal Conversion and Control of Ministry of Education, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: Radiative participant flue gas has important influence on the infrared surface temperature measurement of flue gas covering surface. According to the characteristic of the sample temperature distribution measured by an infrared CCD camera, a simplified one-dimensional model of infrared surface temperature measurement is established. Based on the simplified model, the detected infrared temperatures at different thickness of flue gas and surface temperature of sample are analyzed using source multi-flux method. Finally, a muffle furnace is used to heat the measured surface, and a vibrating screen is used to simulate flue gas covering environment. An infrared temperature measurement system is built for flue gas covering surface. The analytical model of source multi-flux is verified by the experiments, and the measured temperature by the experimental has a good agreement with the predicted temperature by the analytical model. The idea of modification for the infrared temperature measurement by inverse method is proposed.

Keywords: infrared temperature measurement; source multi-flux method; radiance transfer; participating media; temperature correction

北京航空航天大学学报

Received: 2015-12-02; **Accepted**: 2016-05-06; **Published online**: 2016-09-06 10:58
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1058.001.html
Foundation item: Science & Technology Program of China Southern Power Grid Co., Ltd. (K-GD2013-0497)
* **Corresponding author**. E-mail: zhongwanli@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0150

VHF/UHF 波段发射机互调抑制比测试方法研究

苏东林[1,*]，何洪涛[1,2]，耿利飞[2]，范秋虎[2]
(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083； 2. 中国洛阳电子装备试验中心，洛阳 471003)

摘 要：建立了发射机射频电路简化模型，并利用该模型和非线性多项式模型，研究了发射机互调(IM)发射电平与射频前端滤波器插入损耗、干扰信号功率和频率偏差之间的关系，对当前发射机互调抑制比的定义进行了修正；分析了传统发射机互调抑制比测试方法的局限性，设计了一种新型的发射机互调测试链路配置，分析了测试链路关键物理参数间的关联关系，建立了测试数据处理模型，该方法扩宽了测试带宽和功率范围，降低了对测试器件的要求。对实际电台的测试结果表明，本文提出的理论分析结论和发射机互调抑制比测试方法正确有效。

关 键 词：发射机互调；互调发射电平；互调抑制比；测试链路；测试方法
中图分类号：TN820.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0224-09

为了有效利用和科学管理无线频谱资源，必须对无线电设备间的电磁兼容性(EMC)进行分析和预测。在无线电设备发射机发射的电磁信号中，不仅存在有用信号，还存在谐波发射、杂散发射、带外发射和互调发射等无用信号。准确地掌握这些无用信号的发射特性是进行频谱分析和预测的基础。

发射机互调(IM)是由于发射机末级功率放大器包含非线性元器件，当同时存在多个信号时，这些信号间由于相互调制而产生的增生信号[1-2]。通常，发射机互调发生于距离较近的多部发射机同时工作时，若一个运载平台上配置有多部无线电设备，此类干扰最为突出。发射机互调抑制能力用发射机互调抑制比来表征，文献[1]将其定义为：当干扰信号功率电平低于发射机调谐信号功率电平 30 dB 时，发射机互调产物电平相较于发射机调谐信号功率电平的衰减量。文献[2]将其定义为：发射机互调产物电平相较于干扰信号功率电平的衰减量。二者的定义实质上是一致的。

在发射机互调研究中，人们更多地关注发射机互调危害的分析预测[3-5]，以及对此类干扰的抑制或削弱的技术方法[6-9]，而对发射机互调测试方法的研究相对较少。发射机互调测试的关键在于待测发射机与信号源间有足够的单向隔离度，以保证信号源不会被发射机的大功率信号烧毁，且到达测试接收机处的信号源互调发射电平应远低于待测发射机的互调发射电平，同时保证信号源到达待测发射机的信号具有足够的强度。目前，常用的发射机互调测试方法有 2 类：①以环形器和隔离器为关键测试器件的测试方法；②利用衰减器和定向耦合器为关键测试器件的测试方法。发射机互调研究的相关文献均采用这 2 类方法中的一种[3-10]。文献[1]采用的是第 1 类测试方法，文献[2]对 2 类测试方法都进行了规定，但这 2 类测试方法均直接采用测试数据作为最终评定结果，为保证测试结果的准确性，对测试器件的带宽、隔离度等性能的要求较高，从而带来测试成

收稿日期：2016-03-01；**录用日期**：2016-04-08；**网络出版时间**：2016-04-19 18:19
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160419.1819.003.html
基金项目：国家自然科学基金 (61427803)
* **通讯作者**：E-mail：sdl@buaa.edu.cn

引用格式：苏东林，何洪涛，耿利飞，等. VHF/UHF 波段发射机互调抑制比测试方法研究[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：224-232. SU D L，HE H T，GENG L F，et al. Intermodulation attenuation ratio test methods for VHF/UHF band transmitters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：224-232 (in Chinese).

北航学报 赠阅

本高、测试带宽窄及发射机发射功率受限等问题。

本文针对上述问题进行研究,提出了新的发射机互调测试方法,经实测验证,该方法对器件的要求较低,适用范围宽,更具灵活性。

1　发射机互调发射模型理论分析

非线性元器件时域模型主要包括多项式模型、Saleh 模型、Volterra 级数模型及神经网络模型等[11-14]。其中对于 VHF/UHF 通信发射机来说,多项式模型具有简单直观、计算方便的特点,易于发现非线性器件的非线性特性规律。

发射机射频(RF)功率放大器的 *V-I* 特性用多项式模型表示为[15]

$$i_o(t) = k_1 v_i(t) + k_2 v_i^2(t) + k_3 v_i^3(t) + \cdots \tag{1}$$

式中:k_p 为 p 次方项系数,$p = 1,2,3,\cdots$。

当同时存在频率分别为 f_i 和 f_j、最大幅度分别为 A_i 和 A_j 的 2 个信号时,忽略相位项,$v_i(t)$ 可表示为

$$v_i(t) = A_i\cos(2\pi f_i t) + A_j\cos(2\pi f_j t) \tag{2}$$

代入式(1),可得频率为 $f_m = |mf_i + nf_j|$ 的 N 阶互调电流分量的幅度为

$$I_{omN} = c_N |k_N| A_i|^m |A_j|^n| \tag{3}$$

式中:m 和 n 定义为 f_i 和 f_j 的频率变换系数,为非零整数;N 为互调分量的阶数,$N = |m| + |n|$;c_N 为对应 N 阶互调产物的常数项;k_N 为式(1)中 N 次方项系数。

将式(3)以 *V-I* 表示的互调响应关系转换为以功率电平表示。设功率放大器在频率 f_m、f_i 和 f_j 处的阻抗分别为 R_{ijN}、R_i 和 R_j,根据欧姆定律有

$$P_{ijN} = \frac{1}{2} I_{omN}^2 R_{ijN} = 2^{|m|+|n|-1} c_N^2 k_N^2 R_{ijN} R_i^{|m|} |R_j^{|n|} |P_i^{|m|} |P_j^{|n|} \tag{4}$$

式中:P_{ijN} 为 $f_m = |mf_i + nf_j|$ 的互调发射功率;P_i 为频率 f_i 的信号功率,$P_i = A_i^2/(2R_i)$;P_j 为频率为 f_j 的信号功率,$P_j = A_j^2/(2R_j)$。

对于电台发射机电路,大多数情况下可以做出以下假设:

1) 外加干扰信号功率一般小于发射机功率,发射机工作状态不变。

2) 产生发射机互调的非线性效应由发射机末级功率放大电路产生。

电台发射机发射电路可表示为图 1 所示的简化模型。

设 f_i 为发射机的调谐信号频率,f_j 为干扰信号频率,$\mathrm{IL}^-(f_j)$ 为射频滤波器在 f_j 的反向插入损耗系数,$\mathrm{IL}^+(f_m)$ 为射频滤波器在 f_m 的正向插入损耗系数。考虑到射频滤波器的滤波作用,依据式(4),到达天线端口的互调发射功率为

$$P_{ijN} = B_N K_{ijN} P_i^{|m|} |P_j^{|n|} [\mathrm{IL}^-(f_j)]^{|n|} |\mathrm{IL}^+(f_m) \tag{5}$$

式中:B_N 为常数项,$B_N = 2^{|m|+|n|-1} c_N^2$;$K_{ijN}$ 为物理参数项,$K_{ijN} = k_N^2 R_{ijN} R_i^{|m|} |R_j^{|n|}$。

由于 K_{ijN} 为射频功率放大器的固有物理属性,在一定的频率范围和功率范围内可近似视为常数,因此,电台射频滤波器的射频滤波特性是决定互调发射功率随频率变化规律的主要因素。由式(5)可以看出,射频滤波器从 2 个方面对互调发射功率产生影响:①通过衰减系数 $\mathrm{IL}^+(f_m)$ 对互调发射信号进行衰减,如图 2 所示;②通过衰减系数 $\mathrm{IL}^-(f_j)$ 对入射干扰信号进行衰减,并使互调发射电平以 $\mathrm{IL}^-(f_j)$ 的 $|n|$ 次幂衰减。

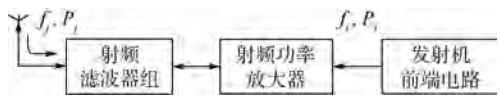


图 1　电台发射机发射电路简化模型

Fig. 1　Simplified model of radio station's transmitter radiating circuit

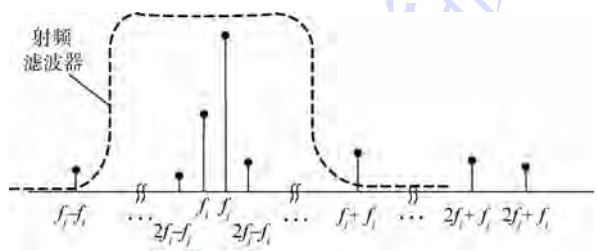


图 2　射频滤波器的频率筛选特性

Fig. 2　Frequency selection characteristics of RF filter

对于特定的干扰频率 f_j,B_N、K_{ijN}、IL^+ 和 IL^- 均为常数,式(5)可表示为

$$P_{ijN}(f_j) = aP_i^{|m|} |P_j^{|n|} \tag{6}$$

式中:$a = B_N K_{ijN} [\mathrm{IL}^-(f_j)]^{|n|} |\mathrm{IL}^+(f_m)$。

将式(6)以 dB 值表示:

$$P_{ijN\mathrm{dBm}}(f_j) = a_{\mathrm{dB}} + |m| P_{i\mathrm{dBm}} + |n| P_{j\mathrm{dBm}} \tag{7}$$

式中:$a_{\mathrm{dB}} = 10\lg a$。

再对式(7)等式两边的参数项进行调整,得

$$\mathrm{IM}_{\mathrm{dB}} = |n| P_{j\mathrm{dBm}} - P_{ijN\mathrm{dBm}}(f_j) = -a_{\mathrm{dB}} - |m| P_{i\mathrm{dBm}} \tag{8}$$

由式(8)可见,$\mathrm{IM}_{\mathrm{dB}}$ 只与发射机本身的物理特性相关,根据 $\mathrm{IM}_{\mathrm{dB}}$ 可以很容易计算出不同入射干扰功率所产生的 $N(m,n)$ 阶互调发射电平。对比文献[1-2]的互调抑制比定义,$\mathrm{IM}_{\mathrm{dB}}$ 只适用于 $f_m = 2f_i - f_j$ 的情况,若仍按文献[1-2]定义其他互调发射频率的互调抑制比,则该参数同时包含了测试时的入射干扰功率,不能直接反映发射机本身的物理特性,也不便于应用。

根据以上分析,可以得出如下结论:

1)根据互调发射频率的不同而分别定义互调抑制比更为合理,本文将其定义为:外界干扰信号的频率变换系数 n 的绝对值与干扰信号功率电平的乘积,该乘积与 N 阶互调产物功率电平之差,为 $N(m,n)$ 阶互调抑制比,即式(8)。其中,干扰信号功率电平和互调产物功率电平均以 dBm 为单位。

2)发射机射频滤波器的滤波特性决定了互调抑制比的频率响应特性。根据式(5)可知,f_m 与 f_i 的偏差,以及 f_j 的频率变换系数 $|n|$ 越小,互调发射功率越大。因此,$f_m=2f_i-f_j$ 时三阶互调发射最为严重,此时 $n=-1$,且与 f_i 的偏差最小;当 f_j 距离 f_i 较近时,$f_m=2f_j-f_i$ 的三阶互调发射也是比较严重干扰源,但相较于 $f_m=2f_i-f_j$ 的三阶互调发射小得多。测试经验表明,发射机的二阶和三阶互调发射显著存在,更高阶次的互调发射可以忽略。

3)对 $f_m=2f_i-f_j$ 时的式(5)进行变换,令 $\Delta f_j=f_j-f_i$,代入式(5),可得

$$P_{ij3}=B_3K_{ij3}P_i^2P_j\mathrm{IL}^-(f_j)\mathrm{IL}^+(2f_i-f_j)=B_3K_{ij3}P_i^2P_j\mathrm{IL}^-(f_i+\Delta f_j)\mathrm{IL}^+(f_i-\Delta f_j) \tag{9}$$

若在相同的频率情况下 $\mathrm{IL}_{\mathrm{dB}}^-$ 和 $\mathrm{IL}_{\mathrm{dB}}^+$ 相等,则对应 $f_m=2f_i-f_j$ 的三阶互调抑制比关于 f_i 对称。其中,$\mathrm{IL}_{\mathrm{dB}}^-=10\lg\mathrm{IL}^-$,$\mathrm{IL}_{\mathrm{dB}}^+=10\lg\mathrm{IL}^+$。

4)根据式(8),二阶互调抑制比和频率为 $f_m=2f_i-f_j$ 的三阶互调抑制比与入射干扰电平 $P_{j\mathrm{dBm}}$ 成斜率为 1 的线性关系,$f_m=2f_j-f_i$ 的互调抑制比与 $P_{j\mathrm{dBm}}$ 成斜率为 2 的线性关系。

2 发射机互调的测试方法

2.1 传统测试方法的局限性

1)测试方法 1

以环形器和隔离器为关键测试器件的测试链路配置[2]如图 3 所示。

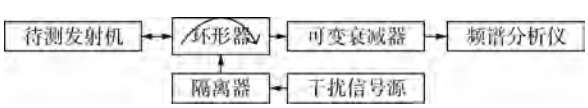


图 3 测试方法 1 测试链路配置

Fig. 3 Test link configuration of the 1st test method

该测试方法存在以下局限性:

① 要求环形器具有足够的带宽,以保证互调发射功率"无损"地通过环形器,同时应具有足够的反向隔离度,以保证信号源的安全。然而,环形器的带宽和反向隔离度是相互矛盾的指标,特别是在低频段更难以兼顾。文献[2]对环形器的隔离度、带宽和测试频率范围进行了明确规定,且只适用于 $f_m=2f_i-f_j$ 的互调发射测试。但实际测试结果表明,超出规定带宽和测试频率范围,互调发射仍然显著存在。因此,该方法受环形器性能的限制较大。

② 一般 UHF/VHF 频段的环形器利用铁氧体材料在磁场中的各向异性来实现环形器的功能。此类环形器端接不同负载时,其插入损耗和阻抗与端接 50 Ω 负载时的标定结果有较大的差异,然而待测发射机天线端口的输入阻抗一般不是 50 Ω,故信号源输出功率不能直接记录为激发发射机互调的干扰信号功率,需另外引入测量端口。

③ 由于待测发射机输出信号功率较大,若为保证测试带宽而采用反向隔离度较小的环形器,干扰信号源也将产生互调发射产物,该产物在发射机端口产生较大反射,该反射物与发射机互调发射产物叠加,无法区分。

2)测试方法 2

以定向耦合器和衰减器为关键测试器件的测试链路配置[1-2]如图 4 所示。

图 4 测试方法 2 测试链路配置

Fig. 4 Test link configuration of the 2nd test method

文献[1-2]均采用如图 4 所示的测试链路配置,不同的是 2 个衰减器的衰减量不同。由于定向耦合器具有带宽宽、阻抗稳定的特性,从而避免了测试方法 1 的局限性,但又产生了新的问题:

① 一般情况下,互调发射信号电平比发射机调谐信号电平低约 20 dB 以上,二者经衰减器 1 同时进入频谱分析仪,要保证频谱分析仪的安全,衰减器 1 的衰减量不应太小,而为准确测量低电平的互调发射信号,使被测信号处于频谱分析仪的动态范围内,衰减器 1 的衰减量不应太大,这是一对矛盾。

② 基于保护信号源的考虑,要求衰减器的衰减量不应太小,而另一方面,为使到达发射机天线端口的干扰信号功率激发待测发射机产生互调发射,要求衰减器的衰减量不应太大,这同样也是一对矛盾。

基于以上 2 点,测试方法 2 需要对发射机的发射功率进行限制。

2.2 改进的发射机互调发射电平测试方法

2.2.1 测试链路配置

综合第 2.1 节的分析可以发现,测试方法 1

北航学报 赠阅

测试带宽窄,但测试功率范围宽;测试方法 2 测试功率范围窄,但测试带宽宽。为解决传统测试方法中存在的局限性,本文综合了二者的优点,提出了改进的测试方法,主要包括以下 3 个方面的内容:

1)利用定向耦合器测量待测发射机互调发射,以实现宽带测量。

2)利用环形器限制待测发射机入射到信号源的功率,又不损失信号源入射到待测发射机的功率,以适应较大的发射机功率范围。

3)增加数据处理的环节,抵消因环形器阻抗失配和信号源互调发射等因素对测试数据的影响,以确保测试结果的准确性。

在上述 3 个方面中,第 3)条是本文测试方法的关键。本文测试方法的测试链路配置图如图 5 所示。

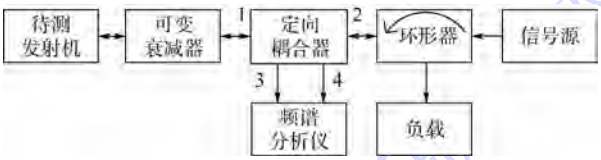


图 5　改进后的测试链路配置

Fig. 5　Improved test link configuration

设待测量的 N 阶互调发射频率为 $f_m = |mf_i \pm nf_j|$ $(N = |m| + |n|)$,为实现后续的数据处理,在测量过程中需获得以下测量数据:

1)可变衰减器衰减系数分别为 $1, D_1, \cdots, D_M$ $(M \geqslant 3)$ 时,在定向耦合器端口 3 的频率为 f_m 的互调发射信号功率测量值分别为 $P_{N0}^-, P_{N1}^-, \cdots, P_{NM}^-$,单位为 mW。

2)可变衰减器衰减系数分别为 $1, D_1, \cdots, D_M$ $(M \geqslant 3)$ 时,在定向耦合器端口 4 的频率为 f_m 的互调发射信号功率测量值分别为 $P_{N0}^+, P_{N1}^+, \cdots, P_{NM}^+$,单位为 mW。

3)$P_{j\mathrm{dBm}}$:信号源输出的干扰信号电平,单位为 dBm。

2.2.2　$|n| \neq |m| + 1$ 情况下的发射机互调发射电平计算

依据图 5,定向耦合器端口 1 的互调发射产物由 3 部分构成:待测发射机互调发射电平、信号源互调发射产物在待测发射机端口形成的反射电平,以及环形器和待测发射机间形成的发射机互调发射二次反射电平。

设可调衰减器衰减系数为 D_x $(x = 0, 1, \cdots, M)$ 时,到达定向耦合器端口 1 的待测发射机的互调发射功率为 P_{xt}^N,信号源的互调发射功率为 P_{xs}^N,环形器与待测发射机间的发射机互调发射二次反射功率为 P_{xc}^N,根据式(6),以及互调发射信号经过可变衰减器的次数,可以得到

$$\begin{cases} P_{xt}^N = a_{1t} D_x^{|n|+1} P_i^{|m|} P_j^{|n|} = D_x^{|n|+1} P_{0t}^N \\ P_{xs}^N = a_{1s} D_x^{|m|+2} P_i^{|m|} P_j^{|n|} = D_x^{|m|+2} P_{1t}^N \\ P_{xc}^N = a_{1c} D_x^{|m|+3} P_i^{|m|} P_j^{|n|} = D_x^{|m|+3} P_{2t}^N \end{cases} \tag{10}$$

式中:a_{1t} 和 a_{1s} 分别为与待测发射机和信号源的互调发射电平相关的系数,与式(6)中的 a 相比,还包含器件插损、阻抗失配损耗等因素;a_{1c} 为待测发射机互调信号在环形器和待测发射机之间的二次反射损耗系数,当频率和功率固定时,a_{1t}、a_{1s} 和 a_{1c} 为常数;$P_{0t}^N = a_{1t} P_i^{|m|} P_j^{|n|}$,$P_{1t}^N = a_{1s} P_i^{|m|} P_j^{|n|}$,$P_{2t}^N = a_{1c} P_i^{|m|} P_j^{|n|}$,其中 P_{0t}^N 为 $D_x = 1$ 时的待测发射机的 N 阶互调发射电平,为待求量。

设定向耦合器端口 1 与端口 3 间的耦合系数为 D_{c1},定向耦合器端口 3 的测量值 P_{Nx}^- 为式(10)中 3 个功率分量的总和与 D_c 的积,即

$$P_{Nx}^-/D_{c1} = P_{1t}^N + P_{1s}^N + P_{1c}^N = D_x^{|n|+1} P_{0t}^N + D_x^{|m|+2} P_{1t}^N + D_x^{|m|+3} P_{2t}^N \tag{11}$$

当 D_x 分别取不同值时的定向耦合器端口 3 的测量值代入式(11),可得

$$\begin{cases} P_{N0}^-/D_{c1} = P_{0t}^N + P_{1t}^N + P_{2t}^N \\ P_{N1}^-/D_{c1} = D_1^{|n|+1} P_{0t}^N + D_1^{|m|+2} P_{1t}^N + D_1^{|m|+3} P_{2t}^N \\ \quad \vdots \\ P_{NM}^-/D_{c1} = D_M^{|n|+1} P_{0t}^N + D_M^{|m|+2} P_{1t}^N + D_M^{|m|+3} P_{2t}^N \end{cases} \tag{12}$$

将式(12)以矩阵形式表示为

$$D_{c1} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ D_1^{|n|+1} & D_1^{|m|+2} & D_1^{|m|+3} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ D_M^{|n|+1} & D_M^{|m|+2} & D_M^{|m|+3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{0t}^N \\ P_{1t}^N \\ P_{2t}^N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{N0}^- \\ P_{N1}^- \\ \vdots \\ P_{NM}^- \end{bmatrix} \tag{13}$$

由于 $|n| \neq |m| + 1$,因此式(13)为列满秩矩阵,可采用最小二乘法求得 P_{0t}^N 的唯一解。以 dB 值表示为

$$P_{0t\mathrm{dBm}}^N = 10 \lg P_{0t}^N \tag{14}$$

2.2.3　$|n| = |m| + 1$ 情况下的发射机互调发射电平计算

当 $|n| = |m| + 1$ 时,式(13)变换为

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ D_1^{|m|+2} & D_1^{|m|+3} \\ \vdots & \vdots \\ D_M^{|m|+2} & D_M^{|m|+3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{0t}^N + P_{1t}^N \\ P_{2t}^N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{N0}^- \\ P_{N1}^- \\ \vdots \\ P_{NM}^- \end{bmatrix} \tag{15}$$

由于无法从 $P_{0t}^N + P_{1t}^N$ 的解中分离出 P_{0t}^N,因此第 2.2.2 节讨论的方法无法得出 $|n| = |m| + 1$ 情

况下的互调发射功率 P_{1t}^{N}，为此利用定向耦合器端口 4 的测量数据获得该频率的发射机互调发射在环形器端口的反射功率，再根据反射系数的测量值，推算该频率的 P_{1t}^{N}。

依据图 5，端口 4 测量的互调发射产物由2 部分构成：待测发射机互调发射产物在环形器端口形成的反射电平 $P_{t}'^{N}$ 和信号源互调发射电平 P_{s}^{N}。

设当可调衰减器衰减系数为 $D_x(x=0,1,\cdots,M)$ 时，到达定向耦合器端口 2 的待测发射机和信号源的互调发射功率分别为 P'^{N}_{xt} 和 P^{N}_{xs}，根据各信号传播路径的不同，可得到

$$\begin{cases} P'^{N}_{xt}=a_{2t}D_x^{|m|+|n|+1}P_i^{|m|}P_j^{|n|}=D_x^{|m|+|n|+1}P'^{N}_{0t} \\ P^{N}_{xs}=a_{2s}D_x^{|m|}P_i^{|m|}P_j^{|n|}=D_x^{|m|}P'^{N}_{1t} \end{cases} \tag{16}$$

式中：a_{2t} 和 a_{2s} 分别为与待测发射机和信号源的互调发射电平相关的系数，当频率和功率固定时，a_{2t} 和 a_{2s} 为常数；$P'^{N}_{0t}=a_{2t}P_i^{|m|}P_j^{|n|}$，$P'^{N}_{1t}=a_{2s}P_i^{|m|}\cdot P_j^{|n|}$，其中 P'^{N}_{0t} 为待测发射机产生的互调发射经环形器端口反射后，到达定向耦合器端口 2 的功率，为待求量。

设定向耦合器端口 2 与端口 4 间的耦合系数为 D_{c2}，采用与第 2.2.2 节相同的方法，可建立矩阵方程为

$$D_{c2}\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ D_1^{|m|+|n|+1} & D_1^{|m|} \\ \vdots & \vdots \\ D_M^{|m|+|n|+1} & D_M^{|m|} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} P'^{N}_{0t} \\ P'^{N}_{1t} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} P^{+}_{N0} \\ P^{+}_{N1} \\ \vdots \\ P^{+}_{NM} \end{bmatrix} \tag{17}$$

式(17)为列满秩矩阵，可采用最小二乘法求得 P'^{N}_{0t} 的唯一解。以 dB 值表示为

$$P'^{N}_{0tdBm}=10\lg P'^{N}_{0t} \tag{18}$$

为计算待测发射机的互调发射，还需获得待测发射机至环形器链路的反射系数。反射系数的测试链路配置如图 6 所示。不改变图 5 的待测发射机至环形器的链路配置，将图 5 的待测发射机替换为信号源，图 5 中的信号源用 50 Ω 匹配负载替代，其他测试器件的状态保持不变。

信号源输出信号频率为 f_m，频谱分析仪测量定向耦合器 3 端口的前向功率 P_{pdBm} 和 4 端口的后向功率 P_{ndBm}，计算出反射系数 ρ_{dB} 为

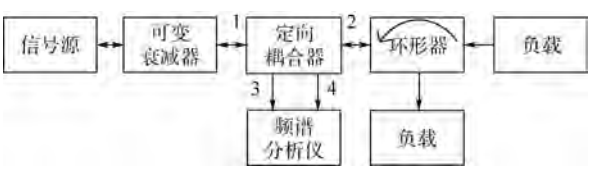


图 6 反射系数测试链路配置

Fig. 6 Test link configuration of reflection coefficient

$$\rho_{dB}=P_{ndBm}-P_{pdBm} \tag{19}$$

根据 ρ_{dB}，可计算出待测发射机的互调发射电平 P^{N}_{0tdBm} 为

$$P^{N}_{0tdBm}=P'^{N}_{0tdBm}-\rho_{dB} \tag{20}$$

2.2.4 发射机互调抑制比

一般情况下，实际设备发射机的发射功率是一个或少数几个固定值，而干扰信号功率则是随着设备间配置的改变而不同，因此需将发射机互调测试值进行相对于干扰电平的归一化处理，即获取发射机的互调抑制比。根据式(8)，可得到互调发射频率为 f_m 的互调抑制比为

$$IM^{N}_{dB}(f_j)=|n|P_{jdBm}-P^{N}_{0tdBm} \tag{21}$$

式中：P_{jdBm} 为从定向耦合器端口 4 获得的干扰信号电平，dBm。

3 测试实例及验证

本文以某型超短波电台为例，该电台射频滤波器组由 30 ~ 42.975 MHz、43 ~ 61.975 MHz 和 62 ~ 87.975 MHz 3 个频段无源低通滤波器构成。

对比测试方法 1 和本文测试方法，若将本文测试链路中可变衰减器衰减量设置为 0 dB，则本文测试链路与测试方法 1 的测试链路基本相同，利用定向耦合器端口 3 监测待测发射机互调发射信号的前向传输数据，利用端口 4 监测来自环形器和信号源的互调信号的后向传输数据。若互调发射信号处于环形器带宽范围内，则测试方法 1 获取的测试数据应与前向传输数据一致。

测试方法 2 主要受限于被测发射机的发射功率，当发射功率较小，衰减器衰减量选择合理的条件下，可获取较为准确的测试数据。因此，本文主要对测试方法 1 和本文测试方法进行对比。

3.1 二阶互调发射测试结果对比分析

图 7 为 $f_m=|f_i-f_j|$ 和 $f_m=f_i+f_j$ 时的二阶互调测试结果。$f_i=45$ MHz，环形器工作频段为45 ~ 55 MHz，带宽为 10 MHz(在低频段环形器难以实现更高的带宽)，反向隔离度为 15 dB。图 7 中：横轴干扰信号频率 f_j 与发射机调谐频率 f_i 之比表示 f_j 偏离 f_i 的程度。由于干扰信号功率电平为 0 dB，因此图中互调发射电平也是相应的该互调发射的抑制比。

由图 7 可见，定向耦合器前向功率与后向功率基本相同，而且在部分频段后向功率大于前向功率，说明由于 f_m 远离环形器的有效工作频段，因阻抗严重失配引起非常大的反射。部分频段后向功率大于前向功率，说明后向功率不仅包括环

北航学报 赠阅

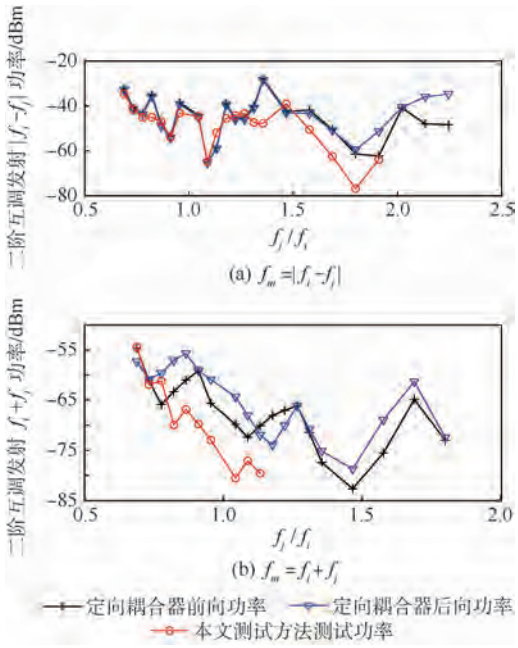


图 7　$f_m=|f_i-f_j|$ 和 $f_m=f_i+f_j$ 时的互调发射测试电平

Fig. 7　Test intermodulation level of $f_m=|f_i-f_j|$ and $f_m=f_i+f_j$

形器反射分量，还包括信号源产生互调发射分量。由于发射机互调的大部分能量被反射回去，从环形器测试端口难以获得准确的测试结果。

由于信号源产生的互调分量和发射机互调二次反射分量经待测发射机天线端口反射后又传输到定向耦合器端口 3，从定向耦合器端口 3 获取的功率电平是发射机互调发射电平、信号源互调发射反射电平和发射机互调二次反射电平的合成，因此定向耦合器的前向功率应大于发射机互调发射电平，在本文的测试方法中考虑了对信号源互调发射反射电平和发射机互调二次反射电平的抵消，因此测试结果应小于定向耦合器端口的测试结果。观察图 7 中按本文测试方法获得的测试曲线，完全符合上述分析结论。

该型电台采用低通射频滤波器。观察图 7，当 $f_j>1.2f_i$ 时，已无法测得频率为 $f_m=f_i+f_j$ 的互调发射，并且频率为 $f_m=|f_i-f_j|$ 的互调发射大于频率为 $f_m=f_i+f_j$ 的互调发射，符合该型电台低通射频滤波器的物理特性。

3.2　三阶互调发射测试结果对比分析

采用第 3.1 节相同的 f_i 和测试器件。为充分利用环形器的带宽，应使 f_m 落入环形器的频带内，即

$$f_i-f_m\leqslant B \tag{22}$$

式中：$f_i=45$ MHz；$B=10$ MHz。

图 8 为频率为 $f_m=2f_i-f_j$ 的互调测试结果。由式(22)可计算出满足环形器阻抗匹配要求的 f_j/f_i 范围为

$$0.78\leqslant f_j/f_i<1$$

此时，定向耦合器前向功率可近似无损地通过环形器，虽然前向功率中还包含了频率为 $f_m=2f_i-f_j$ 的信号源互调发射在发射机天线端口的反射功率，根据第 1 节的结论 2)，该功率分量较小，可以忽略，此时测试方法 1 的测试结果应与本文测试方法所得到测试结果一致。

观察图 8 的前向功率和后向功率测试曲线，在该频率比范围内前向功率大于后向功率约 30 dB，说明环形器的失配损耗可以忽略不计，符合上述分析的结论。随着偏离该频率比范围程度的增加，环形器失配愈来愈严重，从而无法从环形器测试端口获得准确的测试结果。

图 9 为频率为 $f_m=2f_j-f_i$ 的互调测试结果。由式(22)可计算出环形器阻抗匹配的 f_j/f_i 范围为

$$1<f_j/f_i\leqslant 1.1$$

此时，定向耦合器前向功率虽然可近似无损地通过环形器，但前向功率中还包含了 $f_m=2f_j-f_i$ 的信号源互调发射在发射机天线端口的反射功率，根据第 1 节的结论 2)，对于信号源而言，该类型的互调发射最为严重，虽然经发射机天线端口反射的衰减，其量值仍不可忽视。本文测试方法中消除了这一因素，因此相应的测试结果小于前向功率测试结果。从图 9 的测试数据曲线趋势来看，符合上述分析的结论。

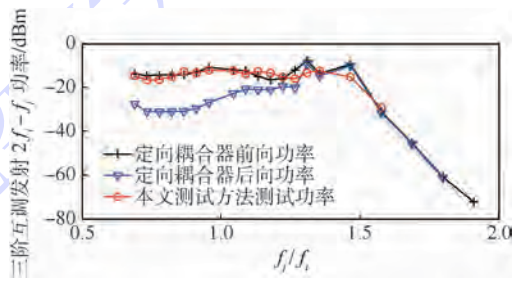


图 8　$f_m=2f_i-f_j$ 时的互调发射测试电平

Fig. 8　Test intermodulation level of $f_m=2f_i-f_j$

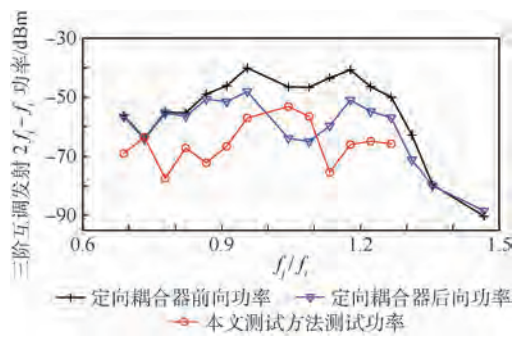


图 9　$f_m=2f_j-f_i$ 时的互调发射测试电平

Fig. 9　Test intermodulation level of $f_m=2f_j-f_i$

北航学报 赠阅

3.3 三阶互调发射测试数据与理论分析验证

根据第 1 节的结论 2),三阶互调发射最为严重,因此着重对三阶互调发射测试数据进行分析。

图 10 为 f_i 工作于不同工作频段、$f_m=2f_i-f_j$ 的发射机互调抑制比 IM_{dB}^{3-} 测试结果。图中:横轴为 $\Delta f=f_j-f_i$。由于无源滤波器的正向插损 IL^+ 与反向插损 IL^- 近似相等,根据第 1 节的结论 3),IM_{dB}^{3-} 应关于电台调谐频率 f_i 对称。从图 10可见,IM_{dB}^{3-} 测试结果与第 1 节结论 3)相一致。

$f_m=2f_j-f_i$ 的互调抑制比 IM_{dB}^{3+} 随干扰频率变化规律见图 11。可见,IM_{dB}^{3+} 波动较大,这是由于信号源和待测发射机的射频端口阻抗不一致造成的,用信号源代替待测发射机标定反射系数,测试状态发生了变化,反射系数的测量存在一定的误差。

对比图 10(a)和图 11(a)、图 10(b)和图 11(b)、图 10(c)和图 11(c),IM_{dB}^{3+} 大于 IM_{dB}^{3-} 约 30 dB 以上,从测试数据的总体趋势来看,IM_{dB}^{3+} 大于 IM_{dB}^{3-} 约 30 dB左右,符合第 2 节的结论 2)。

对于电台不同的发射频率和信号源不同的干扰频率,在 −70 ~ 25 dBm 范围内调整信号源的输出功率(信号源最大输出功率为 25 dBm),相应得出的 IM_{dB}^{3-} 和 IM_{dB}^{3+} 严格符合第 1 节的结论 4),从

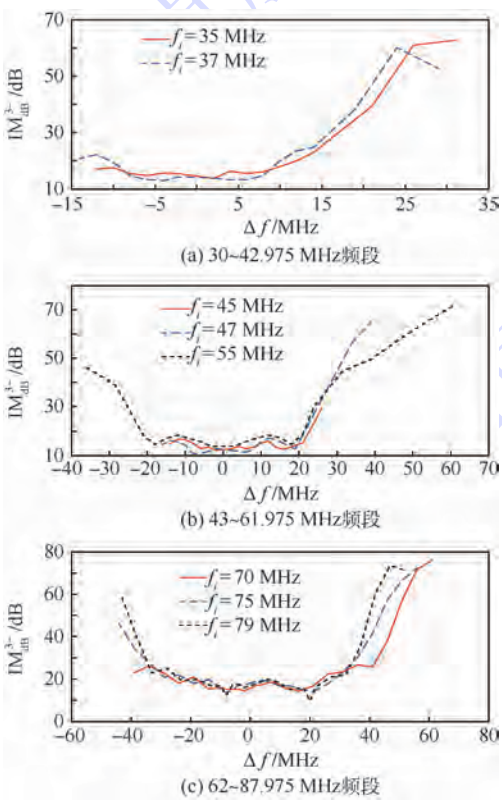


图 10 $f_m=2f_i-f_j$ 时不同工作频段的互调抑制比 IM_{dB}^{3-}

Fig. 10 Intermodulation attenuation ratio IM_{dB}^{3-} of $f_m=2f_i-f_j$ on different bands

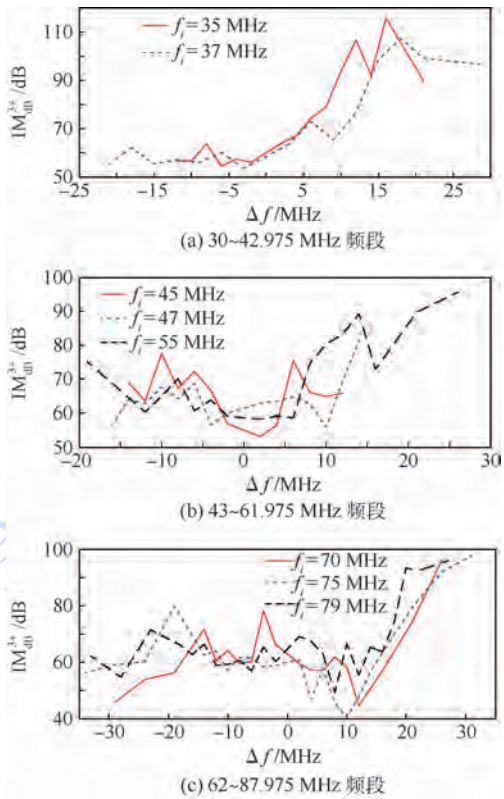


图 11 $f_m=2f_j-f_i$ 时不同工作频段的互调抑制比 IM_{dB}^{3+}

Fig. 11 Intermodulation attenuation ratio IM_{dB}^{3+} of $f_m=2f_j-f_i$ on different bands

而说明了本文测试方法的合理性和测试结果的准确性,同时说明第 1 节结论 1)中对互调发射抑制比定义的修正是合理的。

4 结 论

1) 建立了发射机的简化模型,并以该模型和表征射频功率放大器非线性的多项式模型为基础,建立了发射机互调抑制比的理论模型和基本结论。

2) 对发射机互调抑制比的定义进行了修正,根据修正后的互调抑制比定义,互调抑制比能够更好地反映发射机本身的物理特性,便于应用于无线电设备间的互调发射干扰预测。

3) 吸收了传统测试方法的优点,提出了以可调衰减器、环形器和定向耦合器为核心的新的测试方法,新的测试方法扩展了测试频率范围和功率范围,降低了对测试设备的要求,消除了信号源互调发射和环形器阻抗失配的影响。

通过与传统测试方法对比分析,在符合传统测试规定条件下,测试结果基本一致,证明了该测试方法的准确性。对于 $|n|=|m|+1$ 情况下的发射机互调电平的测试,由于部分改变了测试链路的工作状态,从而引起测量值的波动,这是本文测

北航学报 赠阅

试方法的一个缺陷,还需要进一步研究加以改进。

参考文献(References)

[1] Recommendation ITU-R SM. 1446(04/2000). Definition and measurement of intermodulation products in transmitter using frequency, phase, or complex modulation techniques[S]. ITU International Telecommunication Union, 2000:5-12.

[2] 中国人民解放军总装备部. VHF/UHF 频段发射机互调抑制比要求和测试方法:GJB 4471—2002[S]. 北京:总装备部军用标准出版发行部,2003:1-6.
The General Armament Departmant of PLA. The intermodulation attenuation ratio requirements and measuring methods for VHF/UHF band transmitters: GJB 4471—2002[S]. Beijing: The General Armaments Department Army Published Standard Delivery, 2003:1-6(in Chinese).

[3] 张亦明. 移动通信中发射机互调干扰的数学模型[J]. 通信学报,1990,11(3):72-76.
ZHANG Y M. The mathematical models of transmitter intermodulation interferences in mobile communication[J]. Journal of China Institute Communications, 1990, 11(3):72-76(in Chinese).

[4] 李胤,郑重,刘久文,等. 基于行为级建模的通信电台同址干扰预测分析[J]. 电子测量技术,2011,34(11):122-126.
LI Y, ZHENG Z, LIU J W, et al. Prediction and analysis of co-site interference between radio communications based on behavioral modeling[J]. Electronic Measurement Technology, 2011, 34(11):122-126(in Chinese).

[5] 杨会杰,王烟青,杨昭,等. 甚高频无线通信系统发射机互调干扰研究[J]. 通信技术,2014,47(8):865-868.
YANG H J, WANG Y Q, YANG Z, et al. Study on transmitter intermodulation interference for VHF radio communication system[J]. Communications Technology, 2014, 47(8):865-868(in Chinese).

[6] HAYASHI H, MURAGUCHI M. A low distortion technique for reducing transmitter intermodulation[J]. IEICE Transactions on Electronics, 1997, 80(6):768-774.

[7] EAKIN J. Application notes on control of base station transmitter reradiated intermodulation in the land mobile services[J]. IEEE Transactions on Vehicular Communications, 1966, 15(1):6-12.

[8] SHAIRI N A, IBRAHIM I M, RAHMAN T A. Third order intermodulation distortion effect on the constellation error in RF transmitter of IEEE 802.11a WLAN system[C]//IEEE Symposium on Industrial Electronics & Application. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011, 4(1):223-226.

[9] 易炎高. 基站电调天线无源互调研究[D]. 广州:华南理工大学,2012:5-15.
YI Y G. Research on passive intermodulation in the base station antennas[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2012:5-15(in Chinese).

[10] ZHU A, BRAZIL T J. Behavioral modeling of RF power amplifiers based on pruned Volterra series[J]. IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 2004, 14(12):563-565.

[11] PEDRO J C, MAAS S A. A comparative overview of microwave and wireless power-amplifier behavioral modeling approaches[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 2005, 53(4):1150-1163.

[12] MASS S A. Nonlinear microwave circuits[M]. Norwod: Artech House, 1988:17-19.

[13] HUNTER I W, KORENBERG M J. The identification of nonlinear biological systems: Wiener and Hammerstein caseade models[J]. Biological Cybernetics, 1986, 55(2):135-144.

[14] 刘辉. 射频功率放大器线性化技术研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2005:8-20.
LIU H. Research on linearization technologies for radio frequency power amplifier[D]. Xi'an: Xidian University, 2005:8-20(in Chinese).

[15] 华晓杰. 射频功率放大器大信号表征及频域非线性特征建模[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008:2-19.
HUA X J. Research on large signal frequency domain behavioral modeling for RF power amplifier[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008:2-19(in Chinese).

作者简介:

苏东林　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:电磁兼容、电磁环境效应、计算电磁学、抗干扰理论与应用、射频微波电路与系统、新型飞行器机载共形/共用/小型化天线等。

何洪涛　男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:电磁兼容试验技术及复杂电磁环境效应评估等。

耿利飞　男,博士,工程师。主要研究方向:电磁兼容试验技术、电磁仿真等。

范秋虎　男,硕士,工程师。主要研究方向:电磁兼容试验技术、信号与系统等。

北航学报 赠阅

Intermodulation attenuation ratio test methods for VHF/UHF band transmitters

SU Donglin[1,*], HE Hongtao[1,2], GENG Lifei[2], FAN Qiuhu[2]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Luoyang Electronic Equipment Test Center of China, Luoyang 471003, China)

Abstract: The simplified model of transmitter RF circuit was established. Using this model and the nonlinear polynomial model, we studied the relationship of transmitter intermodulation (IM) level between the insertion loss of RF filter, the power and the frequency offset of interference signal. According to results of the theoretical analysis, we found the imperfection of the definition of current transmitter IM attenuation ratio, and also propounded the new definition. We analyzed the limitation of the transmitter IM attenuation ratio test method. In order to get more accurate test data of transmitter IM level, we designed the new configuration of transmitter IM level test link. A new test method was proposed after analyzing the relationship between key physical parameters of the link. We provided the processing model of test data. The new method expands the frequency test band, relaxes the restrictions of transmitter power, and reduces the performance requirement of test device. The new method was used in IM test of a substantial broadcasting station, the test result and the theory analysis are validated, and the rationality and accuracy of the test methods are proved.

Keywords: transmitter intermodulation; level of IM product; intermodulation attenuation ratio; test link; test method

北京航空航天大学学报

Received: 2016-03-01; **Accepted**: 2016-04-08; **Published online**: 2016-04-19 18:19
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160419.1819.003.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61427803)
* **Corresponding author**. E-mail: sdl@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0146

等离子体对燃气在补燃室中燃烧特性的影响

洪延姬*，张鹏，沈双晏，徐徐

（装备学院 激光推进及其应用国家重点实验室，北京 101416）

摘 要：为研究等离子体对多组分燃气在发动机补燃室中的助燃特性，建立了多组分燃气供给系统以及扩散燃烧实验模型。测量了等离子体炬的发射光谱，得到了等离子体炬的主要激发态粒子；拍摄了多组分燃气在补燃室的扩散火焰照片，得到了等离子体对多组分燃气的扩散火焰形貌的影响；测量了补燃室4个不同截面上的静压和总压，分析了等离子体对多组分燃气在发动机中燃烧效率的影响。实验结果表明：等离子体炬主要产生氮气和氧气的激发态粒子；加入等离子体后，喷出冲压尾喷管的火焰长度得到进一步缩短，说明等离子体可以在更短的燃烧室长度内使得多组分燃气得到更加充分的燃烧；加入等离子体时，补燃室不同截面的静压和总压都会出现突升台阶，说明等离子体可以加快燃气的化学反应速率，提高多组分燃气在发动机中的燃烧效率，且等离子体功率越高，燃气燃烧效率的增长率越高。

关 键 词：等离子体炬；补燃室；扩散火焰；燃烧效率；光谱分析；甲烷
中图分类号：TK411
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0233-07

通常燃气在冲压发动机燃烧室内的滞留时间非常短，燃气存在燃烧不充分、燃烧效率低等问题，而等离子体的化学动力学效应，通过生成的氧原子、臭氧等活性粒子，改变燃气点火燃烧过程的化学反应路径，拓宽熄火极限，提高化学反应速率，实现燃料高效燃烧，因而成为近年来的研究热点[1-3]。

1983 年，Inomata 等[4]实验指出等离子体助燃在火焰传播速度、燃烧极限和燃烧效率等方面具有明显的增强效应。2007 年，Vincent-Randonnier 等[5]通过分析发生光谱，指出等离子体可以加快碳氢燃料转化成 H_2 以及 C_2 等活性粒子。2009 年，Leonov 等[6-7]实验研究了等离子体增强超声速燃烧，提出等离子体诱导点火、增强混合和保持火焰 3 种机制控制燃烧。2010 年，Starikovskaia[8]建立了等离子体简化模型，较准确地描述了等离子体点火过程。2010 年，Do 等[9-11]研究了纳秒脉冲放电等离子体对超声速气流的火焰稳定问题，OH 基的 PLIF 测量结果表明，等离子体可以缩短点火延迟时间 50%。2011 年，Sun 等[12-13]在实验研究基础上，指出等离子体在较低气压下通过激励多级反应可以起到助燃的效果。2013 年，Matsubara 等[14]对不同放电形式等离子体在超声速气流中的助燃效果进行了实验对比，结果表明介质阻挡放电产生的化学动力学效应在燃烧极限附近可以增强高速气流的火焰稳定性。2014 年，Aleksandrov 等[15]建立了等离子体助燃的反应动力学模型并进行了数值模拟研究，其中助燃对象为 H_2、CH_4—C_5H_{12} 等碳氢燃料。2015 年，在 Starik-

收稿日期：2016-02-29；**录用日期**：2016-04-15；**网络出版时间**：2016-06-22 17:55
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160622.1755.002.html
基金项目：国家自然科学基金（11372356）
* **通讯作者**：E-mail：hongyanji@vip.sina.com

引用格式：洪延姬，张鹏，沈双晏，等. 等离子体对燃气在补燃室中燃烧特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：233-239. HONG Y J，ZHANG P，SHEN S Y，et al. Effect of plasma on combustion characteristic of fuel gas in afterburning chamber[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：233-239 (in Chinese).

ovskiy 和 Aleksandrov[16] 研究基础上，Ju 和 Sun[17] 对等离子体助燃近年来的研究进行了较为全面的评述。

国内的相关研究主要集中在理论和数值研究上[18-19]，等离子体应用于发动机的研究相对较少，主要研究的是等离子体点火特性。2012 年，韦宝禧等[20] 实验研究了热等离子体点火器在超燃冲压发动机中的应用，表明等离子体可以缩短点火延迟时间，扩大着火范围，增加贫燃极限。2013 年，于锦禄等[21] 实验研究了瞬态等离子体点火起爆脉冲爆震发动机的可行性，表明等离子体具有更大的点火面积。2014 年，宋慧敏等[22] 实验研究了射频放电等离子体的气动激励特性。2015 年，何立明等[23-24] 实验测量了等离子体射流点火器的发射光谱，研究了介质流量和电流对多个自由度温度的影响。

本文利用固体火箭冲压发动机试验台，建立了扩散燃烧实验模型，将固冲发动机一次燃气的主要气相组分作为研究对象，并将等离子体炬的工质气体设计为旋转喷射形式，从而降低等离子体炬的热效应，增加等离子体炬的化学动力学效应，通过测量等离子体发射光谱特性、多组分燃气的燃烧火焰形貌以及发动机的燃烧效率等，分析等离子体的助燃特性。

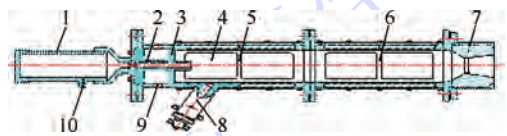
1 实 验

1.1 实验系统

实验发动机是在固体火箭冲压发动机模型基础上改造而得，主要包括燃气发生器模拟器、进气道、补燃室和冲压喷管等部分。多组分燃气经燃气供给系统进入燃气发生器模拟器，形成高压后经燃气发生器模拟器喷嘴进入补燃室，与进气道的来流空气在补燃室发生剧烈燃烧，最后经冲压喷管排出。为重点研究等离子体对燃气的化学效应，弱化来流空气的掺混效应对实验结果的影响，将经煤油加热后的来流空气设计为经过平行进气装置，来流空气得到整流与多组分燃气平行进入补燃室。为便于观察等离子体炬和燃烧火焰形貌，补燃室结构采用的不是圆柱体，而是长方体（横截面为正方形，100 mm × 100 mm），长尾管内的喷管喉径为 3 mm，冲压喷管的喉径为 36 mm，整个实验系统的示意图如图 1 所示。

多组分燃气在燃气发生器模拟器中达到预定的压强后，经过长尾管喉径 3 mm 的喷管进入补燃室，与空气混合后经等离子体炬点火燃烧。等离子体炬在燃气燃烧过程中可以进一步促进多组分燃气的燃烧，多组分燃气供给系统如图 2 所示。需要指出的是，在多组分燃气燃烧的整个过程中，都会有流量不变的工质气体从等离子体炬出口射入发动机补燃室，等离子体的加入与断开并不影响工质气体对扩散燃烧剪切层的作用。

将固冲发动机补燃室从前至后分为 4 个测量实验段，如图 3 所示，主要采集燃气发生器模拟器静压、补燃室 4 个不同截面的总压（如标识 3，4，9，10）、静压（如标识 1，6，7，12）和温度（如标识 2，5，8，11）以及来流空气的静压和温度等参数，数据采样频率为 1 000 次/s。总压的测量是将压力传感器的探头伸入补燃室内，开口朝向多组分燃气出口，从而在压力传感器探头内形成滞止压强。光谱仪采用美国 ARC 公司的 SpectraPro-500 i，分辨率为 0.05 nm，线色散倒数为 1.7 nm/nm，定位精度为 ± 0.2 nm，光栅为 1 200 g/mm，重复精度为 ± 0.05 nm，光谱单色仪出口狭缝装有记录束箔光谱的 CCD，提高了弱谱线跃迁的分辨率。



1—燃气发生器模拟器；2—长尾管；3—平行进气装置；4—观察窗；5—补燃室前端；6—补燃室后端；7—冲压喷管；8—等离子体炬；9—来流空气入口；10—多组分燃气供给系统。

图 1 实验系统总体模型

Fig. 1 Overall model of experimental system

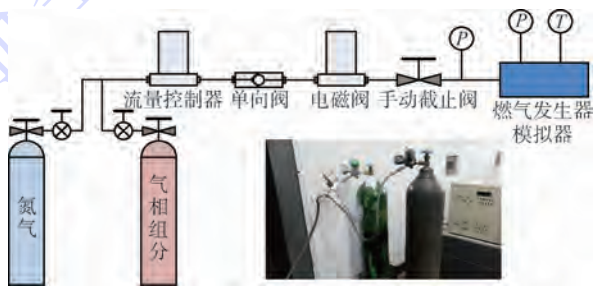


图 2 多组分燃气供给系统

Fig. 2 Multicomponent fuel gas supply system

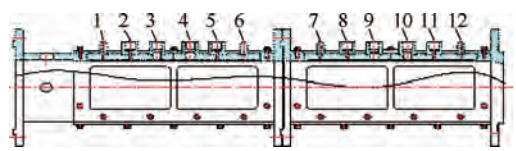


图 3 补燃室不同截面的测量装置

Fig. 3 Arrangement of measuring equipment on different sections of afterburning chamber

1.2　实验数据处理方法

1.2.1　燃烧效率

燃烧效率是发动机的一个重要参数，反映了多组分燃气在发动机中的燃烧特性，本文判断等离子体的助燃效果是通过实验得到燃气在加入等离子体前后的燃烧效率。在固冲发动机中计算燃烧效率的方法有很多，其中特征速度的实验测量比较容易实现，且误差较小，所以本文采用特征速度计算燃烧效率。

燃烧效率定义为

$$\eta_{C^*}=\frac{C^*_{\mathrm{exp}}}{C^*_{\mathrm{theo}}} \tag{1}$$

特征速度定义为

$$C^*=\frac{A_c P^*_{c平均}}{\dot{m}} \tag{2}$$

式中：C^*_{theo} 为理论特征速度；C^*_{exp} 为实验特征速度；A_c 为尾喷管的喉部面积；$P^*_{c平均}$ 为实验过程中补燃室的平均总压；$\dot{m}$ 为气流经过尾喷管喉径的质量流量。

1.2.2　重要参数及计算说明

1）多组分燃气的质量流量为 $\dot{m}_0$，来流空气的质量流量为 $\dot{m}_g$，等离子体炬中工质气体的质量流量为 $\dot{m}_{\mathrm{plasma}}$。

2）未加等离子体的工作时间为 t_0，加入等离子体的工作时间为 t_p。

3）燃烧室在时间 t_0 内的工作压强曲线积分平均，得到未加等离子体的平均压强 p_0。

4）燃烧室在时间 t_p 内的工作压强曲线积分平均，得到加入等离子体后的平均静压 $P_{c平均}$，平均总压 $P^*_{c平均}$。

5）根据实验测得来流空气的总温 T^* 和总压 P^* 以及限流喉道直径 18.3 mm，面积 $A_g=263\ \mathrm{mm}^2$，计算来流空气的质量流量 $m_g=KP^*A_g/\sqrt{T^*}$，K 为常数，对于燃气取 0.039 6，对整个实验过程中的空气质量流量积分后再取平均值，从而得到来流空气的质量流量。

6）利用 CEA 软件计算理论特征速度 C^*_{theo}，输入参数为燃气组分和质量流量、来流空气的质量流量以及补燃室的压强和温度等。

1.2.3　实验初始条件

模拟实际飞行状态下的来流进气状态，将来流系统的技术指标设定为：高度为 10 km，飞行马赫数为 2.8，空气质量流量为 0.200 kg/s，温度为580 K，总压为 0.490 MPa。综合考虑实验要求和安全性，将多组分燃气的质量流量设定为0.010 kg/s，空燃比为 20；等离子体有效功率为 5 kW。

多组分燃气组分采用某含硼富燃料推进剂在相同压强下实验测得的一次燃烧产物主要气相组分，如表 1 所示，总热值为 48.2 kJ/g。

表 1　一次燃气的主要气相组分

Table 1　Major gas phase components of primary combustion products

组分	H_2	N_2	CH_4	CO	其他
体积比/%	54	16	22	5	3

燃气发生器模拟器喉部采用拉法尔喷嘴设计，用于控制多组分燃气的质量流量，喉部直径 3 mm，根据设定的多组分燃气质量流量，通过式(3)可以得到燃气发生器模拟器中的压强。

$$\dot{m}_0=K\frac{A_t p_t}{\sqrt{T_t}} \tag{3}$$

式中：$\dot{m}_0$ 为多组分燃气质量流量，kg/s；K 对于燃气取0.039 6；A_t 为喉部面积，mm；p_t 为燃气发生器模拟器中的压强，MPa；T_t 为燃气温度，文中取 298 K。

2　实验结果

2.1　模拟来流空气结果

模拟来流空气主要参数的精确稳定控制，可以排除外界因素的干扰，在相同实验条件下研究加等离子体前后的燃烧状态，保证实验结果的准确性。因此，需要精确地控制来流控制的温度、压强和质量流量。利用煤油燃烧加热空气，并通过温度、压强和喉径确定来流空气的质量流量。

来流参数的实验结果表明，来流空气的温度、压强和质量流量的平均值分别为 580.5 K、0.490 MPa 和 0.216 kg/s。来流空气的温度、压强和质量流量值在实验过程中的浮动量没有超过 1%，从而可以排除来流空气参数的变化量对多组分燃气燃烧过程的影响。

2.2　等离子体光谱分析

等离子体的助燃特性是指高能电子与中性粒子碰撞，发生激发、离解甚至电离等反应，生成大量活性粒子(如自由基、带电离子、激发态分子和原子等)，加快化学反应速率，提高燃气的燃烧效率。文中采用的等离子体形式为等离子体炬，等离子体炬照片如图 4 所示。

发射光谱是测量和诊断活性粒子的主要手段之一，工作原理为被激发的高能态的分子、原子和离子团等向低能态跃迁时以辐射形式释放多余的能量，包括光辐射和热辐射等。本文中等离子体

放电功率为 5 kW,将光纤探头对准等离子体炬的弧柱位置,得到如图 5 所示的等离子体的发射光谱特性,其中光谱仪的积分时间为 1 ms。

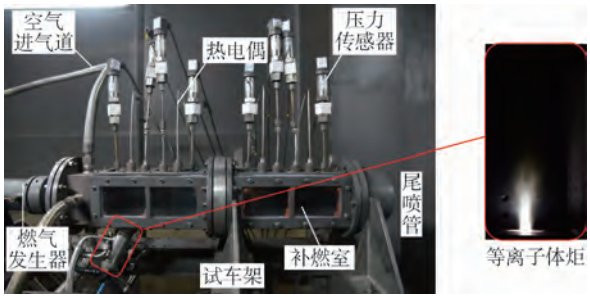


图 4 等离子体炬放电照片

Fig. 4 Plasma torch discharge photo

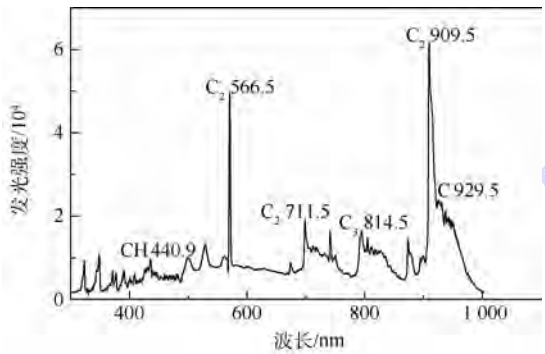


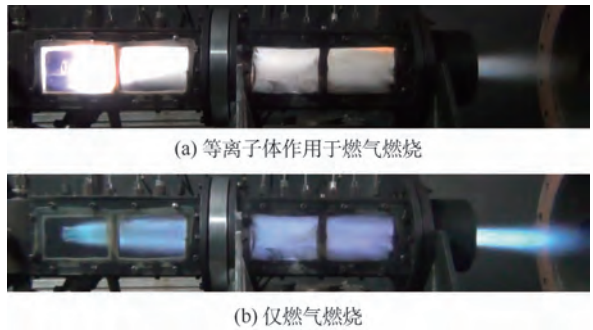
图 5 等离子体炬的发射光谱

Fig. 5 Emission spectrometry of plasma torch

由图 5 可以看出,发射光谱主要表现为热辐射和化学荧光辐射,说明等离子体炬同时具有热效应和化学反应动力学效应;光化学荧光辐射主要为原子和激发态分子的特征谱线,包括氮气第一正带系 $N_2(B^3\prod_g - A^3\sum_u^+)$ 的谱线 537.2 nm,氮气第二正带系全部谱线,OI 原子谱线 777.2 nm,OⅡ原子谱线 441.6 nm,氧原子的其他谱线 532.9、543.3 nm 等,以及带电粒子 O_2^+、N_2^+、激发态粒子 $N_2(A^3)$、$N_2(B^3)$、$N_2(C^3)$ 和自由基 CH、C、C_1、C_2 和 C_3 等,这些活性粒子会随着放电功率的增加而增多,对燃气的点火和燃烧过程起着重要作用;另外,还表现出波长范围很宽(450 ~ 1 000 nm)的热辐射光谱,体现等离子体的热效应。

2.3 燃烧火焰分析

在多组分燃气燃烧过程中,对补燃室 4 个窗口和冲压喷管尾部进行拍摄,得到如图 6 所示火焰照片。图 6(a)为加入等离子体后的火焰照片,图 6(b)为未加等离子体时的火焰照片。可以看出,未加等离子体时,尾部火焰长度较长,燃烧效率较低;加入等离子体后,发动机尾部火焰长度明显缩短。等离子体由于含有大量的活性粒子,可以加快化学反应速率,从而在较短的时间内使甲烷等较难燃烧的组分开始燃烧,提高了多组分燃气整体的燃烧效率。



(a) 等离子体作用于燃气燃烧

(b) 仅燃气燃烧

图 6 多组分燃气燃烧火焰

Fig. 6 Multicomponent fuel gas combustion flame

在实验过程中,等离子体炬的工质气体为空气,控制质量流量为 0.002 kg/s,与平行进气的来流空气质量流量 0.216 kg/s 相比,工质气体造成的掺混效应可以忽略,并且等离子体的加入与断开并不影响工质气体的工作流量。所以,在实验过程中一直存在工质气体对剪切层混合过程的作用,对比实验结果可以排除等离子体工质气体射流造成的掺混作用,说明等离子体对燃气的助燃作用。

2.4 实验参数测量结果

多组分燃气供给系统将多组分燃气输送到燃气发生器模拟器,经流量控制器和声速喷嘴共同控制燃气质量流量,压力传感器可以测量到燃气发生器模拟器中的压强变化曲线,当达到设计压强后开始记录数据,结果如图 7 所示。模拟装置中多组分燃气的压强基本保持不变,平均压强为 0.704 MPa,工作时间约 60 s,其中噪声数据是由等离子体引弧放电造成的。

多组分燃气在扩散燃烧过程中补燃室 4 个不同截面上平均静压 $P_{c平均}$ 和平均总压 $P^*_{c平均}$ 如图 8 所示。在数据记录的前 10 s,燃气进入补燃室未进行点火,所以补燃室静压和总压都基本保持在一个大气压;等离子体点火瞬间补燃室压强骤升,等离子体保持开启,则补燃室总压基本保持在 0.158 MPa,而断开等离子体瞬间,补燃室静压和

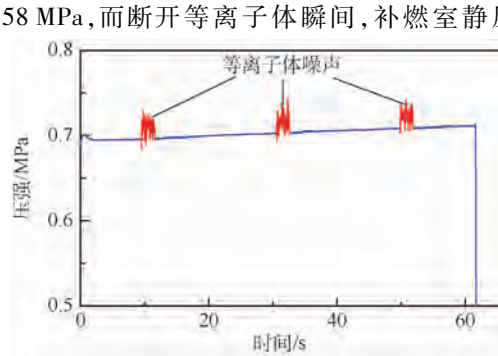


图 7 燃气发生器模拟器中的压力曲线

Fig. 7 Pressure curve of fuel gas generator simulator

总压都出现突降台阶,基本保持在 0.139 MPa(多组分燃气燃烧不充分),压力突降 0.019 MPa,降低约 12.03%。开启和关闭等离子体为 1 个工作周期,共进行 3 个工作周期,由图 8 可以看出,补燃室静压和总压的变化规律基本相同,说明

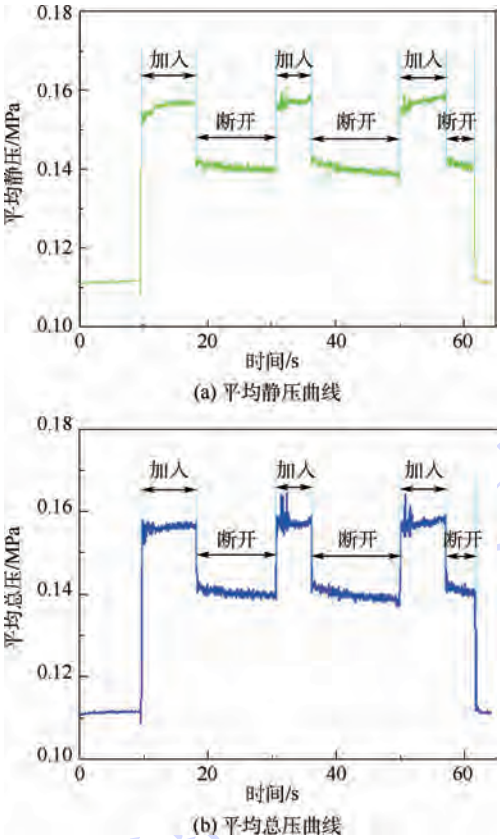


图 8　补燃室的平均静压和平均总压曲线

Fig. 8　Average static and total pressure curves of afterburning chamber

等离子体可以提高发动机的工作压强,经计算特征速度可知,等离子体可以提高气相的燃烧效率。

2.5　数据处理与结果分析

数据处理实验中补燃室的平均总压值 $P^*_{c平均}$(如图 8(b)所示的变化曲线)、实验重要参数和数据处理结果值如表 2 所示,其中,加入与断开等离子体时补燃室的总压值取 3 个工作周期的平均值。

可见,在该实验模型和实验条件下,空燃比为 21.8 时,加入等离子体后可以加快多组分燃气的化学反应速率,发动机补燃室的总压由0.139 MPa增加到 0.158 MPa,相应的实验特征速度由 623.8 m/s增加到 709.1 m/s,而此工况下的理论特征速度为 996.1 m/s;计算得到对应的燃烧效率由 62.62% 增加到 71.19%,所以等离子体可以提高燃气的燃烧效率 8.57%,释放的能量增加值(41 kW)与等离子体能量输入值(5 kW)的比值为 8.26,说明等离子体除可以作为能量源外,还具有化学效应,提高活性粒子浓度,加快燃气化学反应速率。

多组分燃气在此工况下燃烧效率较低的原因是:①多组分燃气在补燃室的滞留时间很短,在补燃室内不能充分燃烧;②来流空气设计为平行进气,来流空气的掺混作用很小,多组分燃气与空气不能充分混合完全燃烧,降低了发动机的燃烧效率。但由于本文是在同等实验条件下研究等离子体的助燃特性,由系统设计带来的较低燃烧效率并不影响等离子体的助燃效果,反而排除了掺混效应所带的实验条件和结果的不稳定性,更可以突出等离子体的助燃作用。

表 2　实验结果分析

Table 2　Experimental result analysis

$\dot{m}_g$/(kg·s^{-1})	$\dot{m}_{air}$/(kg·s^{-1})	$\dot{m}_{piasma}$/(kg·s^{-1})	空燃比	总压/MPa		C^*_{theo}/(m·s^{-1})	C^*_{exp}/(m·s^{-1})		η_{C^*}/%	
				加入	断开		加入	断开	加入	断开
0.01	0.216	0.002	21.8	0.158	0.139	996.1	709.1	623.8	71.19	62.62

相同实验工况下,改变等离子体的放电功率进行了 5 次实验,研究等离子体功率对多组分燃气在发动机中燃烧效率的影响。

定义增长的燃烧效率为

$$\Delta\eta = \eta_{plasma} - \eta_0 \tag{4}$$

式中:η_{plasma}为若干放电功率下燃气的燃烧效率;η_0 为未加入等离子体时燃气的燃烧效率。实验结果如图 9 所示。

可见,提高放电功率可以增加高能电子的浓度,高能电子与其他粒子经过一系列反应产生更多活性粒子参与多组分燃气的燃烧过程。放电功率范围为3 ~ 10 kW,多组分燃气增加的燃烧效率范

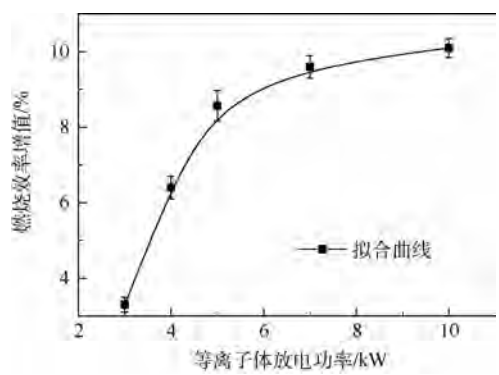


图 9　等离子体放电功率对多组分燃气在发动机中燃烧效率的影响

Fig. 9　Effect of plasma discharge power on combustion efficiency of multicomponent fuel gas in ramjet

围为 3.3% ~10.1%,燃气释放能量的增加范围为 15.89 ~48.64 kW。

3 结 论

本文主要建立了在发动机上研究等离子体影响多组分燃气燃烧特性的实验系统,拍摄了燃烧火焰照片,测量了燃气发生器模拟器的压强、补燃室的静压和总压,分析了等离子体对多组分燃气燃烧效率的增强效果,得到主要结论如下:

1) 来流空气的温度、压强和质量流量值在实验过程中的浮动量没有超过 1%,分别为 580.5 K、0.490 MPa和 0.216 kg/s,满足实验工况对来流空气的要求。

2) 从补燃室燃烧火焰的照片可以看出,加入等离子体后多组分燃气火焰更加明亮和稳定,冲压喷管尾部火焰长度变短,说明等离子体可以加快化学反应速率,缩短燃烧时间,提高多组分燃气的燃烧效率。

3) 在多组分燃气的燃烧过程中,添加等离子体炬可以使补燃室的总压由 0.139 MPa 增加到 0.158 MPa,总压突升 0.019 MPa,增加约 12.03%;使多组分燃气在发动机中的燃烧效率由 62.62% 增加到 71.19%,燃烧效率提高 8.57%,燃气释放能量的增加值与等离子体能量输入值的最大比值约为 8,说明等离子体除能量源外还可以提高活性粒子浓度,加快燃气化学反应速率,提高燃烧效率。

致谢 感谢西北工业大学冯喜平副教授在实验过程中给予的指导和帮助。

参考文献 (References)

[1] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.

[2] STARIKOVSKII A Y. Superfast homogeneous plasma ignition of hydrogen and air-fuel supersonic flows by high-voltage ionization wave[R]. Dolgoprudny: Moscow Institute of Physics and Technology, 1999.

[3] STARIKOVSKAIA S M. Kinetics in gas mixtures for problem of plasma assisted combustion[R]. Dolgoprudny: Moscow Institute of Physics And Technology, 2010.

[4] INOMATA T, OKAZAKI S, MORIWAKI T, et al. The application of silent electric discharges to propagating flames[J]. Combustion and Flame, 1983, 50(3): 361-363.

[5] VINCENT-RANDONNIER A, LARIGALDIE S, MAGRE P, et al. Experimental study of a methane diffusion flame under dielectric barrier discharge assistance [J]. IEEE Transactions on Plasmas Science, 2007, 35(2): 223-232.

[6] CARTER C, LEONOV S B, YARANTSEV D. Experiments on electrically controlled flameholding on a plane wall in a supersonic air flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 289-294.

[7] LEONOV S B, KOCHETOV I V, NAPARTOVICH A P, et al. Plasma-induced ethylene ignition and flameholding in confined supersonic air flow at low temperatures[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2011, 39(2): 781-787.

[8] STARIKOVSKAIA S M. Kinetics in gas mixtures for problem of plasma assisted combustion[R]. Dolgoprudny: Moscow Institute of Physics and Technology, 2010.

[9] DO H, CAPPELLI M A, MUNGAL M G. Plasma assisted cavity flame ignition in supersonic flows[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1783-1794.

[10] DO H, IM S, CAPPELLI M, et al. Plasma assisted flame ignition of supersonic flows over a flat wall[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(12): 2298-2305.

[11] BAK M S, DO H, MUNGAL M G, et al. Plasma-assisted stabilization of laminar premixed methane/air flames around the lean flammability limit[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(10): 3128-3237.

[12] SUN W, UDDI M, OMBRELLO T, et al. Effects of nonequilibrium plasma discharge on counterflow diffusion flame extinction[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 3211-3218.

[13] SUN W, WON S H, OMBRELLO T, et al. Direct ignition and S-curve transition by in situ nanosecond pulsed discharge in methane/oxygen/helium counterflow flame[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 847-855.

[14] MATSUBARA Y, TAKITA K, MASUYA G. Combustion enhancement in a supersonic flow by simultaneous operation of DBD and plasma jet[J]. Proceeding of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3287-3294.

[15] ALEKSANDROV N L, KINDYSHEVA S V, KOCHETOV I V. Kinetics of low-temperature plasmas for plasma-assisted combustion and aerodynamics[J]. Plasma Science and Technology, 2014, 23(1): 015017.

[16] STARIKOVSKIY A, ALEKSANDROV N. Plasma-assisted ignition and combustion[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2013, 39(1): 61-110.

[17] JU Y G, SUN W T. Plasma assisted combustion: Dynamics and chemistry[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 48(1): 21-83.

[18] 吴云,李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. 高电压技术,2014,40(7):2024-2038.
WU Y, LI Y H. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion[J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(7): 2024-2038(in Chinese).

[19] 宋振兴,何立明,张建邦,等. 超音速等离子体点火过程的三维数值模拟[J]. 强激光与粒子束,2012,24(11):2746-2750.
SONG Z X, HE L M, ZHANG J B, et al. 3D numerical simulation of supersonic plasma ignition process[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2012, 24(11): 2746-2750(in Chinese).

[20] 韦宝禧,欧东,闫明磊,等. 超燃燃烧室等离子体点火和火焰稳定性能[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(12):1572-1576.

北航学报 赠阅

WEI B X, OU D, YAN M L, et al. Ignition and flame holding ability of plasma torch igniter in a supersonic flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(12):1572-1576(in Chinese).

[21] 于锦禄,何立明,丁未,等. 瞬态等离子体点火和火花塞点火起爆过程的对比研究[J]. 推进技术, 2013, 34(11):1575-1579.
YU J L, HE L M, DING W, et al. Comparative investigation on detonation initiation process of transient plasma ignition and spark ignition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11):1575-1579(in Chinese).

[22] 宋慧敏,吴韦韦,崔巍,等. 射频放电等离子体气动激励特性的实验研究[J]. 高电压技术,2014,40(7):2044-2048.
SONG H M, WU W W, CUI W, et al. Experimental investigation on the characteristics of RF discharge plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(7):2044-2048(in Chinese).

[23] 赵兵兵,何立明,沈英,等. 直流电弧等离子体点火器化学效应研究[J]. 光谱学与光谱分析,2013,33(5):1171-1174.
ZHAO B B, HE L M, SHEN Y, et al. Experimental investigation of the chemical effect of direct current arc plasma igniter[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2013, 33(5):1171-1174(in Chinese).

[24] 何立明,陈高成,赵兵兵,等. 空气等离子体射流点火器的光谱特性实验研究[J]. 高电压技术,2015,41(9):2874-2879.
HE L M, CHEN G C, ZHAO B B, et al. Experimental investigation on spectral characteristics of air plasma jet igniter[J]. High Voltage Engineering, 2015, 41(9):2874-2879(in Chinese).

作者简介:

洪延姬　女,博士,研究员。主要研究方向:先进推进技术。

张鹏　男,博士,助理研究员。主要研究方向:等离子体点火助燃。

Effect of plasma on combustion characteristic of fuel gas in afterburning chamber

HONG Yanji*, ZHANG Peng, SHEN Shuangyan, XU Xu

(State Key Laboratory of Laser Propulsion & Application, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to study the influence of plasma on the combustion characteristic of multicomponent fuel gas in the ramjet chamber, a multicomponent fuel gas supply system and a diffusion combustion experimental model based on the ramjet, which can exclude the mixing effect of intake air on the fuel gas, are designed and built. The main active particles produced by discharge plasma torch are analyzed with emission spectrometry; the flame combustion photos of multicomponent fuel gas is taken to analyze the influence of plasma on the flame shape; the total pressure and static pressure on four different cross sections of the afterburning chamber are measured to analyze the combustion efficiency of fuel gas under the influence of plasma. The results show that the main excited particles of N_2 and O_2 are generated with excitation of plasma; under the active particles of plasma, and the flame length in the scramjet nozzle becomes shorter, which means that multicomponent fuel gas can burn more completely with plasma; the abrupt increase in the total pressure and static pressure appears when plasma is working, which shows that the combustion efficiency of multicomponent fuel gas in the ramjet increases with plasma too, and the combustion efficiency increases with the growth of discharge plasma power.

Keywords: plasma torches; afterburning chamber; diffusion flame; combustion efficiency; spectrum analysis; methane

Received: 2016-02-29; **Accepted**: 2016-04-15; **Published online**: 2016-06-22 17:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160622.1755.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372356)

* **Corresponding author**. E-mail: hongyanji@vip.sina.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0140

加速导管和减速导管的性能比较

全下文载

胡健*, 王楠, 胡洋

(哈尔滨工程大学 船舶工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了研究不同形式导管桨的载荷特点,采用计算流体力学(CFD)技术分析了加速、减速导管的水动力特性及其对螺旋桨水动力性能的影响。计算域被分为包含螺旋桨的柱形域、包含导管的大域2个部分,并采用全结构化网格技术对其进行离散,以便优化网格质量和提高计算精度。用交界面技术保证不同计算域之间流体速度和压力等物理量的连续性。首先分析了JD7704+Ka4-5508导管桨的水动力性能,然后将计算值与试验值进行对比,验证了本文模型和网格技术的合理性。在此基础上,分析了不同翼形剖面拱度和攻角的加速、减速导管的水动力特性,及其对螺旋桨载荷的影响。研究表明,通过改变拱度和攻角2种方式所得到的加速和减速导管具有不同的水动力特性,能极大地优化螺旋桨的工况和载荷特点。

关 键 词: 导管桨; 加速导管; 减速导管; 计算流体力学(CFD); 水动力性能
中图分类号: U661.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0240-13

在现代船舶推进系统的设计制造中,经常会通过加装一些附体来改善船体和螺旋桨的水动力性能,以起到提高螺旋桨的推进效率、降低能源消耗的效果[1],例如毂帽鳍[2-3]、消涡助推器、叶梢端板[4-5]、导流片和导管等。其中,由于导管具有结构简单、安装方便等特点,在现代船舶和航海领域得到了广泛的应用。

导管的种类很多,可分为前置导管[6-7]、补偿导管[6,8]、扇形导管等。虽然导管有如此多的形式,但是根据其对螺旋桨工作流场的影响,可划分为加速导管和减速导管2种基本类型。所谓加速导管,就是流体在流经导管腔体内部时,会以更高的速度通过螺旋桨盘面,而减速导管则刚好相反。

导管桨在外形、结构特征和水动力性能等方面与常规螺旋桨都存在着较大的区别。最初,主要采用图谱估算方法对导管桨水动力性能进行计算和研究,并利用导管桨敞水试验的结果进行验证。Feiten等[9]利用试验的方法对导管桨进行了研究。叶元培等[10]针对BD型导管桨的试验研究探讨了导管桨和常规螺旋桨空泡性能的异同,通过针对多种筒壁效应修正的比较,推荐了比较适合的CTH修正方法。叶元培和沈贻德[11]采用试验方法研究了双体导管的水动力性能,分析了双体导管及螺旋桨的一些主要参数对敞水性能的影响,并给出了SD11+Ka系列桨的敞水性能曲线、回归多项式及设计图谱。随着升力线、升力面、面元法的出现,科研人员开始将这3种方法应用于导管桨的水动力性能的求解当中。Khatib[12]利用升力面方法求解了导管桨的水动力性能。韩宝玉[13]、刘小龙[14]等采用面元法计算了导管桨的定常水动力性能。杨晨俊和王国强[15]用面元法来计算导管,涡格法来计算螺旋桨,通过迭代过程考虑二者之间的相互影响,计算了JD型简易导管桨系列的定常水动力性能。Kawakita[16]采用面

收稿日期: 2016-02-25; **录用日期**: 2016-06-13; **网络出版时间**: 2016-09-06 15:39
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1539.005.html
基金项目: 国家自然科学基金(11302057,51579052)
* **通讯作者**: E-mail: hujian791018@163.com

引用格式: 胡健, 王楠, 胡洋. 加速导管和减速导管的性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 240-252.
HU J, WANG N, HU Y. Performance comparison of accelerating duct and decelerating duct[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 240-252 (in Chinese).

元法计算了导管桨的水动力性能,并根据所测得的速度分布,对导管桨的尾涡进行了相应的改进。Kinnas 等[17]运用面元法计算并分析了导管桨周围的非定常流动特征。解学参等[18]以面元法建立了导管桨定常水动力性能计算的数学模型,计算了导管桨的水动力性能,分析了导管桨的内部流场。胡健等[19]在分析影响导管桨水动力性能的几个关键因素时,运用面元法,并根据计算结果,从水动力性能角度对这些要素的组合进行优化。

目前,针对导管桨水动力性能的计算基本分为势流理论和黏流理论 2 种。近年来,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,CFD)方法在导管桨的水动力计算中获得了较多的应用。Sanchez-Caja 等[20]应用 RANS 方法计算了导管桨周围的不可压缩黏性流场。Park 等[21]在计算了带有定子的导管桨周围的流场时采用了 CFD 方法。崔立新[22]运用 CFD 的方法对导管桨的水动力性能及噪声性能进行了预报。

虽然以上研究得到了很多成果,但是针对导管加速、减速特性的讨论较少。为此本文以加速导管和减速导管为例,采用全结构化网格方法研究了均匀来流中导管桨的水动力性能,讨论了不同拱度和攻角的导管对流体的加速、减速效果,及其对螺旋桨水动力性能的影响。

1　基本原理

1.1　湍流运动控制方程

假设流体为各向同性的连续流体,考虑黏性且不可压缩流体的运动控制方程可以用连续性方程和动量守恒方程来描述。

1.1.1　连续性方程

在流场中任意取一封闭体,假设其体积为 V,表面积为 A。根据质量守恒定理,单位时间内控制体局部坐标系下流体质量的变化率应该等于牵连运动引起的流体质量变化率。由该原理导出的积分形式的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_V \rho \mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z + \iint_A \rho \boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}A = 0 \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{v}$ 为流体质点的速度向量;$\boldsymbol{n}$ 为曲面 A 的单位外法向量;ρ 为流体密度。

假设控制体无限小,以至于其内部流动可假设为均匀流动,则微分形式的控制方程可写为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + u\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + v\frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + w\frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \tag{2}$$

式中:u、v 和 w 分别为速度矢量在 x、y 和 z 方向的分量。

在定常流动情况下,由于密度不随时间改变,则式(2)可变为

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \tag{3}$$

对于定常不可压缩流体,密度为常数,则式(3)变为

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \tag{4}$$

1.1.2　动量守恒方程

根据牛顿第二定律,任何宏观运动都应该满足动量守恒定理。如 x 方向微分形式表达如式(5),y、z 方向微分方程与之类似。

$$\rho\left[\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial(uu)}{\partial x} + \frac{\partial(uv)}{\partial y} + \frac{\partial(uw)}{\partial z}\right] = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right] \tag{5}$$

式中:μ 为流体的动力黏性系数;p 为压力。

1.2　控制方程的离散化

联合方程(4)和方程(5)即可得到求解黏性流体运动的控制方程。但是只有针对极其特殊和简化的问题,才能得到这 2 个方程的解析解。对于一般性问题,通常只能得到数值解,这就要求采用离散化的方法求解方程(4)和方程(5)。目前,比较成熟的离散方法主要包括以下 3 种。

1.2.1　离散方法

1)有限差分法

有限差分法(Finite Difference Method,FDM)是最经典的数值计算方法,其将求解域划分为差分网格,将连续求解域变为网格节点,利用控制方程推导差分方程组。其原理是利用代数问题解决微分问题。

2)有限元法

有限元法(Finite Element Method,FEM)同样是广泛应用的数值计算方法,其将求解域划分为微小单元,并构造插值函数,将控制方程转化为有限元方程。其原理基础是极值原理和划分插值。由于其求解速度相比其他 2 种离散方法要慢很多,在 CFD 计算中的应用并不普遍。

3)有限体积法

有限体积法(Finite Volume Method,FVM)是 CFD 计算中最常用的离散方法,其将求解域划分为网格,每个网格节点在一个控制体内,利用控制体代替网格节点,通过对控制体进行积分,得到离散方程。因为有限体积法具有计算效率高的特点,因此在 CFD 领域得到了广泛的应用。本文所采用的离散方法即为有限体积法。

1.2.2 离散格式

1）一阶迎风格式

一阶迎风格式计算的收敛速度快且效率高，因此，其在过去长期得到广泛应用。然而，利用一阶迎风格式所得到的离散方程的截断误差较低，虽然结果不会产生振荡，且收敛速度快，但计算精度十分依赖于网格质量。为此，本文用全结构化的网格方法计算了导管桨的水动力性能。

2）指数格式

指数格式考虑了扩散和对流的作用，对于一维问题，指数格式可以得到精确解；对于源项为零的情况，同样可以得到精确结果。但对于二维和三维问题以及源项不为零的问题，其计算精度受到限制，同时指数运算是费时的，故指数格式并未得到广泛应用。

3）中心差分格式

中心差分格式对于不发生振荡的范围内可以获得较准确的结果，其应用范围受稳定性条件的限制，要求对流与扩散的强度之比不大于 2，这就要求速度 u 很小（即低雷诺数流动）或者网格间距很小。对于其他情况，中心差分格式将不再适用。

4）QUICK 格式

QUICK 格式是一种改进的离散方法，它对对流项采用二次插值格式。与中心差分格式相同，QUICK 格式的应用范围受到稳定性条件的限制，要求对流与扩散的强度之比不大于 8/3。因为 QUICK 格式具有减少假扩散误差和计算精度高的优点，应用比较广泛，但主要用于六面体和四边形网格。

2 数值模型的建立

2.1 计算模型及网格划分

本文采用的计算模型为以 NACA0012 翼形为剖面的导管 + Ka4-5508 螺旋桨，盘面比为 $A_E/A_0 = 0.55$，螺距比为 $P/D = 0.8$，其主要参数见表 1 和表 2。

根据螺旋桨的主要几何参数及剖面形式，使用 Fortran 语言编制的程序通过差值计算出螺旋桨各点的三维坐标并建模。建模过程中，为了建立光滑的三维螺旋桨表面外形，采用样条曲线拟合各截面上的型值点。几何模型及坐标系如图 1 所示。在如图 1 所示的直角坐标系 O-xyz 中，Ox 轴与螺旋桨桨轴方向重合，来流方向为 Ox 轴正方向；Oy 轴与螺旋桨桨叶参考线方向重合；Oz 轴正方向参考 Ox 轴和 Oy 轴，建立右手坐标系。

表 1 NACA0012 翼形剖面导管主要参数

Table 1 Duct main parameters of NACA0012 airfoil section

参数	数值/m
长度	0.1665
导管外径	0.34
导管内径	0.30
叶梢间距	0.026

表 2 Ka4-5508 螺旋桨主要参数

Table 2 Main parameters of Ka4-5508 propeller

参数	数值
直径/m	0.25
盘面比	0.55
毂径比	0.2
螺距比	0.8
桨叶数	4

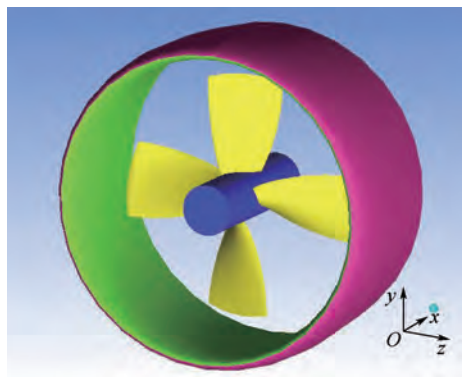


图 1 导管桨三维模型

Fig. 1 Three-dimensional model of ducted propeller

本文在对导管桨进行网格划分时，采用结构化方法，可大大节约网格数量，缩短计算时间。与普通螺旋桨稍有区别的是：在设置导管桨的旋转域时，由于导管并不随螺旋桨旋转，因此，螺旋桨的旋转域中只包含螺旋桨，而导管模型建立在大域中。这样，考虑到导管与螺旋桨叶梢的间距很小，需要对旋转域中螺旋桨叶梢处的网格进行加密处理才能够保证计算的精确度，见图 2。

本文对包含了导管的大域同样采用六面体网格形式。图 3 为总体计算域的网格布置形式，外静止域半径为 $3D$（D 为螺旋桨直径），计算域入口与螺旋桨盘面的距离为 $4D$；计算域出口与螺旋桨盘面的距离为 $5D$。本文划分的大域和小域网格总数量为 157 万，小域网格数为 97 万，大域网格数为 60 万。导管桨表面网格划分见图 4。

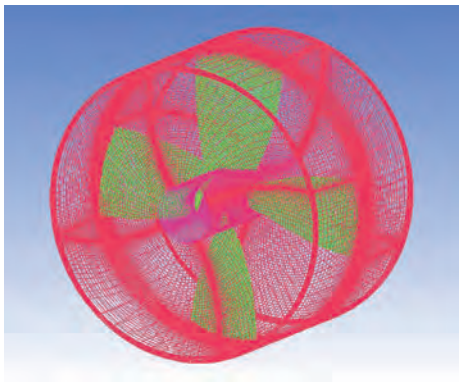


图 2　旋转域网格示意图

Fig. 2　Meshing sketch of rotating domain

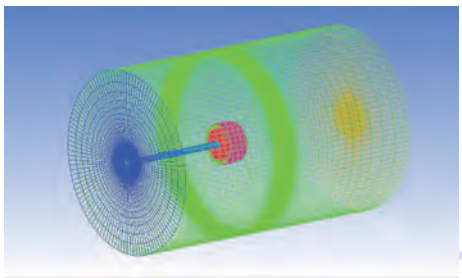


图 3　流体域网格划分

Fig. 3　Meshing of fluid domain

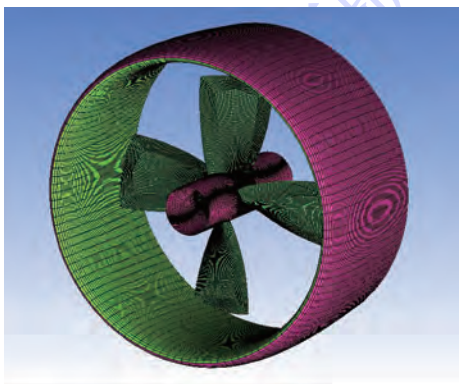


图 4　导管桨表面网格划分

Fig. 4　Meshing over surfaces of ducted propeller

2.2　边界条件

在导管表面上,边界条件设为固壁,无滑移。螺旋桨旋转域采用 MRF 法,具体设置见表 3。

表 3　数值模型及工况

Table 3　Numerical model and operating condition

数值方法	计算模型
求解器	三维单精度基于压力的定常隐式求解器
湍流模型	SST k-ω
运动模式	MRF
水的密度/(kg·m^{-3})	998.2
水的动力黏性系数/(kg·(m·s)$^{-1}$)	0.001 003
螺旋桨转速/(r·min^{-1})	600
入口速度/(m·s^{-1})	1.25
压力离散格式	Standard
耦合方式	SIMPLEC
差分方式	一阶迎风格式

3　验　证

为了验证第 2 节所提到的计算模型的准确性,本文使用该计算方法计算了 JD7704 + Ka4-5508 型导管桨的水动力性能,并与试验数据进行对比。图 5 给出了不同进速下螺旋桨的敞水性能。螺旋桨的推力系数 K_{Tp}、螺旋桨的转矩系数 K_{Qp}、导管的推力系数 K_{Td}、导管的转矩系数 K_{Qd}、螺旋桨的进速系数 J 的定义由式(6) ~ 式(10)给出。

螺旋桨的推力系数:

$$K_{Tp}=\frac{T_p}{\rho n^2 D^4} \tag{6}$$

螺旋桨的转矩系数:

$$K_{Qp}=\frac{Q_p}{\rho n^2 D^5} \tag{7}$$

导管的推力系数:

$$K_{Td}=\frac{T_d}{\rho n^2 D^4} \tag{8}$$

导管的转矩系数:

$$K_{Qd}=\frac{Q_d}{\rho n^2 D^5} \tag{9}$$

螺旋桨的进速系数:

$$J=\frac{V_A}{nD} \tag{10}$$

式中:T_p 为螺旋桨的推力;Q_p 为螺旋桨的转矩;T_d 为导管的推力;Q_d 为导管的转矩;n 为转速;V_A 为螺旋桨进速。在此定义 $K_T=K_{Tp}+K_{Td}$,$K_Q=K_{Qp}+K_{Qd}$。

将计算结果与试验值进行对比,结果见图5。

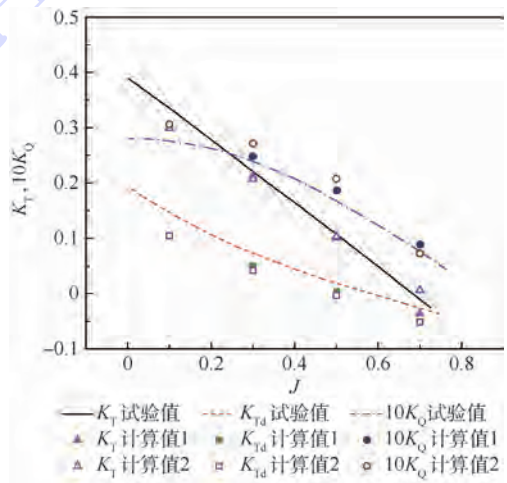


图 5　JD7704 + Ka4-5508 型导管桨敞水特性的计算值与试验值比较

Fig. 5　Comparison of numerical and test results of JD7704 + Ka4-5508 ducted propeller's open water characteristics

北京航空航天大学学报

其中,计算值 1 表示计算域入口与螺旋桨盘面的距离为 $4D$,计算域出口与螺旋桨盘面的距离为 $5D$;计算值 2 表示计算域入口与螺旋桨盘面的距离为 $3D$,计算域出口与螺旋桨盘面的距离为 $6D$。

从图 5 可以看出,在计算域足够大的前提下,2 种入口和出口位置并不会对计算结果造成很大影响。对于 JD7704 + Ka4-5508 型导管桨,本文中 CFD 模拟的计算值与试验值吻合较好。

4 加速、减速导管桨水动力特性分析

为研究加速导管和减速导管对导管桨水动力性能的影响,本文主要采用改变导管翼形剖面的拱度和攻角 2 种方式,进行建模并分析其水动力性能。为了能够得到更具普遍意义的结论,本文采用剖面形式更为简单的 NACA0012 翼形作为导管桨的剖面,其初始型值见图 6 中的 0 拱度剖面。

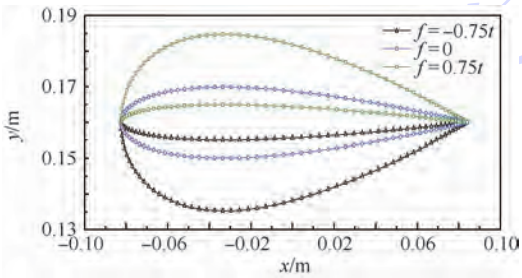


图 6 拱度为 $-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时导管翼形剖面示意图

Fig. 6 Schematic diagram of duct's airfoil sections as $f=-0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

4.1 改变导管翼形剖面拱度

NACA0012 翼形剖面的初始拱度 f 为 0。按照局部剖面厚度 t 的百分比来改变其拱度。在图 6 中,$f=0.75t$ 表示导管外拱,其局部拱度 f 是局部厚度的 0.75 倍。本节共计算了 7 种情况,导管翼形剖面拱度分别为 $-0.75t$、$-0.50t$、$-0.25t$、0、$0.25t$、$0.50t$、$0.75t$。以拱度分别为 $-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时为例,其型线如图 6 所示。

不同翼形剖面拱度时,导管与叶梢之间距离的变化如图 7 所示。

4.1.1 不同拱度导管的流场比较

本节分析了翼形剖面拱度分别为 $-0.75t$、0 和 $0.75t$ 的导管,在来流速度为 1.25 m/s 时,导管内部的速度分布,其中只有导管时导管内部的速度分布如图 8 所示。

从图 8 可以看出,当导管翼形剖面拱度为 $-0.75t$ 和0时,导管中部轴向速度普遍比入口和出口处的速度大,说明此时导管为加速导管。当其拱度为 $0.75t$ 时,导管中部的轴向速度普遍

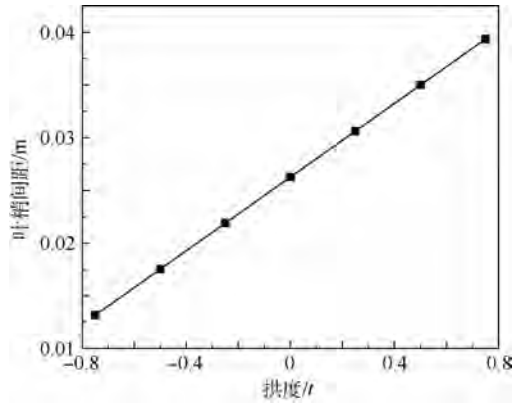


图 7 叶梢间距随导管拱度的变化

Fig. 7 Variation of tip clearance with cambers of duct

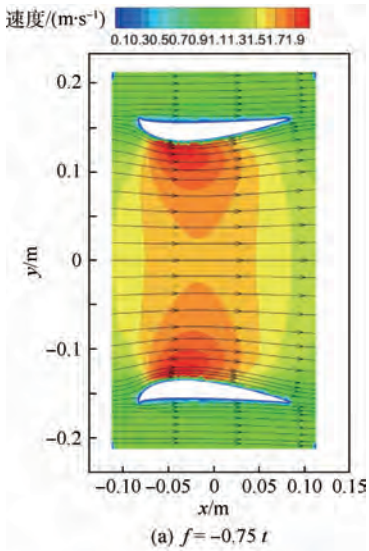
比入口和出口处的速度小,说明此时导管为减速导管。靠近导管处的轴向速度变化梯度较大,且随着与导管间距离的减小,其轴向速度逐渐减小。从图 8(a)和图 8(c)可以看出,对于内拱导管,轴向速度最大的位置出现在导管内壁的最大曲率处。对于外拱导管,轴向速度最大的位置出现在导管外壁的最大曲率处。从图 8(b)可以看出,即使导管翼形剖面的拱度为 0,受其厚度的影响,仍然具有一定的加速效果。表 4 和图 9 给出了当导管翼形剖面拱度分别为 $-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时,导管内不同位置轴向速度的变化情况。

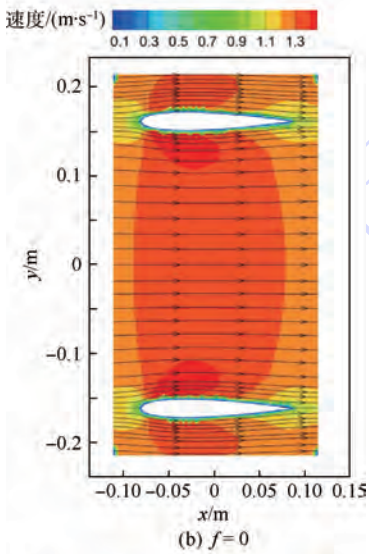
从表 4 和图 9 可以看出,在翼形剖面拱度为 $-0.75t$ 和 0 的导管中,从入口到出口不同截面处的轴向平均速度和沿中轴线的轴向速度均为先增大再减小,在翼形剖面拱度为 $0.75t$ 的导管中,从入口到出口不同截面处的轴向平均速度和沿中轴线的轴向速度均为先减小再增大,进一步验证了当导管翼形剖面拱度为 $-0.75t$ 时,该导管为加速导管,当拱度为 $0.75t$ 时,该导管为减速导管。根据图 9 进行简单的插值可以发现,要使流体零加速,导管翼形剖面的拱度约为 $0.1875t$。

包含螺旋桨时导管内部的速度分布如图 10 所示。可以看出,拱度变化对导管桨内部流场的影响是十分明显的,随着拱度的增加,导管桨内部流场的轴向速度逐渐减小。比较图 10(a)、图 10(b)和图 10(c),随着拱度的增加,螺旋桨前端的轴向速度逐渐减小,而螺旋桨后端的轴向速度逐渐增加,根据动量定理可知,螺旋桨的推力会越来越大,这与图 11 中的结果一致。

4.1.2 导管桨受力分析

将导管桨设置在速度为 1.25 m/s 的均匀来流中,螺旋桨的进速系数 $J=0.5$,转速为 10 r/s。不同翼形剖面拱度的导管对螺旋桨的水动力性能影响如图 11 所示。





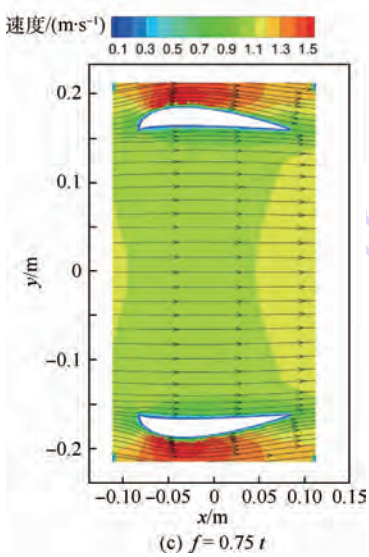


图 8　$f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时导管 O-xy 截面上流线和轴向速度分布

Fig. 8　Flow lines and axial velocity distribution on O-xy section as $f=-0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

表 4　改变拱度时不同截面轴向平均速度

Table 4　Averaged axial velocity on different sections with varied camber

拱度	入口速度/(m·s⁻¹)	中部速度/(m·s⁻¹)	出口速度/(m·s⁻¹)
$-0.75t$	1.314 474	1.808 438	1.267 485
0	1.193 269	1.366 831	1.190 093
$0.75t$	1.047 939	0.909 793	1.023 590

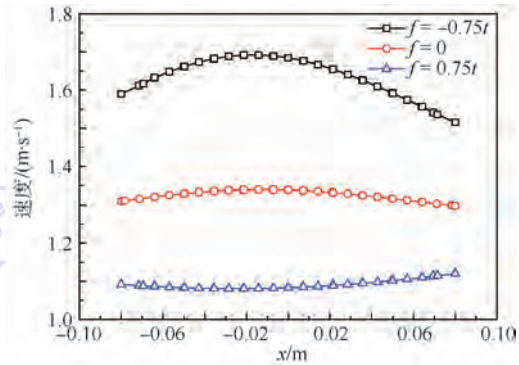


图 9　$f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时导管内沿中轴线的轴向速度分布

Fig. 9　Axial velocity distribution along x-axis as $f=0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

从图 11 可以看出,随着导管翼形剖面拱度由负值逐渐变化到正值,也即在导管由加速导管逐渐变化为减速导管的过程中,螺旋桨的推力系数和转矩系数、螺旋桨和导管整体的推力系数和转矩系数总体上呈逐渐增大的趋势,在导管翼形剖面拱度由 $0.50t$ 变化为 $0.75t$ 时稍有减小,初步分析这是由于加速导管使得导管内流体的速度增大,从而螺旋桨的相对进速降低,导致由螺旋桨所产生的推力减小,而减速导管使得导管内流体的速度减小,从而螺旋桨的相对进速增加,导致由螺旋桨所产生的推力增大。随着导管翼形剖面拱度由负值逐渐增大到正值,由导管所产生的推力系数由负值逐渐变为正值,然后又逐渐变为负值,这是由于随着导管翼形剖面拱度的绝对值的增加,导管在垂直于均匀来流平面上的投影变大,使得导管对来流产生阻碍作用,形成阻力。在整个变化过程中,由于导管是回转体,其转矩系数基本为 0。结合图 7 可以看出,随着导管与叶梢之间距离的增大,螺旋桨的推力系数和转矩系数、螺旋桨和导管整体的推力系数和转矩系数总体上呈逐渐增大的趋势。

4.1.3　桨叶压力分布

当来流速度为 1.25 m/s,螺旋桨的进速系数 $J=0.5$,转速为 10 r/s,导管翼形剖面拱度为

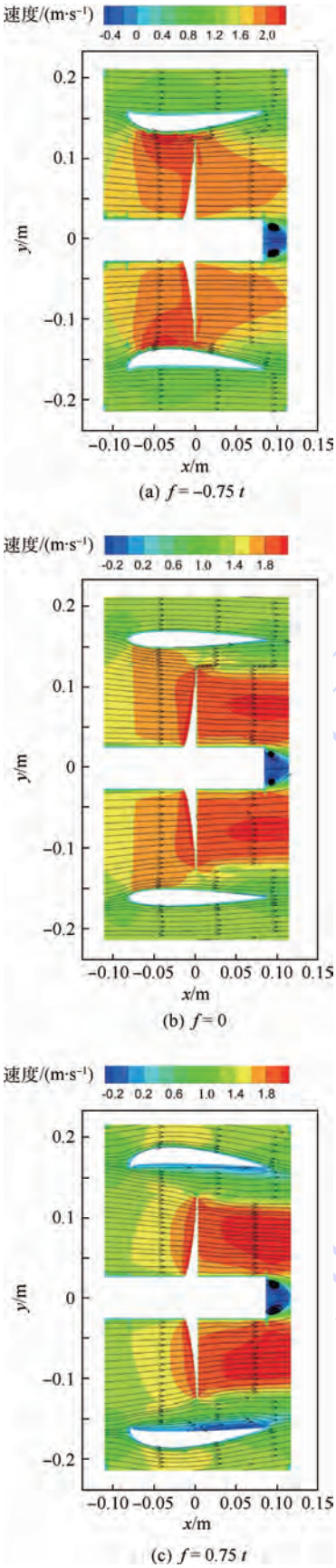


图 10 $f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时导管桨 O-xy 截面上流线和轴向速度分布

Fig. 10 Flow lines and axial velocity distribution on O-xy section with propeller as $f=-0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

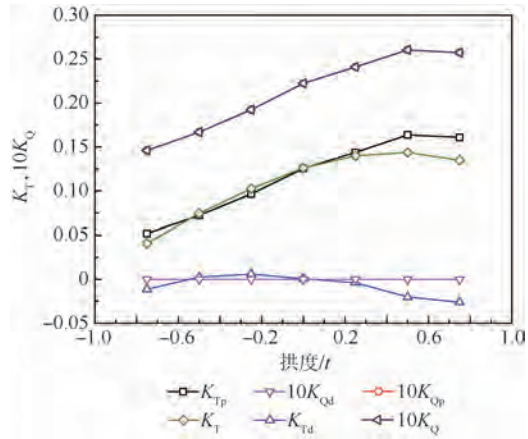


图 11 导管翼形剖面拱度对螺旋桨水动力性能的影响

Fig. 11 Influences of cambers of duct's airfoil section on propeller's hydrodynamic performance

$-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时，导管桨桨叶的叶背、叶面压力分布如图 12 所示。

从图 12 中可以看出，在导管翼形剖面拱度从 $-0.75t$ 逐渐变化为 $0.75t$ 的过程中，螺旋桨叶背上压力的最大值均逐渐减小，最小值基本保持不变，叶面上压力的最大值、最小值均逐渐增大，螺旋桨叶背、叶面压力差逐渐变大，由螺旋桨所产生的推力增大，这与图 11 中的结果基本保持一致，说明通过改变导管翼形剖面拱度得到的加速导管使得导管内流体的速度增大，从而螺旋桨的相对进速降低，导致由螺旋桨所产生的推力减小，而通过此种方式得到的减速导管使得导管内流体的速度减小，从而螺旋桨的相对进速增加，导致由螺旋桨所产生的推力增大。

4.1.4 导管压力分布

当来流速度为 1.25 m/s，螺旋桨的进速系数 $J=0.5$，转速为 10 r/s，导管翼形剖面拱度为 $-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时，导管桨导管的压力分布如图 13 所示。

从图 13 可以看出，3 种拱度的导管外壁上压力分布都比较均匀，导管上的高压区主要集中在导管前缘，且当导管翼形剖面拱度为 $-0.75t$ 时，高压区主要集中在导管内壁前缘，当其拱度为 0 和 $0.75t$ 时，高压区主要集中在导管外壁前缘。当导管翼形剖面拱度为 $-0.75t$ 时，由于叶梢与导管内壁间距相对较小，在叶梢附近的导管内壁上会形成比较明显的低压区，当其拱度为 0 和 $0.75t$ 时，导管上的低压区主要集中在导管内壁前缘。

4.1.5 导管内流场分析

当来流速度为 1.25 m/s，螺旋桨的进速系数 $J=0.5$，转速为 10 r/s，导管翼形剖面拱度为

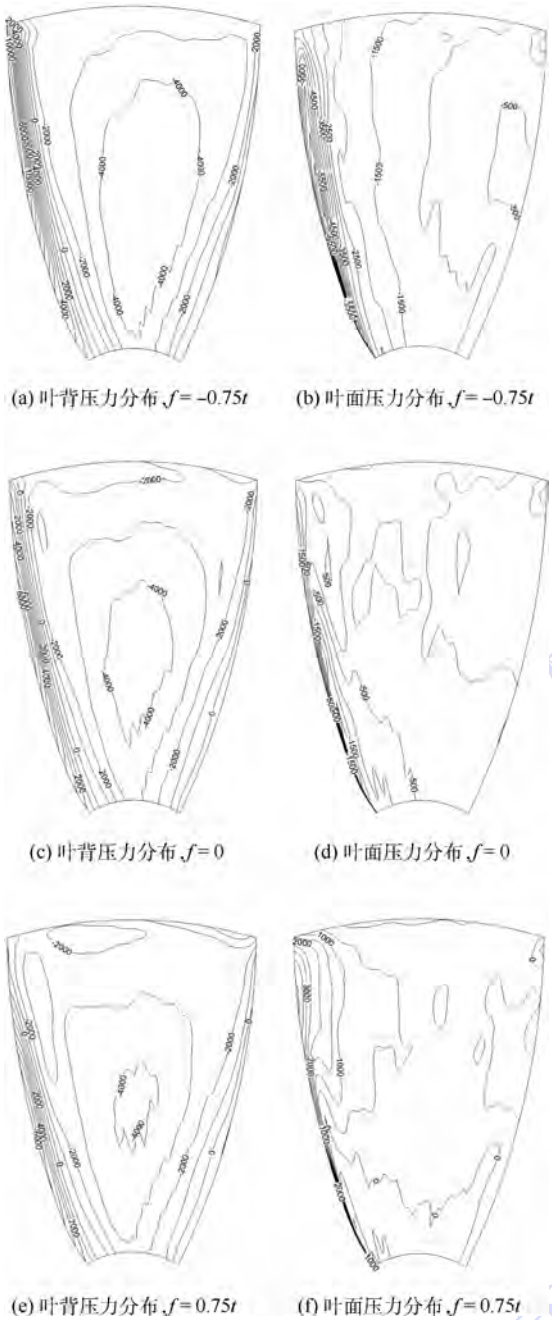


图 12　$f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时桨叶的叶背、叶面压力分布

Fig. 12　Pressure distribution on propeller's back and face as $f=-0.75t$, $f=0$ and $f=0.75t$

$-0.75t$、0 和 $0.75t$ 时,桨盘面上的轴向速度分布如图 14 所示。

从图 14 可以看出,3 种翼形剖面拱度的导管桨桨盘面上轴向速度分布基本一致,叶梢和导管的内壁、外壁处速度较低,尤其是桨叶与导管间隙处,会形成一个低速区,而在叶背上则出现一个高速区。随着导管翼形剖面拱度由 $-0.75t$ 逐渐变为 $0.75t$,导管内壁附近的轴向速度逐渐减小,且当其拱度为 $0.75t$ 时,导管内壁附近形成的湍流比较明显。

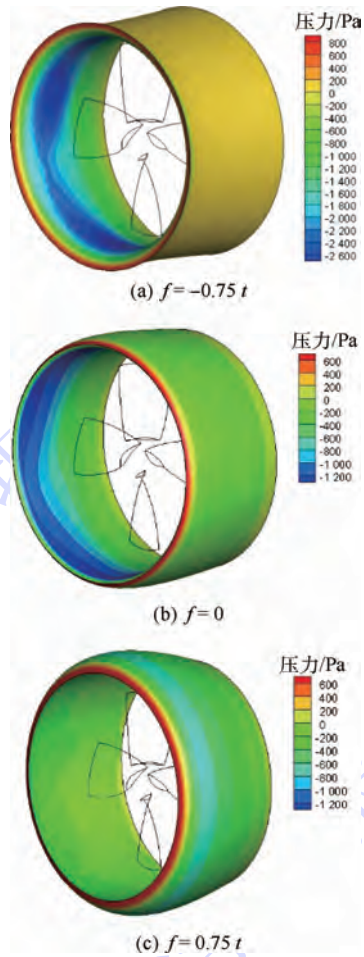


图 13　$f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时导管压力分布

Fig. 13　Pressure distribution on duct as $f=-0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

4.2　改变导管翼形剖面攻角

本节对导管桨导管翼形剖面的攻角进行了改变,NACA0012 翼形剖面的初始攻角 α 为 0°,共计算了 5 种情况,攻角 α 分别为 −8°、−4°、0°、4°、8°。在改变导管翼形剖面攻角的过程中,保持其位于悬线中点的旋转中心位置不变。以攻角分别为 −8°、0°和 8°时为例,其型线如图 15 所示。

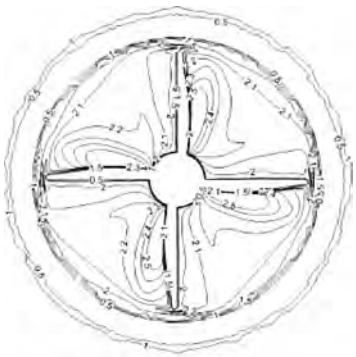
4.2.1　不同攻角导管的流场比较

本节分析了翼形剖面攻角分别为为 −8°、0°和 8°的导管,在来流速度为 1.25 m/s 时,导管内部的速度分布,其中只有导管时导管内部的速度分布如图 16 所示。

从图 16 和图 8(b)可以看出,当导管翼形剖面攻角为 −8°和 0°时,从导管入口到出口的轴向速度逐渐增大,说明此时导管为加速导管。当其攻角为 8°时,从导管入口到出口的轴向速度逐渐减小,说明此时导管为减速导管。从图 16 可以看出,对于攻角为负值的导管,轴向速度最大的位置出现在导管外壁的前缘。对于攻角为正值的导

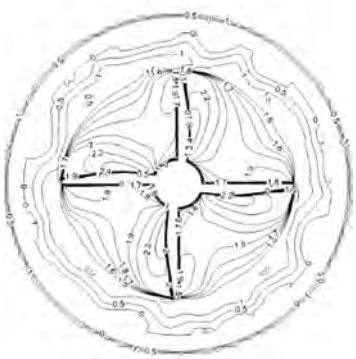
北航学报 赠阅

管,轴向速度最大的位置出现在导管内壁的前缘。图 17 和表 5 给出了导管翼形剖面攻角为 -8°、0°和 8°时,导管内不同位置轴向速度的变化情况。



(a) $f=-0.75t$

(b) $f=0$



(c) $f=0.75t$

图 14 $f=-0.75t$、$f=0$ 和 $f=0.75t$ 时导管桨 $x/R=0$ 处轴向速度分布

Fig. 14 Axial velocity distribution of ducted propeller on $x/R=0$ section as $f=-0.75t$, $f=0$, and $f=0.75t$

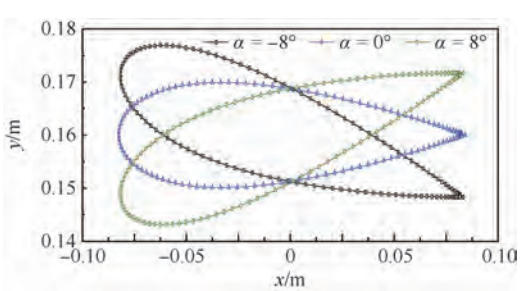


图 15 $\alpha=-8°$、$\alpha=0°$和 $\alpha=8°$时导管翼形剖面示意图

Fig. 15 Schematic diagram of duct's airfoil sections as $\alpha=-8°$, $\alpha=0°$, and $\alpha=8°$

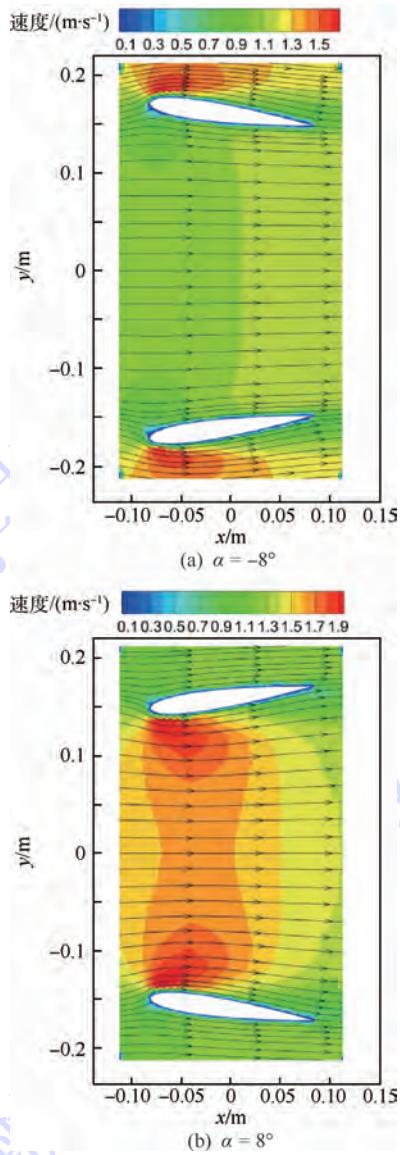


图 16 $\alpha=-8°$和 $\alpha=8°$时导管 O-xy 截面上流线和轴向速度分布

Fig. 16 Flow lines and axial velocity distribution on O-xy section as $\alpha=-8°$ and $\alpha=8°$

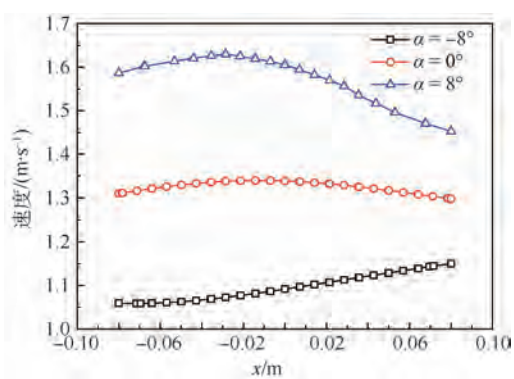


图 17 $\alpha=-8°$、$\alpha=0°$和 $\alpha=8°$时导管内沿中轴线的轴向速度分布

Fig. 17 Axial velocity distribution along x-axis as $\alpha=-8°$, $\alpha=0°$, and $\alpha=8°$

表 5　改变攻角时不同截面轴向平均速度

Table 5　Averaged axial velocity on different sections with varied attack angle

攻角/(°)	入口速度/(m·s^{-1})	中部速度/(m·s^{-1})	出口速度/(m·s^{-1})
-8	0.750 235	1.086 298	1.117 297
0	1.193 269	1.366 831	1.190 093
8	1.682 453	1.472 395	1.130 847

从表 5 可以看出,在翼形剖面攻角为 -8°的导管中,从入口到出口不同截面处的轴向平均速度逐渐增大,在其为 0°的导管中,从入口到出口不同截面处的轴向平均速度先增大再减小。在其为 8°的导管中,从入口到出口不同截面处的轴向平均速度逐渐减小,进一步验证了当导管翼形剖面攻角为 -8°时,该导管为加速导管,当其为 8°时,该导管为减速导管。从图 17 可以看出,在翼形剖面攻角为 -8°的导管中,沿中轴线的轴向速度逐渐增大,在翼形剖面攻角为 0°、8°的导管中,沿中轴线的轴向速度均为先增大再减小,进行简单的插值可以发现,要使流体零加速,导管翼形剖面的攻角约为 2°。

包含螺旋桨时导管内部的速度分布如图 18 所示。从图 18 和图 10(b)可以看出,随着攻角的增加,螺旋桨前后的轴向速度差逐渐减小,这说明螺旋桨产生的轴向力会逐渐减小,从图 19 也可以看出这种趋势。当攻角为 8°时,导管尾缘产生了明显的流动分离并形成漩涡,而攻角为 -8°时并没有产生这种现象。

4.2.2　导管桨受力分析

将导管桨设置在速度为 1.25 m/s 的均匀来流中,螺旋桨的进速系数 $J=0.5$,转速为 10 r/s。不同翼形剖面攻角的导管对螺旋桨的水动力性能影响如图 19 所示。

从图 19 可以看出,随着导管翼形剖面攻角由负值逐渐变化到正值,也即在导管由加速导管逐渐变化为减速导管的过程中,螺旋桨的推力系数和转矩系数、螺旋桨和导管整体的转矩系数总体上呈逐渐减小的趋势,在导管翼形剖面攻角由 4°变化为 8°时稍有增加,螺旋桨和导管整体的推力系数持续减小。随着导管翼形剖面攻角由负值逐渐增大到正值,由导管所产生的推力系数由负值逐渐变为 0,然后又逐渐变为负值。

4.2.3　桨叶压力分布

当来流速度为 1.25 m/s,螺旋桨的进速系数 $J=0.5$,转速为 10 r/s,导管翼形剖面攻角为 -8°、0°和8°时,导管桨桨叶的叶背、叶面压力

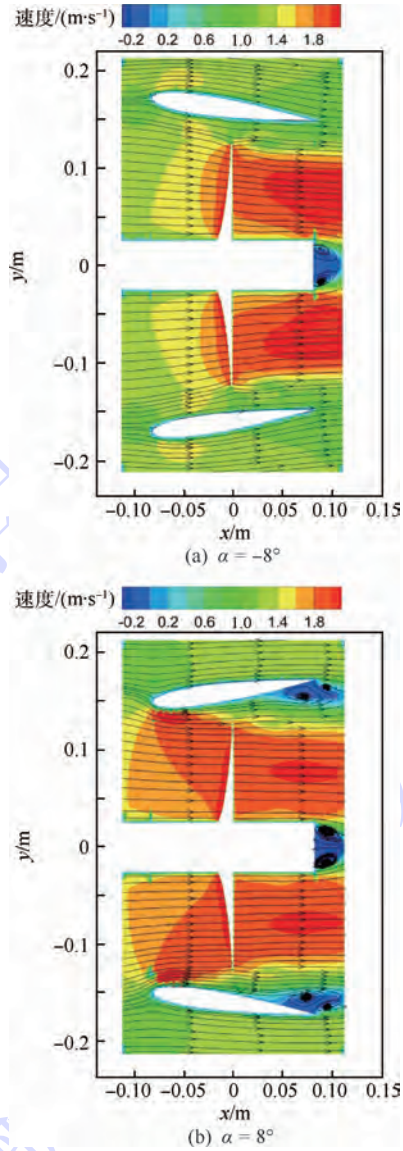


图 18　$\alpha=-8°$ 和 $\alpha=8°$时导管 O-xy 截面上流线和轴向速度分布

Fig. 18　Flow lines and axial velocity distribution on O-xy section as $\alpha=-8°$ and $\alpha=8°$

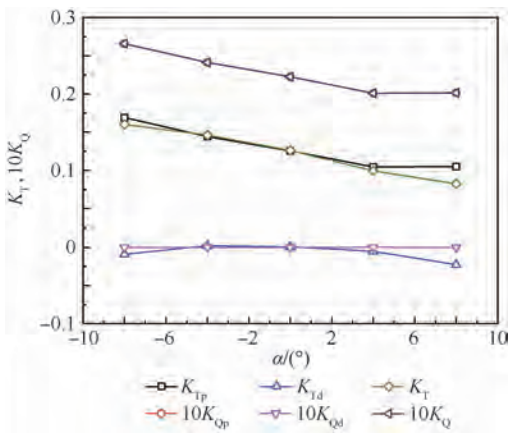


图 19　导管翼型剖面攻角对螺旋桨水动力性能的影响

Fig. 19　Influences of attack angles of duct's airfoil section on propeller's hydrodynamic performance

分布如图 20 和图 12(c)、图 12(d)所示。

从图 20 和图 12(c)、图 12(d)可以看出,在导管翼形剖面攻角从 -8°逐渐变化为 8°的过程中,螺旋桨叶背上压力的最大值均逐渐增大,最小值基本保持不变,叶面上压力的最大值基本保持不变,最小值均逐渐减小,螺旋桨叶背、叶面压力差逐渐变小,由螺旋桨产生的推力减小,与图 19 的结果基本保持一致,说明通过改变导管翼形剖面攻角得到的加速导管,虽然使导管出口处的流速增大,但是出口相对更小,阻碍了流体流出,从而螺旋桨的相对进速增大,导致由螺旋桨产生的推力增大,而通过此方式得到的减速导管虽然使导管出口处的流速减小,但是出口相对更大,有利于流体流出,从而螺旋桨的相对进速减小,导致由螺旋桨产生的推力减小。

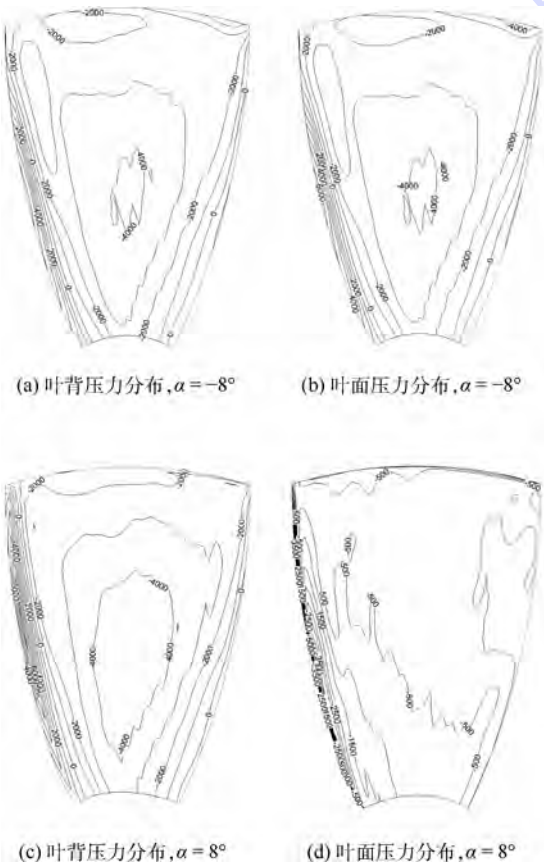


图 20 α = -8°、α = 8°时桨叶的叶背、叶面压力分布

Fig. 20 Pressure distribution on propeller's back and face as α = -8° and α = 8°

4.2.4 导管压力分布

当来流速度为 1.25 m/s,螺旋桨的进速系数 J = 0.5,转速为 10 r/s,导管翼形剖面攻角为 -8°、0°和8°时,导管桨导管的压力分布如图21

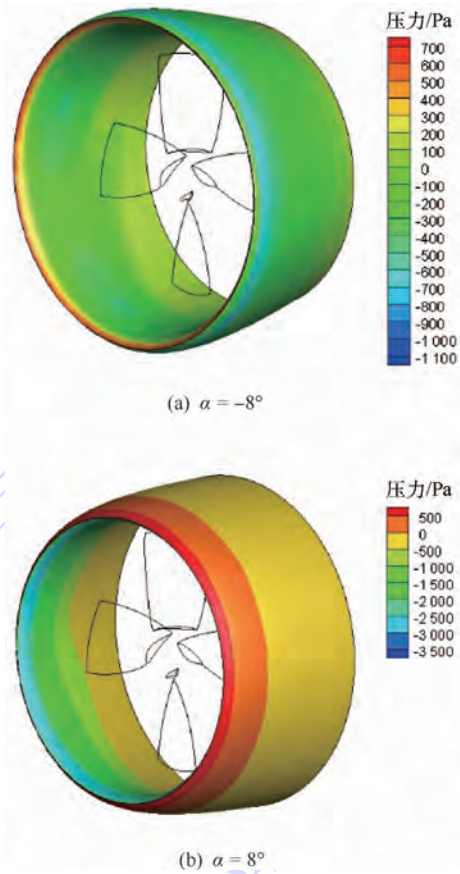


图 21 α = -8°和 α = 8°时导管压力分布

Fig. 21 Pressure distribution on duct as α = -8° and α = 8°

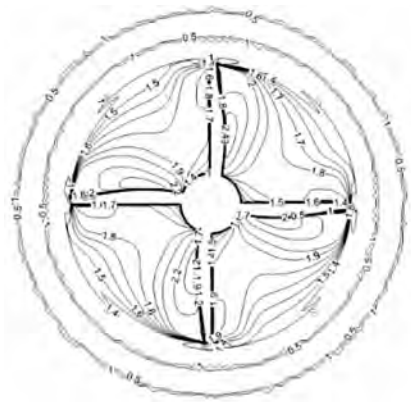
和图 13(b)所示。

从图 21 和图 13(b)可以看出,3 种攻角的导管外壁上压力分布都比较均匀,导管上的高压区主要集中在导管前缘,且当导管翼形剖面攻角为 -8°时,高压区主要集中在导管内壁前缘,当其攻角为 0°和 8°时,高压区主要集中在导管外壁前缘。当导管翼形剖面攻角为 -8°时,导管上的低压区主要集中在导管外壁前缘,当其攻角为 0°和 8°时,导管上的低压区主要集中在导管内壁前缘。

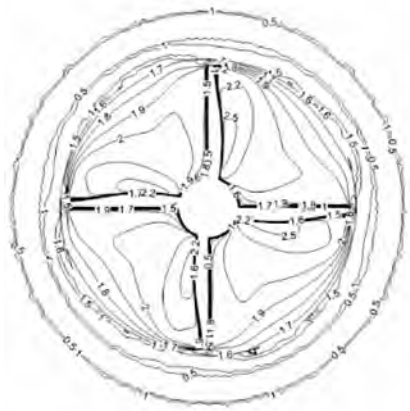
4.2.5 导管内流场分析

当来流速度为 1.25 m/s,螺旋桨的进速系数 J = 0.5,转速为 10 r/s,导管翼形剖面攻角为 -8°、0°和 8°时,桨盘面上的轴向速度分布如图 22 和图 14(b)所示。

从图 22 和图 14(b)可以看出,3 种翼形剖面攻角的导管桨桨盘面上轴向速度分布基本一致,叶梢和导管的内壁、外壁处速度较低,尤其是桨叶与导管间隙处,会形成一个低速区,而在叶背上则出现一个高速区。



(a) $\alpha=-8°$



(b) $\alpha=8°$

图 22　攻角为 $-8°$ 和 $8°$ 时导管桨 $x/R=0$ 处轴向速度分布

Fig. 22　Axial velocity distribution of ducted propeller on $x/R=0$ section as $\alpha=-8°$ and $\alpha=8°$

5　结　论

本文采用 CFD 方法,分析了加速、减速导管水动力性能的差异,及其对螺旋桨影响。

1)采用改变导管翼形剖面拱度的方式得到的加速导管可以使螺旋桨的推力和转矩大大降低,适合于低载荷高速船舶,而减速导管会增加螺旋桨推力和转矩,适合拖轮等重载荷船舶。

2)采用改变导管翼形剖面攻角的方式得到的加速、减速导管对螺旋桨推力和转矩的影响恰好与采用改变导管翼形剖面拱度方法相反。

需要指出的是,本文主要研究了由拱度和攻角不同引起的导管加速、减速效果。为了使研究结果更具有普遍意义,需要尽量忽略诸如厚度等变量对计算结果的影响。因此,本文在进行加速、减速导管的分析时,并没有采用已经比较成熟的 JD 系列导管,而采用了更为简单的 NACA0012 翼形导管。即便如此,也可以看到,在 0 拱度、0 攻角时,导管仍然存在一定的加速效果。

参考文献(References)

[1] 马乾初,汤忠谷,张绍清. 船舶附体节能的现状与前景[J]. 武汉造船,1992(5):36-40.
MA Q C,TANG Z G,ZHANG S Q. Present situation and prospect of energy-saving appendages[J]. Wuhan Shipbuilding,1992(5):36-40(in Chinese).

[2] 王超,黄胜,常欣,等. 螺旋桨毂帽鳍水动力性能数值分析[J]. 船海工程,2009,38(6):20-24.
WANG C,HUANG S,CHANG X,et al. The prediction of hydrodynamic performance of propeller boss cap fins[J]. Ship & Ocean Engineering,2009,38(6):20-24(in Chinese).

[3] 马骋,蔡昊鹏,钱正芳,等. 螺旋桨与毂帽鳍集成一体化优化设计方法研究[J]. 中国造船,2014,55(3):101-107.
MA C,CAI H P,QIAN Z F,et al. Research on integrated optimal design method of propeller and PBCF (propeller boss cap fins)[J]. Shipbuilding of China,2014,55(3):101-107(in Chinese).

[4] 崔承根,施能继. 叶梢带端板螺旋桨的性能研究[J]. 华中科技大学学报(自然科学版),1991(3):117-120.
CUI C G,SHI N J. An investigation on the performance of a screw with endplates at blade tips[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition),1991(3):117-120(in Chinese).

[5] 罗奕鑫,崔承根. 叶梢带端板螺旋桨的设计方法[J]. 造船技术,1997(8):18-22.
LUO Y X,CUI C G. Design of a screw with endplates at blade tips[J]. Journal of Marine Technology,1997(8):18-22(in Chinese).

[6] 沈海龙. 船体与节能附体及螺旋桨的非定常干扰研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2009.
SHEN H L. Research on the unsteady interaction between ship hull and energy-saving appendage and propeller[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2009(in Chinese).

[7] 刘奕谦,谢小龙. VLCC 前置导管结构设计与强度分析[J]. 中国造船,2013,54(4):109-119.
LIU Y Q,XIE X L. Structure design and stress assessment of wake equalizing duct for VLCC[J]. Shipbuilding of China,2013,54(4):109-119(in Chinese).

[8] 黄少锋,黄国富,杨奕. 伴流补偿导管节能增效的 CFD 评估方法研究[J]. 中国造船,2012,53(A01):7-12.
HUANG S F,HUANG G F,YANG Y. Numerical prediction for effectiveness of wake equalizing duct[J],Shipbuilding of China,2012,53(A01):7-12(in Chinese).

[9] FEITEN W,BAUER R,LAWITZKY G. Robust obstacle avoidance in unknown and cramped environments[C]// 1994 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway,NJ:IEEE Press,1994:2412-2417.

[10] 叶元培,周连第,郑永敏. 导管螺旋桨空泡性能系列试验研究[J]. 中国造船,1980(4):27-41.
YE Y P,ZHOU L D,ZHENG Y M. Experimental investigations of the performance of ducted propeller series in cavitating conditions[J]. Shipbuilding of China,1980(4):27-41(in Chinese).

[11] 叶元培,沈贻德. 双体导管螺旋桨系列试验研究[J]. 中国造船,1979(2):3-36.
YE Y P,SHEN Y D. A systematic study on the performance characteristics of propeller series with slotted nozzles[J]. Shipbuilding of China,1979(2):3-36(in Chinese).

[12] KHATIB M. Sensor-based motion control for mobile robots[D]. Toulouse:LAAS-CNRS,1996.

[13] 韩宝玉,熊鹰,叶金铭. 面元法预估导管螺旋桨定常性能的一种简便方法[J]. 船海工程,2007,36(3):42-45.
HAN B Y, XIONG Y, YE J M. A simple method to predict the steady performance of ducted propeller with surface panel method [J]. Ship & Ocean Engineering, 2007, 36(3): 42-45(in Chinese).

[14] 刘小龙,王国强. 导管螺旋桨定常性能预估的基于速度势的面元法[J]. 船舶力学,2006,10(3):26-35.
LIU X L, WANG G Q. A potential based panel method for prediction of steady performance of ducted propeller[J]. Journal of Ship Mechanics, 2006, 10(3): 26-35(in Chinese).

[15] 杨晨俊,王国强. 导管螺旋桨定常性能理论计算[J]. 上海交通大学学报,1997,31(11):36-39.
YANG C J, WANG G Q. Theoretical prediction of the steady performance of ducted propellers[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 1997, 31(11): 36-39(in Chinese).

[16] KAWAKITA C. A surface panel method for ducted propellers with new wake model based on velocity measurements[J]. Journal of the Society of Naval Architects of Japan, 1992(172): 187-202.

[17] KINNAS S, HSIN C Y, KEENAN D. A potential based panel method for the unsteady flow around open and ducted propellers [C]//18th ONR, 1990: 21-38.

[18] 解学参,黄胜,胡健,等. 导管桨内部流场的数值计算[J]. 哈尔滨工程大学学报,2009,30(1):7-12.
XIE X C, HUANG S, HU J, et al. Inner flow field calculations for ducted propellers[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2009, 30(1): 7-12(in Chinese).

[19] 胡健,黄胜,马骋,等. 影响导管桨内部流场的几个因素[J]. 天津大学学报,2009,42(4):340-344.
HU J, HUANG S, MA C, et al. Several influence factors for the inner flow field of ducted propeller[J]. Journal of Tianjin University, 2009, 42(4): 340-344(in Chinese).

[20] SANCHEZ-CAJA A, RAUTAHEIMO P, SIIKONEN T. Simulation of incompressible viscous flow around a ducted propeller using a RANS equation solver[C]//Proceedings of the 23rd Symposium on Naval Hydrodynamics. Washington, D. C.: National Academy Press, 2000: 527-539.

[21] PARK W G, JUNG Y R, KIM C K. Numerical flow analysis of single-stage ducted marine propulsor[J]. Ocean Engineering, 2005, 32(10): 1260-1277.

[22] 崔立新. 导管螺旋桨的水动力性能及噪声性能预报[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2013.
CUI L X. Prediction of hydrodynamic performances and noise of ducted propeller[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013(in Chinese).

作者简介:

胡健 男,博士,副教授。主要研究方向:船舶阻力与推进。

王楠 男,硕士研究生。主要研究方向:船舶阻力与推进。

胡洋 男,硕士研究生。主要研究方向:船舶阻力与推进。

Performance comparison of accelerating duct and decelerating duct

HU Jian*, WANG Nan, HU Yang

(School of Shipbuilding Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to study the loading characteristics of different forms of ducted propellers, this paper analyzes the hydrodynamic performance of accelerating duct and decelerating duct and their influences on propellers by using computational fluid dynamics (CFD) method. The computation domain is divided into two parts: cylindrical domain containing the propeller and outer domain containing the duct. The computation domain is discretized by using fully structured gridding technique to optimize the quality of grids and improve the accuracy of calculation. The continuity of physical quantities such as fluid velocity and pressure between different domains is guaranteed by using the interface technique. This paper analyzes the hydrodynamic performance of JD7704 + Ka4-5508 first, and the according results are compared with those by experiments to verify the rationality of the model and the grids technique. On this basis, this paper analyzes the hydrodynamic performance of accelerating duct and decelerating duct with varied cambers and angles of attack, and their influences on the loading state of propellers. The study shows that the accelerating duct and decelerating duct due to the variation of the cambers and angles of attack have different hydrodynamic performance, and they can optimize the propeller's operating conditions and loading characteristics greatly.

Keywords: ducted propeller; accelerating duct; decelerating duct; computational fluid dynamics (CFD); hydrodynamic performance

Received: 2016-02-25; **Accepted**: 2016-06-13; **Published online**: 2016-09-06 15:39

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1539.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11302057, 51579052)

* **Corresponding author**. E-mail: hujian791018@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0149

气液鼓泡床反应器中气泡行为光纤探针测量方法

全下文载

何广湘，郭晓燕，杨索和，靳海波*
（北京石油化工学院 化学工程学院，北京 102617）

摘 要：本文分别采用电导探针和光纤探针测量气液鼓泡床反应器中的气含率、气泡速率和气泡弦长等气泡行为，结果表明光纤探针对气泡具有响应迅速、阶跃显著的特点。将光纤探针信号进行方波化处理，探针在气相中的采样点数与总采样点数之比即为局部气含率，再沿径向积分可得平均气含率，以压差法测得的平均气含率为基准，光纤探针比电导探针准确性更高。将改造后的光纤探针应用于高温、高压、液相为有机体系的气液鼓泡床反应器，测得该反应器的气含率呈中心及边壁低、0.4 倍半径处最大的抛物形分布。因此，开发的光纤探针可用于高温、高压、液相有机体系中气泡行为的测量。

关 键 词：光纤探针；信号识别；气含率；气泡速率；气泡弦长
中图分类号：TQ021.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0253-07

鼓泡床反应器是一种气体为离散相、液体为连续相的两相流反应器，具有相间面积高、传质和传热速率快等特点，在工业上有广泛应用[1]，对于固体为细颗粒的气液固反应体系，固体细颗粒较均匀地悬浮于液相中，液固可近似看作拟均相，故一般又称为气液(浆)鼓泡床反应器。气相以气泡形式与液相接触，气泡上升过程中会频繁发生聚并、破碎，反应器形式、分布器形式、内构件和操作条件均对气泡的流动行为有显著影响，气含率、气泡速率、气泡尺寸等气泡行为均会影响气液相间传质，进而对反应效果产生重要作用[2]。因此，准确、有效地测量气液(浆)两相流中的气泡行为，对于反应器设计、新型内构件开发及新工艺过程的研究均具有重要意义[3]。

气泡的复杂行为可以通过气含率、气泡速率及其分布、气泡尺寸及其分布进行描述，获得气泡行为的常用方法有照相法[4]、压差法[5]、层析成像法[6-7]和探针法[8-9]等。照相法要求反应器透明，测量介质透明，气泡图像重叠会导致很大的测量误差，只能测量气泡数量较少的情况，还需考虑柱面或球面所致的图像失真，故照相法难以用于实际体系的研究。压差法是一种测量床层截面平均气含率的有效方法，由不同轴向位置处的压差计算得到气含率[10]，但这种方法不能测量局部的气泡行为，无法更进一步了解反应器里面的流动行为。层析成像法包括电阻层析成像[7]、电容层析成像[11]、射线层析成像等，对不同断层进行扫描，根据信号的变化可以得到该截面上的平均气含率，再基于这些数据进行空间重构，得到气含率的空间分布，这种方法要求测量结果准确性非常高，稍有误差即可能使重构结果相去甚远。探针法包括电导探针和光纤探针[3,12]，根据不同介质的电阻或折射率的不同，将探针顶部处的相态信息转换为电信号，并进行数据采集，根据信号的时间序列得到相应的气含率、气泡速率及气泡尺寸。虽然探针法在气液(浆)两相流方面已经有了较

收稿日期：2016-02-29；**录用日期**：2016-07-14；**网络出版时间**：2016-10-21 17:06
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161021.1706.003.html
基金项目：国家自然科学基金（21073020）；北京市属高等学校高层次人才引进与培养计划（CIT&TCD20130325）
* **通讯作者**：E-mail：jinhaibo@bipt.edu.cn

引用格式：*何广湘，郭晓燕，杨索和，等. 气液鼓泡床反应器中气泡行为光纤探针测量方法[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：253-259. HE G X，GUO X Y，YANG S H，et al. Measurement method of bubble behavior by optical probe in gas-liquid bubble column reactor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：253-259 (in Chinese).*

为广泛的应用,但目前仍没有成形的商品,不同的研究人员对于双探针数据的处理方法并不完全相同,尚未见到较系统介绍数据处理方法的文献。探针法测得的信号时间序列数据量大、信息丰富,寻找一种快捷、准确的数据处理方法对于气液(浆)两相流的研究具有重要意义。

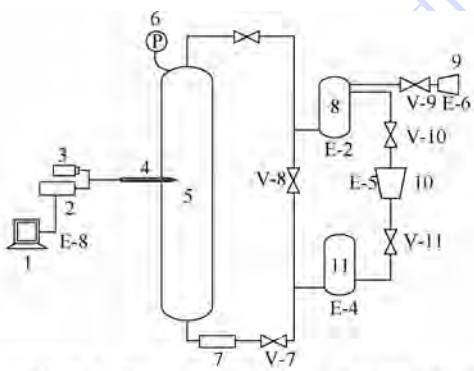
本文主要介绍了电导探针、光纤探针的信号转换原理、信号特点及由双探针的信号时间序列得到气含率、气泡速率和气泡弦长的方法;并开发了一种有效密封光纤与不锈钢毛细管之间环隙的方法,既解决了高温、高压体系的密封问题,又可以保证光信号的正常传递,为研究高温、高压、有机体系气液(浆)两相流的气泡行为提供了一种有效的测量方法。

1 实 验

费托合成反应器即是气液鼓泡床反应器[13],为了考察反应器的放大效应,搭建了费托合成反应器热模实验装置,其流程如图 1 所示。不锈钢反应器内径 300 mm、高 6 000 mm,气相为合成气,液相为液体石蜡,温度 260 ℃,压力 3.5 MPa,催化剂平均粒径 70 μm,液相中催化剂质量含率 10%。

用压缩机将系统压力升至 3.5 MPa,然后用增压机使气体在反应器内循环流动,用调节阀控制循环合成气的流量,用涡街流量计测量循环气量,最小流量 10 m^3/h、最大流量 133 m^3/h,测量精度 ±1%。

光纤与金属保护管之间的缝隙采用高强度无机胶密封,金属保护管与光纤探针测臂间用银铜焊接,光纤探针测臂与反应器用卡套连接,避免探针晃动,调节卡套的位置可以测量不同轴向、径向位置的气泡行为。



1—数据采集器;2—信号放大器;3—光源;4—光纤探针;5—反应器;6—压力表;7—流量计;8,11—缓冲罐;9—压缩机;10—增压机。

图 1 费托合成反应器流程图

Fig. 1 Flowchart of Fischer-Tropsch synthesis reactor

2 结果与讨论

2.1 探针的测量原理

欲得到气泡行为参数,首先需将气泡信号转化为电信号,再对电信号进行处理。探针法测量气泡行为参数的物理基础是:利用气相和液相物理性质的差异进行识别,如电特性或光特性,气泡通过探针时,探针对这种特性变化产生响应,并转化为电信号,信号放大再经 A/D 变换即得每个探针的信号时间序列,对信号的时间序列进行数据处理即可得到探针顶部处的气含率、气泡弦长和气泡速率。探针之间的距离不宜过大,否则 2 个数据序列之间的相关性变差。

2.1.1 电导探针

电导探针的工作原理是利用气液两相介质导电能力的差异进行测量。当探针顶部处于气相时,电极间阻抗变大,呈高电压;探针顶部处于液相时,电极间阻抗变小,呈低电压。电导探针可以采用高硬度、高耐磨性、导电性能好的高速钢材料[11],钢针直径 0.2 mm,具有使用寿命长,能在湍动强烈、高细颗粒浓度条件下测量气液两相流中气泡行为的特点,但电导探针无法应用于绝缘的有机液体,限制了其在费托合成等反应器中的应用,且信号强度主要取决于电导探针裸露的导通面积,裸露面积过小,电阻过大,电流过小,信号强度较弱,测量准确性偏低,裸露面积过大,刺穿气泡时,导电截面不能快速进入气相,信号变化缓慢,也会影响测量准确性。

图 2 为一典型的电导探针信号时间序列。探针处于液相时呈低电压,气泡上升,探针部分处于液相、部分处于气相,信号强度逐渐变大,探针处于气相时的导通面积达到极大值时,相应信号强度也达到最大。对图 2 中的 3 个气泡信号进行深入分析,探针进入气泡时,探针的导通面积逐渐缩

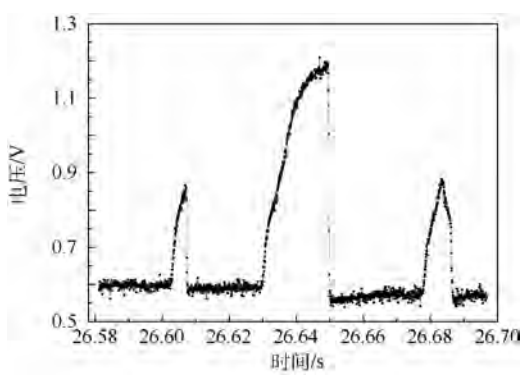


图 2 电导探针信号时间序列

Fig. 2 Time series of conductivity probe signals

北航学报 赠阅

小,故前沿的上升趋势较缓,左起第 2 个气泡是一个大气泡,由于大气泡形状呈球帽形[12],气泡离开探针时,探针能从气相快速切换至液相,故后沿信号下降迅速;而对于左起第 3 个气泡,前沿和后沿较为对称,表明这是一个尺寸相对较小的气泡,呈椭球形,探针较为缓慢地进入气泡,也较为缓慢地离开气泡。

2.1.2　光纤探针

光纤探针是利用气液两相介质不同的折射率来检测气液两相在某一局部空间的交替存在[14]。图 3 为光纤探针中光路的示意图。将光纤前端进行特殊处理,探针所处介质的相态不同,反射的光强也不相同,将光信号变为电信号并进行放大,再进行 A/D 变换并进行数据采集,即可得到信号的时间序列,能否将气泡信号转化为锐利的电信号是气泡参数测量的关键。若光强较弱,或者光电转换过程中信号延迟严重,则会导致信号阶跃过缓的现象,需要人为地根据经验设定阈值进行信号识别,容易引入误差,影响测量的准确性,故将气泡信号快速转变为电信号是保证实验测量准确性的关键。本文采用大功率光源,增加返回信号的强度,并对电路进行优化,减少光电变换过程中的电信号对光信号的响应迟缓,大大提高了信号强度。

光纤直径 0.12 mm,能刺穿直径大于 2 mm 的气泡,且气泡无明显形变,即气泡变形对测量结果的影响可忽略。气速过高或者液相黏度过大时,光纤易于折断,为了拓展光纤探针的适用范围,本文采用外径 0.2 mm 的不锈钢毛细管,缩短光纤探出毛细管的长度,大大提高了光纤的强度,使其能应用于高气速工况。

典型的光纤探针测量信号如图 4 所示。采样频率为 17 500 Hz,探针处于液相时,信号呈低电压,探针处于气相时,电压信号为高电压,表明本文所采用的光纤探针能够对气液两相产生非常显著的信号差异,便于后续的信号处理。与电导信号不同,光纤信号处于气相时,即为高电压,处于液相时,即为低电压,信号强度与气泡尺寸无关,这表明光纤信号具有比电导信号响应更灵敏的特点。

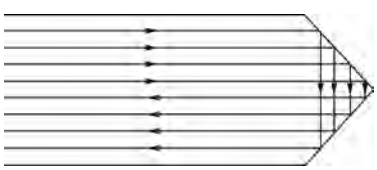


图 3　光纤探针示意图

Fig. 3　Schematic diagram of optical probe

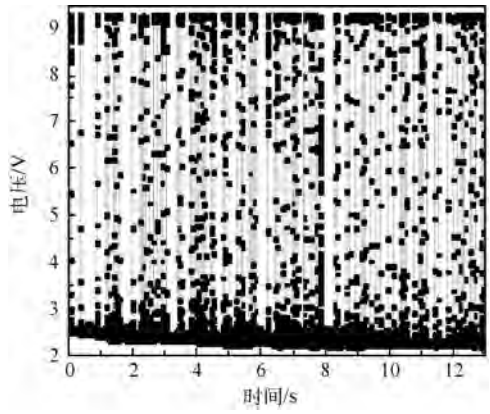


图 4　光纤探针信号时间序列

Fig. 4　Time series of optical probe signals

2.2　探针信号识别

2.2.1　电导探针

电导探针需要两极,探针为一极,金属支撑杆为一极,探针和金属支撑杆的导通面积均会影响信号强度。探针的导通面积较小,微小的变化即可使信号显著变化,使探针能够检测到扫过其顶端的气泡;金属支撑杆的导通面积较大,气泡扫过金属支撑杆时对导通面积的影响相对较小,但信号依然会因气泡扫过金属支撑杆而有所体现,故电导信号有基线不稳的现象,有时一个大气泡与金属支撑杆产生的信号与气泡小弦长扫过探针所产生的信号相同,这也会影响测量的准确性。

有研究者认为电导探针有一定的响应延迟,对于图 2 中的上升沿,认为信号大于 1/3 最大峰高时探针才进入气相,而对于下降沿,信号低于 2/3 最大峰高时,探针即进入气相,这具有较大随意性,同样会影响测量的准确性和数据的重现性。为此本文曾对双电导探针信号进行标定,在泵的出口连接内径 3 mm 的竖直有机玻璃圆管,探针置于某轴向位置,在底部用注射器注入不同体积的气泡,用高速摄像机对探针处进行连续拍摄,得到探针进入和离开气泡时的图像及相应的时间点,与电导信号进行比对,信号强度高于基线即表示探针进入气泡,信号强度重新回到基线时,探针才离开气泡重新进入液相,用前 1/3、后 2/3 的方法得到的时间差明显小于高速摄像机得到的时间差,表明该处理方法会影响测量的准确性。

由于有机玻璃管直径较小,受表面张力的影响,无水流时,气泡几乎不移动,故可以通过控制水流的速率改变气泡速率,将同一气泡在 2 个探针上的响应时间延迟乘气泡速率即可得到 2 个探针的间距。

对于图 2 所示的电导信号,将全部信号从小

到大排序,前 60% 的信号认为是液相信号,并得到液相信号的方差 δ 和平均值 μ,若某时间点的信号值 $v-\mu>3\delta$,该信号值为离群点的概率是 0.998 7,则认为该时刻探针处于气相,否则认为探针处于液相。根据信号强度判断出不同时间点探针所处的相态,将液相信号置 0、气相信号置 1,即可将图 2 中的电导信号转化为方波信号。

2.2.2 光纤探针

图 5 为图 4 中的信号片段。两数据点间的时间间隔,即时间步长为 0.057 ms,与图 2 进行比较表明,光纤探针对气泡响应锐利,阶跃迅速,且基线稳定,而电导探针受金属支撑杆导通面积变化的影响,存在基线不稳的情况。光纤信号强度超过 2.5 V 即可认为是气相,从 2.5 V 跃迁至最大信号强度 9.1 V 仅需 6 个时间步长,即光纤完全从气相至液相的切换时间约为 0.34 ms。由图 5 还可看出,探针接触气泡时,2 个时间步长后的信号强度即显著高于基线,即气液切换时间为 0.11 ms,对于上升速率为 1 m/s 的气泡,其弦长的测量误差也仅为 0.11 mm,这表明光纤探针具有极高的测量准确性。

由前述的光纤信号识别方法,将液相信号置为 0、气相信号置为 1,即可得图 5 中的方波信号。

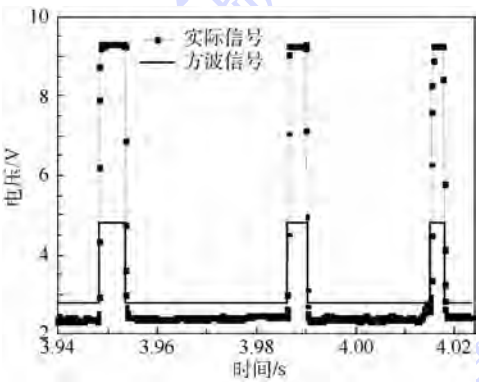


图 5 局部放大后的光纤探针信号

Fig. 5 Partially enlarged optical probe signals

2.3 气含率的测量

基于气液(浆)两相流体系各向同性的假设,则任一方向上气相所占的比例与气体在整个空间所占的体积比相等,即探针处于气相中的时间与总测量时间的比即为该处的气含率,将信号进行方波化处理后,若总采样点数为 N,任一时间点的方波值为 v_i,则由式(1)可得该处的气含率 ε_g 为

$$\varepsilon_g=\frac{\sum_{i=1}^{N}v_i}{N} \tag{1}$$

由式(1)可得某径向位置的局部气含率 $\varepsilon_{g,j}$,将各径向位置的局部气含率沿径向按面积积分,可得平均气含率为

$$\bar{\varepsilon}_g=\frac{\sum_{j=0}^{m-1}(\varepsilon_{g,j}+\varepsilon_{g,j+1})(r_{j+1}^2-r_j^2)}{2R^2} \tag{2}$$

式中:R 为反应器半径;r_j 为沿径向不同测量位置,共为 m 个。

压差法可准确测量两轴向位置间平均气含率,常被用来标定其他气含率测量方法,本文采用量程 10 kPa、精度 0.075% 的差压变差器测量反应器两轴向位置间的平均气含率。图 6 比较了空气-水体系时压差法、电导探针及光纤探针得到的平均气含率。由于探针无法有效刺穿小气泡,使得探针法得到的气含率略小于压差法得到的气含率,但光纤探针测得的气含率比电导探针更接近实际值。

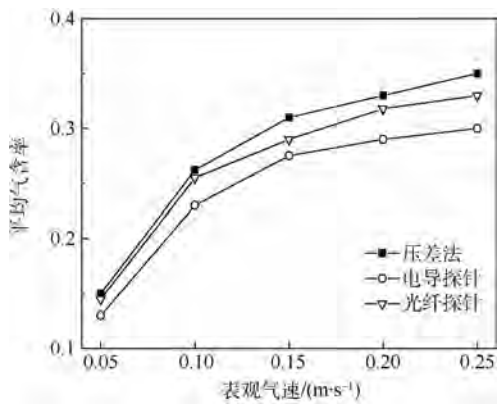


图 6 不同方法所得平均气含率的比较

Fig. 6 Comparsion of average gas holdup measured by different methods

2.4 气泡速率的测量

图 7 为探针间距 1 mm 的双光纤探针的两列信号时间序列,每一列均有 3 个气泡信号,且具有很好的相关性,这表明同一个气泡可以很好地

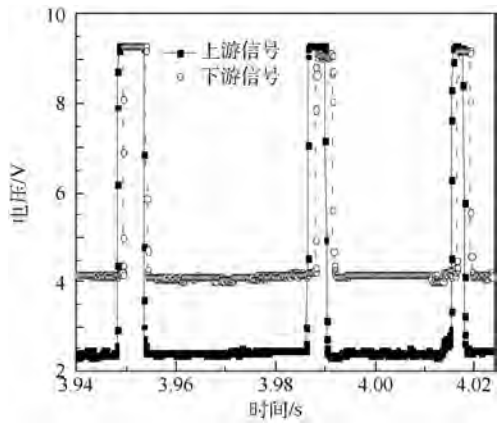


图 7 双光纤探针信号时间序列

Fig. 7 Time series of optical twin probe signals

北航学报 赠阅

反映在 2 个信号时间序列上。由于同一气泡与两探针接触时间的差异,2 列信号间有阶跃时间延迟;又因同一气泡在 2 个探针产生响应,且探针间距较小,气泡的运动方向与两探针所形成的方向近似一致,故同一气泡在 2 个信号上所产生的峰宽基本相等。

对于方波化的信号时间序列,根据一定的判断原则,对 2 列信号进行相关性分析,得到各个气泡在 2 个信号序列上的响应时间点,以上升沿为标记,得同一气泡信号在两探针上的响应时间延迟为 Δt_i,已知两探针的间距为 L,则由式(3)可计算该气泡的上升速率 $u_{b,i}$ 为

$$u_{b,i}=\frac{L}{\Delta t_i} \tag{3}$$

对所有的气泡速率进行加权,可得气泡平均速率,由于气泡的尺寸无法准确获得,一般采用数量平均法。

某径向位置处气含率与气泡速率的乘积即为该处的表观气速,探针法测得的表观气速如下:

$$\overline{u}_g=\frac{\sum_{i=0}^{m-1}(u_{g,j}\varepsilon_{g,j}+u_{g,j+1}\varepsilon_{g,j+1})(r_{j+1}^2-r_j^2)}{R^2} \tag{4}$$

实际表观气速可由流量计得到,故将探针法得到的表观气速与实际表观气速比较,也是检验探针法测量结果的重要方法,如图 8 所示,由于探针无法刺穿一些小气泡,探针法得到的表观气速略低于实际表观气速。

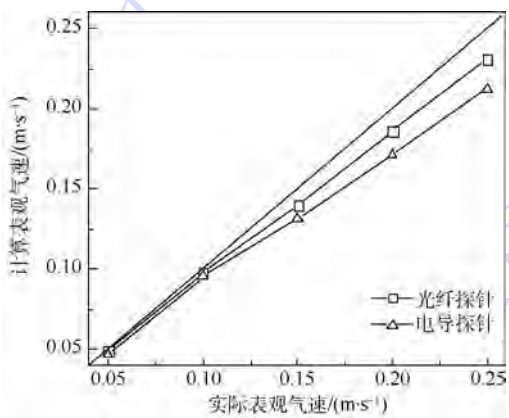


图 8　探针法计算得到的表观气速与实际表观气速对比

Fig. 8　Comparison between superficial gas velocity calculated by probe method and practical superficial gas velocity

2.5　气泡弦长的测量

探针扫过气泡的某个弦,会停留一定的时间,即图 5 中某个方波的宽度,根据采样频率可得探针在气泡中的停留时间为 ΔT_i,再由气泡速率 $u_{b,i}$,由式(5)即可得气泡弦长 $l_{b,i}$[15] 为

$$l_{b,i}=u_{b,i}\Delta T_i \tag{5}$$

探针法不能直接测量气泡的尺寸,只能测量气泡被探针扫过的弦长。若气泡的形状一定,如圆形或者椭圆形(要求此椭球长短轴的比值一定),由弦长分布经概率计算可得气泡尺寸分布及平均气泡尺寸。表观气速较高时,气泡形状不规则,则无法得到气泡尺寸,只能得到气泡弦长分布及平均弦长,这只能从统计意义上认为大的弦长对应大的气泡尺寸,但无法进行定量比较。

2.6　光纤探针应用于费托合成反应器

反应温度 240 ℃、反应压力 3.5 MPa、表观气速为 0.25 m/s 时,图 1 所示费托合成反应器轴向高度 3.95 m 处气含率的径向分布如图 9 所示。费托合成反应器为气液鼓泡床反应器,其气含率远大于同样条件下的环流反应器[10],且反应器中心和边壁处的气含率低,约 0.4 倍半径处的气含率最大,与环流反应器中心高、边壁低的气含率分布不同,这表明由于实验反应器床层尺寸较大,形成了内环流,气泡主要在 0.4 倍半径处的圆环内上升,使该半径处的气含率最大。

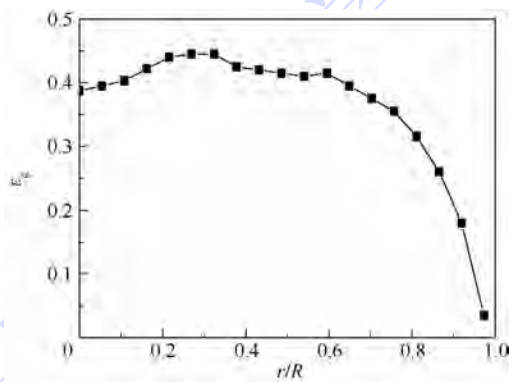


图 9　费托合成反应器中气含率径向分布

Fig. 9　Radial profile of gas holdup in Fischer-Tropsch synthesis reactor

3　结　论

1) 电导探针强度好,使用寿命长,能在湍动强烈、高细颗粒浓度条件下测量气液两相流的气泡行为,但对气泡的响应慢,阶跃不显著。与电导探针得到的气泡信号相比,光纤探针的气泡信号具有阶跃敏感、响应迅速的特点,提高强度后的光纤探针可测量高气速条件下的气泡参数。

2) 将探针信号进行方波化处理,探针在气相中的采样点数与总采样点数的比即为该处的气含率,以压差法测得的平均气含率为基准,光纤探针比电导探针具有更高的准确性。

3）将改造后的光纤探针应用于高温、高压、液相为有机体系的费托合成反应器，测量结果显示，该反应器的气含率呈中心及边壁处低、0.4 倍半径处最大的抛物形分布。开发的双光纤探针可用于高温、高压、液相有机体系中气泡行为的测量。

参考文献（References）

[1] 张同旺，何广湘，靳海波，等. 浆态床鼓泡反应器液体力学的研究进展[J]. 北京石油化工学院学报，2001，9(2)：47-53.
ZHANG T W，HE G X，JIN H B，et al. Process of hydrodynamics in slurry bubble column reactor[J]. Journal of Beijing Institure of Petrochemical Technolgy，2001，9(2)：47-53(in Chinese).

[2] ZHANG T W，ZHAO B，WANG J F. Mathematical models for macro-scale mass transfer in airlift loop reactors[J]. Chemical Engineering Journal，2006，119(1)：19-26.

[3] ZHANG T W，WANG J F，WANG T F，et al. Effect of internal on the hydrodynamics in external-loop airlift reactors[J]. Chemical Engineering and Processing：Process Intensification，2005，44(1)：81-87.

[4] SAMARAS K，KOSTOGLOU M，KARAPANTSIOS T D，et al. Effect of adding glycerol and tween 80 on gas holdup and bubble size distribution in an aerated stirred tank[J]. Colloids and Surfaces A：Physicochemical and Engineering Aspects，2014，441(3)：815-824.

[5] 张同旺，靳海波，何广湘，等. 采用压力传感技术测量鼓泡床中流体力学参数[J]. 化工学报，2004，55(3)：476-480.
ZHANG T W，JIN H B，HE G X，et al. Application of pressure transducing technology to measurement of hydrodynamics in bubble column[J]. CIESC Journal，2004，55(3)：476-480(in Chinese).

[6] SUPARDAN M D，MASUDA Y，MAEZAWA A，et al. The investigation of gas holdup distribution in a two-phase bubble column using ultrasonic computed tomography[J]. Chemical Engineering Journal，2007，130(2-3)：125-133.

[7] FRANSOLET E，CRINE M，MARCHOT P，et al. Analysis of gas holdup in bubble columns with non-Newtonian fluid using electrical resistance tomography and dynamic gas disengagement technique[J]. Chemical Engineering Science，2005，60(22)：6118-6123.

[8] PJONTEK D，PARISIEN V，MACCHI A. Bubble characteristics measured using a monofibre optical probe in a bubble column and freeboard region under high gas holdup conditions[J]. Chemical Engineering Science，2014，111(1)：153-169.

[9] 朱姝，包雨云，陈雷，等. 用电导探针测定气－液多层桨搅拌槽内气泡尺寸分布[J]. 高校化学工程学报，2011，25(6)：977-984.
ZHU S，BAO Y Y，CHEN L，et al. Bubble size distributions measurement in a gas-liquid multi-impeller stirred tank by using dual-conductivity probe[J]. Journal of Chemical Engineering of Chinese Universities，2011，25(6)：977-984(in Chinese).

[10] 张同旺. 气升式环流浆态床流动与传质行为的研究[D]. 北京：清华大学，2005：35-36.
ZHANG T W. Hydrodynamics and mass transfer in airlift loop slurry reactors[D]. Beijing：Tsinghua University，2005：35-36(in Chinese).

[11] CHEN C M，LEU L P. Flow regimes and radial gas holdup distribution in three-phase magnetic fluidized beds[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research，2002，41(7)：1877-1884.

[12] 唐人虎，陈听宽，罗毓珊，等. 高温高压上用光纤探针测量截面含气率的实验研究[J]. 化工学报，2001，52(6)：560-563.
TANG R H，CHEN T K，LUO Y S，et al. Void fraction measurement by using optical probes at high temperature and high pressure[J]. CIESC Journal，2001，52(6)：560-563(in Chinese).

[13] 周立进，王磊，黄慧慧，等. 费托合成工艺研究进展[J]. 石油化工，2012，41(12)：1429-1436.
ZHOU L J，WANG L，HUANG H H，et al. Research progresses in Fischer-Tropsch synthesis process[J]. Petrochemical Technology，2012，41(12)：1429-1436(in Chinese).

[14] LEE B W，DUDUKOVIC M P. Determination of flow regime and gas holdup in gas-liquid stirred tanks[J]. Chemical Engineering Science，2014，109(14)：264-275.

[15] 邹华生，程小平，周超. 超声场中鼓泡塔内气泡直径分布特征研究[J]. 现代化工，2011，31(11)：64-67.
ZOU H S，CHENG X P，ZHOU C. Study on bubble diameter distribution in bubble column unde ultrasonic field[J]. Modern Chemical Industry，2011，31(11)：64-67(in Chinese).

作者简介：

何广湘 男，博士，副教授。主要研究方向：多相流反应工程与分离技术等。

郭晓燕 女，博士研究生，讲师。主要研究方向：生化反应工程与分离技术等。

杨索和 男，硕士，讲师。主要研究方向：多相流反应工程与分离技术等。

靳海波 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：多相流反应工程与分离技术等。

北航学报 赠阅

Measurement method of bubble behavior by optical probe in gas-liquid bubble column reactor

HE Guangxiang, GUO Xiaoyan, YANG Suohe, JIN Haibo*

(College of Chemical Engineering, Beijing Institute of Petrochemical Technology, Beijing 102617, China)

Abstract: Gas holdup, bubble velocity and bubble chord length in gas-liquid bubble column reactor were measured by using optical probe and conductive probe. It was shown that optical probe has rapid and marked step response to bubbles. When the probe signal data are converted into square wave, the ratio of the sampling points in gas phase to the total sampling points is the local gas holdup. Radial integral of local gas holdup is average gas holdup. Comparison among the gas holdups measured by pressure difference, optical probe and conductive probe shows that optical probe is more accurate than conductive probe. Modified optical probe was applied to gas-liquid bubble column reactor with high temperature, high pressure and organic solvent system. The radial profile of gas holdup was in the shape of parabolic. Gas holdup was lower at center and wall, higher at two-fifth of the radius. These shows that optical probe is suitable for the measurement of bubble behavior in high temperature, high pressure, organic system.

Keywords: optical probe; signal identification; gas holdup; bubble velocity; bubble chord length

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-29; **Accepted**: 2016-07-14; **Published online**: 2016-10-21 17:06

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161021.1706.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (21073020); The Importation and Development of High-Caliber Talents Project of Beijing Municipal Institutions (CIT&TCD20130325)

* **Corresponding author**. E-mail: jinhaibo@bipt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0123

全下文载

MBD 模型本体建模及检索技术研究与应用

于勇[1,*], 顾黎[1], 印璞[2], 赵罡[3]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094;
3. 北京航空航天大学 北京市高效绿色数控加工工艺及装备工程技术研究中心, 北京 100083)

摘 要: 针对产品全三维数字化研制中产生的 MBD 历史建模数据重用性需求,提出了一种基于本体技术的 MBD 模型知识表达与管理方法,综合考虑几何信息与非几何信息进行检索应用。首先,根据 MBD 数据集规范性要求,以模型检索为目的,构建本体结构,分为几何信息层与非几何信息层进行具体阐述;其次,根据已构建本体结构,给出几何信息层与非几何信息层相似性对比方法;最终,综合几何信息与非几何信息,实现 MBD 模型检索。本文方法通过本体技术,将 MBD 模型数据进行结构化、语义化表达和存储,在此基础上,综合考虑几何信息相似度及非几何信息相似度,进行相似模型检索,实现 MBD 模型信息重用。

关 键 词: MBD 模型; 本体; 几何; 非几何; 检索
中图分类号: V221+.92
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0260-10

随着制造加工技术的不断进步和数字化建模技术的广泛采用,以航空航天为代表的大型装备制造业逐渐采用了基于模型定义(Model Based Definition,MBD)的全三维数字化设计制造方法[1]。中国的 MBD 全三维数字化设计也正在如火如荼的开展,基于 CATIA、UG、Pro/E 的全三维设计规范不断完善,尤其在航空航天领域内的应用水平较高,正在逐步打通整个数字化设计制造的数据链。在实际应用过程中,随着时间的积累,企业构建的 MBD 模型变得越来越多,如何有效地重用企业已有的资源,缩短新产品的开发周期,降低成本,提高效率,成为一个亟待解决的问题[2], MBD 模型本体建模及模型检索正是解决这一问题的手段。

为了能够搜索到真正适合重用的三维 CAD 模型,国内外很多学者对三维 CAD 模型检索算法进行了深入研究。Li 等[3]首先利用 CAD 模型构造特征依赖有向无环图(Feature Dependency Directed Acyclic Graph,FDAG),实现了 CAD 模型全局检索和局部检索;Zehtaban 和 Roller[4]基于成组技术提出了一种智能的 CAD 模型检索方法,利用形状编码作为 CAD 模型的描述,根据用户输入的成组码进行检索;王洪申等[5]将模型的局部检索问题转化为各自组成面间相似性最优匹配的问题,实现三维 CAD 模型局部结构检索;张汝珍和周雄辉[6]提出一种集成产品信息模型的设计资源检索算法,通过模型的功能、属性信息实现快速检索。这些检索方法大多面向传统三维 CAD 模型,只考虑了 CAD 模型的几何信息,有些虽然考虑了模型的非几何信息,但只是将非几何信息作为预筛选条件,而 MBD 模型的几何信息和非几何信息是相互关联的,因而不能完全体现非几何信息的重用价值。同时,这些方法对传统 CAD 模型进行了结构化表示,但并没有面向集成了几何和非几何全部信息的 MBD 模型,同时也未对这些结构化信息进行规范化、易利用的存储和组织。

因此,为了能更好地重用 MBD 模型资源,本

收稿日期: 2016-02-06; **录用日期**: 2016-06-03; **网络出版时间**: 2016-06-23 10:51
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.1051.003.html
基金项目: 国家"863"计划 (2009AA043302); 北京高等学校青年英才计划
* **通讯作者**: E-mail: yuyong@buaa.edu.cn

引用格式: 于勇, 顾黎, 印璞, 等. MBD 模型本体建模及检索技术研究与应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 260-269.
YU Y, GU L, YIN P, et al. Research and implementation of ontology modeling and retrieval technology of MBD model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 260-269 (in Chinese).

文利用本体技术,用 OWL 语言对 MBD 模型中几何信息与非几何信息进行统一语法格式的语义描述[7],将本体作为 MBD 模型语义信息描述符,实现 MBD 模型信息的本体结构存储,将 MBD 历史建模数据转化为 MBD 历史建模数据本体知识库;通过索引本体知识库,获取每个 MBD 模型所有几何信息与非几何信息,利用几何信息与非几何信息匹配算法,检索出符合用户需求的模型。

1　基本概念

1.1　基于模型定义

MBD 指用集成的三维实体模型来完整表达产品定义信息,将原来定义在二维工程图纸中的尺寸、公差和工艺信息规范化添加到三维模型中。一个完整的 MBD 数据集应包括产品的三维几何信息、设计参考、尺寸、公差和工艺等信息,如图 1 所示。

与传统的三维 CAD 模型相比较,MBD 模型在几何特征上增加了三维标注信息,描述模型特定特征的尺寸、公差信息;同时,还增加了工程注释信息,包含产品研制过程中大量的工艺、制造和检验信息。图 2 为某航天企业 MBD 模型库中的 MBD 模型实例。

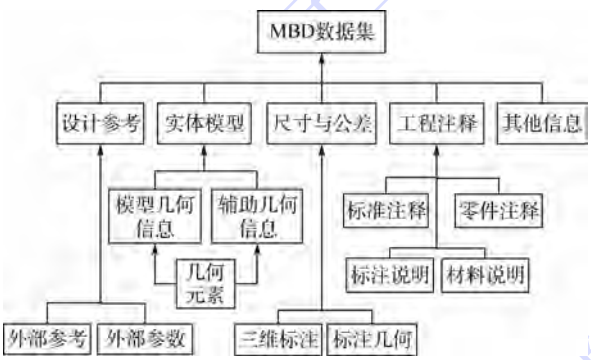


图 1　MBD 数据集

Fig. 1　MBD dataset

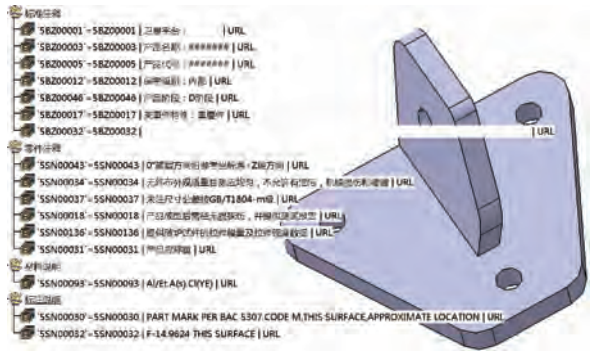


图 2　某零件 MBD 数据集

Fig. 2　MBD dataset of a part

1.2　本体技术

本体论起源于哲学,是为了描述真实世界中客观对象所隐含的语义信息而诞生的[8]。OWL 语言作为一种本体描述语言,是 W3C 推荐标准,具有统一语法格式、明确语义。OWL 本体元素如下:

1)本体首部。用于描述本体自身,包含注释、标签、版本信息和本体导入陈述。

2)类和个体。一个 OWL 类是一种特殊的资源,描述了共同特征的资源集合;OWL 个体代表类的一个实例。

3)属性。在描述个体的陈述中充当谓词,包括两类:对象属性用于建立个体与个体间关系;数据属性用于将个体与文字值(数值)连接起来。

4)标注和数据类型。

对于特定领域和应用范围,根据领域知识,利用 OWL 本体语言,定义 OWL 类及 OWL 属性,实现领域本体构建。如图 3 所示,在三维 CAD 模型领域,浙江大学秦飞巍[9]构建了基于 UG NX 三维模型本体,本文借鉴了其思路,利用本体结构对 MBD 模型进行表达。

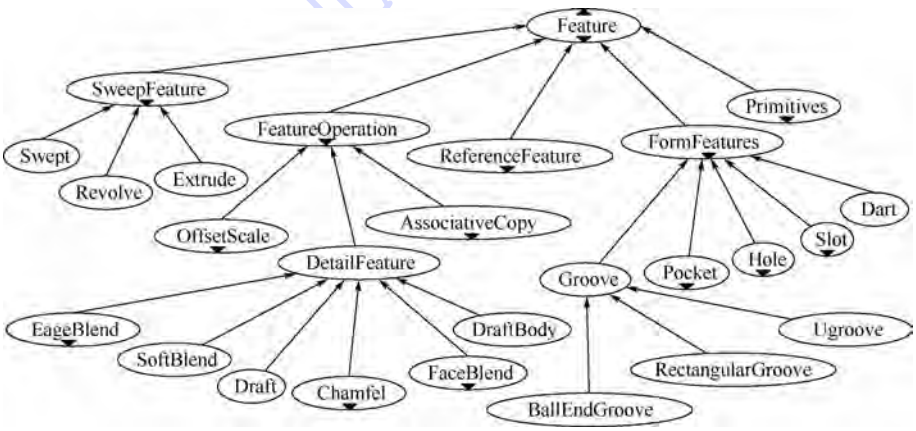


图 3　UG NX 三维模型本体[9]

Fig. 3　UG NX three-dimensional model ontology[9]

2 MBD 模型本体建模与检索算法

2.1 MBD 模型本体建模

MBD 模型区别于传统的三维 CAD 模型,除了具有特征几何信息,还包含了三维标注信息与工程注释信息,在领域本体结构构建过程中[10],需要能够完整表达上述信息;同时,本体以 MBD 模型信息重用为构建目的,构建过程中应根据可重用信息来构建本体中的类及属性信息。在本体构建过程中,根据波音公司提出的 MBD 数据集规范性定义要求[11],进行本体类的骨架结构设计(暂时没有考虑设计参考信息和其他信息),抽象出 MBD 模型 MBD-Model 为父类,构建了几何特征(Geometry-features)为子类,用来描述 MBD 模型的实体模型信息和尺寸与公差信息;工程注释(Engineering-notes)为另一个子类,描述工程注释信息。

2.1.1 几何特征类

在对几何信息进行表达时,本文将特征作为描述符,其可以更有效地传递设计参数,保留设计师的设计意图和设计历史,表达 CAD 模型更高层次的语义信息。本文中采用的 MBD 模型均由 CATIA 系统创建,故参照 CATIA 系统对特征的定义和分类,构建了 Geometry-features 类的子类结构及其属性。

1) 基于草图的特征

利用 CATIA 构建的模型中,基于草图的特征占很大比重,本文重点抽取了 5 类常见特征,包括凸台(Pad)、凹槽(Pocket)、旋转体(Shaft)、加强筋(Stiffener)和孔(Hole),进行本体类概念的设计,如图 4 所示。

对于 Pad 和 Pocket 类特征,以 Pad 类为例进行具体说明。按草图是否为规则图形,Pad 类可分为规则草图(Regular-Pad)和不规则草图(Irregular-Pad)2 个子类;对于 Regular-Pad 类,又细分为矩形草图(Rectangle-Sketch-Pad)、圆形草图(Cricle-Sketch-Pad)和正六边形草图(Hexagon-Sketch-Pad)3 类,其数据属性如图 5 所示。

对于 Irregular-Pad 类,特征几何信息无法通过统一属性来描述,为此,本文采用 D2 形状描述子对特征形状信息进行描述[12](用 n 维向量[a_1, a_2,…,a_n]来记录形状描述曲线),对于特征几何尺寸信息,采用有向包围盒 OBB 来描述,通过特征的形状和几何尺寸信息来表达特征的几何信息,具体如图 6 所示。

对于 Shaft 和 Stiffener 类,同样可以通过 D2 形状描述子和最小方向包围盒来描述。

对于 Hole 类,将其分为简单孔(Simple-Hole)和复杂孔(Complex-Hole)。对于Simple-Hole,

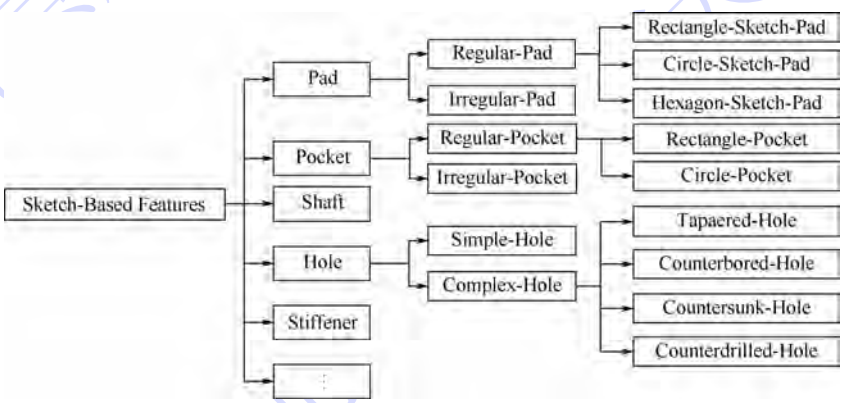


图 4 基于草图的特征本体分类及数据属性

Fig. 4 Sketch-Based Features ontology type and data property

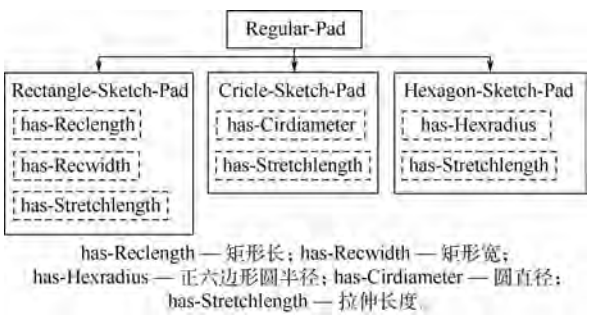


图 5 规则草图凸台特征数据属性

Fig. 5 Regular-Pad feature data property

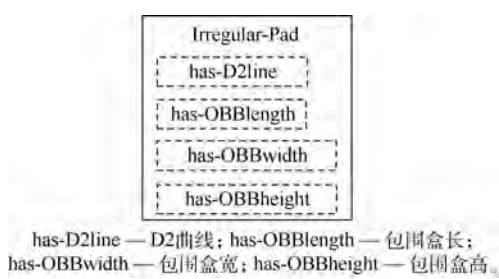


图 6 不规则草图凸台特征数据属性

Fig. 6 Irregular-Pad feature data property

具有孔深度（has-Holedepth）和孔直径（has-Holediameter）2 个属性；对于 Complex-Hole，以沉头孔（Counterbored-Hole）为例，其描述如图 7 所示。

MBD 模型中的上述特征类型，通常还标注有公差/表面粗糙度信息，为此还构建了公差等级（has-Toleranceclass）和表面粗糙度（has-Surfaceroughness）2 个公共数据属性来实现上述信息的描述。

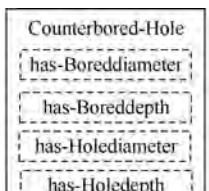
2）修饰特征

修饰特征作为 CATIA 系统中的另一类重要特征类型，本文提取了倒圆角（Edge Fillet）、倒角（Chamfer）和拔模特征（Draft Angle）3 种常见类型（对于 Draft Angle 类，通过 D2 形状描述子和有向包围盒来描述），类及其自身描述属性如图 8 所示。

3）关系定义

在完成特征信息描述的基础上，还需要对特征间的拓扑关系进行描述，才能完成 MBD 模型几何信息表达。本文通过特征依赖关系来表达特征间的拓扑结构[3]，定义了 has-Dependence（依赖于）对象属性（又称关系）表示两特征间的依赖关系，如图 9 所示，将模型特征 F_2 和 F_1 的依赖关系转化为本体结构。

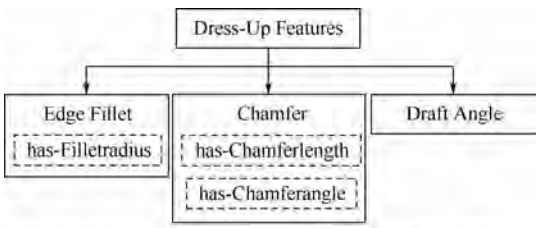
综上，就构建完成了 MBD 模型几何信息本体建模，后续通过 CATIA 二次开发，获取本体结构所需的特征信息，将特征实例化为本体结构中的个体，建立个体间关系，实现该模型的本体表



has-Boreddiameter — 沉头直径；has-Boreddepth — 沉头深度。

图 7　沉头孔数据属性

Fig. 7　Counterbored-Hole data property



has-Filletradius — 倒圆角半径；has-Chamferlength — 倒角长；has-Chamferangle — 倒角角度。

图 8　修饰特征本体分类及数据属性

Fig. 8　Dress-Up Features ontology type and data property

示。图 10、图 11 为某 MBD 模型的几何信息通过几何特征本体结构来表达。

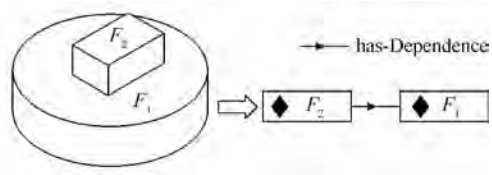


图 9　特征依赖关系本体表达

Fig. 9　Feature-dependence relationship ontology representation

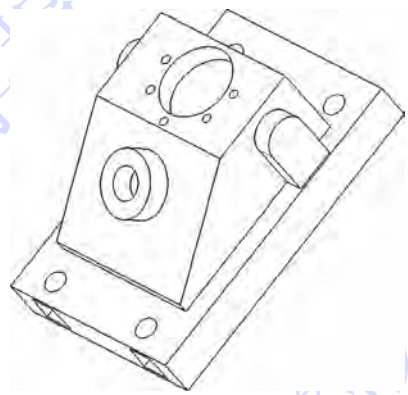


图 10　某 MBD 模型几何信息

Fig. 10　MBD model geometric information

2.1.2　工程注释类

对于 MBD 数据集中的工程注释项，根据第 1.1 节中的 MBD 数据集结构，构建 Engineering-notes 为父类，分别建立零件注释 Part-notes 类、标准注释 Standard-notes 类、材料说明 Material-notes 类和标注说明 Annotation-notes 类为子类，现以 Part-notes 为例进行说明。

零件注释主要描述了工艺计划所必须提供的产品定义信息，包括热处理、零部件最终处理和零部件标记等信息。零件注释定义的一般格式如表 1 所示。

根据表 1 结构，将编码作为个体名称，并以 has-Content 和 has-Url 为描述属性，该注释项本体结构如图 12 所示。

综上，已经实现了 MBD 模型本体建模，结构化表达了 MBD 数据集中的几何信息与非几何信息[13]，最终本体结构如图 13 所示。

对于一个历史 MBD 模型，利用 CATIA 二次开发，提取出该模型几何特征与非几何信息，利用 Jena（本体处理包）API，实例化为本体中的个体，并对个体进行属性赋值和关系构建，遍历所有历史建模数据，即可实现 MBD 历史建模数据本体知识库构建。

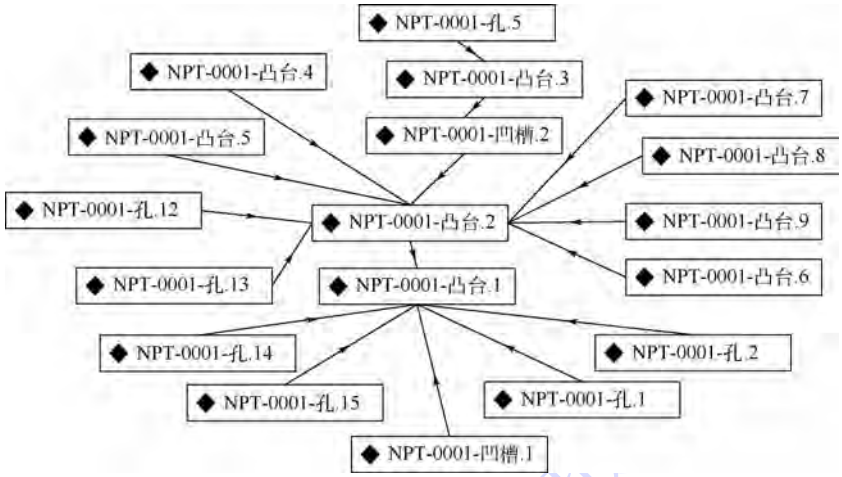


图 11 模型几何特征本体

Fig. 11 Model geometric feature ontology

表 1 工程注释项

Table 1 Engineering note item

编码	标注内容	URL
SN00074	产品成型后需经无损探伤，并提供测试报告	http://standards.web.boeing.com/hlgw.cgi?app=BAC&spec=BAC5969

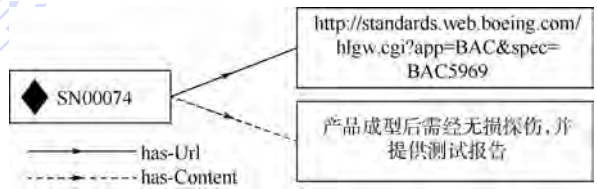


图 12 工程注释项本体结构

Fig. 12 Engineering note item ontology structure

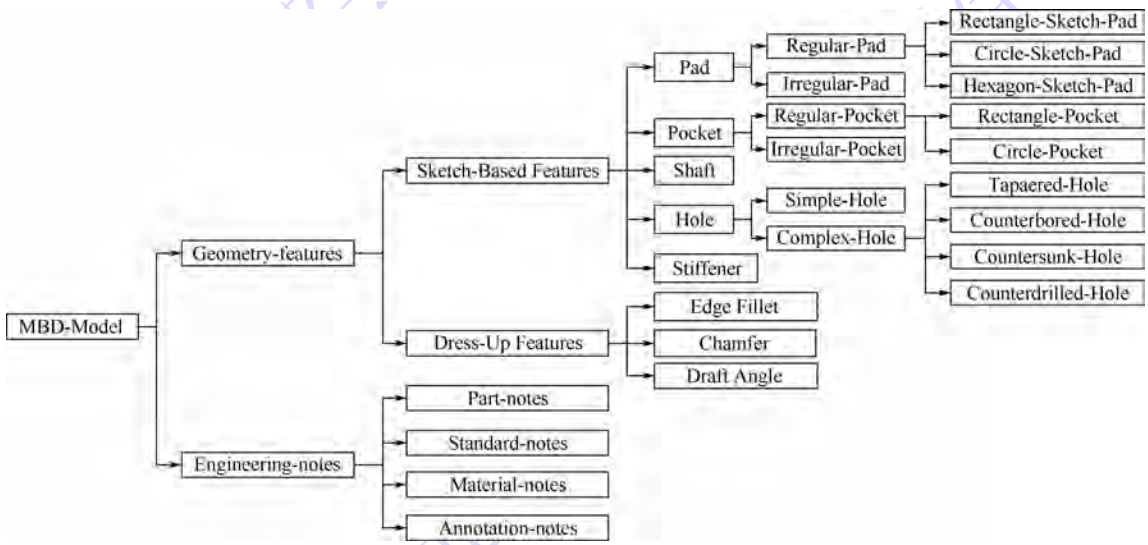


图 13 MBD 模型完整本体结构

Fig. 13 MBD model full ontology structure

2.2 模型检索

在 MBD 历史建模数据本体知识库已构建的基础上，将 MBD 模型相似度之间的对比问题转化为本体库中 MBD 模型个体相似度评价问题[14]。个体包含几何信息层和非几何信息层，分别给出了几何信息层和非几何信息层相似性评价方法。

2.2.1 几何信息层对比

每个模型个体几何信息层的本体存储结构，描述了模型几何特征依赖关系有向无环图，特征属性和特征间关系分别描述了图中的结点信息和边信息，可用图匹配算法来实现几何信息层相似性对比。本文将陶松桥等[15]提出的一种基于面属性化邻接图非精确匹配的 CAD 模型搜索方法进行修改，图结构的结点为模型特征，结点间的边为特征依赖关系，提出了新的结点属性和边属性对比方法。

1）几何特征结点自身信息比较

对于 MBD 模型中 2 个几何特征自身属性相

似性的对比[16]，主要考虑以下几方面因素：

① 几何特征类型。首先考虑几何特征类型，对于不同类型的几何特征，认为两者相似度为 0，不进行其他因素对比。

② 几何尺度。用最小方向包围盒来表达几何特征的几何尺度信息。假设相比较的 2 个几何特征最小方向包围盒的长、宽、高分别为 c_1、c_2、c_3 和 d_1、d_2、d_3，两者的几何尺度相似性记为 S_Q，则有

$$S_Q = \frac{1}{3}\sum_{i=1}^{3}\left(1 - \frac{|c_i - d_i|}{\max(c_i - d_i)}\right) \tag{1}$$

③ 几何形状。对于规则草图特征，假设相比较的 2 个特征草图长、宽分别为 L_1、W_1 和 L_2、W_2（采用半径 R 描述的草图，记 $L = W = R$），拉伸距离为 D_1 和 D_2，对于形状相似度 S_D 采用余弦相似度计算，有

$$S_D = \frac{L_1L_2 + W_1W_2 + D_1D_2}{\sqrt{L_1^2 + W_1^2 + D_1^2}\sqrt{L_2^2 + W_2^2 + D_2^2}} \tag{2}$$

对于不规则草图特征，用 D2 形状描述子对特征形状信息进行描述，假设 H_1 和 H_2 分别表示 2 个相比较特征的形状分布曲线：$H_1 = \{h_{11}, h_{12}, \cdots, h_{1n}\}$ 和 $H_2 = \{h_{21}, h_{22}, \cdots, h_{2m}\}$。对于形状相似度 S_D，采用推土机距离（Earth Mover's Distance，EMD）计算，EMD 是一种有效的计算向量间距离的方式，有

$$S_D = 1 - \mathrm{EMD}(H_1, H_2) \tag{3}$$

④ 尺寸和公差。设 2 个相比较特征公差等级分别为 IT_1 与 IT_2，表面粗糙度分别为 R_1 和 R_2，尺寸公差相似度为 S_T，则有

$$S_T = \frac{1}{2}\left(1 - \frac{|IT_1 - IT_2|}{\max(IT_1, IT_2)}\right) + \frac{1}{2}\left(1 - \frac{|R_1 - R_2|}{\max(R_1, R_2)}\right) \tag{4}$$

设 Q_1 和 Q_2 为相互比较的 2 个特征，整体相似度为 S_{sum}，计算公式如下：

$$S_{sum} = \begin{cases} 0 & Q_1 \neq Q_2 \\ \partial_1 S_Q + \partial_2 S_D + \partial_3 S_T & Q_1 = Q_2 \end{cases} \tag{5}$$

式中：∂_1、∂_2 和 ∂_3 为不同几何特征属性权值。通过对比试验结果，发现取 $\partial_1 = 0.35$，$\partial_2 = 0.45$，$\partial_3 = 0.20$ 时，几何信息相似性区分效果最佳。

2）几何特征间边属性比较

假设相比较的 2 个几何特征分别为 A 和 B，记 A 指向 B 的边属性为 $L(A,B)$，计算公式如下：

$$L(A,B) = \begin{cases} 0 & \text{none} \\ 1 & B \text{ has-Dependence } A \\ -1 & A \text{ has-Dependence } B \end{cases} \tag{6}$$

式中：none 表示 A 和 B 之间没有 has-Dependence 关系。

3）几何信息层图匹配

采用 1）、2）中结点和边的比较方法，通过修改后的图匹配算法，计算出相比较模型个体的几何信息相似度，记为 G_{sim}。

2.2.2　工程注释项结点信息对比

工程注释项对比属于短文本内容对比，目前文本相似度的计算方法有很多种，大多数方法都是针对文档或者是长文本相似度，针对短文本语义相似度的方法较少，且局限性较强。本文中的短文本——MBD 工程注释项，面向特定领域，包含大量语义信息，故将其分成两部分进行相似度对比。

1）核心注释项

对于大多数 MBD 模型的工程注释信息，都存在对表征模型制造、工艺或检验信息等高层语义信息影响较大的注释项，同时，这些注释项大部分采用规范化的表达结构，对于这类注释内容，本文称其为核心注释信息。例如，产品阶段：D 阶段；产品类型：直属件；关重件特性：重要件。

可以看出，上述工程注释项所包含的信息对于表征一个 MBD 模型的完整语义信息有很重要的影响，故需要单独进行比对，方式如下：

Step 1　共提取出 10 类核心注释信息，初始化 2 个 10 维向量 $\boldsymbol{D}_A[D_{a1}, D_{a2}, \cdots, D_{a10}]$ 和 $\boldsymbol{D}_B[D_{b1}, D_{b2}, \cdots, D_{b10}]$，向量中的位置用于存储相应类型的核心注释信息。

Step 2　根据不同位置核心注释信息的权值，整体相似度 S_c 计算如下。

$$S_c = \sum_{i=1}^{10}\delta_i S(D_{ai}, D_{bi}) \tag{7}$$

式中：$S(D_{ai}, D_{bi})$ 用于 D_{ai} 和 D_{bi} 字符串异同比较，相同为 1，不同为 0；δ_i 为相应核心注释权值。

2）非核心注释项

MBD 模型的工程注释项中，核心注释项往往数目较少，包含大量其他注释项，称其为非核心注释信息。每条非核心注释项也都表达了该模型的语义信息，但单独每条内容对整个模型的语义信息表征程度比较有限，因此，可以将所有非核心注释项结合起来，构成一段文本，通过比较 2 个 MBD 模型的非核心注释项文本，即可实现非核心注释项比较。

对于一条非核心注释信息，其所表达的语义信息，通常可以通过机械制造基本术语和公司生产制造检验相关的专用术语来确定，因此，一个

MBD 模型所有非核心注释项所表达的语义信息，可以通过非核心注释项文本中的关键词来表示，实现思路如下：

① 参考 GB/T 4863—2008[17] 中的机械制造工艺基本术语，整理了模型中包含的公司专用术语，构建关键词词典。

② 通过 ICTCLAS 汉语词法分词系统，将关键词词典作为用户词典导入 ICTCLAS 中。

③ 遍历本体库中所有模型个体的非核心注释内容，生成对应的非核心注释项文本，作为非核心注释语料库。

④ 对于相互比较的模型 $\boldsymbol{M}_A$ 和 $\boldsymbol{M}_B$，通过已加入新分词词库的 ICTCLAS 分词工具进行关键词提取，采用 TF-IDF 算法，利用已生成的语料库，分别计算 $\boldsymbol{M}_A$ 和 $\boldsymbol{M}_B$ 中所有关键词的 TF-IDF 值，并按从大到小的顺序，记录前 20 个关键词，分别记为 $\boldsymbol{M}_A\{M_{a1},M_{a2},\cdots,M_{a20}\}$ 和 $\boldsymbol{M}_B\{M_{b1},M_{b2},\cdots,M_{b20}\}$。

⑤ 将 $\boldsymbol{M}_A$ 和 $\boldsymbol{M}_B$ 向量所有元素合并成一个集合，计算每个文本对于这个集合中的词的词频，生成 $\boldsymbol{M}_A$ 和 $\boldsymbol{M}_B$ 的词频向量 $\boldsymbol{C}_A\{C_{A1},C_{A2},\cdots,C_{A40}\}$ 和 $\boldsymbol{C}_B\{C_{B1},C_{B2},\cdots,C_{B40}\}$。

⑥ 计算 2 个向量的余弦相似度 $\cos(\boldsymbol{C}_A,\boldsymbol{C}_B)$，记为 S_n，作为 2 个比较模型中非核心注释内容的相似性评价标准。

对核心注释项与非核心注释项进行加权计算，并加入第 2.2.1 节中几何信息相似度，最终相似度计算公式如下：

$$\mathrm{Sim}=\alpha G_{\mathrm{sim}}+\beta(\lambda_1 S_c+\lambda_2 S_n) \tag{8}$$

式中：α 和 β 分别为几何和非几何信息权值；λ_1 和 λ_2 分别为核心注释项和非核心注释项权值。对于 α 和 β 权值选择，可根据检索意图不同进行调整，应用验证部分将具体分析；对于 λ_1 和 λ_2，因核心注释信息具有规范化、语义信息丰富的特点，而非核心注释信息描述具体的制造语义信息，语义区分度也较高，故本文认为两者在 MBD 模型非几何信息重用中具有相同意义，取 $\lambda_1=\lambda_2=0.5$。

3 应用验证

3.1 检索验证

本文数据来源于某航天企业，利用该企业现有 MBD 历史建模数据为数据源，利用 CATIA 二次开发提取特征信息，Protege[7] 软件进行本体结构构建，利用 Jena 本体开发包共将 232 个 CATIA 模型存储为本体结构。

为验证本文图匹配算法的有效性，与三维模型检索中的 D2 形状分布算法进行对比，结果如表 2 所示。

依据表 2，形状分布算法检索出的相似模型更注重于模型的整体形状相似度，而本文算法则侧重于对特征属性信息及特征间依赖关系进行比对，反映模型特征及特征依赖关系构成的相似性。例如对于检索输入 New-01，2 个算法结果排序在第 3 位出现不同，分别为：DF_6_35 和 DF_7_94；DF_7_94模型在D2形状描述算法的前6位检

表 2 单一几何信息 MBD 模型检索

Table 2 Only geometric information concerned MBD model retrieval examples

索引模型	算法	检索结果排序 1	2	3	4	5	6
New-01	形状分布	New-01	DF_7_65	DF_6_35	DF_7_23	DF_7_21	DF_6_25
	特征依赖图	New-01	DF_7_65	DF_7_94	DF_8_75	DF_6_25	DF_6_35
New-02	形状分布	New-02	XX_210-001-002	XX_800-003-001	XX_101-051-001	XX_100-003-001	XX_350-002-001
	特征依赖图	New-02	XX_210-001-002	XX_310-005-007	XX_800-003-001	XX_101-051-001	XX_350-002-001

索结果中均未出现,但该模型的组成特征属性信息及特征间的相互依赖关系与模型 New-01 相似度较高;对于 New-02 模型,检索结果在第 3、4、5 位出现不同,本文算法检索出的结果在特征依赖关系图结构上与输入模型均相似,且模型中特征属性信息与 New-02 相似度更高。这些相似的特征及特征间的相互关系更能反应设计师的设计意图,对模型加工工艺和 NC 程序等的重用具有更高的借鉴意义。

本文算法不仅可以考虑几何信息,还可在模型相似度对比中加入非几何信息,通过图 14 所示 MBD 模型进行验证。

根据不同检索意图权重分配如下:

1) $\alpha=1.0,\beta=0$(只考虑几何信息)。

2) $\alpha=0.5,\beta=0.5$(几何信息与非几何信息同等权重)。

3) $\alpha=0.25,\beta=0.75$(侧重非几何信息)。

最终检索出的结果如表 3 所示。

由表 3 的结果可以看出,当只考虑几何信息相似度时($\alpha=1.0,\beta=0$),可以按照特征几何信息及特征间的拓扑结构相似程度,检索出相似模型。当几何信息和非几何信息同等权重时($\alpha=0.5,\beta=0.5$),引入了非几何信息,第 3 位出现了新的检索结果 DF_7_94,其工程注释信息如图 15 所示。

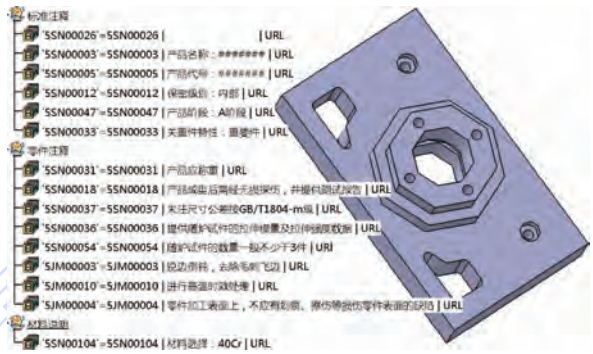


图 14　检索输入 MBD 模型

Fig. 14　Retrieval input MBD model

表 3　MBD 模型检索实例

Table 3　MBD model retrieval examples

索引模型	权值	检索结果排序 1	2	3	4	5	6
New-03	$\alpha=1.0$ $\beta=0$	New-03	DEM008_1-1	DEM008_1-2	DEM0092	DEMO9	CLEVIS22_1
	$\alpha=0.5$ $\beta=0.5$	New-03	DEM008_1-1	DF_7_94	DEM008_1-2	CLEVIS22_1	CAD5_1
	$\alpha=0.25$ $\beta=0.75$	New-03	DF_7_94	CLEVIS22_1	DEM008_1-1	DEM001_1	EX1_1

可以看出,DF_7_94 关于保密级别,产品阶段(上述均为前文提到的核心注释项)描述均与待检索模型相同,同时均描述了产品称重、无损探伤、去除毛刺飞边、高温时效处理及材料选择等(非核心注释信息)工程注释信息。

当 $\alpha=0.25,\beta=0.75$ 时,检索结果的第 3、4、5 位出现了新的模型,这些模型的形状信息与被检索模型差异较大,但是其工程注释信息描述却与被检索模型相似度较高,这些工程注释信息描述了模型的高层制造语义信息,很大程度上影响了模型在功能结构、工艺/工装等方面的重用价值。

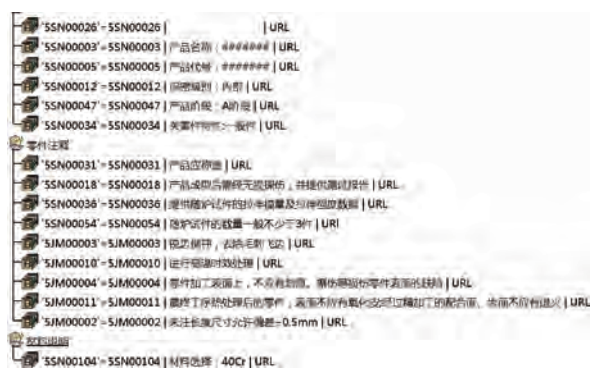


图 15　工程注释信息

Fig. 15　Engineering-notes information

3.2 效率分析

计算一对 MBD 模型相似度时，比较非几何信息所需时间均小于 5 ms，整体计算时间主要取决于几何信息计算时间，结果如图 16 所示。

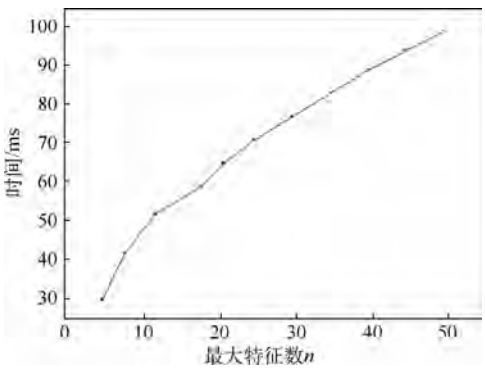


图 16 时间与最大特征数 n 的关系

Fig. 16 Relationship between time and maximum feature number n

经分析可知，算法时间与最大特征数 n 成正相关，$n=50$ 时，时间效率约为 99 ms，本文中的模型特征数绝大部分小于 50，算法时间效率满足实际要求。

4 结 论

本文从面向 MBD 模型检索角度出发，利用本体技术，对 MBD 模型几何信息与非几何信息进行结构化、语义化表达，将 MBD 历史建模数据转化为离线的 MBD 历史建模数据本体知识库，可在此基础上实现多粒度检索匹配；提出了几何信息层与非几何信息层的比较算法，通过对 2 层信息进行加权相似度计算，实现综合考虑几何信息与非几何信息的 MBD 模型检索，进行相似 MBD 模型推荐，验证中表明：

1）将 MBD 历史建模数据转化为本体知识库形式，可以获取任意模型中所有几何信息与非几何信息，将知识有效管理起来，为后续知识检索与知识推理奠定了基础。

2）相比较于传统的模型检索，综合考虑了 MBD 模型几何信息与非几何信息，通过引入工程注释信息比较，可以检索出非几何制造语义信息近似而几何形状信息相似程度不高的模型，更充分地利用 MBD 模型可重用信息，具有很好的工程应用价值。

参考文献（References）

[1] ALEMANNI M, DESTEFANIS F, VEZZETTI E. Model-based definition design in the product lifecycle management scenario [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 52(1-4): 1-14.

[2] 王宏，于勇，印璞，等. 基于关联规则的 MBD 数据集定义研究与实现[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(12)：2377-2383.
WANG H, YU Y, YIN P, et al. Research and implementation of MBD dataset definition based on association rules[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2377-2383 (in Chinese).

[3] LI M, FUH J Y H, ZHANG Y F, et al. General and partial shape matching approaches on feature-based CAD models to support efficient part retrieval[C]// DETC 2008: Proceedings of the ASME International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Informational in Engineering Conference. New York: ASME, 2009: 121-130.

[4] ZEHTABAN L, ROLLER D. Beyond similarity comparison: Intelligent data retrieval for CAD/CAM designs[J]. Computer Aided Design and Application, 2013, 10(5): 789-802.

[5] 王洪申，张树生，白晓亮，等. 三维 CAD 模型局部结构检索属性图算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报，2008，20(3)：316-320.
WANG H S, ZHANG S S, BAI X L, et al. A partial retrieval algorithm of 3D CAD models based on attributed graphs[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2008, 20(3): 316-320 (in Chinese).

[6] 张汝珍，周雄辉. 基于集成产品信息模型的设计资源检索算法[J]. 上海交通大学学报，2007，41(8)：1248-1251.
ZHANG R Z, ZHOU X H. A design resource retrieval algorithm based on integrated product information model[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2007, 41(8): 1248-1251 (in Chinese).

[7] LU W L, QIN Y C, LIU X J, et al. Enriching the semantics of variational geometric constraint data with ontology[J]. Computer-Aided Design, 2015, 63: 72-85.

[8] HORROCKS I. Ontologies and the semantic web[J]. Communications of the ACM, 2008, 51(12): 58-67.

[9] 秦飞巍. 基于语义的异构三维 CAD 模型检索[D]. 杭州：浙江大学，2014：10-20.
QIN F W. Semantic based retrieval for heterogeneous 3D CAD models[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014: 10-20 (in Chinese).

[10] BARBAU R, KRIMA S, RACHURI S, et al. OntoSTEP: Enriching product model data using ontologies[J]. Computer-Aided Design, 2012, 44(6): 575-590.

[11] 范玉青. 基于模型定义技术及其实施[J]. 航空制造技术，2012(6)：42-47.
FAN Y Q. Model based definition technology and its practices [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(6): 42-47 (in Chinese).

[12] OSADA R, FUNKHOUSER T, CHAZELLE B, et al. Shape distributions[J]. ACM Transactions on Graphics, 2002, 21(4): 807-832.

[13] LI Z, RASKIN V, RAMANI K. Developing engineering ontololgy for information retrieval[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2008, 8(1): 011033.

[14] TESSIER S, WANG Y. Ontology-based feature mapping and

verification between CAD systems[J]. Advanced Engineering Informatics,2013,27(1):76-92.

[15] 陶松桥,王书亭,郑坛光,等. 基于非精确图匹配的 CAD 模型搜索方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2010,22(3):545-552.
TAO S Q,WANG S T,ZHENG T G,et al. CAD model retrieval based on inexact graph matching[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics,2010,22(3):545-552(in Chinese).

[16] 黄瑞,张树生,白晓亮,等. 融合制造语义的三维 CAD 模型检索方法[J]. 计算机集成制造系统,2013,19(6):1177-1185.
HUANG R,ZHANG S S,BAI X L,et al. Manufacturing semantics based 3D CAD model retrieval method[J]. Computer Intergrated Manufacturing Systems,2013,19(6):1177-1185(in Chinese).

[17] 中国机械工业联合会. 机械制造工艺基本术语:GB/T 4863—2008[S]. 北京:中国标准出版社,2009.
China Machinery Industry Federation. General teminology of machine-building technology:GB/T 4863—2008[S]. Beijing:China Standards Press,2009(in Chinese).

作者简介:

于勇　女,博士,讲师。主要研究方向:复杂产品数字化协同制造、构型管理等。

顾黎　男,硕士研究生。主要研究方向:模型检索、本体。

Research and implementation of ontology modeling and retrieval technology of MBD model

YU Yong[1,*], GU Li[1], YIN Pu[2], ZHAO Gang[3]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
3. Beijing Engineering Technological Research Center of High-efficient & Green CNC Machining Process and Equipment, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An MBD model knowledge representation and management method based on ontology technique is proposed to meet the reuse requirement of MBD history model data designed in the product full three-dimensional digitalization development, and retrival test is done considering geometric and non-geometric information. First, we construct ontology structure based on the normative requirement of MBD dataset and the purpose of model retrieval, and divide it into geometry feature layer and engineering note layer in detail. Second, the similarity comparison method of two layers is given based on the ontology structure. Finally, MBD model retrieval is completed based on geometric and non-geometric information. The proposed method uses the ontology theory as its basis, achieving structural and semantic expression and storage of MBD dataset, and thus it is capable of achieving the reuse of MBD model information by similar model retrival based on both geometric and non-geometric information.

Keywords: MBD model; ontology; geometric; non-geometric; retrieval

Received: 2016-02-06; **Accepted**: 2016-06-03; **Published online**: 2016-06-23 10:51

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160623.1051.003.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2009AA043302); Beijing Higher Education Young Elite Teacher Project

* **Corresponding author**. E-mail: yuyong@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0133

全下文载

双余度电静液作动器力均衡控制

齐海涛[1,*]，滕雅婷[2]

（1. 北京航空航天大学 工程训练中心，北京 100083； 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：随着多电飞机技术的发展，电静液作动器（EHA）被更多地用于机载作动系统。双余度电静液作动器（DREHA）更易于实现余度控制，推进 EHA 在飞机上的应用。本文给出了一种新型 DREHA 的结构组成，并对其工作原理和固有的力纷争现象进行了分析。理想情况下，通过流量补偿进行修正，力纷争会消失。由于实际系统的参数不可能与仿真模型完全一致，通过人为引入两通道参数误差，复现实际的力纷争。针对上述力纷争现象，基于两通道左右腔压差提出了差值力补偿力均衡控制策略和交叉耦合力均衡控制策略，以减小力纷争。MATLAB 和 AMESim 联合仿真结果表明，本文所设计的力均衡控制器能大大减小力纷争峰值，同时提高系统的响应速度。

关 键 词：双余度电静液作动器；力纷争；力均衡控制；差值力补偿；交叉耦合
中图分类号：V227+.8；TH137
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0270-07

飞机采用多电技术可以优化总体结构，在易于生产安装和系统维护方面具有重要的意义[1]。传统液压作动已不能满足飞机高压大功率的要求，而功率电传作动系统取消了飞机上既有电源又有液压源的双二次能源结构，满足大功率要求的同时简化了机身结构，使飞机具有维修性好、可靠性高、生存能力强、重量轻、成本低等特点，推进了其在航空、航天、航海等领域的应用[2-3]。本文所研究的双余度电静液作动器（Dual-Redundancy Electro-Hydrostatic Actuator，DREHA），独特设计的串联液压缸将两通道变转速定排量电静液作动器（Electro-Hydrostatic Actuator，EHA）在液压缸输出端串联进行液压力综合，增大了作动器功率，加快了系统响应速度，便于实现多余度设计，更能满足飞机液压系统的高压、大功率及多余度的要求，它的提出及应用将会大大加快 EHA 在多电飞机上的应用[4]。

本文所研究的 DREHA 有 2 种工作模式：主动/主动和主动/被动。在主动/主动工作模式下，两通道同时工作，共同推动串联液压缸，此时两通道产生了力纷争。力纷争的解决方法有以下 5 种：①严格控制伺服回路参数，特别是反馈增益公差，提高部件加工精度，尽量减少通道之间的误差，提高通道间的一致性。由于系统各类型的误差不可避免，因此只能在一定程度上缓解力纷争，还增加了成本。②通过表决输出单值指令信号，消除或减小输入信号差异，但对其他误差无法避免。③通过表决位移反馈信号，采取等待踏步的方式，消除或减小输出信号的差异。等待踏步的方式存在非线性，会降低作动系统的固有频率。④通过减小压力增益、增加阻尼来减小力纷争的幅值，但系统的刚度和动态性能会降低。⑤采用均衡技术，迫使各通道输出力趋向一致，从而缓解或消除力纷争现象。上述 5 种方法以均衡技术减

收稿日期：2016-02-19；**录用日期**：2016-03-18；**网络出版时间**：2016-04-13 16:45
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1645.009.html
基金项目：航空科学基金（20132851033）
* **通讯作者**：E-mail：qihaitao@buaa.edu.cn

引用格式：齐海涛，滕雅婷. 双余度电静液作动器力均衡控制[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：270-276.
QI H T，TENG Y T. Force equalization control for dual-redundancy electro-hydrostatic actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：270-276 (in Chinese).

小力纷争的方式最佳。

通常所用的力均衡控制策略分为 3 种:差值力补偿控制、交叉耦合控制和前置滤波器控制[5-7]。在相似余度配置的系统或非相似余度混合系统中,力纷争的力均衡控制是对作动系统进行多余度设计的关键问题,对提高系统性能具有较大的意义[8-10]。目前,对力均衡控制算法的研究较少,针对性较强,本文将针对 DREHA 存在的力纷争现象,研究相应的力均衡算法,设计力均衡控制器,达到减小力纷争的效果。

1　DREHA 的系统组成与工作原理

DREHA 的系统结构如图 1 所示,双余度逻辑控制器接收飞控计算机指令信号并实时监控各传感器信号,完成对系统的余度管理和控制。每通道均采用无刷直流电机直接驱动定量柱塞泵,通过对电机转速的控制实现泵输出流量的控制,进而对作动筒输出位移进行控制;采用双作用串联液压缸实现输出位移的双余度;同时设置了相应的位移和压力传感器,实现系统运行状态的实时监测和控制。此 DREHA 系统的关键是在执行机构部分采用串联液压缸进行液压力综合,以实现双余度,避免了多个作动筒的输出力纷争问题。串联作动器适用于小型飞机舵面设计,其结构紧凑,纷争力在作动器内部消耗,且其纷争力远远小于机械力综合式和位移综合式并联作动器所产生的纷争力。缺点是作动器长度长,需要安装空间大,因此设计了如图 1 中所示的双余度串联液压缸结构方案。2 个活塞刚性连接以保证其同时运动,活塞面 SA 和 SD 面积相等,作为通道 2 的两腔,活塞面 SB 和 SC 面积相等,作为通道 1 的两腔,且活塞杆嵌套的设计缩短了液压缸的整体长度。两通道柱塞泵都分别向液压缸两腔输入和输出相同的流量,这样就保证活塞在任意位置时,作动筒的总容积保持不变,既保证了 2 个泵的输入输出流量相等,又减小了结构长度,同时增压油箱只用来补充泵的内漏和管路泄漏引起的油液损失,减小了油箱的体积。

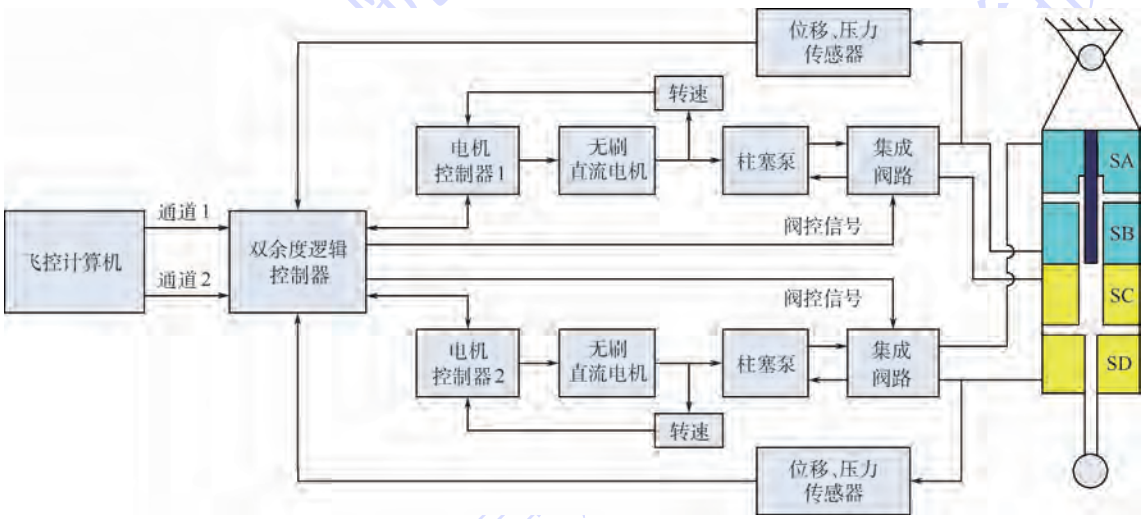


图 1　DREHA 系统结构原理图

Fig. 1　Schematic diagram of DREHA system structure

2　力纷争现象与仿真分析

对 DREHA 系统的任一通道,可以看作是完整的 EHA 系统,其由电机组件、泵组件以及液压缸-舵面负载组件三大部分组成,将电机和泵作为统一的环节考虑。根据直流电机电势平衡方程、转矩平衡方程、泵流量方程和力矩方程、液压缸的流量连续方程及负载力平衡方程,以电机电压为系统输入[11-12],液压缸位移为系统输出,整理可得 EHA 系统开环传递函数为

$$x_t(s)=G_0(s)\left[\frac{q_p C_e}{2\pi A}U(s)-\frac{1}{A^2}\left(\frac{V_t}{4E_y}s+C_{sl}\right)(T_m s+1)F_L(s)\right] \tag{1}$$

式中:$x_t(s)$ 为液压缸位移;$U(s)$ 为电机电压;q_p 为柱塞泵排量;C_e 为电机反电势系数;A 为活塞有效作用面积;V_t 为液压缸总容积;E_y 为液压油等效体积弹性模量;C_{sl} 为作动筒的总泄漏系数;T_m 为电机-泵机械时间常数;$F_L(s)$ 为负载力;

$G_0(s)$为系统传递函数,其表达式为

$$G_0(s)=\frac{1}{s(T_m s+1)\left(\frac{s^2}{\omega^2}+2\frac{\xi}{\omega}s+1\right)}$$

其中:ω 为 EHA 系统的液压固有频率;ξ 为 EHA 系统的液压相对阻尼系数。

对于 DREHA 系统,其差别就是液压作动筒的作用面积不同,分别为 A_1 和 A_2,由于串联液压缸为减小缸体长度的结构设计,使得 $A_1<A_2$。由式(1)可得 $x_{t1}>x_{t2}$。

根据每个通道作动器输出至舵面之间的变形量可以得出每个通道各自的输出力为

$$F_1=(x_{t1}-x_R)k \tag{2}$$

$$F_2=(x_{t2}-x_R)k \tag{3}$$

式中:k 为作动器动态液压系统刚度;x_R 为舵面的位移;x_{t1}和 x_{t2}分别为假设两液压缸独立工作时各通道的实际输出位移。

理想情况下,初始时系统负载为 0,$x_{t1}=x_{t2}=x_R$。由上述分析可得,DREHA 系统初始工作 $x_{t1}>x_{t2}$,因而可得, $F_1>0$,$F_2<0$。

由于串联液压缸是液压力综合,根据上述分析,可得力纷争的表达式为

$$\gamma=F_1-F_2 \tag{4}$$

因为 F_1 和 F_2 方向相反,从而产生了力纷争。

文献[4]在 AMESim 中建立 DREHA 液压部分的模型,在 MATLAB 中建立其控制器部分模型,电机使用转速环和电流环 PID 控制,使 DREHA工作于主动/主动工作模式下。在 AMESim 中,其力纷争如图 2 所示。起始时通道 1 与通道 2 的输出力相反,且纷争力达到了 10^4 量级,在1.5 s 后纷争力逐渐消失。

从图 2 中可以看出,力纷争现象仅存在于系统初始。由于串联液压缸的特性,其力纷争会内部消耗使得 DREHA 在推动负载时不会产生力纷争,主动/主动模式下是两腔的作用力共同克服负载,因此力纷争仅存在于系统初始阶段,两通道输出作动力相反。

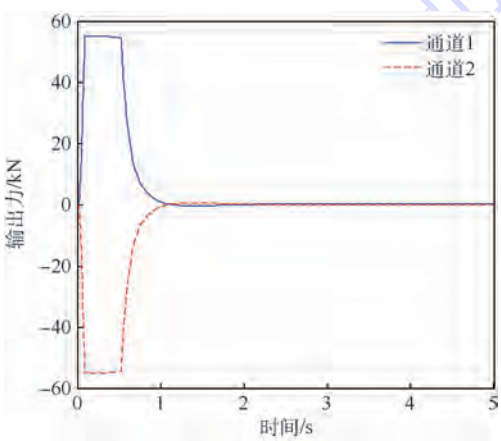


图 2 主动/主动模式下的力纷争

Fig. 2 Force fighting in active/active mode

3 系统参数影响分析

表 1 所示为 DREHA 仿真模型主要参数。可以看出,两通道的电机控制器参数、无刷直流电机参数、柱塞泵参数、集成阀路完全一致,在末端用串联液压缸将两通道 EHA 进行液压力综合,避免了 2 个作动筒输出力的纷争[7]。唯一的不同点是:通道 1 的活塞作用面积小于通道 2 的活塞作用面积,而两通道给定信号控制柱塞泵相同的转速,造成通道 2 的回油腔压力升高,成为了通道 1 的负载,形成力纷争。通过人为的补偿可以调节通道 1 的流量,来减小力纷争,使得两通道流量 Q_1 和 Q_2 满足:

$$\frac{Q_1}{Q_2}=\frac{\omega_1}{\omega_2}=\frac{A_1}{A_2}=\frac{1.83\times10^{-3}}{2.46\times10^{-3}}$$

式中:ω_1 和 ω_2 分别为通道 1 和通道 2 中电机的转速。

在 MATLAB 中对电机转速输出环节进行流量补偿调整,则仿真后的两通道输出力如图 3 所示。

从图 3 中可以看出,人为进行流量补偿后,力纷争大大减小,相比系统最大输出力可以忽略不计。而实际情况中还有很多原因会导致两通道输出的位移不一致。例如,制造差异(工艺)、能源差异、传感器等部件差异、控制器差异(元器件)、环境变化(温度)、磨损(长期使用性能衰减)

表 1 DREHA 系统参数

Table1 Parameters of DREHA system

参数	数值
电机最大转速 $\omega_{max}/(r\cdot min^{-1})$	10 000
柱塞泵排量 $q_p/(cc\cdot r^{-1})$	1
无刷直流电机定子绕组电阻 R/Ω	0.245
无刷直流电机定子绕组电感 L/H	3.36×10^{-4}
无刷直流电机电磁转矩系数 $C_m/(N\cdot m\cdot A^{-1})$	0.215
无刷直流电机反电势系数 $C_e/(V\cdot(rad\cdot s^{-1})^{-1})$	0.215
电机-泵的转动惯量 $J/(kg\cdot m^2)$	1.6×10^{-3}
电机-泵的阻尼系数 $B/(N\cdot m\cdot(rad\cdot s^{-1})^{-1})$	6.0×10^{-4}
作动筒的总泄漏系数 $C_{sl}/((m^3\cdot s^{-1})\cdot Pa^{-1})$	2.5×10^{-12}
通道 1 活塞有效面积 A_1/m^2	1.83×10^{-3}
通道 1 系统容腔的总容积 V_1/m^3	2.0×10^{-4}
通道 2 活塞有效面积 A_2/m^2	2.46×10^{-3}
通道 2 系统容腔的总容积 V_2/m^3	2.6×10^{-4}
液压油的等效体积弹性模量 $E_y/(N\cdot m^{-2})$	6.86×10^8
活塞及负载的阻尼系数 $B_t/(N\cdot(m\cdot s^{-1})^{-1})$	100
负载的弹簧刚度 $K_t/(N\cdot m^{-1})$	5×10^8
活塞及负载的惯性质量 m_t/kg	30

和作动器动态液压刚度变化等,均会导致输出位移、速度的差异。根据式(1),当两通道的参数 q_p、C_e、V_t 和 C_{sl} 不一致时,将会造成力纷争[10]。在流量补偿的基础上,研究这些参数对力纷争的影响,其中由于柱塞泵排量偏差所造成的力纷争最为明显,如图 4 所示。

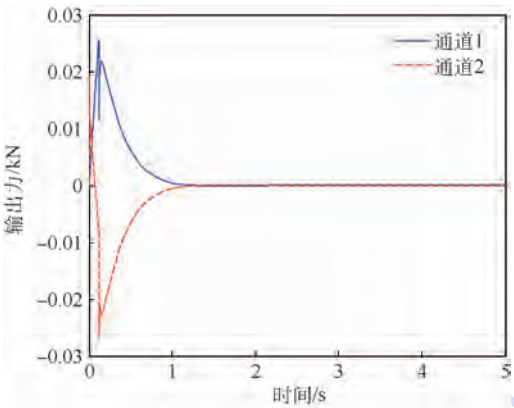


图 3　流量补偿后的力纷争现象

Fig. 3　Force fighting after flow compensation

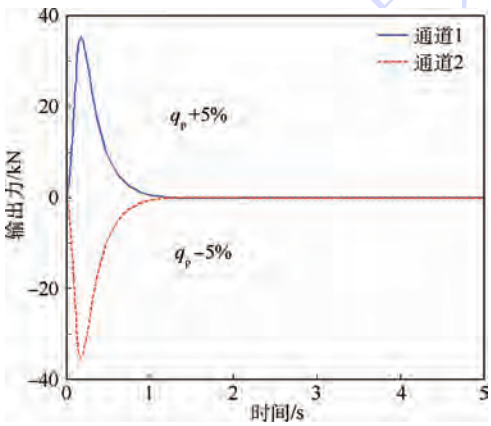


图 4　柱塞泵排量偏差造成的力纷争

Fig. 4　Force fighting caused by different pump displacements

相对于机械力综合、并联位移综合式作动系统,串联作动系统的力纷争已大大减小。但力纷争的存在会降低系统的响应速度,也影响其位置精度。因此,应尽最大可能减小力纷争的幅值与持续时间。在目前所使用的 5 种减小力纷争的方法中,其余 4 种都只能在一定程度上减小力纷争,且会对系统造成一定的负面影响,因此,必须使用力均衡技术来减小力纷争。

4　力均衡控制策略与控制器设计

4.1　差值力补偿控制

差值力补偿控制借鉴压力反馈均衡控制思想,两通道都是位置控制,力纷争信号经过 PID 后反馈成位置补偿信号,从而达到缓解力纷争的效果[11,13-14]。差值力补偿控制通过 PID 控制器将两通道的输出力转换为每个通道的位置反馈,从而调整各通道的输出位移,减缓力纷争[15-16]。DREHA 系统差值力补偿力均衡控制原理如图 5 所示。

在 DREHA 系统中,不能直接得到各通道的输出力,因此将各通道两腔的压差 ΔP_1 和 ΔP_2 引入到 PID 控制器中。在原始无力均衡控制器的 MATLAB 模型中,增加差值力补偿力均衡控制器模型进行仿真。此控制器的关键是调节 PID 控制器的参数,且参数优化的目标是减小力纷争的幅值,缩短到达平衡状态的时间。比例项可以加快力纷争收敛的速度,否则调节较慢。积分项对减小力纷争的幅值起到关键作用。微分项较大时容易引起系统振荡,但微分项的引入明显降低了力纷争的幅值。常数项 K 用于转换压强单位,设 $K=10^{-6}$。经过反复仿真调试,最终确定 PID 参数为:比例系数 $P=15$,积分系数 $I=40$,微分系数 $D=0.003$。因此在流量补偿后柱塞泵排量参数偏差所造成的力纷争的基础上,增加差值力补偿力均衡控制,经过 MATLAB 与 AMESim 联合仿真得到仿真结果,如图6所示。可以看出,在引入

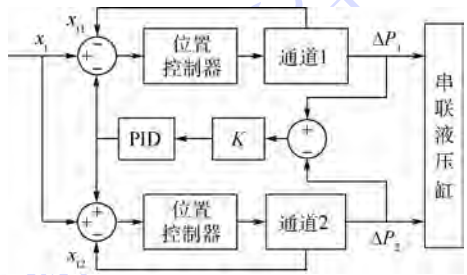


图 5　差值力补偿力均衡控制原理图

Fig. 5　Schematic diagram of force difference compensation equalization control

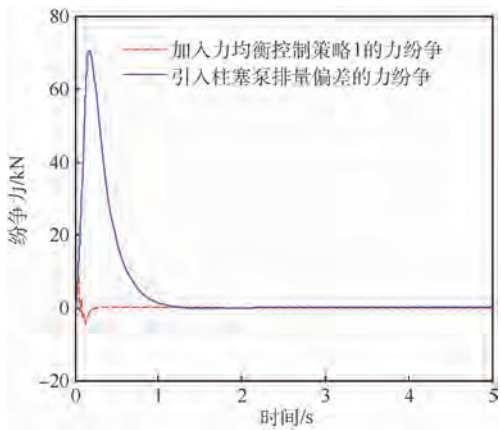


图 6　引入柱塞泵排量偏差力纷争时有无力均衡控制策略 1 的仿真结果

Fig. 6　Simulation results with and without force equalization control strategy 1 of introducing force fighting caused by different pump displacements

差值力力均衡控制策略后,大大减小了力纷争的幅值和持续时间,使得两通道的输出力能在较短的时间内达到平衡,两通道纷争力为 0。

4.2 交叉耦合控制

交叉耦合控制通过减小两通道输出的位移偏差来减小力纷争,借鉴轮廓误差和交叉耦合控制的概念,分别将两通道的跟踪位移偏差经过计算转换为轮廓误差,经过 PID 调节后分别转换为各通道的位移补偿信号[12-13],其原理如图 7 所示。理想情况下,通道 1 和通道 2 的位移应该是一致的。以通道 1 的输出位移为横坐标,通道 2 的输出位移为纵坐标,那么(x_1,x_2)的点应该在与 x_1 轴成 45°的直线上,当两通道的输出位移与实际不符时,则偏离 45°直线,如点 M。按照其几何关系可以得出轮廓误差为

$$\varepsilon = \left(e_2 + \frac{e_1}{\tan\theta}\right)\cos\theta - \frac{e_1}{\sin\theta} = e_2\cos\theta - e_1\sin\theta \tag{5}$$

式中:e_1 为通道 1 的跟踪误差;e_2 为通道 2 的跟踪误差。为使其恢复到预定的轨迹上,最近的距离就是回到点 N,因此得出通道 1 的跟踪误差修正量 e_1'和通道 2 的跟踪误差修正量 e_2'分别为

$$e_1' = \varepsilon\sin\theta \tag{6}$$

$$e_2' = \varepsilon\cos\theta \tag{7}$$

因为两通道同时驱动一个串联液压缸,两通道的实际输出位移是一样的,因此在 DREHA 的 AMESim 模型中的位移传感器只能检测串联液压缸活塞杆的输出位移,不能得到假设两通道分别驱动液压缸的位移。因此,交叉耦合控制中的 e_1 和 e_2 不能用位移指令与位移反馈值的差得到。根据式(2)和式(3),可得

$$e_1 = \frac{A_1\Delta P_1}{k} \tag{8}$$

$$e_2 = \frac{A_2\Delta P_2}{k} \tag{9}$$

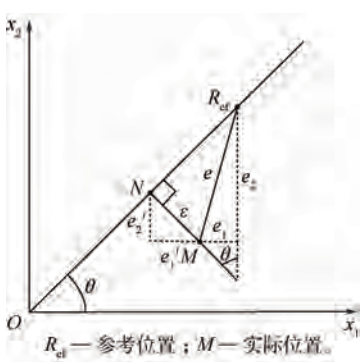


图 7 交叉耦合控制

Fig. 7 Cross-coupling control

由式(8)和式(9)可以看出,通过在 DREHA 的 AMESim 模型中的压力传感器可分别得到两通道压差 ΔP_1 和 ΔP_2,从而得到位移差。根据上述分析与设计,得出图 8 所示的交叉耦合力均衡控制原理图。

根据交叉耦合力均衡控制策略原理,在流量补偿后柱塞泵排量参数偏差所造成的力纷争的基础上,增加交叉耦合力均衡控制器,进行仿真分析,优化 PID 控制器参数,得到如图 9 所示的仿真结果。可以看出,交叉耦合力均衡控制可以有效减小力纷争,加快到达平衡状态的时间。

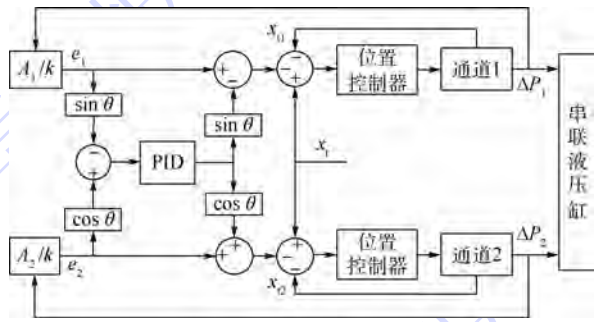


图 8 交叉耦合力均衡控制原理图

Fig. 8 Schematic diagram of cross-coupling force equalization control

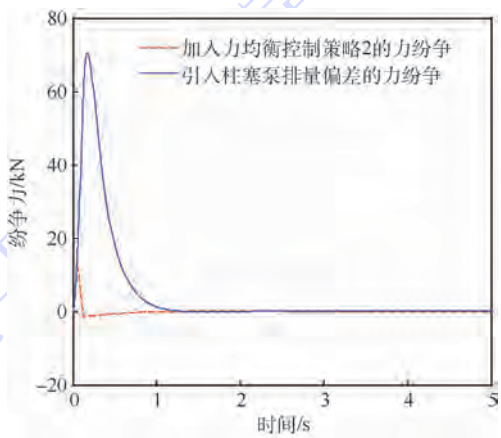


图 9 引入柱塞泵排量偏差力纷争时有无力均衡控制策略 2 的仿真结果

Fig. 9 Simulation results with and without force equalization control strategy 2 of introducing force fighting caused by different pump displacements

5 结 论

1)给出了 DREHA 力纷争产生的原因,即由于 DREHA 的串联液压缸为减小整体长度的特殊结构设计,造成两通道活塞作用面积不一致,使得通道 1 的压差为正,通道 2 的压差为负,互为阻抗。

2)根据两通道活塞作用面积对 DREHA 系统某通道进行流量补偿后力纷争明显减小很多。

3)除两通道活塞作用面积不同之外,由于制造工艺和环境等差别造成两通道的相关敏感参数不一致也会产生力纷争,其中柱塞泵排量的误差对力纷争的影响最大。

4)仿真验证了 2 种力均衡控制策略的正确性,能大大减小力纷争的幅值,并缩短力纷争消失的时间。差值力补偿和交叉耦合都是应用两腔压差信号进行位置控制,并调节 PID 参数优化控制的结果。

参考文献(References)

[1] 付永领,祁晓野,王锴,等. 多电飞机的关键技术[C]//中国航空学会控制与应用第十二届学术年会,2006.
FU Y L,QI X Y,WANG K,et al. The key technology of more electric aircraft[C]// The 12th Annual Seminar of Technical Committee on Control and Application,2006(in Chinese).

[2] 王占林. 近代电气液压伺服控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:82-97.
WANG Z L. Modern electric hydraulic servo control[M]. Beijing:Beihang University Press,2005:82-97(in Chinese).

[3] 王占林,陈斌. 未来飞机液压系统的特性[J]. 中国工程科学,1999,1(3):5-10.
WANG Z L,CHEN B. Characters of future aircraft hydraulic system[J]. Engineering Science,1999,1(3):5-10(in Chinese).

[4] QI H T,TENG Y T,LIU Z L,et al. Modelling and simulation of a novel dual-redundancy electro-hydrostatic actuator[C]// 2015 IEEE International Conference on Fluid Power and Mechatronics. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:270-275.

[5] 范殿梁,付永领,郭彦青,等. 非相似余度作动系统动态力均衡控制策略[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):234-240.
FAN D L,FU Y L,GUO Y Q,et al. Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautic,2015,41(2):234-240(in Chinese).

[6] 付永领,范殿梁,李祝锋. 非相似余度作动系统静态力均衡控制策略[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(11):1492-1499.
FU Y L,FAN D L,LI Z F. Static force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(11):1492-1499(in Chinese).

[7] LI J,FU Y L,GAO B,et al. Force balancing control of multi-electro-hydrostatic actuators for aircraft[C]// Proceedings of the 6th International Conference on Fluid Power Transmission and Control. Hongkong: International Academic Publishers, 2005:9-13.

[8] 付永领,庞尧,刘和松,等. 非相似余度作动系统设计及工作模式分析[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(4):432-437.
FU Y L,PANG Y,LIU H S,et al. Design and working mode analysis of dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(4):432-437(in Chinese).

[9] 付永领,齐海涛,王利剑,等. 混合作动系统的工作模式研究[J]. 航空学报,2010,31(6):1177-1184.
FU Y L,QI H T,WANG L J,et al. Research on operating modes in hybrid actuation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(6):1177-1184(in Chinese).

[10] QI H T,FU Y L,QI X Y,et al. Architecture optimization of more electric aircraft actuation system[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011,24(4):506-513.

[11] 齐海涛. 多电飞机作动系统体系结构及 EHA 作动器研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2009:41-59.
QI H T. Research on actuation system architecture of more electric aircraft and electro-hydrostatic actuator (EHA)[D]. Beijing:Beihang University,2009:41-59(in Chinese).

[12] 庞尧. 功率电传混合作动系统关键技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2012:31-40.
PANG Y. Study on crucial technology of power-by-wire hybrid redundant actuation system[D]. Beijing: Beihang University, 2012:31-40(in Chinese).

[13] FU Y L,PANG Y,LIU H S,et al. Force fighting research of dual redundant hydraulic actuation system[C]//2010 IEEE International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 762-766.

[14] QI H T,MARE J C,FU Y L. Force equalization in hybrid actuation systems[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Fluid Power Transmission and Control. Beijing: World Publishing Corporation,2009:342-348.

[15] TRUONG D Q,KWAN A K. A study on parallel force/position control applied to hybrid electro-hydrostatic actuators[C]// ICCAS-SICE,2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 3009-3014.

[16] TRUONG D Q,AHN K K. Self-tuning quantitative feedback theory for parallel force/position control of electro-hydrostatic actuators[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2009,223(4):537-556.

作者简介:

齐海涛　男,博士,讲师。主要研究方向:飞机作动系统及机电液控一体化技术。

滕雅婷　女,硕士研究生。主要研究方向:飞机作动系统及柔顺驱动器。

北航学报 赠阅

Force equalization control for dual-redundancy electro-hydrostatic actuator

QI Haitao[1,*], TENG Yating[2]

(1. Engineering Training Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With the development of key technologies about more/all electric aircraft, electro-hydrostatic actuator (EHA) is widely applied in aircraft actuation system. Dual-redundancy electro-hydrostatic actuator (DREHA) is easy to realize effortless redundancy design, and improve the reliability of its use in aircraft. The structure of a novel DREHA is presented, and then the working principle and the intrinsic force fighting phenomenon are analyzed. Ideally, the force fighting disappears by flow compensation. Simulating model cannot be identical with the actual DREHA system completely, so the parameter error is set factitiously in model, and a big force fighting is observed again. Aimed at the phenomenon of force fighting, force difference compensation control and cross-coupling control are proposed to eliminate force fighting based on the pressure of two channels. The results of co-simulation based on MATLAB and AMESim indicate that the controller designed to eliminate force fighting can strongly decrease the amplitude of force fighting and improve the system response speed greatly.

Keywords: dual-redundancy electro-hydrostatic actuator; force fighting; force equalization control; force difference compensation; cross-coupling

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-19; **Accepted**: 2016-03-18; **Published online**: 2016-04-13 16:45
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1645.009.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20132851033)
* **Corresponding author**. E-mail: qihaitao@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0572

嫦娥三号“玉兔号”巡视器行为规划方法

高薇[1,2], 蔡敦波[3,*], 周建平[1,4], 高宇辉[2], 殷明浩[5]

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;
3. 武汉工程大学 智能机器人湖北省重点实验室, 武汉 430205;
4. 中国载人航天办公室, 北京 100720; 5. 东北师范大学 计算机科学与信息技术学院, 长春 130017)

摘 要: 为支持“玉兔号”巡视器完成对月面较大空间范围的科学探测,对动态任务进行快速规划,提出了一种基于人工智能领域智能规划技术的自动化任务规划方法。提出了行为持续时间和行为效果动态确定的时态规划模型($TP^{DD\&DE}$),设计了描述 $TP^{DD\&DE}$ 问题的规划领域定义语言 PDDL——$PDDL^{DD\&DE}$,以及针对 $TP^{DD\&DE}$ 问题的启发式规划算法,运用 Landmark 知识分析规划问题结构,从而设计了合理反映动作前提评估顺序的启发函数。在嫦娥三号任务中,本文方法支撑“玉兔号”巡视器圆满完成了预期的科学探测任务。

关 键 词: 月面巡视器; 行为规划; 自动规划; 任务建模; 启发式搜索
中图分类号: TP181
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0277-08

嫦娥三号任务主要实现中国探月计划第二阶段“落”月的目标。中国首次成功在月球上实施巡视器软着陆[1]。“玉兔号”巡视器配备全景相机、红外成像光谱仪、测月雷达、粒子激发 X 射线谱仪等科学载荷[2],在脱离着陆器后沿月面路线前进实施科学探测任务。每项探测任务均在地面远程遥操作的控制方式下完成[3]。“玉兔号”的控制任务与以往的轨道航天器控制任务[4-5]主要存在 3 点不同,对地面控制系统的设计提出了挑战:①“玉兔号”的工作计划具有动态性。其着陆位置、工作环境等都无法事先得知,月面工作计划因而不能采用提前手工生成的方法,而必须在月面巡视器到达月面后根据环境和探测目标实时、不间断地制定任务。②“玉兔号”的任务规划具有不确定性。月面环境是一个未知的复杂非结构环境,而月面环境感知主要是通过安装在车体不同位置的立体相机对,利用双目视觉测量原理恢复月面三维信息来实现[6],而科学探测目标或探测任务的选择又是建立在月面环境信息的基础上。因此,月面巡视器的移动速度、机械臂移动速度等信息将具有不确定性,使得控制任务含有不确定性。③任务规划的短时效性。为了最大程度完成科学探测目标,地面控制系统将不断更新月面环境信息。由于月面环境的不确定性,正在执行的任务规划可能在较短一段时间内失去可行性,需要进行重规划。重规划的结果需要验证和复核,耗费时间,进而影响在一定时间内能完成的科学探测任务数量。因此,具有较高自动化程度的任务规划方法的研究对月面巡视勘察任务效益的提高具有重要意义。

针对“玉兔号”控制任务的特点,笔者提出了结合自动规划(automated planning)技术[7]的自动

收稿日期: 2016-07-05; **录用日期**: 2016-08-10; **网络出版时间**: 2016-09-05 10:01
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160905.1001.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61103136,61370156,61503074); 新世纪优秀人才支持计划(NECT-13-0724); 航天飞行动力学技术重点实验室开放基金(2014afdl002); 湖北省教育厅科学技术研究计划中青年人才项目(Q20151516)
* **通讯作者**: E-mail: dunbocai@163.com

引用格式: 高薇, 蔡敦波, 周建平, 等. 嫦娥三号“玉兔号”巡视器行为规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 277-284. GAO W, CAI D B, ZHOU J P, et al. Activity planning method for Chang'E-3 “Jade Rabbit” rover[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 277-284 (in Chinese).

化任务规划方法,并提出了具有动态行为持续时间和动态行为效果的时态规划模型(Temporal Planning with Dynamic Duration and Dynamic Effect, $TP^{DD\&DE}$)。为描述 $TP^{DD\&DE}$ 类型的规划任务,设计了规划领域定义语言(Planning Domain Definition Language, PDDL)[8] 的新型扩展 $PDDL^{DD\&DE}$。为有效求解 $TP^{DD\&DE}$ 问题,设计了能结合外部计算过程、基于启发式搜索技术的规划算法,运用 Landmark 知识分析技术设计了能对搜索节点进行更加合理评估的启发函数[9-10]。实现了求解 $TP^{DD\&DE}$ 问题的规划系统,该系统在实际应用中取得了预期成功。

本文方法相比美国国家航空航天局(NASA)和欧洲空间局(ESA)采用的方法,具有明显的区别和特色:①本文方法采用以动作(action)为核心概念的任务建模方法(简称动作模型法)[8],美国和欧洲的相关项目主要采用了以时间轴(timeline)为核心概念的建模方法(简称时间轴模型法)[11-12]。时间轴模型法虽然在建模事件的持续时间方面具有较大的灵活性,但是其模型内部的约束往往涉及多个时间轴,导致这些时间轴在逻辑关系上紧密耦合,大幅增加人类专家建立模型和理解模型的难度[13]。相对而言,动作模型法具有易于人类专家理解的优势,为人类专家评估并认可规划结果提供了一种方便的途径。②在动作模型法的自动规划研究领域,本文结合外部计算过程的规划模型 $TP^{DD\&DE}$,通过外部计算过程来分析动作在行为持续时间和行为效果上的动态性。相对于已有研究提出的建模外部环境的定时触发(命题)文字技术[14],本文的工作进一步考虑了数值型变量受外部环境的影响,将可建模的问题扩展到更广的范围。③针对 $TP^{DD\&DE}$ 问题的描述需求,扩展了 PDDL 语言,设计了 $PDDL^{DD\&DE}$。在规划求解方法上,运用了提出的结合 Landmark 问题结构知识分析技术的启发函数[12-13],实现了有效求解。

1 巡视器动态行为的规划建模

"玉兔号"巡视器的行为规划问题由于行为持续时间的动态性、行为效果的动态性,因而不能采用目前已有的自动规划模型进行建模。本文通过扩展时态规划模型[8],增加对行为动态性的建模元素,提出了自动规划模型 $TP^{DD\&DE}$。

$TP^{DD\&DE}$ 问题定义为一个七元组:$\Pi=(V,A,I,G,T_L,E_P,\delta)$。

1) V 由 2 个不相交的有限变量集组成:$V_L \cup V_M$,变量的取值可随时间而变化。V_L 为(逻辑)命题变量集,$f\in V_L$ 的值域为 $\mathrm{Dom}(f)=\{T,F\}$,T 为逻辑"真",F 为逻辑"假";V_M 为数值变量集,$x\in V_M$ 有值域 $\mathrm{Dom}(x)\subseteq \mathbf{R}$。

2) A 为动作集,动作 $a\in A$ 具有形式$\langle \mathrm{dur}_a, C_a, E_a\rangle$。$\mathrm{dur}_a$ 为动作的持续时间;C_a 为 a 的执行条件集合(简称条件集),描述在开始执行时刻必须成立的条件、结束时刻成立的条件和执行过程中保持的条件;E_a 为 a 的执行效果集合(简称效果集),包含动作 a 在开始执行时刻产生的效果和结束时刻产生的效果。对于条件 $c\in C_a$,如果其约束逻辑变量,则具有形式:$\langle(\mathrm{st}_c,\mathrm{et}_c)v=d\rangle$,$d\in\mathrm{Dom}(v)$;如果其约束数值变量,则有形式:$\langle(\mathrm{st}_c,\mathrm{et}_c)v\ \mathrm{op}\ \mathrm{exp}\rangle$,$\mathrm{op}\in\{>,\geqslant,<,\leqslant,==\}$,exp 为由数值变量和常量组成的表达式。对于效果 $\mathrm{ef}\in E_a$,如果其影响逻辑变量,则具有形式:$\langle[t]v\leftarrow d\rangle$;如果其影响数值变量,则有形式:$\langle[t]v\ \mathrm{eop}\ \mathrm{exp}\rangle$,$\mathrm{eop}\in\{=,+=,-=,*=,/=\}$。

3) I 为规划任务的初始状态,为 $f\in V$ 赋予"T"或"F",为 $x\in V_M$ 赋予 $d\in\mathrm{Dom}(x)$。

4) G 为目标集,每个目标命题具有形式$\langle f=d\rangle$,这些目标在规划方案执行后必须成立。

5) T_L 为定时触发文字的有限集,每个(命题)文字的形式为$\langle[t]f=d\rangle$,表示变量 f 在时刻 t 的取值更新为 d。

6) E_P 为从变量到其外部计算过程的映射 $E_P: V_M\cup X\rightarrow \mathrm{Procs}$,$X=\{\mathrm{dur}_a\mid a\in A\}$,Procs 为外部计算过程集。对于 $v\in V_M\cup X$,变量 v 的值由过程 $E_P(v)\in\mathrm{Procs}$ 计算。过程 $E_P(v)$ 通常带有多个参数,其中主要的参数为当前时刻 t,为此用 $E_P(v)(t)$ 表示变量 v 在时刻 t 上的取值。

7) $\delta: A\rightarrow \mathbf{R}$ 为动作的代价函数,表示执行 a 需要付出代价,$\delta(a)<0$ 表示执行 a 获得收益。

对动作的时间语义进一步说明如下:将动作 a 的开始执行时刻和结束时刻分别记为 st_a 和 et_a。对于动作执行条件 $c\in C_a$,如果 $\mathrm{st}_c=\mathrm{et}_c=\mathrm{st}_a$,则要求条件 c 在 a 的开始时刻成立,称此类条件为开始条件;如果 $\mathrm{st}_c=\mathrm{et}_c=\mathrm{et}_a$,则要求 c 在 a 的结束时刻成立,称此类条件为结束条件;如果 $\mathrm{st}_c=\mathrm{st}_a$,$\mathrm{et}_c=\mathrm{et}_a$,则要求 c 在开区间$(\mathrm{st}_c,\mathrm{et}_c)$上成立,称此类条件为持续条件。对于动作 a 的效果$\langle[t]v\leftarrow d\rangle$,如果 $t=\mathrm{st}_a$,则该效果在动作的开始时刻发生,称此类效果为开始效果;如果 $t=\mathrm{et}_a$,则该效果在动作的结束时刻发生,称此类效果为结束效果。

$TP^{DD\&DE}$模型从 2 个方面反映了规划系统所处的外部环境的信息。其中,定时触发文字集 T_L 反映了逻辑命题变量随时间变化的信息;E_P 反映了数值型变量和动作持续时间受外部环境的影响,即数值型变量的取值和动作持续时间均可通过外部过程计算。因此,$TP^{DD\&DE}$模型是传统时态规划模型的推广形式。

给定一个具体的 $TP^{DD\&DE}$问题,它的一个状态 s 由若干变量赋值组成。用 $s(v)$ 表示 s 对变量 v 的赋值,则 $s(v) \in \mathrm{Dom}(v)$。状态不一定对全部变量都给出赋值,仅对一部分变量赋值的状态称为部分状态,对所有变量均赋值的状态称为完全状态。在状态 s 上,如果动作 a 的开始条件在时刻 st_a 成立,结束条件在时刻 et_a 成立,持续条件在开区间(st_a, et_a)上成立,则称 a 在 s 上可执行。a 在 s 上执行后的状态记为 $\mathrm{apply}(s,a)$,计算方法为:在 st_a 时刻,按照 a 的开始效果更新 s 得到新状态 s',在 et_a 时刻,按照 a 的结束效果更新 s'得到 s''。使用 $\pi = (\langle t(a_1), a_1\rangle, \langle t(a_2), a_2\rangle, \cdots, \langle t(a_m), a_m\rangle)$表示动作序列,其中动作变量 a_i 表示在第 i 步执行的动作,$t(a_i)$表示它的执行时刻。对于状态 s,如果 π 中的动作可依次执行,则称 π 为 s 上的有效动作序列。如果 π 为初始状态 I 上的有效动作序列,并且执行 a_m 后的状态满足目标集 G 的全部目标,则称 π 为 $TP^{DD\&DE}$问题 $\prod = (V, A, I, G, T_L, E_P, \delta)$的规划方案(或称规划解,也称规划)。$\pi$ 的时间跨度 $\mathrm{ms}(\pi)$为 $t(a_m) + \mathrm{dur}_{a_m}$。

π 的代价 $\delta(\pi)$定义为所有动作代价的代数和 $\sum \delta(a_i)$。π 对资源变量 x 的消耗量为在时刻 $\mathrm{ms}(\pi)$上 x 的取值与在初始状态 I 中 x 取值的差。根据时间跨度、动作代价、资源消耗等指标[15-16]可比较 3 个规划解 π 和 π'的规划质量(plan quality)优劣。

面向一个具体的规划指标,可要求规划算法计算出最优的规划解,或者要求计算出一个令人满意的规划解。前一类计算问题称为最优规划(optimal planning)问题,后一类问题称为满意规划(satisficing planning)问题[15-16]。根据工程需要,将月面巡视器任务规划问题建模为满意规划问题。一般情况下,满意规划问题相对容易求解,耗时较短。

下面给出月面巡视器行为规划问题的一个简化实例,之后将介绍如何采用 $TP^{DD\&DE}$模型来建模此实例。假定月面上有 2 个停泊点 K 和 B,巡视器当前位于 K,其任务目标是在 B 处完成探测工作。巡视器当前能量为 80,在相对时刻 30 开始处于太阳光照区域。任务约束为:在探测之前巡视器的能量应大于 50,在探测动作的执行过程中应一直处于太阳光照区域。从 K 到 B 的移动动作的持续时间和能量消耗分别由外部过程 proc_1 和 proc_2 计算。在 B 处进行探测动作的持续时间和能量消耗分别由外部过程 proc_3 和 proc_4 计算。设外部过程在部分时刻的输出值如下:$\mathrm{proc}_1(0) = 10$, $\mathrm{proc}_2(0) = 20$, $\mathrm{proc}_3(30) = 15$, $\mathrm{proc}_4(30) = 50$。即在时刻 0 执行移动动作的持续时间是 10、能量消耗是 20,在时刻 30 执行探测动作的持续时间是 15、能量消耗是 50。这个规划实例在时间跨度指标上的最优解是:在时刻 0 执行从 K 到 B 的移动动作,在时刻 30 执行探测动作。

运用本文提出的 $TP^{DD\&DE}$模型,对上述实例进行建模,具体建模过程如下:设逻辑变量集 $V_L = \{\mathrm{at_}K,\ \mathrm{at_}B,\ \mathrm{reachable_}K_B,\ \mathrm{in_sun},\ \mathrm{work_done}\}$。各逻辑变量的含义如下:$\mathrm{at_}K = \mathrm{T}$ 表示巡视器在停泊点 K,$\mathrm{at_}B = \mathrm{F}$ 表示巡视器不在停泊点 B,$\mathrm{reachable_}K_B = \mathrm{T}$ 表示停泊点 K 和 B 在空间上可达,$\mathrm{in_sun} = \mathrm{T}$ 表示巡视器处于光照范围内,$\mathrm{work_done} = \mathrm{F}$ 表示探测工作未完成。设数值变量集 $V_M = \{\mathrm{energy},\ \mathrm{eng_consume}_1,\ \mathrm{eng_consume}_2\}$,energy 变量建模巡视器的电量值,其余 2 个变量表示电量消耗。初始状态 $I = \{\mathrm{at_}K = \mathrm{T},\ \mathrm{at_}B = \mathrm{F},\ \mathrm{reachable_}K_B = \mathrm{T},\ \mathrm{in_sun} = \mathrm{F},\ \mathrm{work_done} = \mathrm{F}\}$。目标集 $G = \{\mathrm{work_done} = \mathrm{T}\}$表示任务目标为要完成探测工作。

巡视器的行为建模如下:K、B 2 点间的移动动作 $\mathrm{move}_{KB} = \langle \mathrm{dur}_m, C_m, E_m\rangle$,它的条件集 $C_m = \{\langle(\mathrm{st}_m, \mathrm{st}_m)\ \mathrm{at_}K = \mathrm{T}\}\rangle, \langle(\mathrm{st}_m, \mathrm{st}_m)\ \mathrm{reachable_}K_B = \mathrm{T}\rangle, \langle(\mathrm{st}_m, \mathrm{st}_m)\ \mathrm{energy} \geqslant 80\rangle\}$,它的效果集 $E_m = \{\langle(\mathrm{et}_m, \mathrm{et}_m)\ \mathrm{at_}B = \mathrm{T}\rangle, \langle(\mathrm{et}_m, \mathrm{et}_m)\ \mathrm{at_}K = \mathrm{F}\rangle, \langle(\mathrm{et}_m, \mathrm{et}_m)\ \mathrm{energy} -= \mathrm{eng_consume}_1\rangle\}$。在 B 点工作的动作 $\mathrm{work}_B = \langle \mathrm{dur}_w, C_w, E_w\rangle$,它的条件集 $C_w = \{\langle(\mathrm{st}_w, \mathrm{st}_w)\ \mathrm{at_}B = \mathrm{T}\rangle, \langle(\mathrm{st}_w, \mathrm{st}_w)\ \mathrm{energy} \geqslant 30\rangle, \langle(\mathrm{st}_w, \mathrm{st}_w)\ \mathrm{work_done} = \mathrm{F}\rangle\}$,它的效果集 $E_w = \{\langle(\mathrm{et}_w, \mathrm{et}_w)\ \mathrm{energy} -= \mathrm{eng_consume}_2\rangle, \langle(\mathrm{et}_w, \mathrm{et}_w)\ \mathrm{work_done} = \mathrm{T}\rangle\}$。定时触发文字集 $T_L = \{\langle[30]\ \mathrm{in_sun} = \mathrm{T}\rangle\}$表示巡视器在时刻 30 处位于光照范围。变量与外部计算过程的对应关系为:$E_P(\mathrm{dur}_m) = \mathrm{proc}_1$, $E_P(\mathrm{eng_consume}_1) = \mathrm{proc}_2$, $E_P(\mathrm{dur}_w) = \mathrm{proc}_3$, $E_P(\mathrm{eng_consume}_2) = \mathrm{proc}_4$,表示变量 dur_m、$\mathrm{eng_consume}_1$、dur_w 和 $\mathrm{eng_consume}_2$ 的取值分别由外部过程 proc_1、proc_2、proc_3 和 proc_4 计算。

2 巡视器控制任务的规划描述语言

规划问题的数学模型较抽象,不易于人类的理解和计算机处理。PDDL 语言提供了较为直观的语义,成为自动规划研究中规划问题描述语言的实际规范[15-16]。为了描述月面巡视器控制任务中的动态行为以及动态性的外部计算过程,设计了 PDDL 语言的扩展 PDDL$^{DD\&DE}$,用于对规划任务中动态行为的描述。

本文讨论的规划问题的动态性表现在 2 个方面:一方面在于动作持续时间的动态性;另一方面在于资源变量的动态性。为此,应通过扩展语言结构来支持这 2 个动态性的描述。动态性的确定化依赖于外部计算过程,因此,应支持外部计算过程的描述,并能描述动态性与外部计算过程的关联。在 PDDL 语言的基础上,在规划域描述结构中增加对外部过程的说明,用元标记":processes"标识外部计算过程的说明部分。在该部分,定义名如 $proc_1$ 和 $proc_2$ 的外部计算过程。在之后的动作定义部分,将运用这些外部过程来建模动作的动态性。

为了建立动作的持续时间与外部计算过程的对应关系,在动作持续时间声明部分允许出现外部过程名。为建立资源变量的变化与外部过程的关系,在动作效果部分,允许外部过程名出现在效果表达式中。如第 1 节中的操作 move 的结构知识采用 PDDL$^{DD\&DE}$ 建模,形成如图 1 所示的操作模型(说明:操作 move 的参数分别绑定为地点 K 和 B 后,可得到动作 $move_{KB}$)。在图 1 中,使用(=?duration proc1)描述操作的持续时间由外部过程 proc1 计算;用(decrease energy proc2)描述资源变量 energy 的降低数量由 proc2 计算。当然,采用这 2 种结构也能够描述其他资源变量与外部计算过程的映射关系。

```
(:durative-action move
:parameters (?r - rover) (?from - location)
            (?to - location)
:duration (= ?duration proc1 )
:condition
      (and
      (at start (at ?r ?from))
      (at start (reachable ?from ?to))
      (at start (>= energy 80)))
:effect
      (and
      (at end (at ?r ?to))
      (at end (decrease energy proc2 )))
)
```

图 1 动作持续时间和资源变量与外部计算过程的映射

Fig. 1 Description of mappings from action durations and resource variables to external computation procedures

运用在建模语言 PDDL 基础上设计的扩展语言 PDDL$^{DD\&DE}$,能够对"玉兔号"巡视器的行为模型和"玉兔号"面对的某一具体任务进行建模。行为模型与对象类型定义、函数定义、外部计算过程定义等一起形成规划领域模型文件 Domain.pddl,具体任务所涉及的对象实例、初始状态与目标等描述一起形成规划任务文件 Problem.pddl。规划系统以这 2 个文件为输入,开始进行规划解的计算。

3 巡视器动态行为的规划方法

针对本文提出的规划问题 TP$^{DD\&DE}$,设计了基于贪婪最好优先搜索(greedy best-first search)[17]框架的规划算法。本文算法的主要不同在于:在搜索的过程中与外部计算过程交互,并在设计的启发函数的引导下对有希望的节点进行优先探索。规划算法采用一个 Open 表记录待扩展的节点,使用一个 Closed 表记录已经扩展的节点。运用 Closed 表可防止算法因搜索空间存在环而陷入无限循环,从而避免算法在有限图上产生不完备。

由于本文考虑的规划问题涉及时间和定时触发文字,搜索空间的节点不仅应记录当前的状态,而且应记录当前时间等信息。节点的数据结构与文献[18]相同,具体如下:节点 n 为六元组(t,P,M,H,E,pl),t 为节点 n 对应的时刻(时间戳),P 记录各命题变量取"真"的最近时间,表示为集合$\{\langle p_i,t_i\rangle \mid t_i<t\}$,$M$ 记录数值型变量在当前时刻 t 的取值,H 记录已经执行的动作的持续条件,E 记录将来发生的事件集,pl 记录从初始节点到节点 n 所经历的动作序列。与文献[18-19]等类似,设定离散时间点之间存在一个微小的间隔 λ。本文的规划算法采用上述节点结构,首先根据规划问题的初始状态构造初始节点,然后通过迭代不断扩展搜索空间。算法的主体流程如图 2 所示。图中使用 $n.\mathrm{pl}$ 来表示节点 n 的 pl 元素,其他元素的表示法相同。

外部计算过程在算法中的作用是用来生成节点 n 上的可用动作集 App(n)。算法将考察动作集 A 中的每个动作 a,判断它可否在节点 n 所代表的状态上应用(执行),此判断过程将依据 a 的持续时间、前提和预期执行效果。设 a 的持续时间是动态的,由外部过程 proc 计算,则算法根据节点 n 的时间戳 $n.t$,调用 proc($n.t$)可获得 a 的持续时间。以相同的方式,可获取给定数值

北航学报 赠阅

```
输入：规划问题 ∏=(V,A,I,G,T_L,E_p,δ)
输出：规划解π
建立 Open 表（记录待扩展的节点）
建立 Closed 表（记录已扩展的节点）
构造初始节点 n_ini=(λ,{⟨p,0⟩ | p ∈ V_L, I(p)=T 或
⟨[0]p=T⟩ ∈T_L},{⟨v,I(v)⟩ | v ∈ V_M},∅,∅)
Open ← Open ∪ {n_ini}
Closed ← ∅
while Open 表不为空
    从 Open 表中取出最前的节点 n
    若节点 n 满足目标 G，则
        返回规划解：n.pl
    根据动作集合 A，调用外部计算过程、配置项和
    预报，计算在 n 上的可用动作集 App(n)
    for 动作 a ∈ App(n)
        创建新节点 n′，根据节点 n、T_L 和动作 a
        的效果更新 n′
        计算 n′的启发值 h(n′)
        若 n′ ∉ Closed，则将 n′放入 Open，放
        入顺序参照 h(s′)；
    endfor
    将 n 从 Open 表移除，放入 Closed 表
endwhile
返回 null（表示此规划问题无解）
```

图 2　$TP^{DD\&DE}$ 规划算法主体流程

Fig. 2　Main procedure of $TP^{DD\&DE}$ planning algorithm

变量 v 在 $n.t$ 时刻的取值。在去除动作 a 的动态性之后，可根据时态规划模型的语义[18]完成此动作的应用结果计算，从而得到节点 n 的子节点 n'。

图 2 的算法是正确的，且对于有限空间是完备的。算法的正确性通过 2 个方面保证：①在节点扩展过程中遵照时态规划动作的语义[18]；②当扩展的节点中存在变量取值冲突时，该节点将不予考虑。算法的完备性主要通过 Open 表和 Closed 表机制保证，Open 表存储了所有已扩展节点的子节点，而不是仅仅存储最优节点的子节点，使得算法在贪心前进无法继续时能考察其余节点。Closed 表记录所有已扩展的节点，避免某节点被多次重复扩展，从而防止算法陷入搜索空间中的环状通路。

本文规划算法的主要特色在于启发函数 h 的设计，该函数评估每个节点与目标的标量距离，即

$$h:2^S \rightarrow \mathbf{R} \tag{1}$$

式中：S 为全体状态构成的集合。

对于搜索空间中的节点 n，定义了 n 对应的状态 s_n 为

$$s_n=\{\langle p,\mathrm{T}\rangle \mid \langle p,t\rangle \in n.P,t\in \mathbf{R}\}\cup \{\langle v,d\rangle \mid \langle v,d\rangle \in n.M\} \tag{2}$$

即 s_n 包含了节点 n 上所有命题变量和所有数值变量的取值。

为了合理估计状态 s 的目标距离，使用了文献[10]中定义的启发函数 h^{tpcc}。总体上看，状态 s 的目标距离定义为 s 与目标集 G 中每个目标 g 的距离的代数和，如下：

$$h^{tpcc}(s)=\sum_{g\in G}h^{tpcc}(g\mid s) \tag{3}$$

状态 s 与单个目标 g 的距离分 3 种情况定义。

1）若 $g\in s$，则

$$h^{tpcc}(g\mid s)=0 \tag{4}$$

2）若 g 不是比较型逻辑变量且 $g\notin s$，则

$$h^{tpcc}(g\mid s)=\min_{r\in \mathrm{supp}(g)}(\delta(r)+\sum_{y\in Z_r}h^{tpcc}(y\mid c^{pcc}(s',r,y))) \tag{5}$$

3）若 g 为比较型逻辑变量且 $g\notin s$，则

$$h^{tpcc}(g\mid s)=\min_{r\in \mathrm{prom}(g,s)}(\delta(r)+\sum_{y\in Z_r}h^{tpcc}(y\mid c^{pcc}(s',r,y))) \tag{6}$$

式中：规则 r 由动作映射得到[10]；Z_r 为 r 的前提集合；$\mathrm{supp}(g)$ 为能添加命题 g 的规则集；$c^{pcc}(s',r,y)$ 为在状态 s' 上应用规则 r 来实现命题 y 后所导致的状态 s 的更新；$\mathrm{prom}(g,s)$ 为在状态 s 上有希望（promising）实现目标 g 的规则。

函数 c^{pcc} 的计算主要依赖对 Landmark 的分析技术[20]，最终产生了更加合理的目标距离估计，用下面的实例说明启发函数的合理性。

月面上有 2 个停泊点 l_0 和 l_1，巡视器当前位于 l_1，目标是在 l_1 处执行探测动作 WA。WA 有 2 个前提：p_1：〈电能高于 20〉，p_2：〈位于 l_1〉，其执行代价为 30。巡视器当前电能为 10，因光照原因不能在 l_1 充电只能在 l_0 充电。此外，从 l_0 移动到 l_1 的代价为 10，反方向移动代价也为 10；充电的代价为 50。

如果不采用 Landmark 分析技术，简单地假设 p_1 和 p_2 是无关的，则从当前状态实现 p_1 的代价为 10 + 50（从 l_1 移动到 l_0 产生代价 10，充电产生代价 50），实现另一个前提 p_2 的代价为 0（因为根据假设，函数 c^{pcc} 的值与当期状态相同，包含了 p_2），因此得出，完成目标的总代价为：60 + 0 + 30 = 90，其中满足 WA 执行前提 p_1 的代价是 60，满足 WA 的另一个执行前提 p_2 的代价是 0，WA 的执行代价是 30。

当采用 Landmark 分析技术后，得出命题 p_1 和 p_2 相关，在成立顺序上，p_1 应该在 p_2 之前成立，而且 p_2 的实现代价计算应该以 p_1 的实现代价计算结果为出发点。因此，在得出 p_1 的实现代价 60 之后，函数 c^{pcc} 能考虑到巡视器为实现 p_1 而将位置改变到了 l_0，从而在计算 p_2 的实现代价过程中，发现从 l_0 移动到 l_1 会导致代价 10。最终，得

出当前状态的目标距离为:(60 + 10) + 30 = 100。这个距离估计值实际上优于之前的估值 90。

4 应用与分析

在“玉兔号”月面巡视器行为规划任务中,巡视器在月面上的停泊位置称为停泊点。巡视器的行进路径由停泊点序列组成,在停泊点上可执行的运行模式有 4 种:移动模式、工作模式、地基运算模式和充电模式。任务设计专家可指定巡视器在某停泊点上执行上述 4 种模式的任意模式序列。例如,在停泊点 K 上,指定巡视器顺次执行工作模式、地基运算模式、充电模式、移动模式。巡视器各运行模式对应的行为模型均采用本文设计的 PDDL$^{DD\&DE}$ 语言进行描述。

巡视器的任务规划指在较长一段时间内(以天数为单位),给定巡视器的初始位置及时间、目标位置、月面 DEM 图和探测需求,在满足巡视器的机动性能约束、通信约束、能源约束、工作模式约束、航向前提下,规划各停泊点序列和停泊点上的工作模式序列。主要约束的具体内容包括:①测控约束,是巡视器与地面遥操作系统的基本约束。该约束主要是指满足通信可见性条件,即可用测控站对巡视器的高度角满足阈值要求,连续测控弧段跟踪时满足测站切换规则要求等。②能源约束,即功率平衡,主要包含 3 个因素:巡视器通过太阳翼获取能量、巡视器工作时能量消耗、蓄电池充电损耗及存储能量。通过太阳翼获取的能量数与巡视器姿态、太阳高度角、太阳翼角度、太阳翼遮挡情况等相关。巡视器耗能取决于巡视器的工作模式和移动模式等。蓄电池充电量取决于电池性能及充电控制方式等。③温控约束,是指巡视器在一定太阳高度角、巡视器姿态、太阳翼角度和工作模式下,确保车体尤其是太阳翼温度在工作温度范围内,避免月昼时出现温度过高或者月夜时温度过低。④工作模式约束,是指巡视器进行月面巡视探测时必须处于确定的工作模式,包含感知模式、移动模式、科学探测模式、充电模式、月夜模式等,每种模式的执行需具备一定约束条件,各模式之间的转换也需满足特定约束。⑤工作能力约束,是指巡视器由于其自身能力限制造成的约束条件。主要指运动约束,例如巡视器移动过程中无法跨过超过一定高度的障碍,无法翻越超过一定坡度的斜坡等。

限于篇幅,不再详细介绍运用智能规划技术对巡视器行为建模的技术和结果,只概要介绍其中的建模方法,包括:①使用动作前提和动作效果来建模动作之间的逻辑关系和各项约束关系;②使用定时触发文字概念建模不受巡视器控制的外部环境的变化,如通信可用性的多个弧段;③使用外部计算过程概念建模行为与其他分析系统中计算过程的关系。

为实现巡视器任务的自动化求解,使用编程语言 C ++ 实现了本文的规划方法,形成了月面巡视器自动任务规划系统。该系统以巡视器操作模型描述文件 Domain. pddl 和当前任务的描述文件 Problem. pddl 为输入信息,计算输出形式如表 1 所示的规划解。表 1 中的每行描述了规划解中的 1 个动作,由 4 部分组成:动作序号、开始时刻、动作名称和持续时长。如规划解的第 1 个动作为 EnterTrackAction xsq,其中,xsq 为巡视器的拼音缩写,EnterTrackAction 为进入跟踪弧段做准备的动作。按照规划的指示,巡视器应在相对时间第 26 539 s 执行,执行的持续时长为1 320 s。

表 1 某次规划任务的规划解

Table 1 Plan of a mission planning task

序号	开始时刻	动作名称	持续时长/s
001	26 539	〈EnterTrackAction xsq〉	1 320
002	27 859	〈WorkAction xsq spot0 init M0_MS_GZ〉	10 290
003	38 149	〈MoveAction xsq spot0 M0_MS_GZ M1_MS_YDMZ〉	270
004	38 419	〈MoveEffect xsq spot0 spot1〉	0
005	38 419	〈WorkAction xsq spot1 M1_MS_YDMZ M2_MS_GZ〉	10 290
006	48 709	〈MoveAction xsq spot1 M2_MS_GZ M3_MS_YDMZ〉	270
007	48 979	〈MoveEffect xsq spot1 spot2〉	0
008	48 979	〈WorkAction xsq spot2 M3_MS_YDMZ M4_MS_GZ〉	10 290
009	59 269	〈MoveAction xsq spot2 M4_MS_GZ M5_MS_YDMZ〉	270
010	59 539	〈MoveEffect xsq spot2 spot3〉	0
011	671 460	〈WorkAction xsq spot3 M5_MS_YDMZ M6_MS_GZ〉	10 290
⋮	⋮	⋮	⋮
027	776 383	〈MoveAction xsq spot7 M14_MS_GZ M15_MS_YDMZ〉	270

在“玉兔号”的控制过程中,自动任务规划系统形成了整个控制流程的协调中枢。在自底向上的方向,以遥操作控制中心的各分系统的预报数据为基础,通过信息融合和信息抽象,形成了具体的规划任务。在规划系统成功求解该任务后,对应的规划解以自顶向下的方式向各分系统传递。根据该规划解,分系统设定自身的(低层)控制目标,并计算相应的(低层)控制规划,随后执行各自的控制规划。因而,各分系统的协调工作主要依赖于自动任务规划系统。相对于传统的手工编

制计划和协调工作的方式，巡视器控制的这种工作流程在自动化程度上达到了明显的提高。

5　结　论

嫦娥三号“玉兔号”巡视器是中国首次在月面环境下开展移动探测任务。在巡视器移动探测任务中，自动地进行行为序列规划，应对月面非结构化环境和任务动态性，是对月球较大范围实施环境探知的重要技术。

1）分析了动作持续时间动态性和动作效果动态性等特点。

2）采用以动作为核心概念的规划思想，针对性地提出了扩展型时态规划问题模型，设计了 PDDL 语言的扩展 $\text{PDDL}^{\text{DD\&DE}}$。

3）以启发式状态空间搜索为技术框架，设计了结合外部计算过程的规划算法；在启发函数设计上，结合了规划问题的 Landmark 结构知识，对状态的目标距离实现了相对合理的估计，为规划算法的效率提供了积极保证。

本文设计实现的规划系统在巡视器控制流程中起到了中枢的作用，为各分系统的协调和自动化提供了新方法。“玉兔号”巡视器的自动任务规划技术有力支撑了中国首次地外天体探测与勘察的成功，为中国后续的深空着陆探测任务提供了积极的技术先导。随着航天事业的飞速发展，地球卫星、载人航天、月球探测和深空探测等航天任务均凸显出功能多样、配置灵活、组合复杂的特点，特别是针对未来多任务并行、多目标管理的飞行控制特点，需要任务规划和验证评估等方面的新型自动化技术，以达到加快任务响应速度、提高任务决策效率、优化操作控制流程、合理调配地面资源和降低人为失误危险的目的，“玉兔号”巡视器任务规划的方法和技术可在这些领域得到不断完善和发展，形成更加广泛的应用。

参考文献（References）

[1] IP W H, YAN J, LI C L, et al. Preface: The Chang'e-3 lander and rover mission to the Moon[J]. Research in Astronomy & Astrophysics, 2014, 14(12): 1511-1513.

[2] 吴伟仁，周建亮，王保丰，等. 嫦娥三号“玉兔号”巡视器遥操作中的关键技术[J]. 中国科学：信息科学，2014，44(4)：425-440.
WU W R, ZHOU J L, WANG B F, et al. Key technologies in the teleoperation of Chang'E-3 "Jade Rabbit" rover[J]. Science China: Information Sciences, 2014, 44(4): 425-440 (in Chinese).

[3] 贾阳，张建利，李群智，等. 嫦娥三号巡视器遥操作系统设计与实现[J]. 中国科学：技术科学，2014，44(5)：470-482.
JIA Y, ZHANG J L, LI Q Z, et al. Design and realization for teleoperation system of the Chang'e-3 rover[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2014, 44(5): 470-482 (in Chinese).

[4] 欧阳琦，姚雯，陈小前. 地球同步轨道卫星群在轨加注任务规划[J]. 宇航学报，2010，31(12)：2629-2634.
OUYANG Q, YAO W, CHEN X Q. Mission programming of on-orbit refueling for geosynchronous satellites[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(12): 2629-2634 (in Chinese).

[5] 李革非，陈莉丹，唐歌实，等. 多约束交会对接发射窗口的分析和规划[J]. 宇航学报，2011，32(11)：2463-2470.
LI G F, CHEN L D, TANG G S, et al. Analysis and programming of rendezvous launch window with multi-constraints[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(11): 2463-2470 (in Chinese).

[6] 周建亮，谢圆，张强，等. 月面巡视器遥操作中的任务规划技术研究[J]. 中国科学：信息科学，2014，44(4)：441-451.
ZHOU J L, XIE Y, ZHANG Q, et al. Research on mission planning in teleoperation of lunar rovers[J]. Science China: Information Sciences, 2014, 44(4): 441-451 (in Chinese).

[7] HOFFMANN J. Everything you always wanted to know about planning[C]// KI 2011: Advances in Artificial Intelligence. Berlin: Springer-Verlag, 2011: 1-13.

[8] FOX M, LONG D. PDDL2.1: An extension to PDDL for expressing temporal planning domains[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2003, 20: 61-124.

[9] CAI D B, HOFFMANN J, HELMERT M. Enhancing the context-enhanced additive heuristic with precedence constraints[C]// Proceedings of the 19th International Conference on Automated Planning and Scheduling (ICAPS). Menlo Park, California: AAAI Press, 2009: 50-57.

[10] HU Y M, YIN M H, CAI D B. On the discovery and utility of precedence constraints in temporal planning[C]// Proceedings of the 25 th AAAI Conference on Artificial Intelligence (AAAI). Menlo Park, California: AAAI Press, 2011: 1788-1789.

[11] RABIDEAU G, KNIGHT R, CHIEN S, et al. Iterative repair planning for spacecraft operations in the ASPEN system[C]// Proceedings of the 5th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. Noordwijk: ESA Publications Division, 1999, 440: 99-106.

[12] BARREIRO J, BOYCE M, FRANK J, et al. EUROPA: A platform for timeline-based AI planning, scheduling, constraint programming, and optimization[C]// Proceedings of ICAPS 2012 Workshop on Planning and Scheduling with Timelines. Atibaia: ICAPS, 2012: 6-7.

[13] SMITH D E, FRANK J, CURSHING W. The anml language[C/OL]// Proceedings of the ICAPS 2008 Workshop on Knowledge Engineering for Planning and Scheduling (KEPS). Sydney: ICAPS, 2008[2016-08-13]. http://ktiml.mff.cuni.cz/~bartak/KEPS2008/download/paper07.pdf.

[14] GEREVINI A, SAETTI A, SERINA I. An approach to temporal planning and scheduling in domains with predictable exogenous events[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2006,

25:187-231.
[15] EDELKAMP S, HOFFMANN J. PDDL2.2: The language for the classical part of the 4th international planning competition[R]. Freiburg: Albert-Ludwigs-Universität Freiburg, 2004: 1-21.
[16] GEREVINI A, LONG D. Plan constraints and preferences in PDDL3[R]. Brescia: University of Brescia, 2005: 1-12.
[17] HELMERT M. The fast downward planning system[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2006, 26: 191-246.
[18] DO M B, KAMBHAMPATI S. Sapa: A multi-objective metric temporal planner[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2003, 20: 155-194.
[19] EYERICH P, MATTMÜLLER R, RÖGER G. Using the context-enhanced additive heuristic for temporal and numeric planning[M]. Heidelberg: Springer, 2012: 49-64.
[20] HOFFMANN J, PORTEOUS J, SEBASTIA L. Ordered landmarks in planning[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2004, 22: 215-278.

作者简介:

高薇 女,博士研究生,工程师。主要研究方向:飞行器控制与通信。

蔡敦波 男,博士,副教授。主要研究方向:智能规划与自动推理。

周建平 男,博士,教授,博士生导师,中国工程院院士。主要研究方向:载人航天工程。

Activity planning method for Chang'E-3 "Jade Rabbit" rover

GAO Wei[1,2], CAI Dunbo[3,*], ZHOU Jianping[1,4], GAO Yuhui[2], YIN Minghao[5]

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;
3. Hubei Provincial Key Laboratory of Intelligent Robot, Wuhan Institute of Technology, Wuhan 430205, China;
4. China Manned Space Engineering Office, Beijing 100720, China;
5. School of Computer Science and Information Technology, Northeast Normal University, Changchun 130017, China)

Abstract: To enable the "Jade Rabbit" rover to plan fast in a dynamic work environment on the lunar surface, an activity planning model called temporal planning with dynamic duration and dynamic effect ($TP^{DD\&DE}$) was developed based on the automated planning technology of artificial intelligence. This model extends temporal planning to incorporate external computing procedures and to support durations of actions to be determined dynamically. To describe tasks of $TP^{DD\&DE}$, an extension of the planning domain definition language (PDDL), called $PDDL^{DD\&DE}$, was designed. A planning system that is based on the heuristic state space search framework was developed to solve the planning problem. By utilizing the "proposition Landmarks analysis" technique, we designed a heuristic function that accounts for reasonable orderings of actions' preconditions and is capable of getting better goal distance estimates for states. With the successful completion of Chang'E-3 mission, the proposed method played a key role in supporting the "Jade Rabbit" rover to fulfill its exploration tasks on the moon.

Keywords: lunar surface rover; activity planning; automated planning; task modeling; heuristic search

Received: 2016-07-05; **Accepted**: 2016-08-10; **Published online**: 2016-09-05 10:01
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160905.1001.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61103136, 61370156, 61503074); Program for New Century Excellent Talents in University (NECT-13-0724); Open Research Foundation of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory (2014afdl002); Scientific Research Program of Education Department of Hubei Province for Young Talents (Q20151516)

* **Corresponding author**. E-mail: dunbocai@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0114

全下文载

混合重叠网格插值方法的改进及应用

黄宇[1], 阎超[1,*], 王文[1], 席柯[2]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国兵器工业导航与控制技术研究所, 北京 100190)

摘 要: 混合重叠网格间合理插值是保证流场计算正确的基础之一。本文针对重叠区网格尺寸匹配度较差时插值误差较大问题,发展了一种新型混合重叠网格插值方法,通过使用二阶精度插值、按单元尺度区分和扩充模板,改善了插值区网格尺寸匹配度较差时的插值精度。本文方法适用于任意单元类型的混合网格重叠,对各类单元处理透明,实现简单。计算结果表明,采用本文方法在网格重叠区流场变量传递正确有效,插值区网格尺寸匹配度较差时,相比原始方法,等值线过渡更为光滑,变量经过插值区耗散更小,计算与试验值符合更好。

关 键 词: 计算流体力学; 混合网格; 重叠网格; 插值方法; 插值精度
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0285-08

受到结构重叠网格的启发,Nakahashi 等[1]首先提出非结构重叠网格技术,随后被推广为混合重叠网格,广泛应用于具有复杂外形及多体相对运动问题模拟中[2-3]。同结构重叠网格一样,混合重叠网格将计算区域划分为多个子区域,在各子区域内独立计算。子区域网格存在重叠关系,各网格之间的流场信息需要通过插值来传递。目前,有 2 类插值方式:①守恒型插值,此方法精度高,收敛性好,对插值区网格相对尺度依赖小,但过程处理复杂,实现困难;②非守恒型插值,此方法实现简单,但是需要注意插值区网格尺寸的匹配度及避免插值区处于流动梯度较大区域。具体外形计算时,非守恒型插值应用较为广泛。

插值边界处的插值精度是保证子网格流场计算准确的基础之一。为了提高非守恒型插值精度,科研人员从两方面开展了大量工作:一方面,从改善插值区网格尺寸匹配度着手,如 Löhner 等[4]以物面距离和网格单元体积的组合量建立了准则参数,确保插值单元与其宿主单元尺度匹配,Noack[5]区分对待物面和远场网格,将插值区域推离物面至合适的位置,蔡晋生等[6]基于隐式切割准则确定优化插值边界;另一方面,发展了多种插值方式,如 Togashi 和 Ito[7]把非四面体插值单元剖分为四面体,针对四面体特点设计了一种插值策略,田书玲[8]将单元标准化,并结合拉格朗日基函数发展了一种适合高阶格式的插值方法,许和勇等[9]根据单元几何特征,采用面积加权法获得了四面体网格上的插值格式。

实际运用中发现,即使优化重叠边界有时也难以保证插值区网格尺寸的匹配度,为了改善插值区网格尺寸匹配度较差时的插值精度,本文基于文献[10]中的方法,发展了一种适用于任意单元类型混合重叠网格的插值方法。通过引入二阶精度插值方法,提高插值精度,传递流动变量,再结合加权的最小二乘法获得新的插值单元梯度信息。本文方法只需一层插值网格,既继承了文献[10]中方法对各单元类型的透明特性和实现简单特性,又提高了在插值区单元尺寸匹配度较

收稿日期: 2016-01-29; **录用日期**: 2016-04-29; **网络出版时间**: 2016-06-30 09:04
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.0904.001.html
* **通讯作者**: E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 黄宇, 阎超, 王文, 等. 混合重叠网格插值方法的改进及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 285-292.
HUANG Y, YAN C, WANG W, et al. An improved interpolation method for hybrid overset grid and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 285-292 (in Chinese).

差时的插值精度。算例结果表明,相比文献[10]中方法,本文方法计算出的等值线过渡更为光滑,与试验值符合更好,证明其准确可靠。

1 原插值方法

文献[10]中基于线性重构思想,发展了一种格心到格心、适用于任意网格单元类型的插值策略。该方法依赖插值单元格心处流场变量 $\boldsymbol{W}$、单元梯度 $\nabla \boldsymbol{W}$ 和限制器函数 $\boldsymbol{\Phi}$ 计算完成。由式(1)可获得从宿主单元 B 的格心到插值单元 A 的格心的变量、限制器及变量梯度的插值策略:

$$\begin{cases} \boldsymbol{W}_A = \boldsymbol{W}_B + \boldsymbol{\Phi}_B(\nabla \boldsymbol{W}_B \cdot \boldsymbol{r}_{AB}) \\ \boldsymbol{\Phi}_A = \boldsymbol{\Phi}_B \\ \nabla \boldsymbol{W}_A = \nabla \boldsymbol{W}_B \end{cases} \tag{1}$$

式中:下标 A、B 表示单元 A、B 格心处变量;$\boldsymbol{r}_{AB}$ 为单元 A、B 格心间的距离矢量。

上述方法包含宿主单元的梯度和限制器函数,这实际上是利用了宿主单元相邻单元的信息,因为梯度和限制器函数都是根据相邻单元信息构造得到的。从式(1)可见,原则上该方法只需一层插值单元,而且对各单元类型统一。该方法另一个特点是对插值边界可以像对其他边界一样透明处理,无需区别对待。

从上述方法的实际运用过程中发现,当插值区网格尺寸匹配度较好时,上述方法与线性重构有相同的精度,但是该方法的插值精度严重依赖于插值区网格尺寸匹配度。当运动物体处于背景网格或母网格稀疏处时,插值区网格尺寸的匹配度差。当网格尺度差异较大时,一方面会出现插值精度损失,如图 1 所示,网格 2 中宿主单元 123 难以覆盖网格 1 中单元 $p_1p_2p_3$,传值引起明显误差;另一方面,即便网格 1 中多个单元的中心都落在网格 2 单元 $p_1p_2p_3$ 内部,单元 $p_1p_2p_3$ 却只取一个网格 1 中单元的值,显然浪费了计算模板。

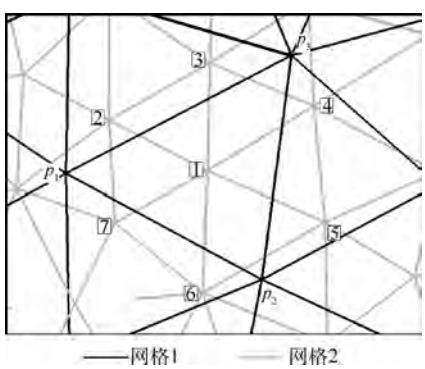


图 1 重叠区域网格尺寸不匹配

Fig. 1 Mismatch of grid scale at overset area

2 混合重叠网格插值方法的改进

为了减小插值误差,一方面可以在流场重构时使用足够多的模板涵盖当地流动特征,另一方面还可以提高插值的精度。为了经济地提高模板数,适应插值边界情况,合理地插值流动变量和梯度信息,提高插值精度,本文对原插值方法做出如下改进。

2.1 二阶精度的插值方法

由式(1)可知,插值策略首先要考虑变量的插值,提高变量插值精度是减小插值误差的关键之一。考虑到非结构/混合网格单元的无序性,大多采用单元内部分段线性重构方法进行插值,此方法依赖于单元插值基函数,在非均匀网格上只有一阶精度。

为了使插值精度提高到二阶,需要对线性插值结果进行误差修正,Baker[11] 利用一阶的插值基函数,提出如下修正方式:

$$W(x) = W_1(x) + f(x) \tag{2}$$

式中:$W(x)$ 为 x 处的二阶精度变量插值;$W_1(x)$ 为对 x 处的一阶精度的线性插值结果;$f(x)$ 为二阶值和一阶值间的误差估计。

一阶线性插值可以用插值基函数的线性组合表示,即

$$W_1(x) = \sum W_i \psi_i \tag{3}$$

式中:W_i 为取值点 i 处变量值;ψ_i 为 i 点处的基函数。

如图 2 所示,以平面三角形单元中 p 点为例,插值基函数定义在点 1、2、3 上,对于该二维情况,插值基函数满足:

$$\begin{cases} \sum \psi_i = 1 \\ \sum x_i \psi_i = x_p \\ \sum y_i \psi_i = y_p \end{cases} \tag{4}$$

求解式(4)可获得插值基函数在各点上的值。

二阶插值误差修正函数的确定是使插值精度

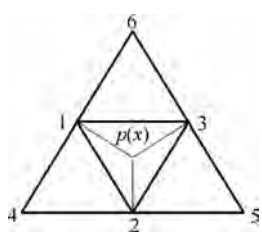


图 2 二阶插值示意图

Fig. 2 Illustration of 2nd order interpolation

达到二阶的关键。根据 Baker[11] 的理论,式(2)中 x 处的二阶误差修正函数为

$$f(x) = a\psi_1\psi_2 + b\psi_2\psi_3 + c\psi_3\psi_1 \tag{5}$$

式中:a、b 和 c 为待定系数。为了获得待定系数的值,利用相邻 4、5、6 点上的变量值,待定系数满足:

$$\begin{bmatrix} (\psi_1\psi_2,\psi_2\psi_3,\psi_3\psi_1)\big|_{x=1} \\ (\psi_1\psi_2,\psi_2\psi_3,\psi_3\psi_1)\big|_{x=2} \\ \vdots \\ (\psi_1\psi_2,\psi_2\psi_3,\psi_3\psi_1)\big|_{x=6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(x_1) \\ f(x_2) \\ \vdots \\ f(x_6) \end{bmatrix} \tag{6}$$

其中:左端矩阵中下标 $x=1,2,\cdots,6$ 表示插值基函数取值点;$f(x_i)$($i=1,2,\cdots,6$)为一阶插值结果同节点已有值的误差,定义为

$$f(x_i) = W_i - W_1(x_i) \tag{7}$$

采用最小二乘法求解式(6),即可确定待定系数。确定待定系数后,就可利用式(5)对一阶线性插值进行修正。

只要确定单元的插值基函数,其他单元类型的二阶插值误差修正函数计算方法类似。以三维四面体单元为例,其插值基函数为 ψ_i($i=1,2,3,4$),用式(4)求解基函数在各顶点上的值,其相应的二阶误差修正函数为

$$f(x) = a\psi_1\psi_2 + b\psi_1\psi_3 + c\psi_1\psi_4 + d\psi_2\psi_3 + e\psi_2\psi_4 + f\psi_3\psi_4 \tag{8}$$

式(8)在相邻点上满足式(6),通过最小二乘法,可求得待定系数 a,b,c,d,e,f。其他单元类型误差修正函数计算方法类似。

2.2　插值单元同宿主单元的关系分类

确定插值单元同宿主单元间的联系是实现插值的前提条件。有多种算法可以获得插值单元中心在其他网格的宿主单元信息。本文选择相邻单元搜索算法实现该过程,该算法在混合网格上鲁棒性和效率较好,已得到广泛应用[12-13]。

原始方法中没有考虑单元相对大小等情况,插值单元和宿主单元的关系总是一对一的,在插值单元和宿主单元尺度差异较大时可导致非物理流动。本文按照单元尺寸,将插值情况分为 3 类,并建立相应的一对多、多对一的数据结构,以图 3 中三角形单元为例。

第 1 类为只有一个插值单元的中心落在宿主单元内部,且只有该宿主单元的中心落在该插值单元内部,如图 3(a)所示,此时插值单元尺寸同宿主单元尺寸相当。在设计重叠挖洞或生成网格时,经验性的原则是尽量使重叠区域的网格重叠属于该类。

第 2 类为有多个插值单元的中心落在同一个宿主单元内部,如图 3(b)所示,此时插值单元尺寸小于宿主单元。

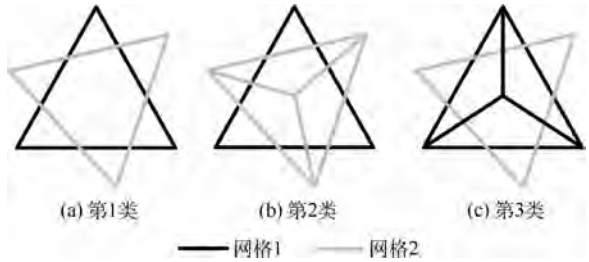


图 3　3 类插值单元和宿主单元重叠情况示意图

Fig. 3　Three types of relationship of interpolation and donor cells at overset area

第 3 类为有多个宿主单元的中心落在同一个插值单元内部,如图 3(c)所示,此时宿主单元尺寸小于插值单元,宿主单元格心表征的是插值单元内的变量分布点。

上述 3 类情况可推广到三维任意单元类型。其中,第 2 类和第 3 类引起的插值误差最大,往往出现在子网格运动到远场附近时,是本文重点考虑的情况。对于第 1 类情况,经验表明直接采用式(1)进行插值不会带来太大误差。

2.3　流动变量插值策略

本节给出流动变量的插值策略,这里流动变量可以包括流动的原始变量、湍流黏性系数等。

2.3.1　第 2 类情况策略

首先考虑第 2 类插值情况,即多个插值单元中心落于一个宿主单元内的流动变量插值。为了有效地扩大插值模板,在流动变量插值时,本文策略如下:

1) 扩展插值模板。采用 Frink[14] 加权重构方法,利用宿主相邻单元的格心值进行线性距离导数加权插值,在宿主网格上(见图 4(a)中网格 1),将宿主单元附近的正常单元格心变量插值到宿主单元的格点上,如图 4(a)所示。加权公式为

$$W_v = \sum_{i=1}^{n_c} \theta_i W_i \Big/ \sum_{i=1}^{n_c} \theta_i \tag{9}$$

式中:W_v 为单元顶点值;W_i 表示单元中心值;θ_i 为各单元中心到其顶点的加权系数,定义为单元中心到顶点距离的倒数;n_c 为相邻单元个数。

由于在求解器中采用 Green Gauss 法计算变量梯度时,同样需要采用式(9)将单元格心变量插值到格点上,因此上述过程可直接利用当前步的梯度计算中的结果,无需另外花费计算时间。

2) 利用宿主单元(见图 4(b)中网格 1)上格点变量,依次对插值网格(见图4(b)中网格2)

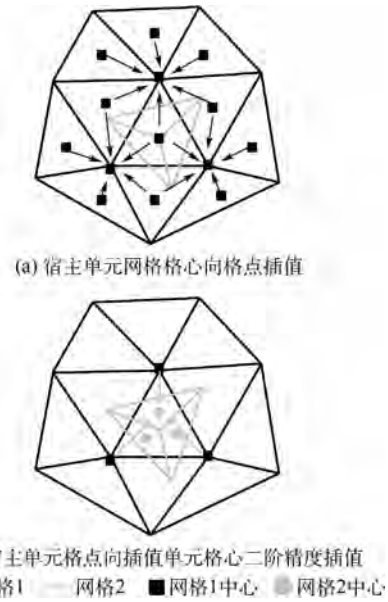


图 4 第 2 类情况插值示意图

Fig. 4 Illustration of second interpolation type

单元中心采用式(2)、式(5)和式(6)进行二阶精度插值,获得插值单元格心处变量。

2.3.2 第 3 类情况策略

如图 5 所示,第 3 类情况下,存在多个宿主单元中心落于一个插值单元内部,此时宿主单元格心表征的是插值单元内的变量分布点。满足二阶空间离散的网格单元内变量可认为是线性分布的,因此,一个简单的思路是采用网格 1 的中心变量值对插值单元网格 2 中心进行线性拟合,获得网格 2 中心变量值。

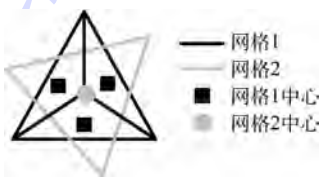


图 5 第 3 类情况插值示意图

Fig. 5 Illustration of third interpolation type

利用网格 1 和网格 2 中心坐标,利用式(9),即可获得网格 2 中心的变量。此时式(9)中右端 W_i 表示网格 1 各单元中心值,θ_i 可取为网格 1 各单元的体积。

2.4 梯度和限制器函数的计算

二阶格式的实现需要梯度和限制器函数。对于第 1 类和第 2 类重叠情况,采用第 2.3 节中方法确定插值单元格心流动变量后,利用插值获得的格心变量和周围正常单元格心变量,在插值单元的网格上调用求解器中方法对插值单元重新计算梯度。对于第 3 类重叠情况,基于图 5 中网格 2中心处插值获得的变量,以及网格 1 中网格中心处的变量,可获得网格 2 中心处的变量梯度值,梯度满足:

$$\begin{pmatrix} \Delta x_1, \Delta y_1, \Delta z_1 \\ \Delta x_2, \Delta y_2, \Delta z_2 \\ \vdots \\ \Delta x_n, \Delta y_n, \Delta z_n \end{pmatrix} \begin{pmatrix} W_{2x} \\ W_{2y} \\ W_{2z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_2 - 6W_{11} \\ W_2 - W_{12} \\ \vdots \\ W_2 - W_{1n} \end{pmatrix} \tag{10}$$

式中:Δx_i、Δy_i 和 Δz_i($i = 1, 2, \cdots, n$)为图 5 中网格 1各单元中心到网格 2 单元中心的距离;W_{2x}、W_{2y}和 W_{2z}为网格 2 单元中心处待求的变量在 3 个坐标方向上的梯度;右端项 $W_2 - W_{1i}$($i = 1, 2, \cdots, n$)为网格 2 单元中心变量同网格 1 各单元中心变量的差。式(10)可以采用最小二乘法求解[15]。

获得插值网格单元中心变量和梯度后,即可将插值单元看做正常单元,利用相邻单元信息,调用求解器中流程计算当地的限制器函数值。

3 控制方程及数值方法

本文采用格心型有限体积法,求解三维非定常可压缩 Navier-Stokes 方程,该方程的守恒型积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega} \boldsymbol{Q} \mathrm{d}\Omega + \int_s (\boldsymbol{F}_c - \boldsymbol{F}_v) \cdot \boldsymbol{n} \mathrm{d}s = 0 \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{Q}$ 为守恒变量;Ω、s 和 $\boldsymbol{n}$ 分别为控制体、控制面和面外法矢量;$\boldsymbol{F}_c$ 和 $\boldsymbol{F}_v$ 分别为对流通量和黏性通量。各项具体形式参见文献[16]。

无黏通量采用带熵修正的 Roe 格式计算,控制面两侧变量采用 Barth[15] 提出的分段线性重构获得,采用 Green Gauss 法计算单元中心梯度。当流动出现强间断时,利用 Venkatakrishnan 限制器抑制振荡,该限制器有较好的收敛特性。上述方法在规则网格上可以达到二阶精度。黏性通量采用中心格式离散获得,湍流黏性采用一方程 Spalart Allmaras 湍流模型计算,湍流方程与平均方程解耦求解,时间推进采用 LU-SGS 隐式格式,并采用基于共享内存的 OpenMP 并行技术提高计算效率。

4 算例及计算结果

根据第 2 节和第 3 节描述,编写了具有混合重叠网格功能的求解器,并将插值方法模块化处理。在生成初始网格、给定来流参数、设定边界条件等信息后,本文求解器即可实现各单元类型的混合重叠网格计算和重叠,无需人工干预,并具有背景网格重叠、体网格重叠等多种混合网格重叠功能。

4.1 RAE2822 超临界翼型

对 RAE2822 超临界翼型[17] 进行模拟,计算

来流条件为：$Ma = 0.73$，$Re = 6.5 \times 10^6$，攻角 $\alpha = 2.31°$，采用 SA 湍流模型模拟湍流黏性。本算例为准二维算例，由于求解器是三维的，因此将网格在展向方向拉伸一层网格，两侧设为对称面。网格分为翼型网格和背景网格两部分。翼型网格在壁面处采用六面体网格以较好地捕捉壁面附近的黏性，远离壁面处采用三棱柱网格；背景网格全部采用三棱柱网格。两部分网格重叠效果如图 6 所示。可以注意到，由于人为地将背景网格分布得较为稀疏，因此在重叠区网格的尺度差异较大，这样可以在本网格上对比本文方法和原插值方法的区别，并验证本文方法的可行性、正确性和对收敛性的影响。

图 7 为采用原插值方法和本文插值方法计算得到的马赫数分布。可见，在翼型上部有激波穿过插值区域。由于本算例人为地将插值区网格尺寸匹配度调整得较大，当激波这种流动间断穿过插值区域时，马赫数云图过渡光滑性更好。图 8 为翼面压力系数 C_p 分布对比。可见，由于本文插值方法在翼型上表面重叠区域处将激波位置捕捉得更好，激波在翼型表面处产生的压力突变位置更加接近试验值。

图 9 为采用原插值方法和本文插值方法计算得到的翼型尾部拖出的尾涡无量纲涡黏性分布。图中：tur 为无量纲涡黏性系数。尾涡主要在翼壁面附近产生，涡黏性随着流动向后逐渐耗散掉。由图 9 可见，采用本文插值方法，在插值界面过渡光滑，经过插值区域后尾部涡黏性系数保持情况有所改善，表明本文插值方法在插值区域产生的数值误差更小。

由于重叠网格在重叠区域会引入误差，使流场偏离正确解，因此减小插值误差是提高收敛速度、加快流动收敛的一个途径。图 10 为采用原插值方法和本文插值方法计算残差收敛曲线对比。可见，采用本文插值方法对本算例流动残差减小有所促进。

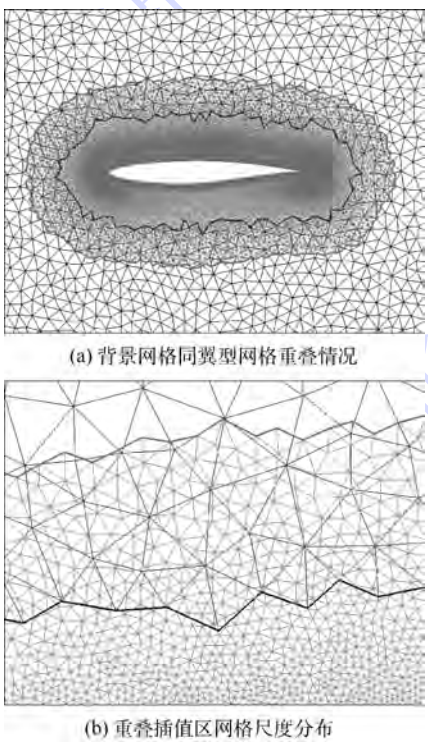


图 6　RAE2822 翼型重叠网格

Fig. 6　Overset grid of RAE2822 wing figure

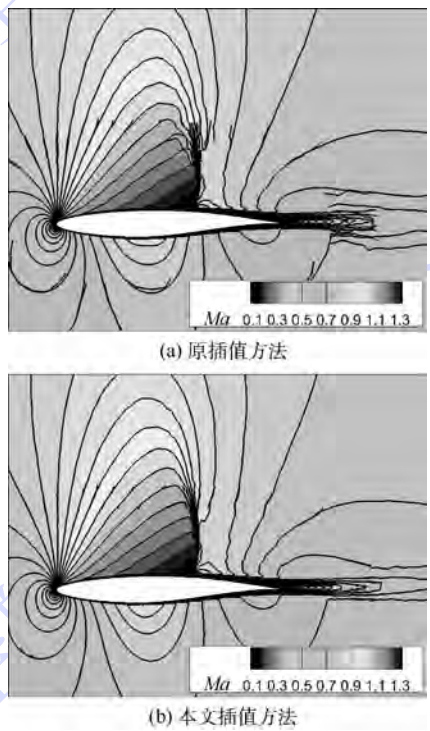


图 7　2 种插值方法的马赫数分布比较

Fig. 7　Mach number contour distribution comparison of two interpolation methods

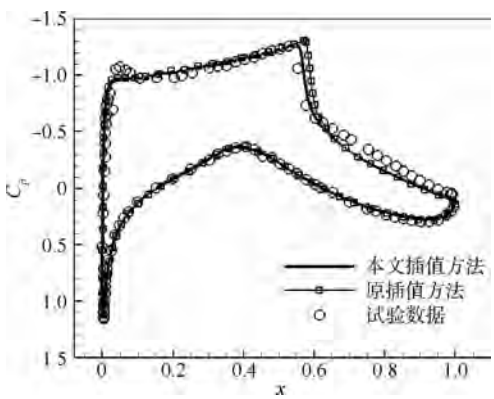
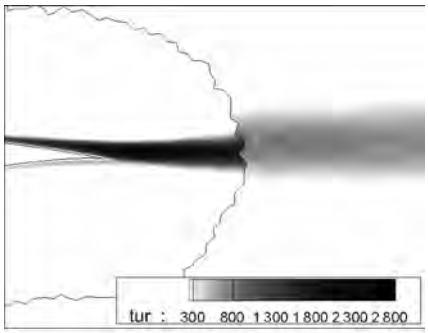


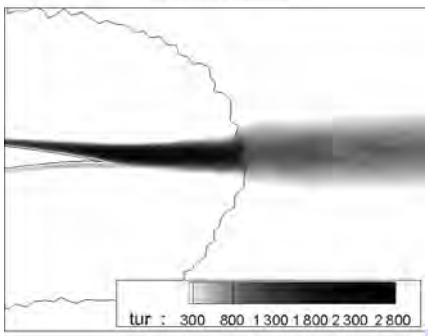
图 8　翼面压力系数分布

Fig. 8　Pressure coefficient distribution on wing surface

北京航空航天大学学报



(a) 原插值方法



(b) 本文插值方法

图 9 2 种插值方法的尾涡无量纲涡黏性分布对比

Fig. 9 Rear eddy nondimensional viscosity contour distribution comparison of two interpolation methods

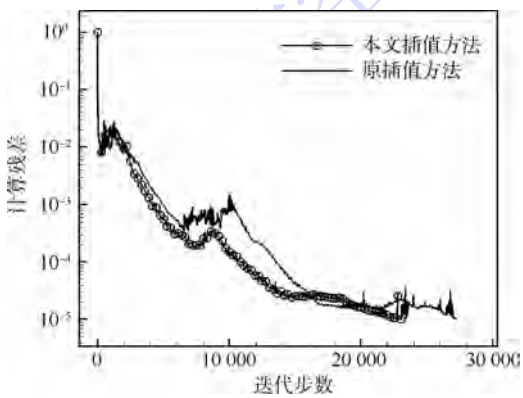


图 10 2 种插值方法的残差收敛情况对比

Fig. 10 Comparison of residual error convergence history of two interpolation methods

4.2 三维机翼抛弹分离

三维机翼抛弹模拟有较多的试验数据和计算结果[18],可以用于验证重叠网格计算在多体运动模拟中的正确性。计算网格如图 11 所示,网格包含 3 部分:外挂子物网格、机翼及挂件网格和背景网格。网格共计 170 万,其中机翼壁面附近采用三棱柱模拟黏性。同样地,为了检验本文插值方法,人为将背景网格布置得较粗。

计算来流条件为:$Ma = 0.9$,采用高度 8 km 的大气参数,攻角 $\alpha = 0°$。外挂物质心初速度和初角速度都为 0。在释放外挂物时,施加一定弹射力以便顺利分离。模型质心、弹射力等具体参数设置参见文献[18]。

图 12 为 0.3 s 时刻的对称面和物面压力 p 分布云图,可见计算流场结构清晰。图 13 为外挂物释放时刻物体的 5°和 185°子母线上的压力系数 C_p 分布同试验值对比,可见重叠网格计算结果同试验结果接近。图 14(a)和图 14(b)分别为外挂物质心和姿态角随时间的变化曲线与试验数据对比。计算获得的质心位置和姿态角同试验值之间吻合较好,证明本文插值方法在处理混合网格的重叠问题时准确有效。

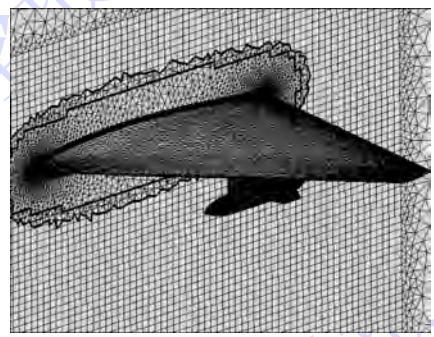


图 11 三维机翼挂架重叠网格

Fig. 11 3D overset grid of wing/pylon/store

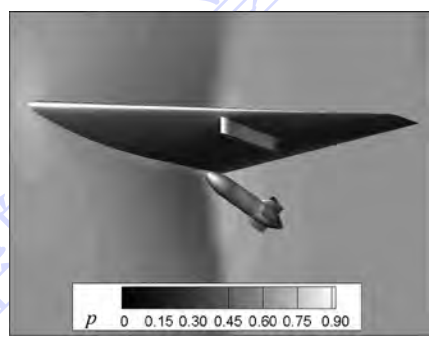


图 12 0.3 s 时刻对称面和物面压力分布

Fig. 12 Surface and symmetry pressure contour at 0.3 s

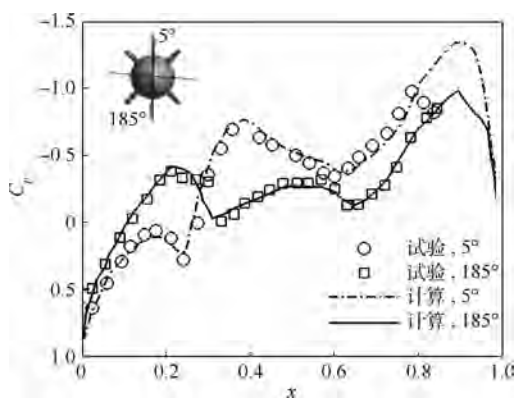


图 13 初始时刻 5°和 185°子母线压力系数分布

Fig. 13 Pressure coefficient distribution on circumferential location 5°and 185° at initial time

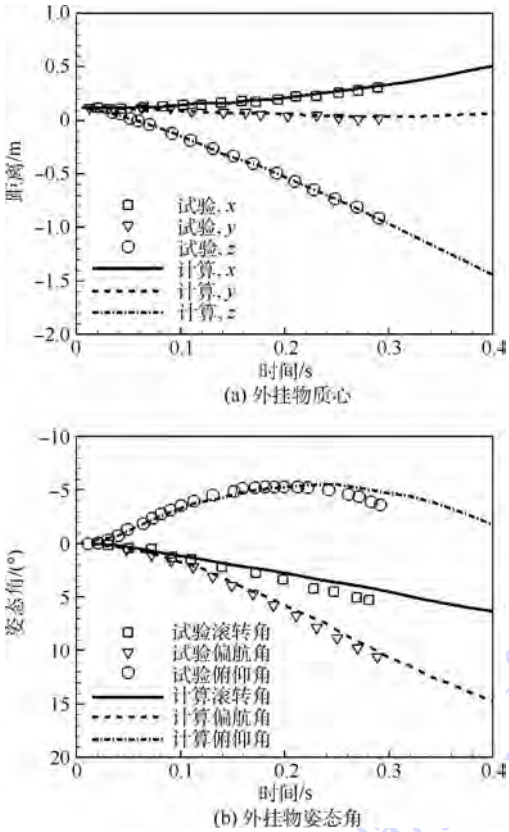


图 14　外挂物质心和姿态角随时间变化

Fig. 14　Variation of store movement and attitude angle with time

5　结　论

本文针对混合重叠网格，引入二阶插值精度，通过区分重叠区域网格匹配程度扩充模板，发展了一套插值策略，研究结果表明：

1）本文插值策略适用于各种类型网格单元，且对各类单元处理过程类似，能保证混合重叠网格计算中流场变量传递的合理性和正确性。

2）引入二阶精度插值方法，降低了重叠区插值引起的误差，在插值区网格尺寸匹配度较差时，流场变量经过插值区后保持得更好，耗散更低。

3）进行插值误差修正时，直接使用当前时间步获得的梯度计算中获得了加权节点值，减小了额外计算量。

4）本文插值策略根据插值区网格尺寸匹配度情况选择不同的方法，仅对尺寸匹配度较差时采用本文方法，可以有效地减低插值计算的时间，并对二维和三维情况均有较好的适用性。

参考文献（References）

[1] NAKAHASHI K, TOGASHI F, SHAROV D. An intergrid boundary definition method for overset unstructured grid approach: AIAA-1999-3304[R]. Reston: AIAA, 1999.

[2] TOGASHI F, ITO Y, NAKAHASHI K, et al. Extensions of overset unstructured grids to multiple bodies in contact[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 52-57.

[3] TAKAHASHI S, MONJUGAWA I, NAKAHASHI K. Unsteady flow computation around moving multiple bodies using overset unstructured grids: AIAA-2006-2839[R]. Reston: AIAA, 2006.

[4] LÖHNER R, SHAROV D, LUO H, et al. Overlapping unstructured grids: AIAA-2001-0439[R]. Reston: AIAA, 2001.

[5] NOACK R W. Resolution appropriate overset grid assembly for structured and unstructured grids: AIAA-2003-4123[R]. Reston: AIAA, 2003.

[6] 徐嘉，刘秋洪，蔡晋生，等. 基于隐式嵌套重叠网格技术的阻力预测[J]. 航空学报，2013，34(2)：208-217.
XU J, LIU Q H, CAI J S, et al. Drag prediction based on overset grids with implicit hole cutting technique[J]. Acta Aeronautic et Astronautic Sinica, 2013, 34(2): 208-217(in Chinese).

[7] TOGASHI F, ITO Y. Overset unstructured grids method for viscous flow computations: AIAA-2003-3405[R]. Reston: AIAA, 2003.

[8] 田书玲. 基于非结构网格方法的重叠网格算法研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2008.
TIAN S L. Investigation of overset unstructured grids algorithm [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(in Chinese).

[9] 许和勇，叶正寅，王刚，等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. 西北工业大学学报，2006，24(6)：763-767.
XU H Y, YE Z Y, WANG G, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 763-767(in Chinese).

[10] KANG Z L, YAN H, YU J, et al. A fast and reliable overset unstructured grids approach[J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29(2): 149-157.

[11] BAKER T J. Interpolation from a cloud of points[C]// Proceedings of the 12th International Meshing Roundtable, Santa Fe, 2003: 55-63.

[12] LÖHNER R. Robust, vectorized search algorithms for interpolation on unstructured grids[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(2): 380-387.

[13] 田书玲，伍贻兆，夏健. 用动态非结构重叠网格法模拟三维多体相对运动绕流[J]. 航空学报，2007，28(1)：46-51.
TIAN S L, WU Y Z, XIA J. Simulation of flows past multi body in relative motion with dynamic unstructured overset grid method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 46-51(in Chinese).

[14] FRINK N T. Recent progress toward a three-dimensional unstructured Navier-Stokes flow solver: AIAA-1994-0061[R]. Reston: AIAA, 1994.

[15] BARTH T J. A 3-D upwind Euler solver for unstructured meshes: AIAA-1991-1548[R]. Reston: AIAA, 1991.

[16] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2006：18-25.
YAN C. Computational fluid dynamics methods and applications [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 18-25(in Chinese).

北航学报 赠阅

[17] ANDERSON W K, BONHAUS D L. An implicit upwind algorithm for computing turbulent flows on unstructured grids[J]. Computers Fluid, 1994, 23(1): 1-21.

[18] HALL L H, PARTHASARATHY V. Validation of an automated Chimera/6-DOF methodology for multiple moving body problems: AIAA-1998-0767[R]. Reston: AIAA, 1998.

作者简介:

黄宇 男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学、非结构混合网格。

阎超 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算流体力学、空气动力学。

An improved interpolation method for hybrid overset grid and its application

HUANG Yu[1], YAN Chao[1,*], WANG Wen[1], XI Ke[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Institute of Ordnance Industry Navigation and Control Technology, Beijing 100190, China)

Abstract: For overset grid, reasonable interpolation between grids is one of the bases to ensure correct calculation of flow fields. In this paper, a new interpolation method for hybrid overset grid is presented, which focuses on the elimination of interpolation error coming from the grids mismatch at the intergrid boundary. With the combination of second order accuracy interpolation and proper selection and expansion of interpolation template by grid size, the interpolating accuracy of the cases with poor overset grids matching is improved. The presented method is suitable for arbitrary polyhedral grid and easy to be implemented. Compared with original method, numerical tests show that the presented method interpolates flow field variables with less dissipation when bad grids matching happened at the intergrid boundary, the variable contour at the intergrid boundary is smoother, and computational results agree more with the experimental data.

Keywords: computational fluid dynamics; hybrid grid; overset grid; interpolation method; interpolation accuracy

Received: 2016-01-29; **Accepted**: 2016-04-29; **Published online**: 2016-06-30 09:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.0904.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0072

新型电子束焊机高压电源的设计与实现

全下文载

范霁康，齐铂金*，刘方军，张伟，齐秦，王海涛

（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：传统的电子束焊机高压电源电路结构复杂、体积庞大，为此研发了一种新型60 kV/100 mA逆变式电子束焊机高压电源，电路结构简单、电压输出稳定。电源调压电路采用脉宽调制(PWM)技术控制的全桥变换器，使三相整流后的约540 V电压转化为0～500 V幅值可调的稳压直流电，然后经全桥逆变电路逆变为频率为20 kHz方波交流电；升压电路采用变压器串联与倍压整流的方式，将前级20 kHz方波交流电转变为60 kV的直流高压；控制电路采用基于比例积分微分(PID)调节的电压双闭环控制策略，能够使电源实现稳定的高压输出。搭建了高压测试平台对所研制的高压电源进行了测试，结果表明电源高压输出稳定、控制精度高，高压输出纹波与稳定度均能稳定在1%范围内，能够满足电子束焊机的要求。

关 键 词：电子束焊接；高压电源；全桥逆变；倍压整流；双闭环控制
中图分类号：TG439.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0293-08

电子束焊是利用加速和聚焦的电子束流轰击置于真空或非真空中的焊件，将电子的动能转化为热能，使被焊金属熔化形成焊缝的一种焊接方式。电子束焊是高能束焊的一种，因其具有能量密度高、焊缝深宽比大、焊接变形小、可控精度高、在真空环境下焊缝纯净等优点，在航空航天、汽车、电子和核工业等领域得到了广泛的应用[1-2]。电子束焊接设备由焊接电源、电子枪、真空室及其他附属设备构成。其中焊接电源包括阴极加热电源、高压电源和栅极偏压电源，阴极加热电源用来加热灯丝使电子溢出，高压电源可以为溢出的电子提供加速电压，栅极偏压电源是用来提供偏置电压控制束流。

高压电源的性能直接决定电子束焊接工艺和焊接质量，传统的高压电源有发电机组调压、可控硅调压和高压真空管调压。采用中频发电机组调压时，电网的电压波动干扰容易滤除，滤波电容相对较小，纹波系数小，稳压精度适中，但是响应调节时间较长，发电机噪声较大。可控硅调压采用6相12脉波整流，功率传输效率相对较低，电网谐波干扰较难滤除，纹波较大，稳压精度较差。高压真空管调压是在高压侧直接用真空电子管调整高压输出，滤波电路简单，稳压精度高，动态性能好，但是传输效率低，电子管辅助电路复杂[3-5]。国外电子束焊机多采用具有高精度稳压特性的真空管调压模式，可是由于真空电子管价格昂贵、制造工艺复杂、工作寿命有限，在国内则很少得到应用。

随着高频逆变开关电源技术的发展，高频逆变电子束焊机高压电源的研制及应用越来越受到重视。与传统的工频电源相比，高频逆变电源的重量和体积均能大幅度减少，并且能够实现高压的自动控制和调节，使高压稳定性和可靠性得到显著提高[6-8]。

收稿日期：2016-01-20；**录用日期**：2016-03-11；**网络出版时间**：2016-04-15 16:56
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.002.html
基金项目：工业与信息化部科技重大专项（2010ZX04007-041）
* **通讯作者**：E-mail：qbj@buaa.edu.cn

引用格式：范霁康，齐铂金，刘方军，等. 新型电子束焊机高压电源的设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：293-300. FAN J K，QI B J，LIU F J，et al. Design and implementation of a novel high-voltage power supply in electron beam welding machine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：293-300 (in Chinese).

本文基于先进的高频逆变开关电源技术,研制了一套新型的 60 kV/100 mA 逆变式电子束焊机高压电源,能够实现最高 -60 kV 的直流高压输出,最大负载电流为 100 mA。本文详细分析了高压电源的设计过程,讨论了电路拓扑和控制策略。测试结果表明此高压电源能够实现稳定可靠的高压输出,满足电子束焊接的需求。

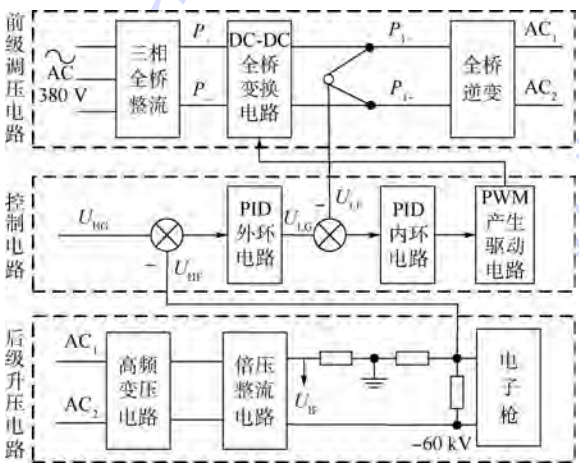
1 整体结构与控制策略

高压电源整体结构与控制策略设计方案如图 1所示,电源包含前级调压电路、后级升压电路和控制电路 3 个部分,其中后级高压电路放在充满变压器油的绝缘油箱内。

1) 前级调压电路:380 V 三相交流电经整流滤波成约 540 V 左右的直流电,然后经过脉宽调制(PWM)技术控制的 DC-DC 全桥变换器调压,变为输出电压 0 ~ 500 V 可调的稳压直流电,最后经全桥逆变电路转变为交流方波电压输入到油箱内高压变压器。

2) 后级升压电路:前级输入的交流方波电压经多组高频变压器升压,然后经二倍压整流电路整流后滤波,最后串联为 -60 kV 高压直流电输出到电子枪。

3) 控制电路:采用了基于比例积分微分(PID)调节的电压双闭环控制策略来稳定电源的高压输出,内环控制 DC-DC 全桥变换器稳压直流电的输出幅值,外环控制加速电源的最终电压输出。此外还包含相应的 PWM 产生电路、绝缘栅双极型晶体管(IGBT)驱动电路和过流、过压、放电等保护电路。



P_+—三相整流输出正极;P_-—三相整流输出负极;P_{1+}—DC-DC 全桥变换器输出正极;P_{1-}—DC-DC 全桥变换器输出负极;AC_1—全桥逆变输出交流电压第一相;AC_2—全桥逆变输出交流电压第二相;U_{HG}—高压外环给定电压;U_{HF}—高压外环反馈电压;U_{LG}—高压内环给定电压;U_{LF}—高压内环反馈电压;U_{IF}—束流反馈电压。

图 1 电子束焊机高压电源整体结构设计方案

Fig. 1 Integrated structural design scheme of high-voltage power supply of electron beam welding machine

2 电路拓扑与实现方案

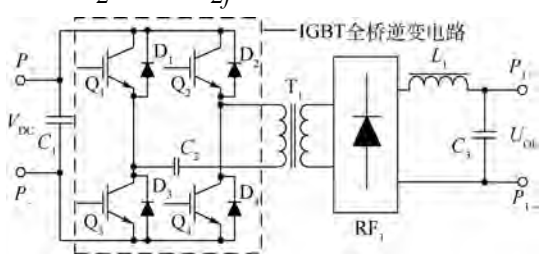
2.1 前级调压电路

在开关电源技术中,常用的 DC-DC 电源变换器拓扑形式有 BUCK、BOOST 等非隔离性拓扑,以及正激、反激、推挽和桥式等隔离性拓扑。桥式拓扑中开关管的稳态关断电压等于直流输入电压,而不是像推挽、单端正激或交错正激拓扑那样为输入电压的 2 倍,并且桥式拓扑能将变压器初级侧的漏感尖峰电压箝位于直流母线电压,使漏感储存的能量回馈到输入母线[9]。桥式拓扑有全桥拓扑和半桥拓扑,在开关管承受相同峰值电流和电压的条件下,全桥拓扑的输出功率是半桥的 2 倍。若使用较大体积的变压器,全桥拓扑可在相同开关管电流电压定额下得到 2 倍于半桥的功率输出。所以高压电源前级调压电路选用了经过隔离的、输出功率较大的全桥拓扑。

根据要求,设计 DC-DC 全桥变换电路如图 2 所示。$Q_1 \sim Q_4$ 为 IGBT 开关管,$D_1 \sim D_4$ 为快恢复二极管。RF_1 为全桥整流模块,T_1 为功率变压器,L_1 为滤波电感,C_1、C_3 为滤波电容。虽然全桥变换器的磁通不平衡问题没有半桥的严重,但仍可能发生[10]。因此,需要在变压器初级串联无极性隔直电容 C_2,避免初级电压直流分量的存在,从而最大程度上防止发生磁通不平衡现象[11]。

DC-DC 全桥变换器的主要工作原理示意图如图 3 所示,T 为 IGBT 开关周期,T_{on}为单个周期内开关管开通时间。在全桥逆变电路中,若垂直桥臂上下两开关管同时导通,则会将电源短路而损坏开关管,为了避免这种情况,一般选择使开关管的最大导通时间不过超半个周期的 80%。即

$$T_{on} = 0.8\frac{T}{2} = 0.8\frac{1}{2f} \tag{1}$$



V_{DC}—电容 C_1 两端电压;U_{OL}—电容 C_3 两端电压。

图 2 DC-DC 全桥变换电路拓扑

Fig. 2 Circuit topology of DC-DC full-bridge converter

$$T_d = \frac{T}{2} - T_{on} \tag{2}$$

式中：f 为开关管频率；T_d 为开关管死区时间。本电源设计开关管的频率为 20 kHz，由式(1)可知，T_{on}最大应为 20 μs，则由式(2)可知 IGBT 的死区时间 T_d 最小应为 5 μs。当负载或者输入发生变化时，控制电路会通过调节 PWM 波的脉宽来调节开关管开通时间 T_{on}，从而调整 IGBT 的开关时间，实现对输出电压 U_{OL}的控制。根据设计所做 DC-DC 全桥变换电路实物如图 4 所示，能够实现额定功率的输出，满足设计要求。

为了实现 −60 kV 的高压输出，DC-DC 全桥变换电路输出的直流电压 U_{OL}还必须进行再次逆变才能输入到后级升压电路。逆变电路同样采用全桥逆变拓扑，但是驱动电路与 DC-DC 全桥变换器有所差异。DC-DC全桥变换器采用频率为20 kHz，

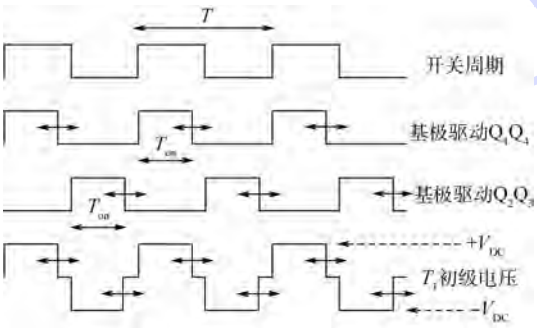


图 3　IGBT 全桥逆变电路工作原理示意图

Fig. 3　Fundamental diagram of IGBT full-bridge inverter

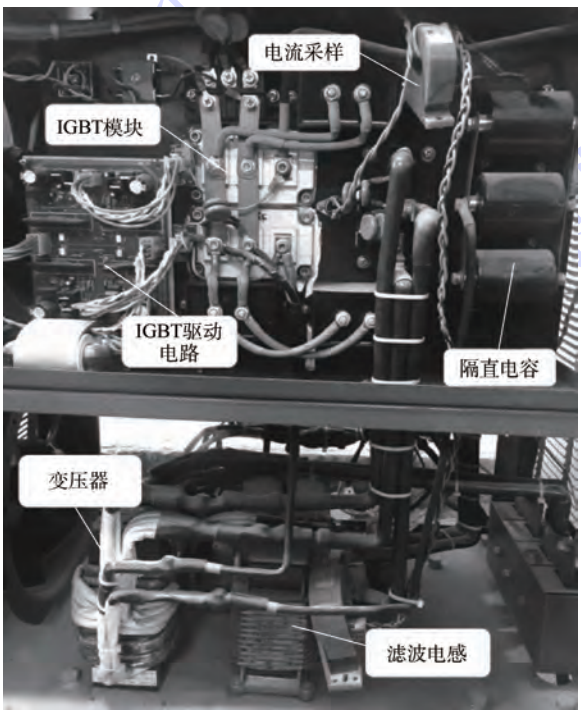


图 4　DC-DC 全桥变换器实物

Fig. 4　Real products of DC-DC full-bridge converter

脉宽可调的 PWM 控制，而逆变电路则采用频率为 20 kHz 的固定脉宽 PWM 控制，使输入到后级高压变压器的交流方波始终是满脉宽，能够降低后级整流输出脉动，使升压电路的输出更加稳定[12]。

2.2　后级升压电路

前级调压电路输出的交流方波电压最大幅值为 500 V，后级升压电路则负责将 500 V 的交流方波电升压到 60 kV 的直流高压输出到电子枪。常用的变压器升压方式有 4 种，如图 5 所示，包括单变压器升压后整流滤波方式、单变压器升压后倍压整流方式、单变压器升压后多次级绕组输出串联方式和多变压器串联输出方式，图中 U_i 为输入电压，U_o 为输出高压。

根据负载要求和输出功率的不同，需要选择获得高压的方式也不同。图 5(a)对应的方式结构简单，缺点是变压器变比大，变压器绕组对磁芯绝缘难度大，后级高压整流滤波器件耐压要求高。图 5(b)对应的方式优点是变压器升压比不高，但结构复杂，电容准确取值比较难，电容取值较小时影响电压波形平稳，取值较大则影响电压调节响应速度，并且负载能力较差，输出电压会因为负载电流的增大而急速下降。图 5(c)对应的方式变压器次级的每个绕组对初级的升压比不是很高，适合较大功率输出，变压器数量少，只需要一副磁芯，但是高压端的绕组对磁芯的压差很大，绝缘不容易处理。图 5(d)对应的方式每个变压器的升压比不是很高，磁芯与次级绕组间的压差不大，但是每个变压器对地绝缘要求不同，最高压端的变压器对地绝缘要求最高。因此综合考虑变压器的变比、升压技术难度、器件成本及可靠性等因素，本电源采用图 5(b) ~ 图 5(d)相结合的方式，通

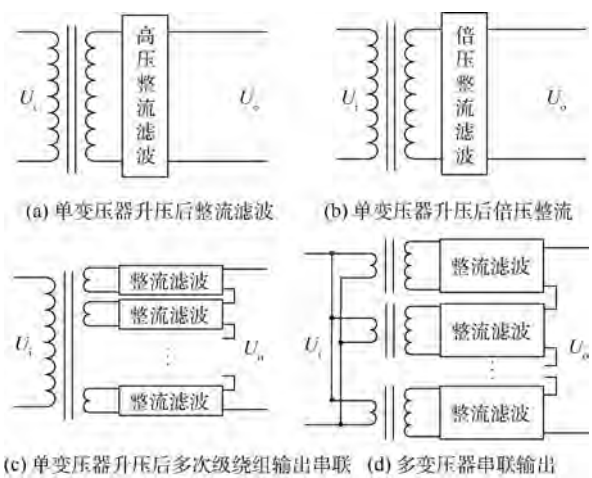


图 5　变压器主要升压方式

Fig. 5　Common methods of boosting transformer

过多组变压器串联与倍压整流的方式实现升压。升压电路由 4 组升压变压器组成，每个变压器两路输出，整流电路采用二倍压整流方案，这样既能够很好地解决变压器绝缘和器件耐压问题，又可以提高高压输出的稳定性和负载能力。

后级升压电路拓扑如图 6 所示，T_2 ~ T_5 为升压变压器，D_5 ~ D_{20} 为整流二极管，C_4 ~ C_{19} 为滤波电容，R_1 ~ R_9 为限流电阻，R_{10} ~ R_{19} 是分压电阻，R_{20} 是高压采样电阻，R_{21} 是束流采样电阻，R_{load} 为高压电源的负载。根据高压升压电路拓扑，理论上单个变压器的升压比为

$$N = \frac{N_2}{N_1} = \frac{U_{OH}}{n_1 n_2 n_3 U_{OL}} \tag{3}$$

式中：N_2 为高压变压器副边匝数；N_1 为高压变压器原边匝数；U_{OH} 为高压电源的最终输出电压；$n_1 = 4$ 为变压器的个数；$n_2 = 2$ 为每个变压器副边绕组的数量；$n_3 = 2$ 为倍压整流电路的倍数。将 U_{OH}、U_{OL} 代入式(3)得到单个变压器的升压比 N 仅为 7.5，使变压器的绕制和绝缘变得相对简单。为了提高变压器的稳定性，减小损耗，升压变压器选用具有高磁感应强度、高磁导率、高偏磁稳定性和高温度稳定性的纳米晶材料作为磁芯[13]，采用绝缘程度较高的聚四氟乙烯塑料作为骨架，以起到高压绝缘作用。

倍压整流电路的实质即是电荷泵，其利用二极管的整流和导引作用，将电压分别储存到电容上，然后把它们按极性相加的原理串接起来，使输出电压是输入电压的 2 倍或多倍[14-16]。由于倍压整流电路负载能力较差，输出电压会因负载电流的增大而下降，因此常用于高电压、小电流的场合。倍压整流电路有多种电路拓扑形式，其中最常见的有半波倍压整流和全波倍压整流，其电路拓扑如图 7 所示，V_{AC} 为方波交流电压倍压整流前的峰值。图 7(a)为半波倍压整流电路拓扑，电容两端承受最大电压是 $2V_{AC}$，但是由于是电容串联放电，纹波较大；图 7(b)为全波倍压整流电路拓扑，电容两端承受最大电压为 V_{AC}，且纹波较小，因此本电源选用全波倍压整流电路拓扑。

因为电子束焊机长期工作在高压状态下，电子枪和高压油箱内容易出现放电现象，为了减小放电时电流对整流器件的冲击，在变压器输出之间需加串联限流电阻 R_1 ~ R_9，使其在放电时能够吸收电源释放的能量，起到保护电源的作用。油箱内后级升压电路实物如图 8 所示，经测试能够实现高压输出 −60 kV，且高压和束流采样精确。

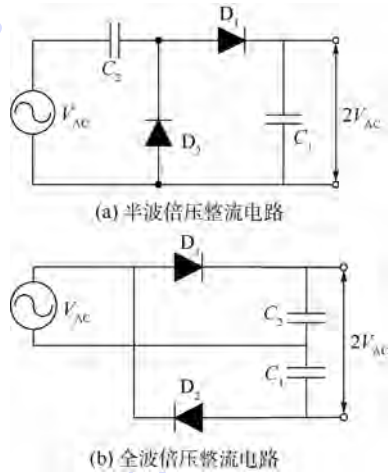


图 7 2 种倍压整流电路拓扑

Fig. 7 Two kinds of voltage-doubling rectifier circuit topology

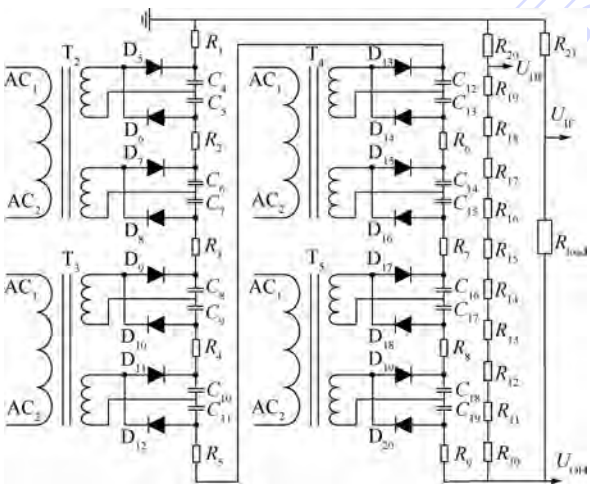


图 6 后级高压电路拓扑

Fig. 6 Topology of post high-voltage circuit

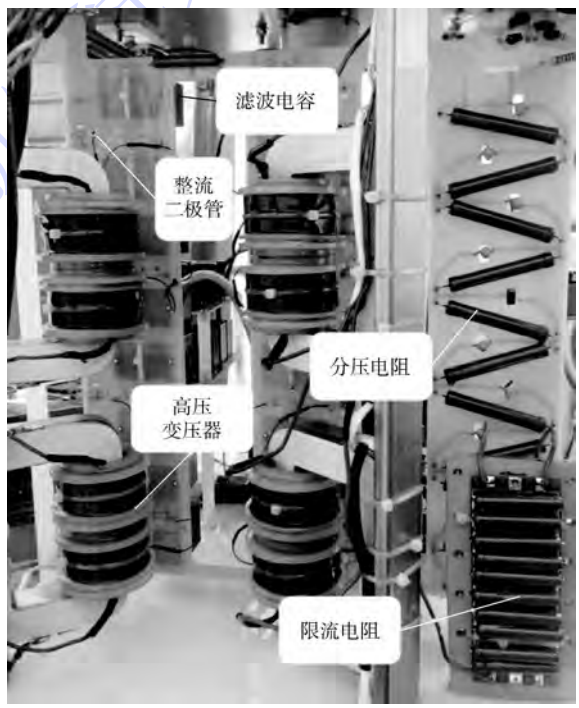


图 8 油箱内后级高压电路实物

Fig. 8 Real product of post high-voltage circuit in tank

2.3　控制电路

高压电源的输出高达 −60 kV，本文采用电阻分压的方式对输出电压采样，然后经过隔离后送往控制电路。图 6 中高压外环反馈电压为

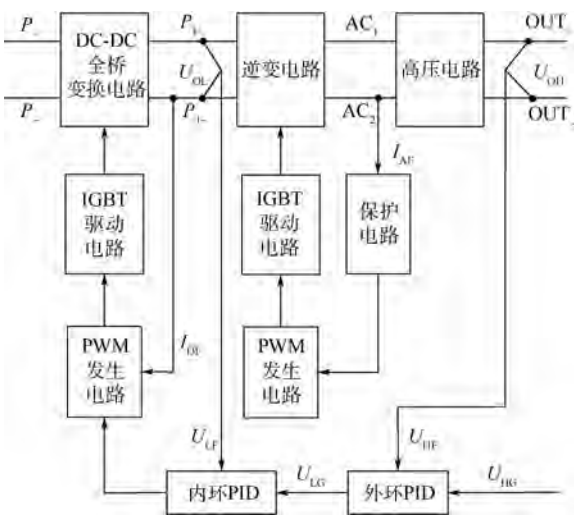
$$U_{\mathrm{HF}}=\frac{U_{\mathrm{OH}}R_{20}}{R_{10}+R_{11}+\cdots+R_{19}+R_{20}} \tag{4}$$

设计分压电阻为 100 MΩ，采样电阻为 10 kΩ，则当高压输出为 −60 kV 时，根据式(4)可得反馈电压为 −6 V。在电子束焊接时，电子束流即是高压电源的负载，对束流的采样是将电子束流通过电阻转化为电压，经隔离后送往控制电路，然后通过运算得出焊接束流值。图 6 中实际焊接束流值

$$I_{\mathrm{IF}}=\frac{U_{\mathrm{IF}}}{R_{21}} \tag{5}$$

设计束流采样电阻为 50 Ω，当束流为 100 mA 时，根据式(5)可得反馈电压为 5 V。

为了提高高压输出的控制精度和稳定性，本高压电源采用基于 PID 调节的电压双闭环控制策略。控制框图如图 9 所示，控制电路由外环和内环组成，外环控制高压电源的最终输出电压，内环控制 DC-DC 全桥变换器的直流输出电压，以外环的输出值作为内环的给定值。首先对高压给定与采样的差值进行 PID 调节，计算结果作为 DC-DC 全桥变换器的给定值与 DC-DC 全桥变换器输出的直流电压采样的差值进行比较，经过PID调节控制 DC-DC 全桥变换器的直流输出电压，从而控制电源最终的高压输出。通过调节外环参数可使外环响应速度快，能够改善束流波动引起的电压瞬时波动，调节内环参数使内环稳压的特性变硬，从而达到良好的稳压效果。



I_{DF}—DC-DC 全桥变换器输出电流采样；

I_{AF}—高压变压器的原边电流采样。

图 9　高压电源电压双闭环控制策略

Fig. 9　Double-loop voltage control strategy of high-voltage power supply

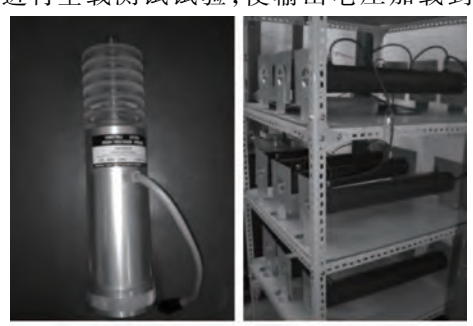
在控制电路中，为了避免电路之间相互干扰，DC-DC 全桥变换电路与后级逆变电路单独进行控制，分别采用独立的 PWM 产生电路和 IGBT 驱动电路。DC-DC 全桥变换电路的 PWM 脉冲宽度可以随着负载和电压的变化调节，而后级逆变电路则采用固定满脉宽输出方式，仅将直流电逆变为交流电。PWM 产生电路采用集成度高的 SG2525 脉宽调制芯片，其能够快速精确地调节输出脉宽。IGBT 驱动电路采用 IGBT 专用驱动模块 M57962AL，该模块还能够实现对 IGBT 的过流保护，确保 IGBT 能够安全稳定工作。

为了防止电子枪和高压油箱放电现象对焊接工件和电子器件造成冲击损坏，控制电路必须具备能够快速反应的保护电路，当电子枪或者油箱出现放电现象时能够及时关断电源。因高压放电会使电源的负载电流急剧增大，本电源通过监测高压变压器的原边电流 I_{AF} 来判断是否放电。如图 9 所示，一旦高压侧出现放电信号，I_{AF} 会急剧增大，保护电路监测到放电信号之后会及时关断逆变电路 PWM 驱动信号的输出，使逆变电路的输出电压 $\mathrm{AC_1}\sim\mathrm{AC_2}$ 为零，关闭高压输出，从而实现对电源的保护。

3　测试与结果分析

电子束焊机高压电源必须具备较高的稳定度和较小的纹波系数[17]，根据国外电子束焊机制造的出厂标准和中国对电子束焊机的技术要求，高压电源纹波系数要小于 1%，稳定度为 ±1%。

为了测试此高压加速电源的性能，搭建了一套高压测试平台，如图 10 所示，平台由 −60 kV 高压探头和高压大功率测试电阻组成。此高压电源额定电压为 −60 kV，额定电流为 100 mA。首先对电源进行空载测试试验，使输出电压加载到额定



(a) 高压探头　　(b) 功率电阻

图 10　高压电源测试平台

Fig. 10　Testing equipment of high-voltage power supply

电压,维持 10 min,工作正常。然后选择单支功率为 3 kW,阻值为 200 kΩ 的电阻 8 支,通过串并联制作成阻值 400 kΩ、总功率为 24 kW 的负载电阻 R,对电源进行了负载测试。为了防止高压在空气中放电,电源的负载试验在一个充满变压器油的油箱内进行,测试数据如表 1 所示,从而得到高压电源输出特性曲线如图 11 所示,由图可知高压电源输出电压可以从 0 ~ −60 kV 连续可调,输出电流从空载到满载都能正常工作,显示出此高压电源有较大的电压调节范围和较强的负载适应能力。

电压纹波是直流电压中的交流成分,在电源测试中非常重要,一般用纹波系数 Y 表示,其计算公式为

$$Y=\frac{U'_{\max}-U'_{\min}}{U_a}\times 100\% \tag{6}$$

式中:$U'_{\max}$、$U'_{\min}$和 U_a 分别为输出直流电压的最大值、最小值和平均值。在额定电压输出时,测得纹波有效值约为257V,代入式(6)可得到电源纹波系数为 0.43%。此外,当电网输入电压在 ±10% 范围内波动时,用示波器测试输出电压最大相对变化量为 125 V,则电源的电压稳定度约为 0.21%。

表 1 高压电源负载测试数据

Table 1 Testing data of high-voltage power supply with load

电压设置/kV	电压反馈/V	电压测量/kV	电流测量/mA
0	0	0	0
5	−0.51	−5.02	12.61
10	−1.01	−10.21	25.42
15	−1.50	−15.12	37.74
20	−1.99	−19.89	49.60
25	−2.51	−25.13	62.49
30	−3.00	−30.02	75.01
35	−3.47	−34.59	86.52
40	−4.01	−40.15	100.39
45	−4.55	−45.22	113.20
50	−5.02	−50.35	126.01
55	−5.53	−55.31	138.32
60	−6.01	−60.31	150.68

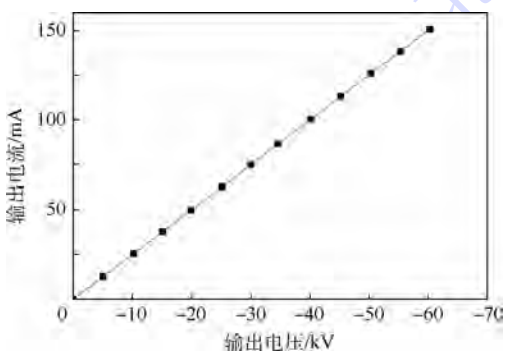


图 11 负载为 400 kΩ 时电源输出特性

Fig. 11 Output characteristics of high-voltage power supply with load 400 kΩ

由上述测试结果可知,高压电源输出电压能够从 0 ~ −60 kV 连续可调,线性度高,输出特性好,满载时工作正常,且纹波系数≤1%,稳定度在 ±1% 范围内,达到了预期的设计目标,能够满足电子束焊机对高压电源的要求。

4 结 论

1)利用先进的开关电源变换技术,设计并实现了一套 60 kV/100 mA 电子束焊机高压电源。

2)采用 PWM 控制的全桥直流变换器和全桥逆变实现电源的调压和逆变,采用变压器串联和倍压整流相结合的方式实现电源的升压。

3)基于 PID 调节的电压双闭环控制策略能够使实现对高压输出的稳定控制。

4)试验测试表明高压电源线性度高、输出特性好,纹波系数和高压稳定度均在 ±1% 范围内,能够满足电子束焊机的要求。

参考文献(References)

[1] 叶汉民. 电子束焊机中的高电压技术问题[J]. 高电压技术,1999,25(2):50-52.
YE H M. Problems of application of high voltage engineering for electron beam welder[J]. High Voltage Engineering,1999,25(2):50-52(in Chinese).

[2] 齐铂金,范雳康,刘方军. 脉冲束流电子束焊接技术综述[J]. 航空制造技术,2015(11):26-30.
QI B J,FAN J K,LIU F J. An overview of pulsed electron beam welding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2015(11):26-30(in Chinese).

[3] 韦寿祺,宗敖星. 中压型大功率电子束焊机电控系统的研制[J]. 电焊机,1996,26(5):38-40.
WEI S Q,ZONG A X. Study on control system of medium voltage high power electron beam welder[J]. Electric Welding Machine,1996,26(5):38-40(in Chinese).

[4] 戴培善. 电子束焊机 60 kV 直流电源电子管调压方法[J]. 电焊机,1998,28(2):36-38.
DAI P S. Voltage regulating method of 60 kV DC power source electronic tube in electron beam welder[J]. Electric Welding Machine,1998,28(2):36-38(in Chinese).

[5] 莫金海,韦寿祺,何少佳,等. 新型 PWM-BUCK 电子束焊机稳定高压电源的设计[J]. 焊接学报,2009,30(6):34-38.
MO J H,WEI S Q,HE S J,et al. Design of stabilized high-voltage source with PWM-BUCK for electron beam welder[J]. Transactions of the China Welding Institution,2009,30(6):34-38(in Chinese).

[6] 李正熙,王磊,赵仁涛. 一种全桥逆变式电子束焊机高压电

源[J]. 自动化与仪器仪表,2008(3):15-17.
LI Z X,WANG L,ZHAO R T. A new H-bridge inverter of HV power source for electron beam welder[J]. Automation & Instrumentation,2008(3):15-17(in Chinese).

[7] 李正熙,王泽庭,樊生文. 高频高压电子束焊机电源的研制[J]. 北方工业大学学报,2010,22(3):16-18.
LI Z X,WANG Z T,FAN S W. Development of high frequency and high voltage source for electronic beam welder[J]. Journal North China University of Technology,2010,22(3):16-18(in Chinese).

[8] 赵卫东,王俊峰,孙建坤. 电子束焊接用高压直流电源设计[J]. 安徽工业大学学报,2010,27(3):295-298.
ZHAO W D,WANG J F,SUN J K. Design of high-voltage power supply for electron beam welding[J]. Journal of Anhui University of Technology,2010,27(3):295-298(in Chinese).

[9] PRESSMAN A I,BILLINGS K,MOREY T. 开关电源设计[M]. 3 版. 王志强,肖文勋,虞龙,译. 北京:电子工业出版社,2014:63.
PRESSMAN A I,BILLINGS K,MOREY T. Switching power supply design[M]. 3rd ed. WANG Z Q,XIAO W X,YU L,translated. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2014:63(in Chinese).

[10] ORTIZ G,LUKAS F,KOLAR J W,et al. Flux balancing of isolation transformers and application of "the magnetic ear" for closed-loop volt-second compensation[J]. IEEE Transactions on Power Electronics,2014,29(8):4078-4090.

[11] 宋志勇. 移相全桥大功率高频开关电源的研究与设计[D]. 武汉:湖北工业大学,2014:34-37.
SONG Z Y. The study and design of phase-shift full-bridge high-power high-frequency switching power supply[D]. Wuhan:Hubei University of Technology,2014:34-37(in Chinese).

[12] 张伟,杜慧聪,齐铂金,等. 150 kV/50 kW 逆变式电子束焊机高压电源设计[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(11):1531-1536.
ZHANG W,DU H C,QI B J,et al. 150 kV/30 kW inverter for electron beam welding power supply design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(11):1531-1536(in Chinese).

[13] LEARY A M,OHODNICKI P R,MCHENRY M E. Soft magnetic materials in high-frequency high-power conversion applications[J]. JOM the Journal of the Minerals Metals & Materials Society,2012,64(7):772-781.

[14] 曲振江. 静电电源设备中倍压整流电路的特性分析[J]. 电力电子技术,1994(3):33-35.
QU Z J. The analysis of the characteristics of voltage doubling rectifier circuit in static precipitator power supply[J]. Power Electronics,1994(3):33-35(in Chinese).

[15] 曲振江,马文娟. 高压静电设备中倍压整流电路的工作状态分析[J]. 高电压技术,2005,31(10):64-66.
QU Z J,MA W J. Working state analysis of the multiple-voltage rectifying circuit in high voltage electrostatic equipment[J]. High Voltage Engineering,2005,31(10):64-66(in Chinese).

[16] 杜慧聪,刘方军,张伟,等. 150kV 高压逆变电源倍压整流电路仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(7):1001-1005.
DU H C,LIU F J,ZHANG W,et al. Simulation of voltage doubling rectifying circuit in 150 kV high-voltage inverter power supply[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(7):1001-1005(in Chinese).

[17] FAN S,WANG Z. Development of high voltage source for electronic beam welder based on phase shift control[C]// Electric Information and Control Engineering (ICEICE). Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:5843-5846.

作者简介:

范霁康　男,博士研究生。主要研究方向:电子束焊接工艺与设备。

齐铂金　男,博士,教授。主要研究方向:焊接工艺与设备,先进电源技术及应用。

北京航空航天大学学报

Design and implementation of a novel high-voltage power supply in electron beam welding machine

FAN Jikang, QI Bojin*, LIU Fangjun, ZHANG Wei, QI Qin, WANG Haitao

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Traditional high-voltage power supply of electron beam welding machine has complicated circuit and huge volume. For improving the property of electron beam welding machine, a novel 60 kV/100 mA high-voltage power supply is developed in this paper. First, the three-phase electric is rectified to 540 V DC voltage. Then The voltage regulator circuit part adopts a full-bridge direct current converter controlled by pulse width modulation (PWM) method to regulate the 540 V DC voltage to adjustable 0 – 500 V DC voltage. A full-bridge inverter is used to change the DC voltage to 20 kHz AC voltage. Cascade-connected transformers and voltage doubling rectifiers are employed in the high voltage circuit part to achieve the 60 kV high-voltage output. In order to make the high-voltage output more stable, the double closed-loop control system based on proportion integration differentiation (PID) is adopted in the control circuit part. A high-voltage testing platform is established to measure the assembled high-voltage power supply and the test results show that the power supply has stable output voltage and high control accuracy. The ripple factor and stability are all in the 1% range, which can meet the requirement of electron beam welding machine.

Keywords: electron beam welding; high-voltage power supply; full-bridge inverter; double voltage rectification; double closed-loop control

北京航空航天大学学报

Received: 2016-01-20; **Accepted**: 2016-03-11; **Published online**: 2016-04-15 16:56

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.002.html

Foundation item: Special Major Science and Technology of Ministry of Industry and Information Technology (2010ZX04007-041)

* **Corresponding author**. E-mail: qbj@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0119

民机横航向静稳定性适航符合性数学仿真评估

全下文载

陈俊平，王立新*
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：针对适航标准对民机横航向静稳定性的要求，提出了一种基于人机闭环数学仿真计算的适航符合性评估方法。根据适航条款的要求提出了量化评估指标，建立了飞机系统模型和驾驶员操纵模型，以实现定常直线侧滑飞行等的特定飞行任务的人机闭环数学仿真，并依据数学仿真结果和评估指标对飞机的横航向静稳定性做出评估。运用此方法完成了某型民机设计方案的适航符合性评估，并较准确地确定了飞机横航向2个静稳定导数的合理取值范围。该方法可应用于民机的概念方案设计，计算结果可为飞行试验提供理论参考。

关 键 词：民用运输类飞机；横航向静稳定性；适航性；飞行动力学；数学仿真；驾驶员操纵模型

中图分类号：V212.12

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0301-10

横航向静稳定性是评定飞机操稳特性的重要指标之一。横向静稳定性是指飞机在平衡状态受到外界非对称扰动产生小量滚转角 $\Delta\phi$ 后，具有自动恢复机翼水平姿态的趋势，判据为无量纲横向静稳定性导数 $C_{l\beta}<0$。航向静稳定性是指飞机在平衡状态受到外界非对称扰动产生小量侧滑角 $\Delta\beta$ 后，具有自动消除侧滑运动的趋势，判据为无量纲航向静稳定导数 $C_{n\beta}>0$[1]。

目前，国内外多采用风洞和飞行试验[2-3]、计算流体力学(Computational Fluid Dynamics，CFD)数值计算[4-5]、飞行模拟机[6]和经验公式[7]等方法求解出 $C_{l\beta}$ 和 $C_{n\beta}$ 后，再进行飞机横航向静稳定性的判断。然而，现行适航标准的要求并不直接以上述2个导数的符号来判别，而是通过驾驶员操纵飞机完成定常直线侧滑飞行任务，再根据试飞结果对飞机的横航向静稳定性做出判断[8]。当 $|C_{n\beta}|$ 过大时，会使得飞机作定常直线侧滑飞行的最大侧滑角小于适航条款要求的侧滑角范围，而当 $|C_{l\beta}|$ 过大时，会导致副翼操纵量超过适航条款许可范围。在这些情况下，即使民机是横航向静稳定的，也不能满足适航条款的要求，即适航条款对民机横航向静稳定性的要求不能仅靠2个静导数的符号来判断，应进一步考察飞机的运动特性。

根据适航条款规定的飞行任务，首先，在低速飞行状态下，要求在可达的侧滑角范围内副翼不得出现饱和的情况。若采用横航向平衡运动方程求解的方法，虽可求得定常直线侧滑飞行时的侧滑角、副翼和方向舵的大小，但这3个参数求解方程中的各气动导数在给定速度时仍是迎角和侧滑角的函数，这种多重函数关系给准确求解带来困难。其次，在高速飞行时，允许飞机在副翼饱和后以带滚转角速度的航向机动飞行，若仍采用平衡方程法则无法求得方向舵、侧滑角和滚转姿态等的响应过程，即无法完成这种情况下的适航符合性验证。最后，现代电传民用飞机设计中多采用

收稿日期：2016-01-29；**录用日期**：2016-05-20；**网络出版时间**：2016-06-24 11:09
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1109.003.html
基金项目：国家“863”计划（2014AA110501）
* **通讯作者**：E-mail：wlx_c818@163.com

引用格式：陈俊平，王立新. 民机横航向静稳定性适航符合性数学仿真评估[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：301-310.
CHEN J P，WANG L X. Mathematical simulation and evaluation for lateral-directional static stability airworthiness compliance of civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：301-310(in Chinese).

放宽静稳定性的构型来提高经济性,因此需要设计增稳控制系统来改善其动稳定性[9]。此时,飞机完成定常直线侧滑的各参数的响应特性与本体特性有一定区别。仅依据飞机本体的 $C_{l\beta}$ 和 $C_{n\beta}$ 的符号显然不能准确地判断电传飞机的横航向静稳定的适航符合性。

目前,国内外仍采用原型机的飞行试验方法来评估民机三轴静稳定性的适航符合性[10-11]。但是,若设计方案不能满足适航符合性的要求,而设计已进入后期,修改设计将付出很大的代价。针对这一问题,国内外均提出了采用人机闭环数学仿真的方法对飞机设计方案进行适航评估,以降低后期需要进行改型设计的风险。采用这种数值计算方法可不需要硬件支持和真实驾驶员参与,具有更好的经济性和快速性,设计人员可方便有效地评估设计方案。目前已取得的研究成果主要涉及起降性能[12]、长短周期运动[13]、侧风着陆能力[14]、地面纵向操稳特性[15]和空中最小操纵速度[16]等适航条款。

鉴于上述问题,本文根据适航标准的要求,首先,建立了包含飞控系统的人机闭环数学仿真模型;其次,在此基础上,形成了包括考核任务设计、数学仿真计算和定量评估的民机横航向静稳定适航符合性评估方法;最后,以某型支线客机为例完成了方法的验证,并探究了 $C_{n\beta}$ 和 $C_{l\beta}$ 的取值大小与量化适配的关系。研究结果可为民机横航向静稳定性的设计和后续的飞行试验方案的确定等提供理论指导和数据支持。

1 适航条款分析

中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准(CCAR-25-R4)[8]第 25.177 条规定了民用运输类飞机横向和航向静稳定性必须达到的最低要求。在 CCAR-25-R4[8]中,第 25.177 条仅保留了(c)和(d)两条,分别对飞行速度处于 $1.13V_{SR1}$ 至 V_{MO} 之间和 V_{MO} 至 V_{FC} 之间的横航向静稳定性的适航要求进行了规定,V_{SR1} 为特定构型下的基准失速速度,V_{MO} 为最大使用限制速度,即正常飞行包线的最大速度,V_{FC} 为飞机具有稳定性的最大速度,即使用飞行包线的最大速度[17]。其余速度下无规定,可不做考察。

1.1 $1.13V_{SR1}$ 至 V_{MO} 的要求

25.177(c)[8]规定,当飞行速度处于 $1.13V_{SR1}$ ~ V_{MO} 之间时,飞机在定常直线侧滑飞行中的副翼和方向舵的偏度及操纵力应与侧滑角(β)成稳定的正比关系。当飞机在各状态下均满足此要求时其横航向是静稳定的。在飞机保持定常直线侧滑飞行时,飞机的横航向力和力矩方程可表示为[1]

$$\begin{cases} C = C_\beta\beta + C_{\delta_a}\delta_a + C_{\delta_r}\delta_r + W\sin\phi = 0 \\ L = L_\beta\beta + L_{\delta_a}\delta_a + L_{\delta_r}\delta_r = 0 \\ N = N_\beta\beta + N_{\delta_a}\delta_a + N_{\delta_r}\delta_r = 0 \end{cases} \tag{1}$$

式中:C、L 和 N 分别为飞机侧力、滚转力矩和偏航力矩;δ_a 和 δ_r 分别为副翼和方向舵偏度;C_β、L_β 和 N_β 分别为侧力、滚转力矩和偏航力矩对侧滑角的导数;C_{δ_a}、L_{δ_a} 和 N_{δ_a} 分别为侧力、滚转力矩和偏航力矩对副翼的导数;C_{δ_r}、L_{δ_r} 和 N_{δ_r} 分别为侧力、滚转力矩和偏航力矩对方向舵的导数;W 为飞机重力;ϕ 为滚转角。其中,C_{δ_a} 为小量,可忽略。将式(1)无量纲化并整理可得

$$\begin{cases} \beta = -\dfrac{C_W C_{n\delta_r}\sin\phi}{C_{c\beta}C_{n\delta_r} - C_{c\delta_r}C_{n\beta}} \\ \dfrac{C_{l\beta}}{C_{l\delta_a}} = -\dfrac{\delta_a}{\beta} - \dfrac{C_{l\delta_r}}{C_{l\delta_a}}\cdot\dfrac{\delta_r}{\beta} \\ \dfrac{C_{n\beta}}{C_{n\delta_r}} = -\dfrac{\delta_r}{\beta} - \dfrac{C_{n\delta_a}}{C_{n\delta_r}}\cdot\dfrac{\delta_a}{\beta} \end{cases} \tag{2}$$

式中:C_W、$C_{c\beta}$、$C_{c\delta_r}$、$C_{l\beta}$、$C_{l\beta_r}$、$C_{l\delta_a}$、$C_{n\beta}$、$C_{n\delta_r}$ 和 $C_{n\delta_a}$ 分别为无量纲化的 W、C_β、C_{δ_r}、L_β、L_{δ_r}、L_{δ_a}、N_β、N_{δ_r} 和 N_{δ_a}。

对于常规布局飞机而言,$C_{l\delta_a}<0$、$C_{n\delta_a}>0$、$C_{l\delta_r}>0$、$C_{n\delta_r}<0$。在定常直线侧滑中,当 $\delta_r>0$ 时,$\delta_a<0$,$\beta>0$;当 $\delta_r<0$ 时,$\delta_a>0$,$\beta<0$。若侧滑角和方向舵、副翼分别始终保持正比关系,则可保证 δ_a/β 恒小于零,δ_r/β 恒大于零。根据式(2)即可保证 $C_{l\beta}<0$,$C_{n\beta}>0$,即飞机是横航向静稳定的。

实际上,25.177(c)[8]的要求除了保证飞机是横航向静稳定的,还对 $C_{l\beta}$ 和 $C_{n\beta}$ 的大小作了限制。根据式(2)中的第 3 式,当飞机的最大方向舵偏度、$C_{n\delta_r}$ 和 $C_{n\delta_a}$ 确定时,由于 $C_{n\delta_a}$ 明显小于 $C_{n\delta_r}$,$(C_{n\delta_a}\delta_a)/(C_{n\delta_r}\beta)$ 的数量级将明显小于 δ_r/β 的数量级,$C_{n\beta}$ 的大小基本决定了飞机所能达到的侧滑角范围。在飞机方案设计时,飞机正常运行的侧滑角范围的最小值可采用工程经验公式确定[17]:

$$\beta_{max} = \arcsin(V_{wind}/V_a) \tag{3}$$

式中:β_{max} 为侧滑角范围;V_{wind} 为侧风风速;V_a 为空速。根据 CCAR-25-R4[8]第 25.237 条中关于运输类飞机在侧风中起降须抵御的最大侧风规定,取 $V_{wind}=25$ kn(12.85 m/s)。另外,在《运输类飞机合格审定飞行试验指南》[17]中指出,对于大多数

运输类飞机，在起降状态下的最大侧滑角不会超出 15°。对于中大型民机而言，其着陆速度一般不低于 60 m/s，如 A320、B747 等。即在起降状态，$\beta_{\max}$不会大于 15°。因此，在起降状态 $C_{n\beta}$的取值应保证飞机所能达到的侧滑角范围处于 $\beta_{\max}$与 15°之间；在非场域状态，仅需验证 $C_{n\beta}$取值能否使飞机达到 $\beta_{\max}$。

根据式(2)中第 2 个式子，当飞机的最大侧滑角、$C_{l\delta_a}$和 $C_{l\delta_r}$确定时，对应最大侧滑角的方向舵偏度为最大可用偏度，也是确定的，即 $C_{l\beta}$的大小基本决定了副翼的操纵量。根据相关行业通告[18]要求，$C_{l\beta}$的大小需满足：左滚转操纵必须产生左侧滑，右滚转操纵必须产生右侧滑；保持 $\beta_{\max}$的定常直线侧滑所需的滚转操纵不得超过可用滚转操纵能力的 75%。

综上，飞行速度在 $1.13V_{SR1}$至 V_{MO}之间时的民机横航向静稳定性适航符合性的要求为：①飞机能由定直平飞状态分别向左右作任意可用方向舵偏度下的定常直线侧滑飞行。②副翼操纵不得逆反，且维持最大定常侧滑角的副翼偏度不得超过可用操纵量的 75%。可确定$|C_{l\beta}|$的可行域为副翼操纵不出现逆反时的最小值为下边界，维持最大定常侧滑角的副翼偏度为 75% 可用操纵量时的值为上边界。③方向舵操纵不得出现逆反，侧滑角的范围至少达到式(3)规定的 $\beta_{\max}$。可确定 $C_{n\beta}$的可行域为最大定常侧滑角为 $\beta_{\max}$时的值为上边界，对于起降状态，还应考虑最大定常侧滑角为 15°时的 $C_{n\beta}$确定的下边界，非场域状态则不需考虑。④稳定侧滑角和副翼、方向舵的偏度呈稳定的正比关系。

1.2　V_{MO}至 V_{FC}的要求

随着飞行速度的增大，飞机各操纵面的最大可用偏度减小。在横航向静稳定性的适航符合性演示中，可能出现在方向舵偏度达到最大可用偏度前，副翼已饱和的情况。

25.177(d)[8]规定，副翼饱和的情况仅能在速度处于 V_{MO}至 V_{FC}之间时出现。若出现副翼饱和，则评估方法为在副翼饱和前，仍采用定常直线侧滑飞行完成横航向静稳定性的演示，适航要求除去副翼操纵范围的限制外，仍采用第 1.1 节中所述的要求。副翼饱和后，可采用带滚转角速度的偏航飞行继续完成演示，要求方向舵偏度增大，侧滑角也必须增大，直至达到最大的方向舵可用偏度，以说明飞机具有足够的航向稳定性，此过程中滚转角不可过快发散。若未出现副翼饱和，则除副翼操纵范围要求外，其余按第 1.1 节所述的要求评估。

速度处于 V_{MO}至 V_{FC}之间时，飞机 $C_{l\beta}$和 $C_{n\beta}$的可行域为：$|C_{l\beta}|$仅需考虑副翼操纵不出现逆反时的最小值确定的下边界，不需要考虑副翼偏度应小于 75% 可用操纵量的限制。$C_{n\beta}$仅需考虑 $\beta_{\max}$确定的上边界，不需要考虑最大定常侧滑角应小于 15°的限制。

若飞机方案尚不满足上述任意一条要求，则可通过改变 $C_{l\beta}$和 $C_{n\beta}$的大小，再反复仿真的方法，求得满足适航条款要求的横航向 2 个静导数的可行域。

2　人机闭环数学仿真建模

2.1　飞机系统模型

为了提高民机的经济性、舒适性等，现代民机设计多采用了主动控制技术，如放宽静稳定性、机动载荷控制和阵风减缓等。驾驶员通过飞行控制系统操纵飞机，试飞员给出的评分也是对包含飞控系统的飞机的操纵感受。

因此，在对民机的适航符合性仿真验证中所建立的飞机模型应包含 6 自由度动力学模型[19-20]和飞行控制系统模型。

2.2　驾驶员操纵模型

一般而言，在民机适航符合性仿真评估中，驾驶员模型主要有 3 个作用：①民机的适航符合性评估是基于飞行任务的评估，根据适航条款规定的飞行任务建立驾驶员模型才能完成相应条款的人机闭环数学仿真。②通过调节驾驶员模型的参数，保证数学仿真中的人机闭环特性符合真实驾驶员操纵时的飞机运动特性。③有的适航条款有针对驾驶员操纵行为的要求，如时延长短等，可通过考察完成特定飞行任务的驾驶员模型参数的大小，判断驾驶员的操纵行为是否满足适航的要求。根据第 1 节的分析，横航向静稳定性适航条款对驾驶员的操纵行为无明确要求，因此本文的驾驶员模型的主要作用是实现特定飞行任务的数学仿真和保证人机系统的闭环特性。

根据第 25.177 条[8]的要求，副翼未饱和时，驾驶员的飞行任务可描述为由选定的初始定直平飞状态开始，操纵飞机实现在任意方向舵可用偏度下的定常直线侧滑飞行。

驾驶员的操纵策略及指令为油门通道控制速度 V，使其尽可能保持初始飞行速度 V_0 不变，指令取 $V_c = V_0$；俯仰通道控制航迹倾角 γ，使飞机尽可能维持平飞，指令取 $\gamma_c = 0$；滚转通道控制航迹偏角速率$\dot{\chi}$，使航迹偏角在方向舵输入为稳态值时基本不变，指令取偏航角速率 $\dot{\chi}_c = 0$；偏航通道

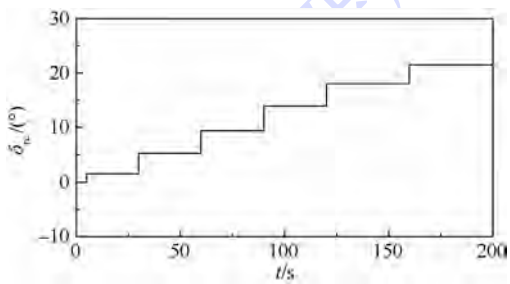
控制方向舵偏度,需从中立位置偏转至最大可用设计偏度,为了充分体现飞机能够实现定常直线侧滑飞行,可采用阶梯式方向舵指令,且各方向舵偏度应持续足够长的时间。以某型支线客机在 $1.13V_{SR0}$(V_{SR0}为着陆构型下的基准失速速度)时方向舵最大可用设计偏度为 21.5°为例,设计其正偏指令如图 1 所示。

据此,驾驶员保持飞机作定常直线侧滑飞行的模型结构如图 2 所示。此外,副翼出现饱和时,飞行任务为带滚转角速度的偏航飞行。驾驶员模型在油门、俯仰和偏航通道的操纵策略和指令都不变,滚转通道变为维持满偏状态,图 2 的驾驶员模型在副翼饱和后为抑制航迹偏角增大会自动保持副翼满偏,因此无需另建驾驶员模型。

油门通道用于跟踪速度,速度响应属于慢响应,可采用能较好反映驾驶员滞后特性的 McRuer 模型[21]:

$$Y_{PV}(s)=k_{PV}\frac{1}{T_{IV}s+1}e^{-\tau_V s} \tag{4}$$

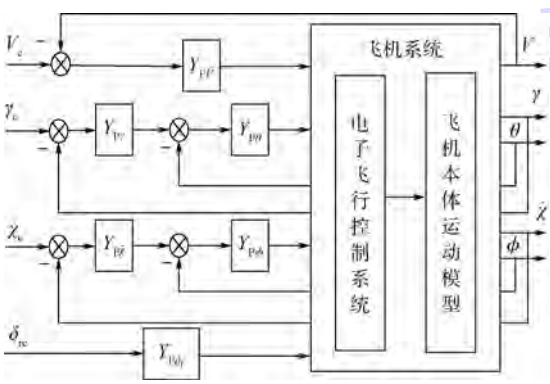
式中:s 为复变量;k_{PV}为驾驶员增益;T_{IV}为驾驶员滞后补偿时间常数;τ_V 为驾驶员反应及肌肉滞后时间。



δ_{rc}—方向舵偏度指令。

图 1 方向舵指令

Fig. 1 Rudder command

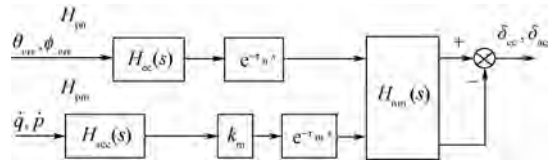


Y_{PV}—驾驶员操纵速度模型;$Y_{P\gamma}$—驾驶员操纵航迹倾角模型;$Y_{P\theta}$—驾驶员操纵俯仰角模型;$Y_{P\chi}$—驾驶员操纵航迹偏角角速率模型;$Y_{P\phi}$—驾驶员操纵滚转角模型;$Y_{P\delta r}$—驾驶员操纵方向舵模型;θ—俯仰角。

图 2 人机闭环系统结构图

Fig. 2 Man-machine closed-loop system structure diagram

俯仰通道内环为姿态控制,姿态响应属于快响应,为较好反映驾驶员操纵过程中的加速度感受,$Y_{P\theta}(s)$ 采用 Hosman 等改进的 McRuer 模型[22-26],其基本结构如图 3 所示。



θ_{err}—俯仰角误差;ϕ_{err}—滚转角误差;H_{pn}—McRuer 模型回路;H_{pm}—驾驶员加速度感受回路;H_{ec}—无时间延迟的 McRuer 模型;τ_n—驾驶员信息反应时延;H_{nm}—驾驶员人体肌肉动作延迟模型;δ_{ec}—升降舵偏大指令;δ_{ac}—副翼偏度指令;$\dot{p}$—滚转角角加速度;$\dot{q}$—俯仰角角加速度;H_{scc}—人体内耳前庭器官的半规管模型;k_m—驾驶员运动感官增益;τ_m—驾驶员运动神经延迟。

图 3 Hosman 驾驶员模型

Fig. 3 Hosman pilot model

H_{pn}回路在俯仰通道中的控制量为 θ_{err}。其中,$e^{-\tau_n s}$为驾驶员的信息反应时延环节,$H_{ec}(s)$可表示为

$$H_{ec}(s)=k_{P\theta}\frac{T_{L\theta}s+1}{T_{I\theta}s+1} \tag{5}$$

式中:$k_{P\theta}$为驾驶员增益;$T_{L\theta}$为驾驶员超前补偿时间常数;$T_{I\theta}$为驾驶员滞后补偿时间常数。

H_{pm}回路在俯仰通道中的控制量为 $\dot{q}$。其中,$e^{-\tau_m s}$为驾驶员运动神经延迟环节,$H_{scc}(s)$的数学描述为[22]

$$H_{scc}(s)=\frac{0.1097s+1}{(5.924s+1)(0.01s+1)} \tag{6}$$

$H_{nm}(s)$的数学描述为自然频率 $\omega_n=9.0$ rad/s,阻尼比 $\zeta=0.7$ 的二阶环节[25]:

$$H_{nm}(s)=\frac{81}{s^2+12.6s+81} \tag{7}$$

升降舵通道的外环为航迹跟踪,驾驶员根据航迹倾角的误差确定出一定的俯仰姿态增量 $\Delta\theta_c$,再通过内环的俯仰姿态操纵实现航迹的跟踪。因此,$Y_{P\gamma}(s)$可表示为[16]

$$Y_{P\gamma}(s)=k_{P\gamma}e^{-\tau_\gamma s}+\frac{k_{I\gamma}}{s} \tag{8}$$

式中:$k_{P\gamma}$为驾驶员增益;τ_γ 为驾驶员信息处理延迟时间;$k_{I\gamma}$为驾驶员消除稳态误差环节的增益。

在滚转通道中,内环为滚转姿态控制,属于快响应,因此,$Y_{P\phi}(s)$的结构与俯仰通道中的内环结构 $Y_{P\theta}(s)$相同。外环为保证飞机在稳定侧滑中,航迹偏角的角速率为零,因此,$Y_{P\dot{\chi}}(s)$可表示为

$$Y_{P\dot{\chi}}(s)=k_{P\dot{\chi}}e^{-\tau_{\dot{\chi}}s}+\frac{k_{I\dot{\chi}}}{s} \tag{9}$$

式中：$k_{\mathrm{P}\dot{\chi}}$ 为驾驶员增益；$\tau_{\dot{\chi}}$ 为驾驶员信息处理延迟时间；$k_{\mathrm{I}\dot{\chi}}$ 为驾驶员消除稳态误差环节的增益。

偏航通道中，驾驶员的操纵行为为逐渐增大方向舵偏度，是一种开环操纵行为。$Y_{\mathrm{P}\delta_{\mathrm{r}}}(s)$ 仅包含反应和肌肉延迟即可，表示为

$$Y_{\mathrm{P}\delta_{\mathrm{r}}}(s)=\mathrm{e}^{-\tau_{\delta_{\mathrm{r}}}s} \tag{10}$$

如表 1 所示为文献[21,24]给出的驾驶员模型中各参数的取值范围，下标 x 指代各参数的下标。这些范围是研究人员经过大量试验确定的，表征了一般驾驶员的操纵能力。按文献[21]提供的方法选择驾驶员参数可保证人机闭环系统呈现一般驾驶员操纵的飞机响应特性，从而可认为驾驶员模型满足适航符合性评估的要求。

表 1　驾驶员模型参数取值范围

Table 1　Range of pilot model parameters

驾驶员参数	取值范围
k_x	[1, 100]
T_x	(0, 1.0] s
τ_x	[0.06, 0.30] s

3　数学仿真计算方法

1）根据第 25.177 条[8]要求，选定飞机构型，确定最不利的飞机重量和重心位置进行验证。以着陆构型为例，因为相同飞行速度下，改变飞机的运动所需的操纵力矩在最大着陆重量时最大，而后重心的装载方式使飞机的航向稳定裕度最小。应选择最大着陆重量和后重心的装载方式进行验证。然后根据所定构型选取合适的高度 H_0 和速度 V_0，以此确定初始配平状态。

2）基于第 2 节的方法及所选初始状态，建立民机横航向静稳定性评估的人机闭环数学仿真模型，并设计各通道的驾驶员指令。

3）根据步骤 1）和步骤 2）中确定的飞行初始状态、驾驶员指令和人机闭环仿真模型，对飞机在不同方向舵偏度下的定常直线侧滑飞行进行数学仿真计算。

4）根据步骤 3）的计算结果，判断随着方向舵偏度的增大是否出现了副翼饱和的现象。若没有，则执行步骤 5）；若有，则执行步骤 6）。

5）判断飞机是否满足：①在各方向舵偏度下实现定常直线侧滑飞行，即侧滑角 β 稳定时，航迹倾角 γ 和航迹偏角 χ 基本保持不变；②在定常直线侧滑中，副翼操纵不得出现逆反，速度低于 V_{MO} 时最大副翼偏度不得超过可用操纵量的 75%；③方向舵操纵不得出现逆反，最大稳态侧滑角须达到式(3)中的 $\beta_{\max}$；④在满足① ~ ③的前提下，读取仿真数据中的稳态侧滑角的值及其对应的副翼偏度和方向舵偏度，绘制出稳态侧滑角-副翼、稳态侧滑角-方向舵曲线，2 条曲线须表明稳态侧滑角分别与副翼和方向舵基本呈稳定的正比关系。

6）对于副翼饱和前的仿真数据，除副翼偏转范围限制要求外，其余要求按步骤 5）进行处理和判断。副翼饱和后，需满足方向舵偏度增大必须对应侧滑角增大，不得出现逆反。

7）若仿真结果满足步骤 5）和步骤 6）的要求，则说明飞机在该速度下满足适航条款25.177[8]的要求。然后重复上述步骤以说明飞机在各种构型、速度下都满足条款 25.177[8]的要求。若出现不满足的情况，则说明飞机的横航向静稳定性不满足要求，可通过修正 $C_{l\beta}$ 和 $C_{n\beta}$ 的大小，再按上述步骤计算，求得设计方案中飞机 2 个横航向静稳定导数的可行域，完成飞机的迭代更改设计。

上述步骤可表征为如图 4 所示的流程图。

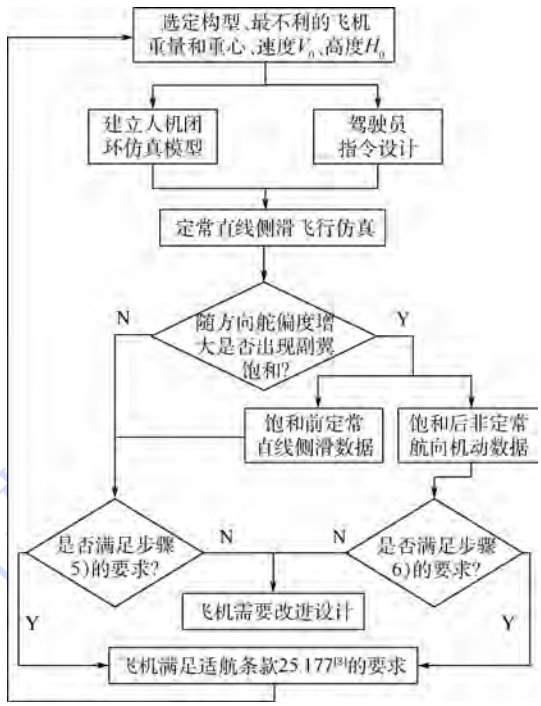


图 4　仿真流程

Fig. 4　Simulation procedure

4　计算示例

算例飞机为某型支线客机，主操纵系统采用电控形式。仿真中的气动数据为风洞试验数据，飞控系统则根据该型客机完整的飞控系统设计方案构建。

第 4.1 节和第 4.2 节分别给出了副翼未出现饱和出现饱和 2 组计算结果，以说明适航条款 25.177[8]的验证过程及横航向静稳定性导数的确定方法。

北航学报 赠阅

4.1 副翼未出现饱和

适航条款对起降状态下所需达到的侧滑角范围有较明确的最大和最小值要求，对副翼的操纵也有最大值及不可出现与侧滑角响应逆反的要求。为了开展算例飞机横航向静稳定性的适航符合性评估，选定基准飞行状态为：飞机后重心装载的着陆构型，最大着陆质量 36.7 t，飞行速度 V_0 取 $1.13V_{SR0}=65.1$ m/s，飞行高度 H_0 取 50 m。然后，通过分别改变 $C_{n\beta}$ 和 $C_{l\beta}$ 大小，再重复仿真的方法，分别确定 $C_{n\beta}$ 和 $C_{l\beta}$ 的可行域。

为了确定算例飞机达到式(3)中 β_{max} 和 15° 侧滑角的 $C_{n\beta}$ 的可行域，需完成 3 组数学仿真计算：仿真 1 为原始风洞试验数据，仿真 2 为 $C_{n\beta}$ 增大 3%，仿真 3 为 $C_{n\beta}$ 减小 12%。部分仿真结果如图 5所示，α 为迎角，V_a 为空速，δ_p 为油门，δ_e 为升降舵偏度。

由图 5 中仿真 1 的曲线可知：

1）随着方向舵 δ_r 左偏，飞机左偏航，右侧滑，并有左滚转趋势，驾驶员操纵副翼 δ_a 负偏产生右滚力矩，抑制飞机左滚。同时，由于飞机右滚转右侧滑，平衡重力的升力不足，阻力也增大，驾驶员操纵升降舵 δ_e 负偏并增大油门 δ_p 以补偿升力减小和速度的损失。

2）算例飞机在侧滑角 β 稳定时，航迹倾角 γ 和航迹偏角 χ 基本保持不变，其他主要的纵横向响应量也基本保持不变，即算例飞机可在不同方向舵偏下实现定常直线侧滑飞行。

3）副翼操纵未出现逆反，最大副翼偏度为 12°，该速度下副翼的最大偏度可达 20°，副翼操纵量未超过可用操纵的 75%(15°)。

4）方向舵操纵未出现逆反，仿真 1 中的最大稳态侧滑角为 11.8°。根据式(3)，在速度 65.1 m/s下对应 V_{wind} 为 25 kn(12.85 m/s)的定常侧滑角范围为

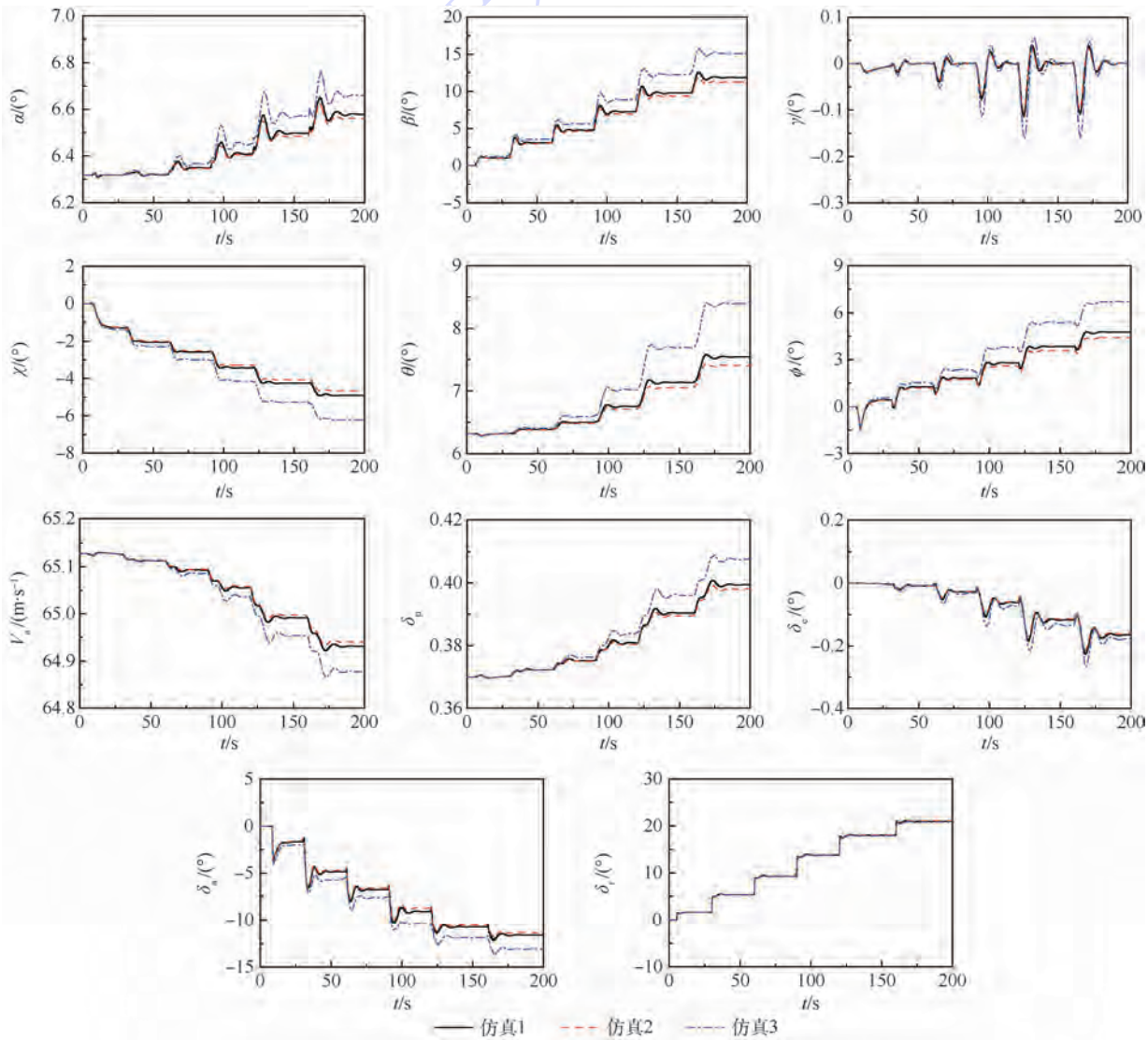


图 5 横航向静稳定性评估仿真结果

Fig. 5 Simulation results of lateral-directional static stability evaluation

北航学报 赠阅

$$\beta_{max}=\arcsin(12.85/65.1)=11.4^\circ<11.8^\circ \quad (11)$$

5）根据侧滑角、副翼和方向舵响应曲线，分别绘制 β_{stable}-δ_a 和 β_{stable}-δ_r 曲线如图 6 所示，β_{stable} 为稳定侧滑角。其中，仿真 1 的 β_{stable}-δ_a、β_{stable}-δ_r 曲线均基本呈稳定的正比关系。

由此，可说明算例飞机的横航向静稳定性满足适航要求。

仿真 2 和仿真 3 与仿真 1 类似，均能实现定常直线侧滑，且副翼操纵量均未超过 15°，稳态侧滑角分别与副翼和方向舵呈稳定的正比关系。所不同的是仿真 2 的最大稳态侧滑角为 11.4°。仿真 3 的最大稳态侧滑角为 15°，即仿真 2 中的 $C_{n\beta}$ 为该状态下的最大值，仿真 3 中的 $C_{n\beta}$ 为最小值。

以相同的方法，仿真 4 将 $|C_{l\beta}|$ 减小 52%，可得到副翼操纵恰好不出现逆反时的 $|C_{l\beta}|$ 的最小值（如图 7）；仿真 5 将 $|C_{l\beta}|$ 增大 40%，可得副翼最大偏转的稳定值达到 15°（见图 7）且侧滑角达到 11.4°的 $|C_{l\beta}|$ 的最大值。

以此方法，将已确定的 $C_{n\beta}$ 和 $|C_{l\beta}|$ 的边界值进行组合，再计算评估各组合的适航符合性，可确定 $C_{n\beta}$ 和 $|C_{l\beta}|$ 的可行域如图 8 所示。图中数据对应迎角为 6.3°，侧滑角为 0°。

值得说明的是，设计和飞行实践经验表明，为了获得较好的飞行品质，应尽可能地提高 $C_{n\beta}$ 的值[21]。而飞机的滚转操纵灵敏度随着 $|C_{l\beta}|$ 的取值减小而增大，取中间值可确保了良好的灵敏度。如图 8 所示，算例飞机的设计点恰好位于可行域中 $C_{n\beta}$ 较大且 $|C_{l\beta}|$ 居中的区域，与设计经验吻合。

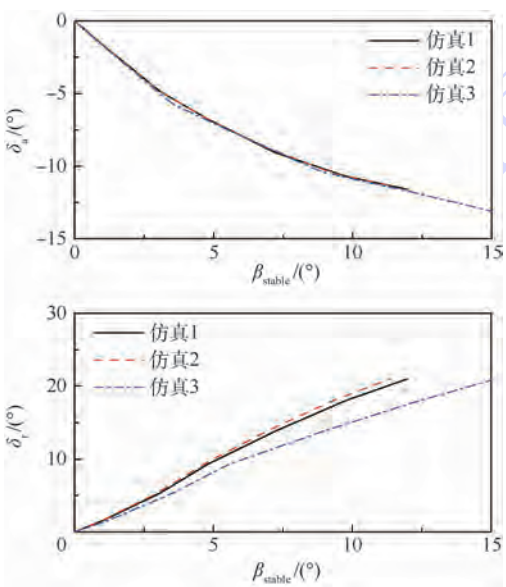


图 6　正比关系验证

Fig. 6　Proportional relationship validation

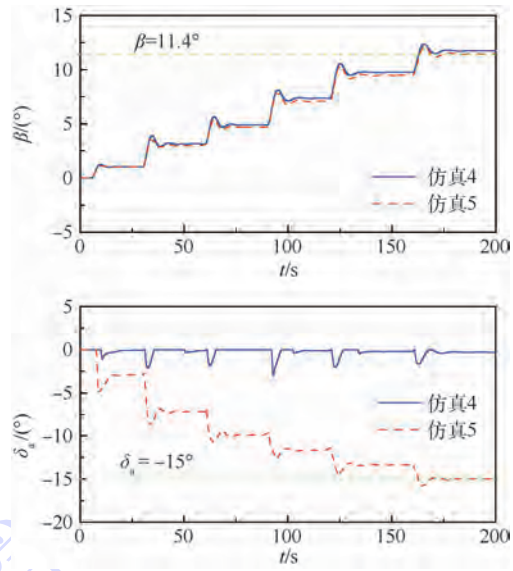


图 7　$C_{l\beta}$ 范围确定

Fig. 7　Range determination of $C_{l\beta}$

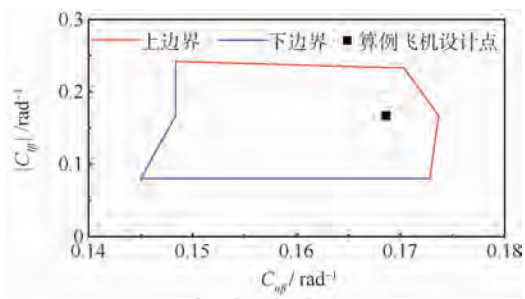


图 8　$C_{n\beta}$ 和 $|C_{l\beta}|$ 的可行域

Fig. 8　Feasible region of $C_{n\beta}$ and $|C_{l\beta}|$

综上，在图 8 的可行域内进行飞机方案设计，可有效保证其在低速状态下的横航向静稳定性的适航符合性演示具有合理的侧滑角和副翼操纵范围。其中，$C_{n\beta}$ 取可行域中接近最大值的区域，$C_{l\beta}$ 取可行域中的中间值区域，可使飞机具有良好的飞行品质。然后，再对中高速状态进行验证，并可根据需求，在可行域内调整 2 个参数。

4.2　副翼出现饱和

根据适航条款要求在速度 V_{MO} 至 V_{FC} 之间可出现副翼饱和的现象，副翼饱和后仅需保证方向舵的操纵不出现逆反和滚转姿态不过大即可。由于速度越大，副翼的可用操纵量越小，因此选定计算状态为：巡航构型，初始速度 V_0 取为 V_{FC} = 258.4 m/s，初始飞行高度 H_0 取 8 000 m，最大巡航质量 39.5 t，后重心装载，此时副翼的最大可用设计偏度为 10.3°，方向舵最大可用设计偏度为 2.75°。另外，算例飞机的横向稳定性设计较好，原始数据在该状态下未出现副翼饱和现象，为了说明副翼出现饱和时的适航符合性验证方法，仿真中将原始数据的 $C_{l\beta}$ 增大 30%，部分仿真结果如图 9 所示。

北航学报 赠阅

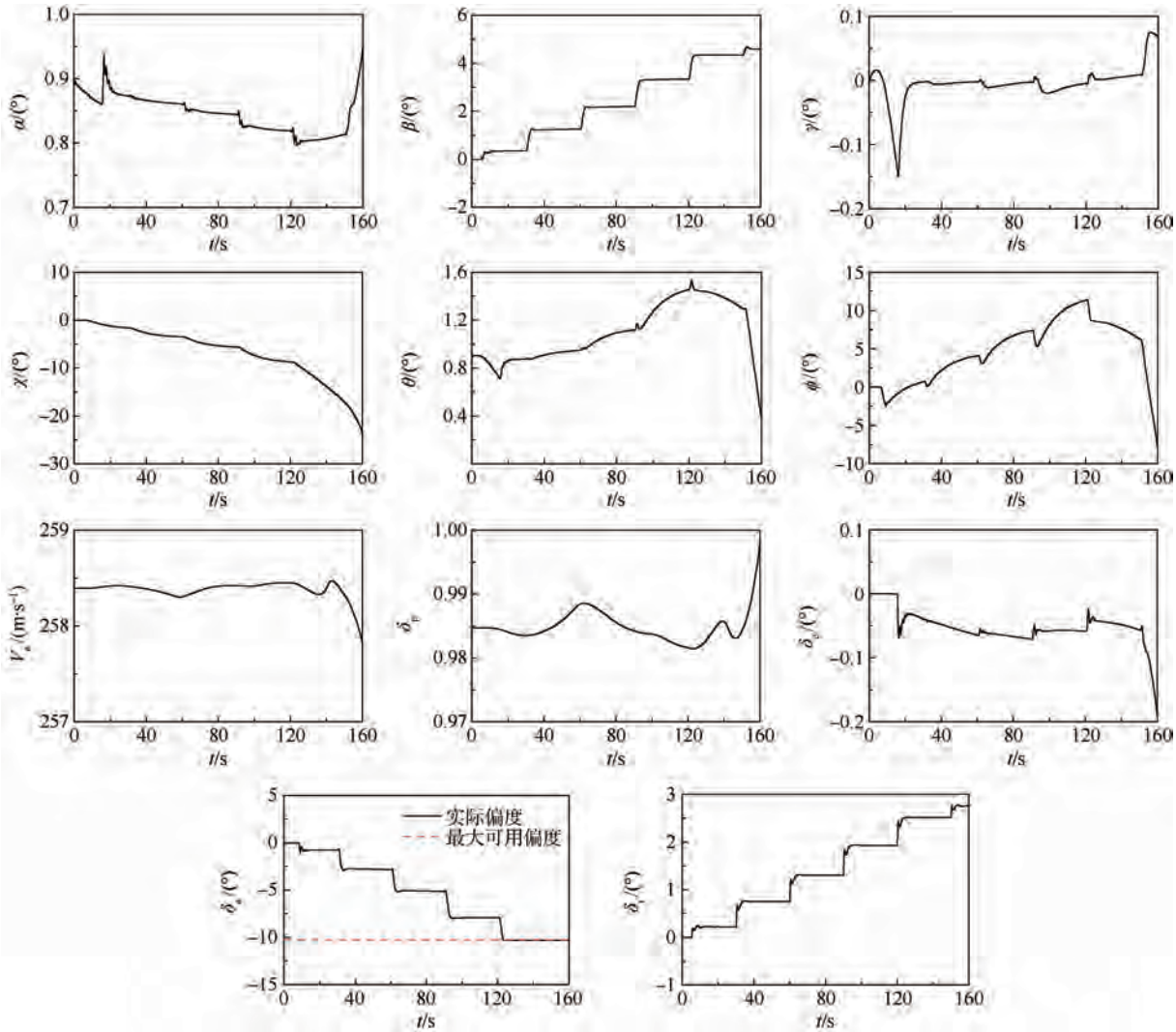


图 9 副翼饱和的横航向静稳定性评估仿真结果

Fig. 9 Simulation results of lateral-directional static stability evaluation with aileron saturation

图 9 中,在 120 s 之前副翼未出现饱和,可实现定常直线侧滑。在 0 ~ 120 s 之间的仿真数据,除副翼偏度限制的要求外,可按第 3 节中的步骤 5)的要求进行验证,过程与第 4.1 节中算例飞机原始数据的验证过程相同,此处不再重复。

在 120 s 后,副翼饱和,随着方向舵继续左偏,侧滑角继续增大,无逆反现象。在此过程中,飞机不断向左偏航并左滚转,同时,驾驶员拉杆增油门,补偿升力减小和速度损失。最终滚转角达到了 -7.6°,未出现迎角、纵横向姿态和速度响应异常的现象。由此可说明副翼出现饱和后飞机的横航向静稳定性仍满足适航条款的要求。

5 结 论

1)针对 CCAR-25-R4[8]第 25.177 条的要求,建立了一套方便实用的民机横航向静稳定性适航符合性数学仿真验证方法,可给飞机的设计与飞行试验取证提供参考依据。

2)采用人机闭环数学仿真不仅可解决平衡方程求解难以考虑飞控系统的影响和评估副翼出现饱和情况的适航性的问题,还可通过变参数计算确定设计方案的横航向静稳定性的可行域。

3)对于低速起降状态,适航条款对侧滑角和副翼操纵范围有明确的上下边界要求,求解的 $C_{n\beta}$ 和 $C_{l\beta}$ 的可行域为一闭合区域。在非场域状态下,无最大定常侧滑角小于 15°的限制,因此 $C_{n\beta}$ 无明确的下边界。速度高于 V_{MO} 后,无副翼偏度应小于 75% 可用操纵量的约束,因此 $|C_{l\beta}|$ 无明确的上边界。

参考文献(References)

[1] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:260-262.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Flight dynamics of aerospace aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005:

260-262(in Chinese).

[2] IORIO C, NAPOLITANO M R, SEANOR B A, et al. Parameter estimation for the NASA SR-71 longitudinal and lateral-directional dynamics: AIAA-1999-4172[R]. Reston: AIAA, 1999.

[3] LEE K H, KIM B S, PARK K E, et al. Estimation of aircraft lateral-directional aerodynamic derivatives from flying quality flight test: AIAA-2001-4014[R]. Reston: AIAA, 2001.

[4] ROYSDON P F, KHALID M. Blended-wing-body lateral-directional stability investigation using 6DOF simulation: AIAA-2011-1563 [R]. Reston: AIAA, 2011.

[5] VECCHIA P D, NICOLOSI F, CILIBERTI D. Aircraft directional stability prediction method by CFD: AIAA-2015-2255[R]. Reston: AIAA, 2015.

[6] LEE B, ZAICHIK L, YASHIN Y, et al. Criterion to estimate optimum lateral static stability margin: AIAA-2007-6386[R]. Reston: AIAA, 2007.

[7] 乐挺，王立新，况龙. 农林飞机近地作业飞行的横航向稳定特性[J]. 航空学报，2008，29(4)：853-858.
YUE T, WANG L X, KUANG L. Lateral stability of an agriculture aircraft during low-altitude flight operation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 853-858(in Chinese).

[8] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准：CCAR-25-R4[S]. 北京：中国民用航空局，2011：22-23.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards of transport category aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011: 22-23(in Chinese).

[9] 吴文海. 飞行综合控制系统[M]. 北京：航空工业出版社，2007：157-159.
WU W H. Integrated flight control system[M]. Beijing: Aciation Industry Press, 2007: 157-159(in Chinese).

[10] LENOX G W. A flight test determination of the static longitudinal stability of the Cessna 310d airplane[D]. Princeton: Princeton University, 1961.

[11] 孙康宁，陆正杰，张景亭. 民机横航向静稳定飞行试验与评定方法研究[J]. 飞行力学，2016，34(1)：82-84.
SUN K N, LU Z J, ZHANG J T. Research on the method of flight test and evaluation for lateral and directional stability of civil aircraft[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 82-84(in Chinese).

[12] BURDUN I Y, DALAURENTSI D A, MAVRIS D N. Modeling and simulation of airworthiness requirements for an HSCT prototype in early design: AIAA-1998-4936 [R]. Reston: AIAA, 1998.

[13] SCHARL J, MAVRIS D N, BURDUN I Y. Use of flight simulation in early design: Formulation and application of the virtual testing and evaluation methodology: AIAA-2000-01-5590[R]. Reston: AIAA, 2000.

[14] LIU F, WANG L X, TAN X S. Digital virtual flight testing and evaluation method for flight characteristics airworthiness compliance of civil aircraft based on HQRM[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 112-119.

[15] 刘海良，王立新. 基于数字虚拟飞行的民用飞机纵向地面操稳特性评估[J]. 航空学报，2015，36(5)：1432-1441.
LIU H L, WANG L X. Assessment of longitudinal ground stability and control for civil aircraft based on digital virtual flight testing method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1432-1441(in Chinese).

[16] 贾重任，黄成涛，王立新. 空中最小操纵速度的人机闭环数学仿真计算[J]. 北京航空航天大学学报，2013，39(5)：580-584.
JIA Z R, HUANG C T, WANG L X. Mathematical simulation method to calculate air minimum control speed[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5): 580-584(in Chinese).

[17] 修忠信，由立岩. 运输类飞机合格审定飞行试验指南[M]. 上海：上海交通大学出版社，2013：92-95，306.
XIU Z X, YOU L Y. Flight test guide for certification of transport category airplanes[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013: 92-95, 306(in Chinese).

[18] Society of Audio Engineering Aerospace. Design objectives for handing qualities of transport aircraft: ARP-4104[R]. Warrendale, PA: SAE International, 2007.

[19] 高浩，朱培申，高正红. 高等飞行动力学[M]. 北京：国防工业出版社，2004：2-6.
GAO H, ZHU P S, GAO Z H. Advanced flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004: 2-6 (in Chinese).

[20] ABZUG M J. Computational flight dynamics [M]. Reston: AIAA, 1998: 9-17.

[21] 高金源，李陆豫，冯亚昌. 飞机飞行品质[M]. 北京：国防工业出版社，2003：24-26，139-154.
GAO J Y, LI L Y, FENG Y C. Aircraft handing qualities[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 24-26, 139-154 (in Chinese).

[22] HOSMAN H, STASSEN H. Pilot's perception in the control of aircraft motions[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(11): 1421-1429.

[23] HOSMAN R, SCHURING J, GEEST P. Pilot model development for the manual balked landing maneuver: AIAA-2005-5884 [R]. Reston: AIAA, 2005.

[24] POOL D M, MULDER M, ZAAL P M T, et al. Pilot equalization in manual control of aircraft dynamics[C]// Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 2480-2485.

[25] ZAAL P M T, POLL D M, BRUIN J D, et al. Pilots' use of pitch and heave motion cues in pitch control task: AIAA-2008-6537 [R]. Reston: AIAA, 2008.

[26] HOSMANG R, VAN D G P, VAN D Z J. Development of a pilot model for the manual balked landing maneuver: AIAA-2009-5818[R]. Reston: AIAA, 2009.

作者简介：

陈俊平　男，博士研究生。主要研究方向：飞机设计、飞行安全。

王立新　男，教授，博士生导师。主要研究方向：飞机设计、飞行动力学与控制、飞行安全等。

北航学报 赠阅

Mathematical simulation and evaluation for lateral-directional static stability airworthiness compliance of civil aircraft

CHEN Junping, WANG Lixin*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: According to the requirements of airworthiness standards for lateral-directional static stability of civil aircraft, an assessment method is proposed based on the pilot-aircraft closed-loop mathematical simulation and calculation. Quantitative assessment criteria are set up considering the requirement of the specific airworthiness clause. Nonlinear aircraft system model and pilot control model are established and synthesized to simulate the specific flight mission such as steady-state linear sideslip flight. An assessment of airworthiness compliance is made by comparing simulation results with the criteria. By using the method, the airworthiness compliance of a civil aircraft is assessed and the reasonable ranges of the two lateral-directional static stability derivatives are accurately determined. This method can be applied to the preliminary design phase of civil aircraft and the calculation results offer theoretical references for flight tests.

Keywords: civil transport aircraft; lateral-directional static stability; airworthiness; flight dynamics; mathematical simulation; pilot control model

北京航空航天大学学报

Received: 2016-01-29; **Accepted**: 2016-05-20; **Published online**: 2016-06-24 11:09

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1109.003.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2014AA110501)

* **Corresponding author**. E-mail: wlx_c818@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0137

缎纹编织复合材料紧固件拉拔试验及数值模拟

全下文载

边天涯，关志东*，刘发齐

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：缎纹编织复合材料紧固件中螺牙细节尺寸已达到细观尺度量级，若在数值模拟过程中对于螺牙采用统一的材料属性，则不能准确地模拟其真实失效模式。针对此问题，建立的紧固件螺牙有限元模型是由若干层简化缎纹编织复合材料细观结构代表体积单元堆叠而成，如此模型可包含必要的纤维分区和基体分区。对螺牙模型进行拉拔试验模拟，并基于各组分材料的失效判据，实现对紧固件破坏载荷的预报。完成了缎纹编织碳/碳复合材料单螺牙紧固件拉拔试验。模拟失效模式与真实失效模式吻合良好，二者破坏载荷误差为5.17%，验证了有限元模型的合理性。

关 键 词：碳/碳复合材料；紧固件；织物；有限元方法；失效分析
中图分类号：V257；TB332
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0311-08

编织复合材料是一种新型的结构材料，具有高比强度、高比模量以及可设计性等优良性能，近年来受到工程领域广泛关注，现已作为重要的耐高温结构材料大量应用于航空航天飞行器中。其中编织复合材料紧固件连接技术已越来越得到广泛关注。但是编织复合材料细观结构复杂，对于编织复合材料结构元件的力学行为需要进一步研究。编织复合材料基本力学性能研究过程中，通常选取其中独立重复的代表体积单元(Represent Volume Element, RVE)，也称单胞，作为研究对象。目前，国内外已有诸多关于编织复合材料单胞性能研究的有关文献，包括单胞结构的几何建模方法[1-4]，编织复合材料弹性性能预报和力学行为研究[5-9]以及单胞强度预报[10-14]等。此外，袁辉[15]对三维四向编织碳/碳复合材料结构元件进行了纵向拉伸性能和、弯曲性能、剪切性能和断裂韧性进行了试验测试。阚晋[16]对缎纹编织碳/碳复合材料板件的面内拉伸强度和离面拉伸强度预报进行了研究。

但是针对编织复合材料紧固件的研究尚少，且对于板件的研究方法难以适用于紧固件的计算。其中，Mu 等[17]建立了对碳/碳编织复合材料紧固件拉拔试验进行了分析，观察并得到了紧固件中存在层间滑移、碳布面内剪切破坏和纤维束拉断3种破坏模式，并建立紧固件有限元模型进行了对比。Guan 等[18]基于试验观察发现碳/碳复合材料紧固件破坏区域为螺牙根部，并基于锥形短梁理论建立紧固件螺牙理论模型进行了验证。卢子兴等[19]基于三维 Hashin 失效准则对C/SiC编织复合材料紧固件拉拔试验进行了有限元模拟，得到了紧固件拉拔强度与螺牙有关几何参数的变化关系。

综合上述文献，在单胞研究过程中，单胞数值模型中划分出了纤维和基体区域。但是结构元件数值模型中没有划分出纤维和基体区域，而是统一采用等效计算后的弹性性能参数，并且一般采

收稿日期：2016-02-23；**录用日期**：2016-05-20；**网络出版时间**：2016-06-24 11:08
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1108.002.html
* **通讯作者**：E-mail：d5062010@163.com

引用格式：*边天涯，关志东，刘发齐. 缎纹编织复合材料紧固件拉拔试验及数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：311-318. BIAN T Y，GUAN Z D，LIU F Q. Tensile test and numerical simulation for satin weave composite fastener[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：311-318 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

用跨尺度计算方法进行失效分析。该种方法通常适用于板件以及大型元件的研究,但是对于紧固件,由于其螺牙的尺寸与单胞的尺寸处于同一量级,因而需要对紧固件模型进行纤维和基体区域的划分以进行深入研究。

本文作者针对碳/碳缎纹编织复合材料紧固件,建立简化单胞结构组成的螺牙有限元模型模拟紧固件拉拔破坏过程,进行了紧固件拉拔试验,分析了试件破坏模式,验证了有限元模型的有效性。

1 试件基本属性

本文所研究的单螺牙紧固件(试验件)细观结构为缎纹编织,其单胞结构由 8 根经向纤维束和 8 根纬向纤维束交织成的纤维布、穿刺纤维束以及周围的基体组成,如图 1 所示,该图中并未显示基体成分。单胞几何参数如表 1[16]所示。

试验件如图 2 所示,由螺钉和螺母构成,其中螺钉一端为单螺牙,另一端为多螺牙。试验件几何尺寸如表 2 所示。螺钉加工方向如图 3 所示,其中紧固件轴向方向平行于碳布。对比表 1 和表 2的数据可以看出,紧固件部分细节尺寸,如螺牙间距和螺牙高度,与单胞的主要尺寸,如单胞厚度和穿刺纤维束横截面直径,差距不明显。在涉及螺牙计算时,由于纤维和基体材料属性差异而导致单胞内部应力分布不均匀的情况不能忽略。因而,在进行紧固件有限元模拟时,赋予统一的材料属性不能有效地反映螺牙的受载情况。

本文研究对象基于碳/碳复合材料,其中 T300 碳纤维和无孔隙碳基体的材料属性如表 3[20]和表 4所示。

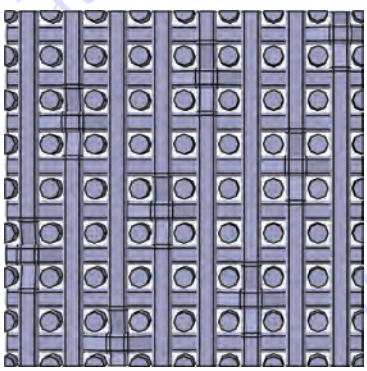


图 1 8 枚缎纹编织复合材料单胞

Fig. 1 RVE of 8-harness satin weave composite

表 1 缎纹编织复合材料单胞几何参数[16]

Table 1 Geometric parameters of satin weave composite RVE[16]

几何参数	数值
单胞宽度/mm	10.40
单胞厚度/mm	0.46
经纬向纤维束宽度/mm	0.60
经纬向纤维束高度/mm	0.20
穿刺纤维束横截面直径/mm	0.58

图 2 缎纹编织碳/碳复合材料紧固件

Fig. 2 Satin weave carbon/carbon composite fastener

表 2 缎纹编织碳/碳复合材料试验件尺寸

Table 2 Sizes of satin weave carbon/carbon composite specimen

几何尺寸	数值
螺牙间距/mm	1.5
螺牙顶角/(°)	60
螺牙高度/mm	1.3
光杆直径/mm	10

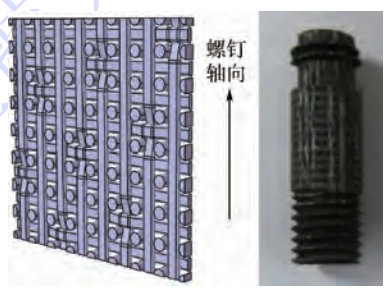


图 3 缎纹编织碳/碳复合材料试验件加工方向示意图

Fig. 3 Schematic diagram of processing direction of satin weave carbon/carbon composite specimen

表 3 T300 纤维材料力学性能[20]

Table 3 Mechanical properties of T300 fiber[20]

性能参数	数值
纵向弹性模量 E_{f1}/GPa	230
横向弹性模量 E_{f2}/GPa	15
纵横剪切模量 G_{f12}/GPa	15
纵横主泊松比 ν_{f21}	0.2
横向剪切模量 G_{f23}/GPa	7
横向泊松比 ν_{f23}	0.07
纵向拉伸强度 X_{fT}/MPa	2 500
纵向压缩强度 X_{fC}/MPa	2 000

北航学报 赠阅

表 4　无孔隙碳基体材料力学性能

Table 4　Mechanical properties of pure carbon matrix

性能参数	数值
弹性模量 E_m/GPa[16]	9.254
泊松比 ν_m[16]	0.23
剪切强度/MPa[15]	37.6

2　试　验

由于目前对于编织复合材料还没有统一的试验规范和标准，试验方法参照纤维增强塑料拉伸性能试验方法 ASTM D7332/D7332M-15a[21] 进行。试验夹具和试验件装卡示意图如图 4 所示，试验过程中上底板的向下移动导致中间两装卡板的背离运动，从而实现对试件的拉拔效果。试验采用时代试金 WDW-200E 微机控制电子式万能试验机（中国山东时代试金试验机有限公司）进行。将夹具放置于试验机压缩空间内，采用 0.5 mm/min位移加载方式进行加载。当载荷越过最高值点并下降到 90% 左右时停止试验，如此保留试验件的初始损伤状态。

试验破坏载荷如表 5 所示，载荷-位移曲线如图 5 所示。图 6 所示为载荷下降至最高值 90% 时试验件的破坏照片。

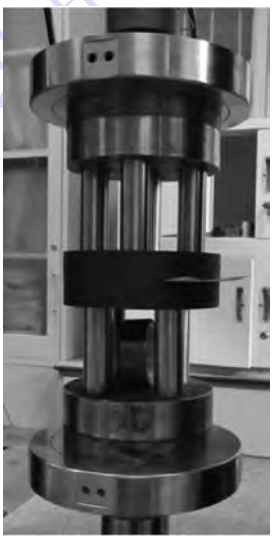


图 4　紧固件拉拔试验夹具

Fig. 4　Fixture of fastener tensile test

表 5　缎纹编织碳/碳复合材料单牙紧固件拉拔试验结果

Table 5　Results of satin weave carbon/carbon composite single thread fastener tensile test

试验名称	破坏载荷/N
单牙螺钉拉拔	905.70

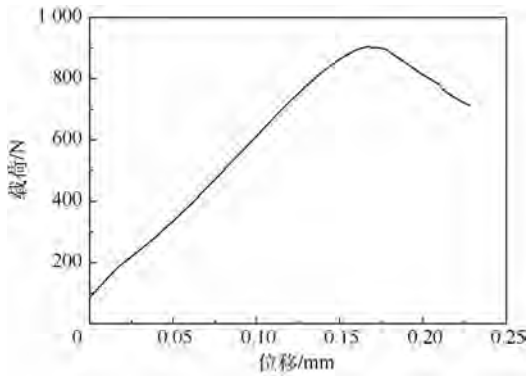


图 5　试验载荷-位移曲线

Fig. 5　Force-displacement curve of test

(a) 整体破坏照片

(b) 局部破坏照片

图 6　缎纹编织碳/碳复合材料单牙紧固件试验后照片

Fig. 6　Photographs of satin weave carbon/carbon composite single thread fastener after test

3　数值模拟

3.1　数值模型的建立

本文基于 ABAQUS 商用有限元分析软件建立有限元模型，采用三维实体线性四面体单元 C3D4。在建立缎纹编织单胞结构模型过程中，为兼顾有限元模型与真实情况的契合度以及有限元计算的可实现性，需要对缎纹编织碳布结构做出简化但仍保留穿刺纤维束以及碳布层间的基体。简化单胞结构有限元模型如图 7 所示，其中绿色部分为碳布，白色部分为穿刺纤维束，红色部分为碳布层间基体。

试验件破坏发生在单螺牙端，也即试验件的

北航学报 赠阅

破坏载荷是由单螺牙的强度决定,本文以单螺牙为研究对象建立有限元模型进行研究。螺牙模型是由堆叠若干层的缎纹编织简化单胞结构中切取而成,螺母模型为统一材料属性,如图 8 所示。图 9为螺牙与螺母装配后的有限元网格。

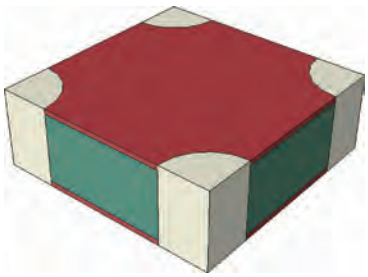


图 7 缎纹编织简化单胞有限元模型

Fig. 7 Finite element model of simplified satin weave RVE

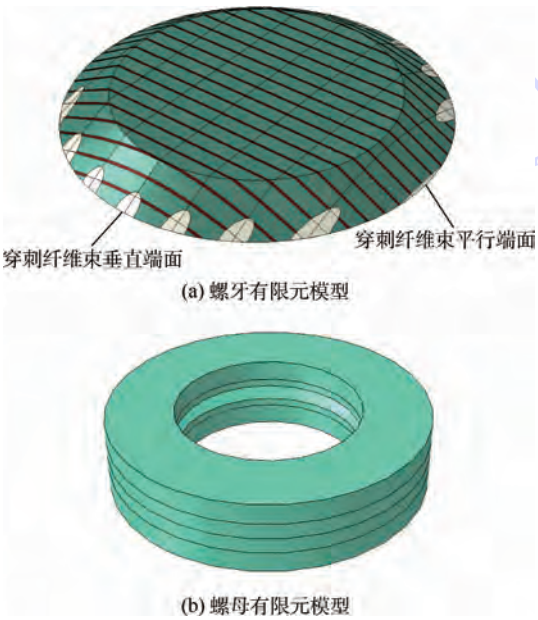


图 8 螺牙及螺母有限元模型

Fig. 8 Finite element models of thread and nut

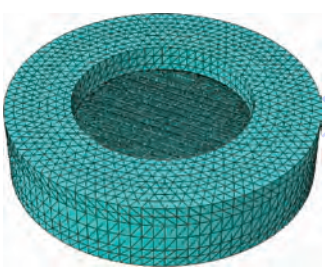


图 9 螺牙及螺母有限元网格

Fig. 9 Finite element grids of thread and nut

3.2 材料属性及失效判断准则

螺牙有限元模型中,穿刺纤维束和层间基体分别为单一材料属性,见表 3 和表 4。对于穿刺纤维束部分,失效判断采用最大应力准则:

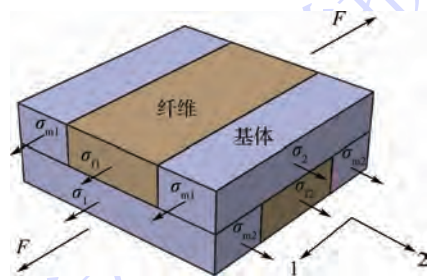
$$\begin{cases} \sigma_{11}^{\mathrm{f}} = X_{\mathrm{fT}} & \sigma_{11}^{\mathrm{f}} > 0 \\ |\sigma_{11}^{\mathrm{f}}| = X_{\mathrm{fC}} & \sigma_{11}^{\mathrm{f}} < 0 \end{cases} \tag{1}$$

式中:σ_{11}^{f}为纤维束纵向正应力。对于基体部分,失效判断采用 Mises 应力准则:

$$\sigma_{\mathrm{s}}^{\mathrm{m}} = \frac{1}{\sqrt{2}}[(\sigma_{11}^{\mathrm{m}} - \sigma_{22}^{\mathrm{m}})^2 + (\sigma_{22}^{\mathrm{m}} - \sigma_{33}^{\mathrm{m}})^2 + (\sigma_{33}^{\mathrm{m}} - \sigma_{11}^{\mathrm{m}})^2]^{\frac{1}{2}} \tag{2}$$

式中:$\sigma_{\mathrm{s}}^{\mathrm{m}}$为基体屈服强度:$\sigma_{11}^{\mathrm{m}}$、$\sigma_{22}^{\mathrm{m}}$和 σ_{33}^{m}分别为基体在 3 个方向的主应力。其中基体屈服强度约为剪切强度的 2 倍[15]。为保证结果精确同时确保有限元计算的可实现性,对于穿刺纤维束和层间基体部分,当组分材料发生损伤后,弹性参数分别折减至原来的 1/1 000。

碳布部分实际仍为经纬向交叠纤维束和周围基体共同组成。碳布部分的材料属性需要采用混合率方法进行计算。碳布面内弹性模量和面内泊松比的计算过程可以参考文献[22]。将碳布单元划分为上、下两层,如图 10[22] 所示,并做出假设:①上、下两部分在同一面内方向(方向 1 或方向 2)的应变相等;②整个碳布单元中内应力保持平衡。



F—碳布单元受力;σ_{f1}—上层纤维束 1 方向正应力;σ_{f2}—下层纤维束 2 方向正应力;σ_{m1},σ_1—上层和下层基体 1 方向正应力;σ_{m2},σ_2—下层和上层基体 2 方向正应力。

图 10 碳布单元受力状态[22]

Fig. 10 Forced state of carbon cloth element[22]

根据上述假设,可得

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_{\mathrm{f1}}}{E_{\mathrm{f1}}} - \frac{\nu_{\mathrm{f12}}}{E_{\mathrm{f2}}}\sigma_2 \tag{3}$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_{\mathrm{m1}}}{E_{\mathrm{m}}} - \frac{\nu_{\mathrm{m}}}{E_{\mathrm{m}}}\sigma_2 \tag{4}$$

$$\varepsilon_1 = \left(\frac{\sigma_1}{E_{\mathrm{f2}}} - \frac{\nu_{\mathrm{f21}}}{E_{\mathrm{f1}}}\sigma_{\mathrm{f2}}\right)c_{\mathrm{f}} + \left(\frac{\sigma_1}{E_{\mathrm{m}}} - \frac{\nu_{\mathrm{m}}}{E_{\mathrm{m}}}\sigma_{\mathrm{m2}}\right)c_{\mathrm{m}} \tag{5}$$

$$\varepsilon_2 = \left(\frac{\sigma_2}{E_{\mathrm{f2}}} - \frac{\nu_{\mathrm{f21}}}{E_{\mathrm{f1}}}\sigma_{\mathrm{f1}}\right)c_{\mathrm{f}} + \left(\frac{\sigma_2}{E_{\mathrm{m}}} - \frac{\nu_{\mathrm{m}}}{E_{\mathrm{m}}}\sigma_{\mathrm{m1}}\right)c_{\mathrm{m}} \tag{6}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_{\mathrm{f2}}}{E_{\mathrm{f1}}} - \frac{\nu_{\mathrm{f12}}}{E_{\mathrm{f2}}}\sigma_1 \tag{7}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_{\mathrm{m2}}}{E_{\mathrm{m}}} - \frac{\nu_{\mathrm{m}}}{E_{\mathrm{m}}}\sigma_1 \tag{8}$$

$$\sigma_2\frac{1}{2} + \sigma_{\mathrm{f2}}\frac{c_{\mathrm{f}}}{2} + \sigma_{\mathrm{m2}}\frac{c_{\mathrm{m}}}{2} = 0 \tag{9}$$

式中：ε_1 和 ε_2 分别为 1 方向和 2 方向的应变；c_f 和 c_m 分别是碳布单元中纤维束和基体的体积分数；ν_{f12} 为纵横向次泊松比，且满足

$$\frac{\nu_{f12}}{E_{f2}}=\frac{\nu_{f21}}{E_{f1}} \tag{10}$$

式(3)～式(9)可以整理为矩阵形式：

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}=\boldsymbol{b}\varepsilon_1 \tag{11}$$

式中：

$$\boldsymbol{x}=[\sigma_{f1}\quad \sigma_{m1}\quad \sigma_1\quad \sigma_{f2}\quad \sigma_{m2}\quad \sigma_2\quad \varepsilon_2]^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

$\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{b}$ 均为只与材料参数和组分体积分数有关的常数矩阵和常数向量。

求解式(11)可得

$$\boldsymbol{x}=[P_1\quad P_2\quad P_3\quad P_4\quad P_5\quad P_6\quad P_7]^{\mathrm{T}}\varepsilon_1 \tag{13}$$

式中：$P_1, P_2, \cdots, P_7$ 均为只与材料参数和组分体积分数有关的常数。

则碳布有效面内弹性模量 E_1^{cloth} 和有效面内泊松比 $\nu_{21}^{\mathrm{cloth}}$ 分别为

$$E_1^{\mathrm{cloth}}=\frac{1}{2}(c_fP_1+c_mP_2+P_3) \tag{14}$$

$$\nu_{21}^{\mathrm{cloth}}=-P_7 \tag{15}$$

碳布离面弹性模量、剪切模量和离面泊松比的计算则采用混合率方法：

$$W^{\mathrm{cloth}}=c_xW_x+c_yW_y+c_mW_m \tag{16}$$

式中：W^{cloth} 为所要计算的碳布等效弹性参数；W_x、W_y 和 W_m 分别为纬向纤维束、经向纤维束和基体相应的弹性参数；c_x 和 c_y 分别为纬向纤维束和经向纤维束在碳布单元中各自的体积分数。碳布弹性参数如表 6 所示。

碳布的失效判断方法采用跨尺度计算，见文献[23]。跨尺度计算是建立宏观量与细观量的联系，将宏观量转化为细观量，通过细观的破坏准则进行宏观模型的失效判断。本文采用细观应力破坏准则，并建立宏观应力与细观应力之间的联系。宏观机械应力可以分解为 6 个方向应力分量的叠加。在单胞模型上分别施加 6 个方向的单位应力，计算得到纤维和基体上选定参考点的相应应力值，从而得到各参考点的应力放大系数矩阵。细观应力与宏观应力之间的关系表达式为

表 6　碳布有效力学性能

Table 6　Effective mechanical properties of carbon cloth

性能参数	数值
面内弹性模量/GPa	58.4
面内泊松比	0.010 5
面内剪切模量/GPa	5.41
离面弹性模量/GPa	12.2
离面泊松比	0.18
离面剪切模量/GPa	7.44

$$\boldsymbol{\sigma}^i=\boldsymbol{M}^i\bar{\boldsymbol{\sigma}} \tag{17}$$

式中：$\boldsymbol{\sigma}^i$ 为第 i 处参考点细观应力；$\boldsymbol{M}^i$ 为第 i 处参考点机械应力放大系数矩阵；$\bar{\boldsymbol{\sigma}}$ 为所施加的宏观应力。计算得到第 i 处参考点的细观应力后，根据其所属的组分材料，分别采用上述纤维最大应力准则或基体 Mises 应力进行判断且当组分材料发生损伤后，需要对各自弹性参数折减至原来的 1/1 000。对于碳布部分，需要将纤维或基体折减后的性能参数代入式(3)～式(15)，重新计算折减后的碳布单元弹性参数。

螺母与螺钉实际采用相同的缎纹编织材料，由经向纤维束、纬向纤维束、穿刺纤维束和基体构成。本文并不涉及螺母螺牙的破坏研究且为保证螺钉螺牙各端面接触条件相同，因而须将螺母赋予各向同性材料属性，由于螺母碳布平面为主承载面，因而螺母弹性参数简化处理为整体单胞面内弹性参数。文献[16]已得到面内弹性模量，泊松比可根据碳布、穿刺纤维束和层间基体各自属性由混合率方法计算得到，见表 7。

表 7　螺母有效力学性能

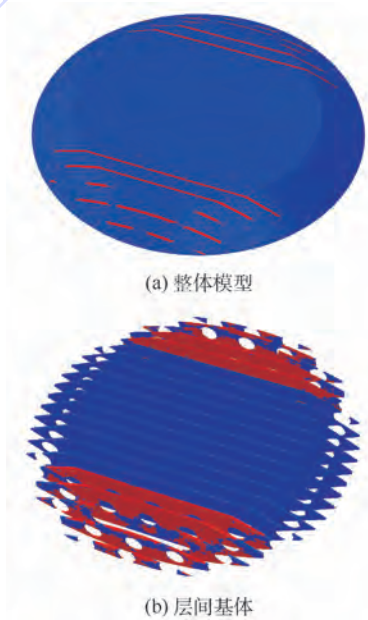
Table 7　Effective mechanical properties of nut

性能参数	数值
螺母弹性模量/GPa[16]	39.92
螺母泊松比	0.05

3.3　数值计算与结果

有限元计算过程中，螺母的上表面采用固支边界条件，螺钉的下横截面进行位移加载。

图11所示为螺牙失效分布图，图11(a)和



(a) 整体模型

(b) 层间基体

图 11　螺牙失效分布图

Fig. 11　Failure distribution of thread

北京航空航天大学学报

图 11(b)分别为整体模型失效和层间基体失效分布图。

4 结果与讨论

图 12 为试验和有限元方法(FEM)载荷-位移曲线,可以看出 2 条曲线的趋势相同。需要说明的是,有限元模型为单一螺牙,故计算位移为试件的局部变形,而试验位移包括整个试件的变形及试验机行程误差,二者存在量级差别。

表 8 所示为试验和有限元方法破坏载荷的对比。从表 8 可以看出,有限元方法破坏载荷与试验破坏载荷误差为 5.17%,验证了有限元模型的有效性。

从试验后照片图 6 可以看出,螺牙并没有发生整体破坏。螺牙在穿刺纤维束垂直端面发生大面积剥落并露出穿刺纤维束横截面,而在穿刺纤维束平行端面仍残留有螺牙结构。有限元计算结果图 11 显示,螺牙结构中碳布和穿刺纤维束并未发生破坏,在穿刺纤维束垂直端面层间基体发生大面积破坏。可以得出,初始损伤阶段试验件在穿刺纤维束垂直端面的螺牙剥落是由于该处层间基体失效引起。

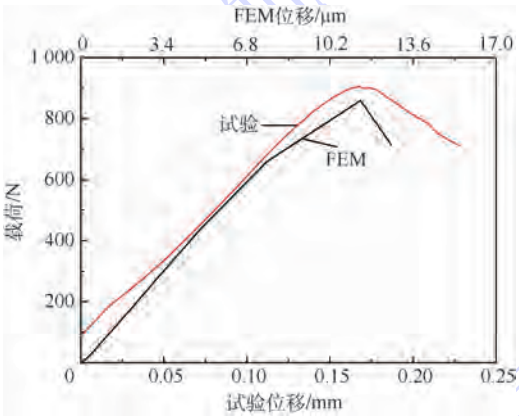


图 12 试验和有限元方法载荷-位移曲线

Fig. 12 Force-displacement curves of test and FEM

表 8 试验和有限元方法破坏载荷

Table 8 Damage forces of test and FEM

试验名称	破坏载荷		
	试验/N	FEM/N	误差/%
单牙螺钉拉拔	905.70	858.86	5.17

5 结 论

1) 对缎纹编织碳/碳复合材料紧固件拉拔力学行为进行了数值模拟,建立了非统一材料属性宏观试件的有限元模型,并验证了其可行性。

2) 进行了缎纹编织碳/碳复合材料紧固件拉拔试验,观察并分析了其破坏模式。

3) 有限元计算破坏载荷与试验破坏载荷误差为 5.17%,有限元计算破坏模式与试验破坏模式相符合,均为螺牙的不完全破坏,破坏区域发生在穿刺纤维束垂直端面。

参考文献(References)

[1] 魏高峰,孙晓强,刘国永,等. 三维编织复合材料几何建模及数值分析[J]. 固体力学学报,2011,32(增刊):65-69.
WEI G F,SUN X Q,LIU G Y,et al. Geometric model for three-dimensional braided composites and its numerical analysis [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics,2011,32(Suppl.):65-69 (in Chinese).

[2] 董伟锋,肖军,李勇,等. 2.5 维编织复合材料弹性性能的理论研究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(5):659-663.
DONG W F,XIAO J,LI Y,et al. Theoretical study on elastic properties of 2.5D braided composites [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005,37(5):659-663(in Chinese).

[3] 郑君,温卫东,崔海涛,等. 2.5 维机织结构复合材料的几何模型[J]. 复合材料学报,2008,25(2):143-148.
ZHENG J,WEN W D,CUI H T,et al. Geometric model of 2.5 dimensional woven structures [J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2008,25(2):143-148(in Chinese).

[4] 曹海建,钱坤,盛东晓. 2.5 维机织复合材料的几何结构模型与验证[J]. 纺织学报,2009,30(5):58-62.
CAO H J,QIAN K,SHENG D X. Geometry model and experimental verification of 2.5-D woven composites [J]. Journal of Textile Research,2009,30(5):58-62(in Chinese).

[5] 杨振宇,惲翔,苏洲,等. 2.5D 编织复合材料细观结构及弹性性能[J]. 宇航材料工艺,2010(2):67-71.
YANG Z Y,FENG X,SU Z,et al. Meso-structure and elastic properties of 2.5D braided composites [J]. Aerospace Materials and Technology,2010(2):67-71(in Chinese).

[6] 卢子兴,冯志海,寇长河,等. 编织复合材料拉伸力学性能的研究[J]. 复合材料学报,1999,16(3):129-134.
LU Z X,FENG Z H,KOU C H,et al. Studies on tensile properties of braided structural composite materials [J]. Acta Materiae Compositae Sinica,1999,16(3):129-134(in Chinese).

[7] COX B N,DADKHAH M S,MORRIS W L. On the tensile failure of 3D woven composites [J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing,1996,27(4):47-58.

[8] CALLUS P J,MOURITZ A P,BANNISTER M K,et al. Tensile properties and failure mechanisms of 3D woven GRP composites [J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing,1999,30(12):77-87.

[9] BIGAUD D,HAMELIN P. Mechanical properties prediction of textile reinforced composite materials using a multiscale energetic approach [J]. Composite Structures,1997,38(1-4):361-371.

[10] 卢子兴,刘振国,麦汉超,等. 三维编织复合材料强度的数值预报[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(5):563-565.

北航学报 赠阅

LU Z X, LIU Z G, MAI H C, et al. Numerical prediction of strength for 3D braided composites [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 563-565 (in Chinese).

[11] ZENG T, WU L Z, GUO L C. A finite element model for failure analysis of 3D braided composites [J]. Materials Science and Engineering: A, 2004, 366(1): 144-151.

[12] WAN Y M, WANG Y J, GU B H. Finite element prediction of the impact compressive properties of three-dimensional braided composites using multi-scale model [J]. Composite Structures, 2015, 128: 381-394.

[13] LU Z X, ZHOU Y, YANG Z Y, et al. Multi-scale finite element analysis of 2.5D woven fabric composites under on-axis and off-axis tension [J]. Computational Materials Science, 2013, 79: 485-494.

[14] YU X G, CUI J Z. The prediction on mechanical properties of 4-step braided composites via two-scale method [J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(3-4): 471-480.

[15] 袁辉. 碳/碳复合材料刚度与强度预测模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 23-50, 113.
YUAN H. Research on prediction models for stiffness and strength of C/C composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 23-50, 113 (in Chinese).

[16] 阚晋. 碳/碳复合材料微细观结构的表征及对有效性能的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 39, 91-95.
KAN J. Investigation on characterization of micro and meso structures and their influence on effective properties of carbon/carbon composites [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010: 39, 91-95 (in Chinese).

[17] MU J W, GUAN Z D, BIAN T Y, et al. The experiment and numerical simulation of composite countersunk-head fasteners pull-through mechanical behavior [J]. Applied Composite Materials, 2014, 21(5): 773-787.

[18] GUAN Z D, MU J W, SU F, et al. Pull-through mechanical behavior of composite fastener threads [J]. Applied Composite Materials, 2015, 22(3): 251-267.

[19] 卢子兴, 廖强, 杨振宇, 等. C/SiC 复合材料螺栓螺牙承载能力[J]. 复合材料学报, 2015, 32(1): 182-187.
LU Z X, LIAO Q, YANG Z Y, et al. Load bearing capability pf thread teeth of C/SiC composite bolts [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(1): 182-187 (in Chinese).

[20] SODEN P D, HINTON M J, KADDOUR A S. Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fiber-reinforced composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1011-1022.

[21] American Society for Testing and Materials International. Standard test method for measuring the fastener pull-through resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite: ASTM D7332/D7332-15a [S]. West Conshohocken, PA: American Society for Testing and Materials International, 2007.

[22] BIAN T Y, GUAN Z D, MU J W, et al. An analytical model for predicting the tension modulus and Poisson's ratio of satin weave composites [C/OL] // Proceedings of 20th International Conference on Composite Materials (ICCM). [S. l.]: International Committee on Composite Materials, 2015 [2015-05-18] http: // www. iccm-central. org/Proceedings/ICCM20 proceedings/papers/paper-P105-4. pdf.

[23] 李星, 关志东, 刘璐, 等. 基于应变不变量失效理论的复合材料损伤模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 190-195.
LI X, GUAN Z D, LIU L, et al. Damage simulation of composite materials based on strain invariant failure theory [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 190-195 (in Chinese).

作者简介:

边天涯　男, 博士研究生。主要研究方向: 复合材料结构设计。

关志东　男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机结构损伤容限设计, 复合材料结构设计, 飞机结构修理设计。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Tensile test and numerical simulation for satin weave composite fastener

BIAN Tianya, GUAN Zhidong*, LIU Faqi

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Detailed sizes of threads in the satin weave composite fastener have reached the meso scale. It is not accurate to simulate the real failure mode if the uniform material is applied to the thread in the process of numerical simulation. For this problem, the finite element model of the fastener thread is established by stacking several layers of simplified satin weave composite meso-structure representative volume elements, which results in that the model includes essential fiber region and matrix region. Numerical simulation for the tensile test of thread model is carried out. Based on the failure criterion of each component material, prediction on the damage force of fastener is achieved. Tensile test for the satin weave carbon/carbon composite single thread fastener are accomplished. Good agreement between simulated failure mode and real damage mode is observed and the error of damage forces between the both methods is 5.17%, which verifies the rationality of the finite element model.

Keywords: carbon/carbon composite; fastener; fabric; finite element method; failure analysis

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-23; **Accepted**: 2016-05-20; **Published online**: 2016-06-24 11:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1108.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: d5062010@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0155

基于机会策略的多态系统视情更换决策

潘刚[1,2], 尚朝轩[1], 蔡金燕[1], 梁玉英[1], 孟亚峰[1,*]

(1. 军械工程学院 电子与光学工程系, 石家庄 050003; 2. 洛阳电子设备试验中心, 洛阳 471000)

摘 要: 针对部件间存在性能相关性和经济相关性的多态系统,提出了基于机会策略的多态系统视情更换维修决策方法。采用 Markov 模型描述部件的衰退过程,利用通用生成函数对系统的可靠性指标进行分析,以机会策略为基础,从"部件级更换的角度"出发,提出了一种新的多态系统视情更换维修决策方法,确保系统在有限服役期内,获得最大经济效益。并以某雷达功率放大系统的更换维修决策为例进行分析,该方法在考虑部件间经济相关性的同时,一定程度上减少了总的维修次数,提高了装备系统的战场保障能力,具有很强的通用性和工程应用价值。

关 键 词: 机会策略; Markov 模型; 通用生成函数; 视情更换; 雷达功率放大系统
中图分类号: TB114.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0319-09

对于复杂多态系统,为有效的减少维修资源消耗,降低系统故障带来的运行风险,需要对其进行视情维修。视情维修(condition-based maintenance)是从系统或部件状态性能的角度,发现其具有失效征兆时而进行的有针对性维修[1]。此外对系统内部件进行维修分析时,还需要考虑部件间的经济相关性,经济相关性是指系统内各部件同时维修要比各自单独维修节省费用,即系统每次停机检修都会带来较高的固定维修费用[2-3]。因此,考虑部件间经济相关性的同时,对多部件系统的视情维修更换决策进行研究具有重要意义。

当前,有关系统部件的维修更换决策研究主要分为 2 个方面。一方面是不考虑部件间的相关性,对部件的维修更换决策进行研究。以色列的 Levitin 教授和 Lisnianski 教授[4]首先采用多态系统相关理论对系统的维修决策问题进行研究;文献[5]以系统单位时间内期望报酬最大为决策目标,在完好维修策略下对基于部件状态的多态系统视情更换维修策略进行研究;成国庆等[6]在仅考虑部件间失效独立的情况下,对 2 个不同部件构成的串联多态系统的最优维修更换策略进行研究;黄傲林等[7]以长期运行费用率为评估指标,研究了劣化系统的周期预防性维修策略;孙志礼等[8]针对复杂可修系统,通过定义系统寿命周期,建立了工作时间和维修时间的联合概率密度函数,并对其预防性维修时间的确定方法进行研究。另一方面是考虑部件间的经济相关性,对部件的维修更换决策进行研究。机会维修(opportunistic maintenance)策略是考虑部件经济相关性的重要维修策略,机会维修是指当系统内的某个部件发生失效时,通常会利用对失效部件维修的机会,对系统中短期内还需要维修的其他部件,进行提前预防性维修,此做法可以大大减小系统的非计划维修比例,降低停机时间和维修费用[9]。文献[10-11]对多态串并联系统的选择性维修更换策略进行研究;葛小凯等[12]以"部件二态假设为基础",对考虑依赖性的多部件系统仿真建模

收稿日期: 2016-03-02; **录用日期**: 2016-07-01; **网络出版时间**: 2016-08-29 11:52
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1152.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61372039, 61271153)
* **通讯作者**: E-mail: myfrad@163.com

引用格式: *潘刚, 尚朝轩, 蔡金燕, 等. 基于机会策略的多态系统视情更换决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 319-327. PAN G, SHANG C X, CAI J Y, et al. Condition-based change decision for multi-state system based on opportunistic policy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 319-327 (in Chinese).*

和优化方法进行研究;张卓琦等[13]通过更新过程理论建立了期望维修成本率解析模型,并以系统期望成本率最低为优化目标,对考虑故障相关的2部件系统的机会维修策略进行研究;赵洪山等[14]以风电机组系统的维修费用最小为目标,提出了基于关键部件可靠度的机会更换维修决策方法,这一维修策略虽能有效地节约系统的维修资源,但对部件进行可靠性建模时仅考虑了服役时间与可靠度函数间的关系,并没有考虑部件状态性能参数动态变化对维修决策的影响;文献[15]采用比例失效模型来描述风电机组各部件的衰退过程,对典型的串联多部件系统的状态-机会维修策略进行分析,但其仅对较为简单的串联多部件系统的维修决策进行研究,对于结构更为复杂的多部件系统的维修决策并不适用。

对于多态部件构成的复杂多态系统,对系统内部件进行维修时,需要对系统进行停机、拆卸及测试。频繁的停机维修一定程度上增加了系统内部件的维修成本,增加了系统的失效风险。此外,以部件可靠度为基础的维修更换决策,实际上仍是基于部件"二态假设",部件失效阈值的确定,可能使得部件的可靠性分析结果存在一定偏差。为此根据系统内部件的状态性能变化,如何调整不同部件的维修时机,将尽可能多的部件级维修组合起来,在保证系统可靠度的前提下降低维修费用,成为部件更换维修决策研究的难点。而机会维修策略和多态系统部件的维修更换策略的结合可以有效地解决该问题,基于此,以机会维修策略为基础,从"部件级更换的角度"出发,根据部件的状态性能变化,对多态系统的视情更换维修决策进行研究,并通过实例对所提决策方法进行分析。

1 Markov 模型描述

假设部件的衰退过程可用 Markov 模型进行表征,通过 Markov 模型描述部件的状态变化规律,并求解部件对应状态的状态概率。

假设部件在 t 时刻的状态为 k,则在 Δt 时刻后其状态为 k'的概率表示为[16]

$$p_{k,k'}(t,\Delta t)=\Pr\{X(t+\Delta t)=k'\mid X(t)=k\} \tag{1}$$

该概率被称为状态转移概率。

令 $k=k'$,则有 $p_{k,k'}(t,\Delta t)=\Pr\{X(t+\Delta t)=k\mid X(t)=k'\}$,它表示 Δt 时刻内部件驻留在状态 k 的概率,且有 $\sum_{k(k\neq k')}p_{k,k'}(t,\Delta t)+p_{k,k}(t,\Delta t)=1$。由此可定义[16-17]

$$\lambda_{k,k}(t)=\lim_{\Delta t\to 0}\frac{p_{k,k}(t,0)-p_{k,k}(t,\Delta t)}{\Delta t}=\lim_{\Delta t\to 0}\frac{1-p_{k,k}(t,\Delta t)}{\Delta t} \tag{2}$$

$$\lambda_{k,k'}(t)=\lim_{\Delta t\to 0}\frac{p_{k,k'}(t,0)-p_{k,k'}(t,\Delta t)}{-\Delta t}=\lim_{\Delta t\to 0}\frac{p_{k,k'}(t,\Delta t)}{\Delta t} \tag{3}$$

式中:$\lambda_{k,k}(t)$和$\lambda_{k,k'}(t)$分别表示部件在 t 时刻离开状态 k 的转移概率和从状态 k 到 k'的转移率。

由于环境因素或者其他未知条件的影响,部件通常会遭受各种冲击损伤和性能退化。因此,对于多态部件,其性能往往由性能高的状态向性能低的状态演变或者由性能高的状态直接跳转至性能低的状态,也可能由性能较高状态直接跳转到失效状态。基于此,假设多态部件 i 具有 M_i 个可能的状态,采用 Markov 模型描述过程具体如图1所示。

图1中,M_i 为部件 i 的性能最佳状态,1 为部件 i 完全失效状态,$\lambda^i_{M_i,k_m}$为部件 i 从最佳状态 M_i 到更换阈值状态 k_m 的转移率,$\mu^i_{k_m,M_i}$为部件 i 从更换阈值状态 k_m 到最佳状态 M_i 的修复率(平均更换维修速率),$1\leqslant k_m<M_i$。

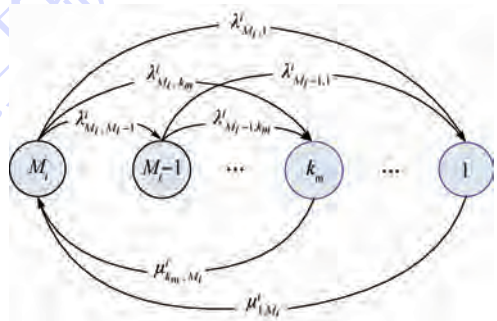


图1 部件的 Markov 模型

Fig. 1 Component Markov model

为了直观地对图1进行描述,假定 $k_m=3$,$M_i=5$,部件 i 的状态转移率矩阵表示为

$$\boldsymbol{\pi}_i=\begin{bmatrix}-(\lambda^i_{5,4}+\lambda^i_{5,3}+\lambda^i_{5,2}+\lambda^i_{5,1}) & \lambda^i_{5,4} & \lambda^i_{5,3} & \lambda^i_{5,2} & \lambda^i_{5,1}\\ 0 & -(\lambda^i_{4,3}+\lambda^i_{4,2}+\lambda^i_{4,1}) & \lambda^i_{4,3} & \lambda^i_{4,2} & \lambda^i_{4,1}\\ \mu^i_{3,5} & 0 & -\mu^i_{3,5} & 0 & 0\\ \mu^i_{2,5} & 0 & 0 & -\mu^i_{2,5} & 0\\ \mu^i_{1,5} & 0 & 0 & 0 & -\mu^i_{1,5}\end{bmatrix}$$

式中：$\lambda^{i}_{k_l,k_l'}$为部件 i 由状态 k_l 转移至状态 k_l' 的状态转移率；$\mu^{i}_{k_i',M_i}$为部件 i 由状态 k_i' 跳转至状态 M_i 的修复率(修复如新)，由于部件 i 在更换阈值状态 $k_m=3$ 及以下时已对其采取维修更换措施，故笔者可认为此时系统的状态转移率为 0，即 $\lambda^{i}_{k_z,k_z'}=0$；同理，由于部件 i 在更换阈值状态以上时不采取维修更换措施，故更换阈值状态以上的修复率为 0，即修复率 $\mu^{i}_{k_m+1,M_i}=0$。其中：$1<k_z\leqslant 3$，$1\leqslant k_z'<k_z$，$3<k_l\leqslant 5$，$1\leqslant k_l'<k_l$，$1\leqslant k_i'\leqslant 3$。

在任意 t 时刻，部件 i 在各个状态的概率分布可通过 Kolmogorov 微分方程组得到[16-17]：

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{p}_i(t)}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{p}_i(t)\boldsymbol{\pi}_i \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{p}_i(t)=\{p_{i,5}(t),\cdots,p_{i,2}(t),p_{i,1}(t)\}$，$\sum_{k_i=1}^{5}p_{i,k_i}(t)=1$，方程组的初始条件可根据部件的初始状态确定。

2　运算法则

2.1　部件状态划分规则

在对部件进行状态划分之前首先对部件的状态进行定义，其次根据系统的最小性能需求对部件的状态进行划分，对于一些功能复杂系统，很难直接通过系统的最小性能需求对部件状态进行划分，可以结合专家知识进行状态划分，此处重点对前者进行分析说明[18]。

首先假定部件 i 在状态 k_i 时的状态性能为 g_{i,k_i}，用于表示部件 i 处于不同性能参数水平时对整个系统正常工作性能的贡献比率，在此本文用百分比表示。通常结合系统结构函数与部件的性能参数进行定义，可分为以下 2 种情况：

1）当部件 i 单独构成分系统 l，且分系统 l 可以与其他分系统近似的认为是串联结构时，则有：$g_{i,k_i}=\dfrac{x_{i,k_i}}{x_{i,\max}}$，其中：$k_i=1,2,\cdots,M_i$，$x_{i,k_i}$为部件 i 在状态 k_i 时的性能参数；$x_{i,\max}$为部件 i 的最大性能参数。

2）当 n'个部件 i 构成分系统 l，且分系统 l 的性能输出为 n'个部件 i 的性能输出和，同时分系统 l 可以与其他分系统近似的认为是串联结构时，则有：$g_{i,k_i}=\dfrac{x_{i,k_i}}{n'x_{i,\max}}$。

最后根据系统的最小任务性能需求与系统结构函数确定分配给部件的近似最小任务性能为 w_x，并在该区域附近尽量将其细化，便于系统状态与系统的最小任务性能需求进行区分。

2.2　通用生成函数定义

定义部件 i 的通用生成函数为[16-17]

$$u_i(z,t)=\sum_{k_i=1}^{M_i}p_{i,k_i}(t)z^{g_{i,k_i}}。 \tag{5}$$

式中：g_{i,k_i}和 $p_{i,k_i}(t)$分别为部件 i 在任意时刻 t 的状态性能和状态概率，$i=1,2,\cdots,n$，$k_i=1,2,\cdots,M_i$。

2.3　通用生成函数运算法则

系统的通用生成函数可通过如下运算获得：

$$U(z,t)=\Omega(u_i(z,t),u_{i'}(z,t))=\sum_{i=1}^{M_i}\sum_{i'=1}^{M_{i'}}p_{i,k_i}(t)p_{i',k_{i'}}(t)z^{f(g_{i,k_i},g_{i',k_{i'}})} \tag{6}$$

式中：$\Omega(\cdot)$为结构函数；$u_i(z,t)$为部件 i 的通用生成函数；$u_{i'}(z,t)$为部件 i'的通用生成函数；

根据系统结构特点定义如下运算符。

1）当 g_{k_s}为 g_{i,k_i}与 $g_{i',k_{i'}}$的和时，定义 δ_1 运算符：

$$\delta_1(u_i(z,t),u_{i'}(z,t))=\sum_{i=1}^{M_i}\sum_{i'=1}^{M_{i'}}p_{i,k_i}(t)p_{i',k_{i'}}(t)z^{g_{i,k_i}+g_{i',k_{i'}}}$$

2）当 g_{k_s}为 g_{i,k_i}与 $g_{i',k_{i'}}$的乘积时，定义 δ_2 运算符：

$$\delta_2(u_i(z,t),u_{i'}(z,t))=\sum_{i=1}^{M_i}\sum_{i'=1}^{M_{i'}}p_{i,k_i}(t)p_{i',k_{i'}}(t)z^{g_{i,k_i}g_{i',k_{i'}}}$$

3）当 g_{k_s}为 g_{i,k_i}与 $g_{i',k_{i'}}$的最小值时，定义 δ_3 运算符：

$$\delta_3(u_i(z,t),u_{i'}(z,t))=\sum_{i=1}^{M_i}\sum_{i'=1}^{M_{i'}}p_{i,k_i}(t)p_{i',k_{i'}}(t)z^{\min\{g_{i,k_i},g_{i',k_{i'}}\}}$$

3　基于通用生成函数的多态系统可靠性指标分析

采用 Markov 模型得到部件的状态概率之后，根据系统的结构函数，采用通用生成函数(UGF)方法对系统的可靠性指标进行分析。

3.1　多态系统可靠性分析

根据第 2.3 节运算法则的分析，可得多态系统的通用生成函数为

$$U(z,t)=\sum_{k_s=1}^{M_s}p_{k_s}(t)z^{g_{k_s}} \tag{7}$$

式中：g_{k_s}为系统在第 k_s 个状态的状态性能；$p_{k_s}(t)$为 t 时刻系统在第 k_s 个状态的状态概率，$k_s\in\{1,2,\cdots,M_s\}$，M_s 为系统的状态个数。

定义多态系统的最小任务性能需求为 w，则

系统的可靠度为

$$R(t)=P\{\boldsymbol{G}\geqslant w\}=\sum_{k_s=1}^{M_s}p_{k_s}(t)1(g_{k_s}-w\geqslant 0) \tag{8}$$

式中:$1(g_{k_s}-w\geqslant 0)$ 为示性函数,当 $g_{k_s}-w\geqslant 0$ 时,$1(g_{k_s}-w\geqslant 0)=1$,当 $g_{k_s}-w<0$ 时,$1(g_{k_s}-w\geqslant 0)=0$;$\boldsymbol{G}=\{g_{M_s},\cdots,g_{k_s},\cdots,g_2,g_1\}$。

3.2 多态系统平均瞬态性能分析

为了提高雷达功率放大系统的任务保障能力,可通过系统状态性能的高低来反映其满足任务需求能力的大小。因此对系统的平均瞬态性能分析具有重要意义,在此,采用状态性能的期望来描述多态系统的平均瞬态性能,具体如下:

定义多态系统在 t 时刻的平均瞬态性能大小为

$$E(t)=\sum_{k_s=1}^{M_s}g_{k_s}p_{k_s}(t) \tag{9}$$

4 更换决策模型

多态部件的更换维修决策中,主要从 2 个方面进行考虑:一是构成系统的部件之间的经济相关性,即采用机会维修策略来解决部件之间存在的经济相关性问题;另一个方面是构成系统的部件之间的性能相关性,决策者通过优化决策,确定部件的更换阈值,使得系统在有限的服役期内的净效益最大。即当部件 i 的状态跳转到更换阈值状态 θ_i 及以下时,立即对部件 i 进行更换。综合上述 2 个方面,先根据部件之间的性能相关性确定部件的最佳更换阈值,而后,采用机会维修策略确定最佳更换时间阈值 ΔT^*。为了得到系统在有限服役期内的最大期望效益,则需要确定系统中各部件的最佳更换阈值状态 $\theta^*=\{\theta_1^*,\theta_2^*,\cdots,\theta_n^*\}$ 和采用机会维修策略更换维修部件时的最佳更换时间阈值 ΔT^*。

4.1 基于部件状态的更换维修模型

4.1.1 模型假设

对基于部件状态的更换维修模型分析之前,先做如下假设:

1)假定系统可以由 n 个多态部件以串并联结构方式连接。

2)假定构成系统的多态部件的状态转移过程可以用 Markov 模型进行描述。

3)假定对系统内某一部件进行更换维修时,对其他部件的性能没有影响。

4)系统在服役期间只有“工作”和“维修”2 种状态,且对部件的任意次维修更换均需对系统进行停机。

5)系统在运行过程中,可通过在线测试手段,实现对部件状态的准确监测。

6)部件之间的维修费用具有一定经济相关性,即系统每次停机维修都会有较高的固定维修费用(如系统拆装、维修设备调试等)。

4.1.2 更换维修模型

1)若部件 i 跳转至更换阈值状态 θ_i 及以下时,将立即更换,从维修效果角度来讲为“修复如新”。

2)为了减少系统停机维修更换次数,增强系统的任务执行能力,引入机会维修决策的观念。若部件 i 跳转至更换阈值状态 θ_i 及以下状态时,且在经过 ΔT 时间后,部件 j 将跳转至更换阈值状态 θ_j,则在更换部件 i 的同时,将部件 j 一并更换,其中 $j=1,2,\cdots,n$,且 $j\neq i$。

3)对部件进行机会维修更换可节省对其维修时所需的一些固定费用,降低系统的运行风险。

4.2 更换决策目标

由于电子装备系统的特殊性,在执行任务能力方面,通常认为系统不间断正常工作的时间越长越好。如若不能满足正常任务需求时,可通过经济补偿的观点,来反映其特殊性。则多态系统在有限服役时间内的净效益为

$$\begin{aligned}B(\theta)=&\sum_{t=0}^{T_{\text{end}}}\left(c_{\text{E}}\sum_{k_s=k}^{M_s}p_{k_s}(t)g_{k_s}\right)-\\&\sum_{i=1}^{n}\left[\text{num}_i c_{\text{m}}^i\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]-\\&\sum_{i=1}^{n}\text{num}_i(c_{\text{r}}^i+c_{\text{z}})-\\&\sum_{i=1}^{n}\left[\text{num}_i c_{\text{d}}\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]\end{aligned} \tag{10}$$

式中:$\theta=\{\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_n\}$ 为各部件的更换阈值;$\sum_{t=0}^{T_{\text{end}}}\left(c_{\text{E}}\sum_{k_s=k}^{M_s}p_{k_s}(t)g_{k_s}\right)$ 为系统在有限服役周期内的期望性能报酬,c_{E} 为系统单位性能产生的效益,T_{end} 为有限服役周期;$\sum_{i=1}^{n}\left[\text{num}_i c_{\text{m}}^i\cdot\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]$ 为系统在有限服役周期内各部件的更换维修费用,c_{m}^i 为部件 i 在更换时单位时间内所需维修费用,$\text{num}_i=\left\lfloor T_{\text{end}}\Big/\sum_{k_i=\theta_i}^{M_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right\rfloor$ 为部件 i 在有限服役周期内的更换维修次数,$\lfloor\cdot\rfloor$ 表示向下取整;$\sum_{i=1}^{n}\text{num}_i c_{\text{r}}^i$ 为系统在有限服役周期内各部件的固定

更换成本，c_r^i 为部件 i 的固定更换成本；$\sum_{i=1}^{n} \mathrm{num}_i c_z$ 为系统在有限服役周期内各部件停机维修时所需的固定费用，c_z 为系统每次停机维修时的固定费用（拆卸、调试等）；$\sum_{i=1}^{n}\left[\mathrm{num}_i c_d \sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty} p_{k_i}(t)\mathrm{d}t\right)\right]$ 为系统在有限服役周期内维修更换时的停机补偿，c_d 为对系统单位时间内的停机补偿。

通过优化如下问题得到系统中各部件的最佳更换阈值状态：

$$\theta^* = \arg_{\theta}\{B(\theta) \to \max\} \tag{11}$$

对于式（11）的求解问题，目前求解方法比较成熟，可采用传统枚举式方法进行求解，也可采用蚁群算法[5]、粒子群算法[19]和遗传算法[20]等智能算法来求解，此处不再赘述。

通过式（11）得到系统内各部件的最佳更换阈值后，充分考虑雷达功率放大系统的特殊性，引入机会维修的观念，在式（11）的基础上，对部件的更换决策模型做进一步改进。

为保证多态系统在有限服役时间内的期望报酬最大，可通过求解如下优化问题得到系统中各部件的最佳更换阈值：

$$\{\theta^*, \Delta T^*\} = \arg_{\{\theta,\Delta T\}}\{B(\theta,\Delta T) \to \max\} \tag{12}$$

4.3　更换决策变量

通过第 4.2 节更换决策目标的分析可知，通过搜索最佳 $\{\theta^*, \Delta T^*\}$ 可使系统在有限寿命周期内的净效益最大，即决策变量为系统内各部件的预防性（视情）更换阈值 $\theta_1^*, \theta_2^*, \cdots, \theta_n^*$，和机会更换决策阈值 ΔT^*。

4.4　基于机会维修策略的部件更换决策分析

基于上述分析，给出如下基于机会维修的部件更换维修决策分析步骤：

步骤 1　根据第 2.1 节部件状态划分规则得到部件的状态性能，同时根据式（4）求解部件的状态概率，并用通用生成函数方法对部件的状态概率分布进行表示。

步骤 2　在得到部件的通用生成函数后，根据第 2.3 节定义的通用生成函数运算法则，求得分系统、系统关于通用生成函数的状态概率分布表示。

步骤 3　根据第 3.2 节多态系统平均瞬态性能分析方法，求得系统平均瞬态性能。

步骤 4　采用由部件 1 的阈值 θ_1 至部件 n 的阈值 θ_n 的顺序，对部件的失效阈值 θ_i 逐次搜寻，直至满足 $\theta^* = \arg_{\theta}\{B(\theta) \to \max\}$，令最终得到的系统各部件的最佳更换阈值为 $\theta^* = \{\theta_1^*, \theta_2^*, \cdots, \theta_i^*, \cdots, \theta_n^*\}$，其中，$1 \leqslant i \leqslant n$，$n$ 为系统中部件的数量，$1 \leqslant \theta_i < M_i$。

步骤 5　在步骤 4 的基础上，采用机会维修的观点对部件的维修更换决策进行改进。

1）根据 $T_i = \sum_{k_i=\theta_i}^{M_i}\left(\int_0^{+\infty} p_{k_i}(t)\mathrm{d}t\right)$ 求解部件 i 的平均正常工作时间，并将部件 i 的平均正常工时间 T_i 按照由大到小的顺序进行排序，可得 $T_z = \Theta(\{T_1, T_2, \cdots, T_i, \cdots, T_n\})$，$1 \leqslant i \leqslant n$，$\Theta(\cdot)$ 为排序函数。

2）根据 $\mathrm{num}_i = \left\lfloor T_{\mathrm{end}} \Big/ \sum_{k_i=\theta_i}^{M_i}\left(\int_0^{+\infty} p_{k_i}(t)\mathrm{d}t\right)\right\rfloor$，求得部件 i 可能的最大维修次数 num_i。

3）令 $T_{i,zi} = \{T_i, 2T_i, \cdots, \mathrm{num}_i T_i\}$ 表示部件 i 在有限的服役时间内可能出现的更换时刻，其中 $0 \leqslant z_i \leqslant \mathrm{num}_i$。

4）从时间坐标轴上，根据构成系统部件可能出现的更换时刻进行逐次维修，假定在 t 时刻对部件 i 进行第一次更换，然而引入机会维修概念后，若在 $t + \Delta T$ 时刻后部件 j 的状态退化到 θ_j 及以下，那么在对部件 i 更换的同时，对部件 j 进行第一次机会维修更换，则对部件 j 第一次维修的时刻变为 $T_{j,2} = T_{i,1} + T_{j,1}$，同时对部件 j 的更换时刻集合 T_{j,z_j} 进行更新，变为 $T_{j,z_j} = \{T_j, T_i + T_j + T_{m_j}, \cdots, (\mathrm{num}_i - 1)T_i + T_j + T_{m_j}\}$，依次逐渐对各部件的维修时刻进行更新，直至到达系统的最高服役年限，其中 $j \in \{1, 2, \cdots, n\}$ 且 $j \neq i$，T_{m_j} 为对部件 j 维修更换所需的时间，$0 \leqslant \Delta T \leqslant \min\{T_1, T_2, \cdots, T_n\}$。

步骤 6　重复步骤 5，对净效益 $B(\theta, \Delta T)$ 进行寻优，直至将所有 $\Delta T \in [0, \min\{T_1, T_2, \cdots, T_n\}]$ 可能取值搜索完毕，进而得到最佳更换变量 $\{\theta^*, \Delta T^*\} = \{\theta_1^*, \theta_2^*, \cdots, \theta_i^*, \cdots, \theta_n^*, \Delta T^*\}$，使得 $B(\theta, \Delta T)$ 取最大值。

5　算例分析

将本文所提的更换决策模型应用到某型雷达功率放大系统的更换维修决策问题中。该系统主要由 4 个分系统构成，包含 5 个性能退化部件、2 个二态部件，如图 2 所示。分系统 1 为性能退化部件预放大器组件；分系统 2 为二态部件 1∶4 功率分配器；分系统 3 为性能退化部件功率放大组件 1 ~ 4；分系统 4 为二态部件 4∶1 功率合成器。根据部件处于不同性能水平时对整个雷达放大系统正常工作性能的贡献比率划分部件的状态水平，系统的最小性能需求为 $w = 75\%$。

表 1 为系统内部件与维修费用相关的参数。假定 $c_E = 5$，$c_z = 2$，由于电子装备系统的特殊性，

北航学报 赠阅

如若不能满足正常任务需求时,需要进行经济补偿,则 $c_d=10$。

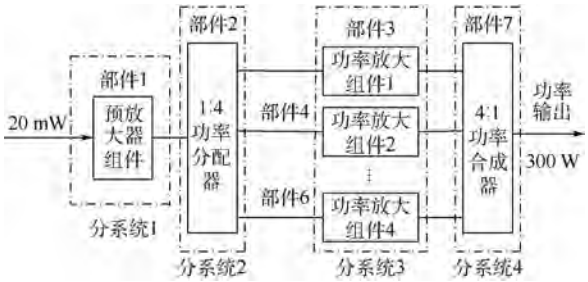


图 2 某型雷达功率放大系统

Fig. 2 A certain type of radar power amplifying system

表 1 费用相关参数

Table 1 Cost related parameters

部件编号	c_r/(万元·a^{-1})	c_m/(万元·a^{-1})
1	5	2
2	3	1
3	4	2
4	4.4	2.2
5	4.8	2.4
6	5	2.6
7	3	1.5

5.1 部件的状态和概率分析

根据第 2.1 节部件状态划分规则对系统中多态部件的状态进行划分,由于分系统 1 与分系统 3 状态性能之间存在一定的相关性,满足 $g_{sub1\text{-}3}=g_{sub1}g_{sub3}$。在二态部件 1:4 功率分配器和 4:1 功率合成器正常工作时,分系统 1 和分系统 3 构成的分系统 1~3 的性能满足 $g_{sub1\text{-}3}\geqslant w$ 时整个功率放大系统正常工作。下面对分系统 1 和分系统 3 部件的状态进行分析。

1)当分系统 3 的状态性能处于完好工作状态 $g_{sub3}=100\%$ 时,分系统 1 部件此时所需的状态性能最小为 $g_{sub1}=75\%$。

2)当分系统 1 的状态性能处于完好工作状态 $g_{sub1}=100\%$ 时,分系统 3 所需的状态性能最小为 $g_{sub3}=75\%$。

3)当分系统 1 和分系统 3 均处于不完全工作状态且 2 个分系统的性能相同时,此时 2 个分系统所需的最低性能为 $g_{sub1}=g_{sub3}=\sqrt{0.75}=0.87$。

4)为了增大系统状态与最小性能需求之间的区分度,将系统的状态性能在最小性能需求区域附近尽量将其细化,当部件具有 5 个状态时,结合本节 1)~3)分析,将分系统 1 的状态性能分别定义为{0,81%,87%,93.5%,100%},同理将分系统 3 的状态定义为{0,81%,87%,100%},因分系统 3 的性能为各部件性能之和,将其内各部件状态定义为{0,20.25%,21.75%,25%}。

假定部件的状态转移率和更换率如表 2 所示。

表 2 部件状态转移参数

Table 2 Component state transition rate parameters parameters

部件编号	性能水平/%	状态转移率/a^{-1}	更换率/a^{-1}
1	$g_5^1=100$	$\lambda_{5,4}^1=0.12$, $\lambda_{5,3}^1=0.135$ $\lambda_{5,2}^1=0.145$, $\lambda_{5,1}^1=0.25$	$\mu_{4,5}^1=180$ $\mu_{3,5}^1=150$ $\mu_{2,5}^1=120$ $\mu_{1,5}^1=100$
	$g_4^1=93.5$	$\lambda_{4,3}^1=0.30$, $\lambda_{4,2}^1=0.35$ $\lambda_{4,1}^1=0.40$	
	$g_3^1=87$	$\lambda_{3,2}^1=0.50$, $\lambda_{3,1}^1=0.65$	
	$g_2^1=81$	$\lambda_{2,1}^1=0.85$	
	$g_1^1=0$		
2	$g_2^2=100$	$\lambda_{2,1}^2=0.145$	$\mu_{1,2}^2=100$
	$g_1^2=0$		
3	$g_4^3=25$	$\lambda_{4,3}^3=0.105$, $\lambda_{4,2}^3=0.15$ $\lambda_{4,1}^3=0.20$	$\mu_{3,4}^3=200$ $\mu_{2,4}^3=150$ $\mu_{1,4}^3=100$
	$g_3^3=21.75$	$\lambda_{3,2}^3=0.30$, $\lambda_{3,1}^3=0.40$	
	$g_2^3=20.25$	$\lambda_{2,1}^3=0.50$	
	$g_1^3=0$		
4	$g_4^3=25$	$\lambda_{4,3}^4=0.115$, $\lambda_{4,2}^4=0.15$ $\lambda_{4,1}^4=0.20$	$\mu_{3,4}^4=200$ $\mu_{2,4}^4=150$ $\mu_{1,4}^4=100$
	$g_3^3=21.75$	$\lambda_{3,2}^4=0.30$, $\lambda_{3,1}^4=0.40$	
	$g_2^3=20.25$	$\lambda_{2,1}^4=0.50$	
	$g_1^3=0$		
5	$g_4^3=25$	$\lambda_{4,3}^5=0.125$, $\lambda_{4,2}^5=0.15$ $\lambda_{4,1}^5=0.20$	$\mu_{3,4}^5=200$ $\mu_{2,4}^5=150$ $\mu_{1,4}^5=100$
	$g_3^3=21.75$	$\lambda_{3,2}^5=0.30$, $\lambda_{3,1}^5=0.40$	
	$g_2^3=20.25$	$\lambda_{2,1}^5=0.50$	
	$g_1^3=0$		
6	$g_4^3=25$	$\lambda_{4,3}^6=0.135$, $\lambda_{4,2}^6=0.15$ $\lambda_{4,1}^6=0.20$	$\mu_{3,4}^6=200$ $\mu_{2,4}^6=150$ $\mu_{1,4}^6=100$
	$g_3^3=21.75$	$\lambda_{3,2}^6=0.30$, $\lambda_{3,1}^6=0.40$	
	$g_2^3=20.25$	$\lambda_{2,1}^6=0.50$	
	$g_1^3=0$		
7	$g_2^7=100$	$\lambda_{2,1}^7=0.165$	$\mu_{1,2}^7=100$
	$g_1^7=0$		

北京航空航天大学学报

在完成对系统内部件状态划分之后,根据表2给出的部件状态转移参数,通过求解式(5),可得各部件的状态概率随时间的变化关系,并采用通用生成函数方法得到各部件的状态性能概率分布。

5.2　基于部件状态的功率放大系统更换决策

假定系统的有限服役周期 $T_{\text{end}}=8$ a 时,对式(11)和式(12)进行求解。

$$
\begin{aligned}
B(\theta)=&\sum_{t=0}^{T_{\text{end}}}\left(c_{\text{E}}\sum_{k_{\text{s}}=k}^{M_{\text{s}}}p_{k_{\text{s}}}(t)g_{k_{\text{s}}}\right)-\\
&\sum_{i=1}^{n}\left[\text{num}_i c_{\text{m}}^{i}\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]-\\
&\sum_{i=1}^{n}\text{num}_i c_{\text{r}}^{i}-\sum_{i=1}^{n}\text{num}_i c_{\text{z}}-\\
&\sum_{i=1}^{n}\left[\text{num}_i c_{\text{d}}\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]=\\
&\sum_{t=0}^{8}\left(5\sum_{k_{\text{s}}=k}^{M_{\text{s}}}p_{k_{\text{s}}}(t)g_{k_{\text{s}}}\right)-\\
&\sum_{i=1}^{7}\left[\text{num}_i c_{\text{m}}^{i}\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]-\\
&\sum_{i=1}^{7}\text{num}_i c_{\text{r}}^{i}-\\
&\sum_{i=1}^{7}\left[\text{num}_i 10\sum_{k_i=1}^{\theta_i}\left(\int_0^{+\infty}p_{k_i}(t)\,\text{d}t\right)\right]
\end{aligned}
$$

采用传统的枚举式搜索的方法,可得系统净效益的最大值为 $B(\theta)=185.02$ 万元,其对应的部件的更换阈值状态为 $\theta^{*}=\{4,1,1,1,1,1,1,1\}$。进一步考虑系统部件间的经济相关性和性能相关性,根据第 4.3 节基于机会维修策略的部件更换决策分析方法,可得系统内部件的更换阈值状态分别为 $\theta^{*}=\{4,1,1,1,1,1,1,1\}$、机会更换决策阈值 $\Delta T^{*}=0.8$ a 时,系统的净效益最大,即在整个雷达功率放大系统内,预防大器组件的更换阈值为 93.5%,1∶4 功率分配器的更换阈值为 0,功率放大器组件 1 ~ 4 的更换阈值为 0,4∶1 功率合成器的更换阈值为 0,且系统内部件的机会更换决策时间阈值 $\Delta T^{*}=0.8$ a 时,该雷达功率放大系统获得最大净效益值为 $B(\theta,\Delta T^{*})=205.02$ 万元,系统的净效益增加了 20 万元。

5.3　更换决策下功率放大系统可靠性分析

通过第 5.2 节基于部件状态的功率放大系统更换决策的分析,说明该方法可以有效地节约维修资源,增加系统的净效益,然后该决策方法对系统在有限服役周期 $T_{\text{end}}=8$ a 内的可靠度影响,仍需探究,作为电子装备时刻保持着较高的可靠度是其任务属性所要求的,基于此,根据式(10),当系统内各部件更换阈值状态分别为 $\theta^{*}=\{4,1,1,1,1,1,1,1\}$、机会更换决策阈值 $\Delta T^{*}=0.8$ a 时对其可靠性进行分析,可得其随时间的变化关系如图 3所示。

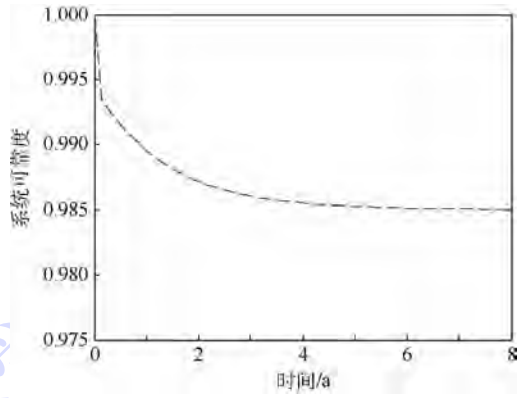


图 3　系统可靠度与时间的关系

Fig. 3　Relationship between system reliability and time

通过图 3 可知,在没有维修费用限制的情况下,通过对系统内各部件按更换阈值状态和机会维修策略阈值进行视情更换,随着时间的推移系统的可靠度逐渐趋于稳定,即系统的可靠度不低于 0.985。因此本文所提维修决策方法,通过尽可能多的部件级维修组合起来,在保证系统处于较高可靠度的前提下降低维修费用。

5.4　更换决策下功率放大系统平均性能分析

雷达功率放大系统的任务保障能力,主要通过系统的性能进行反应,因此对其平均瞬态性能的分析和研究具有重要意义。基于此,在有限服役周期 $T_{\text{end}}=8$ a 内,根据式(10),当系统内各部件更换阈值状态分别为 $\theta^{*}=\{4,1,1,1,1,1,1,1\}$ 和机会更换决策阈值 $\Delta T^{*}=0.8$ a 时,对其平均瞬态性能进行分析,可得其随时间的变化关系如图 4 所示。

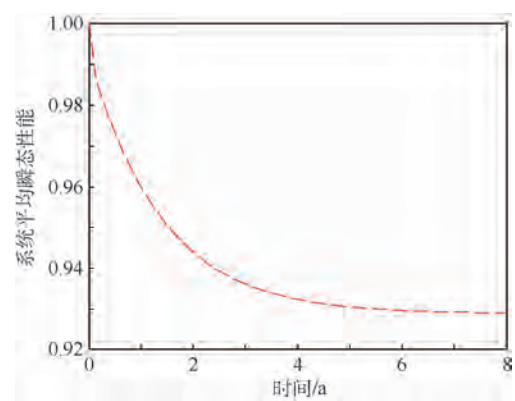


图 4　系统平均瞬态性能与时间的关系

Fig. 4　Relationship between system mean instantaneous performance and time

通过图4可知,在没有维修费用限制的情况下,通过对系统内各部件按更换阈值状态和机会维修更换决策阈值进行视情更换,随着时间的推移系统的平均瞬态性能逐渐趋于稳定,即系统的平均瞬态性能不低于92.5%。

6 结 论

为提高雷达功率放大系统的任务执行能力,提出了一种基于机会维修策略的雷达功率放大系统视情更换决策方法。

1)采用本文所提基于机会维修的多态部件更换决策研究方法,通过尽可能多的将部件级维修组合起来,在保证系统处于较高可靠度的前提下降低了维修费用。

2)充分结合机会维修和部件状态性能维修的优势,制定更加高效合理的维修决策方案,提高了雷达功率放大系统的任务执行能力。

参考文献(References)

[1] 任淑红.民航发动机性能可靠性评估与在翼寿命预测方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2010:88-90.
REN S H. Research on methods of performance reliability assessments and life on wing prediction for civil aero engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010:88-90(in Chinese).

[2] 程志君,杨征,谭林.基于机会策略的复杂系统视情维修决策模型[J].机械工程学报,2012,48(6):168-174.
CHENG Z J, YANG Z, TAN L. Condition-based maintenance model of deteriorating complex system based on opportunistic policy[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(6):168-174(in Chinese).

[3] 蔡景,左洪福,王华伟.多部件系统的预防性维修优化模型研究[J].系统工程理论与实践,2007,27(2):133-138.
CAI J, ZUO H F, WANG H W. A study on preventive maintenance optimization model for multi-unit system[J]. Systems Engineering—Theory & Practice, 2007, 27(2): 133-138(in Chinese).

[4] LEVITIN G, LISNIANSKI A. Joint redundancy and maintenance optimization for multistate series-parallel systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 1999, 64(1):33-42.

[5] 刘宇.多状态复杂系统可靠性建模及维修决策[D].成都:电子科技大学,2011:69-79.
LIU Y. Multi-state complex system reliability modeling and maintenance decision[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011:69-79(in Chinese).

[6] 成国庆,李玲,唐应辉.多态退化串联可修系统的最优维修更换策略[J].系统工程理论与实践,2012,32(5):1118-1123.
CHENG G Q, LI L, TANG Y H. Optimal replacement policy for a deteriorating series repairable system with multi-state[J]. Systems Engineering—Theory & Practice, 2012, 32(5):1118-1123(in Chinese).

[7] 黄傲林,李庆民,黎铁冰,等.劣化系统周期预防性维修策略的优化[J].系统工程与电子技术,2014,36(6):1103-1107.
HUANG A L, LI Q M, LI T B, et al. Optimization of periodic preventive maintenance policies for deteriorating repairable system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(6): 1103-1107(in Chinese).

[8] 孙志礼,王健,印明昂,等.可修系统预防性维修时间的确定[J].东北大学学报(自然科学版),2014,35(1):84-87.
SUN Z L, WANG J, YIN M A, et al. Determination about preventive maintenance time of the repairable system[J]. Journal of Northeastern University(Natural Science), 2014, 35(1):84-87(in Chinese).

[9] 狄鹏,黎放,杨元.基于机会维修策略的预防性维修优化模型研究[J].工程设计学报,2012,19(4):263-267.
DI P, LI F, YANG Y. Optimal preventive maintenance model based on opportunistic maintenance policy[J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2012, 19(4):263-267(in Chinese).

[10] ZHOU Y, ZHANG Z, LIN T R, et al. Maintenance optimisation of a multi-state series-parallel system considering economic dependence and state-dependent inspection intervals[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 111:248-259.

[11] CUONG D D, MING J Z, MAYANK P. Selective maintenance for multi-state series-parallel systems under economic dependence[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 121: 240-249.

[12] 葛小凯,胡剑波,张博锋.考虑依赖性的多部件系统状态维修优化仿真建模[J].航空学报,2013,34(8):1854-1863.
GE X K, HU J B, ZHANG B F. Simulation modeling for condition based maintenance optimization of multi-component systems with system with dependencies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8):1854-1863(in Chinese).

[13] 张卓琦,吴甦,李斌锋.考虑故障相关的两部件系统机会维修策略[J].清华大学学报(自然科学版),2012,52(1):122-127.
ZHANG Z Q, WU S, LI B F. Opportunistic maintenance policy for a two-unit system with failure interactions[J]. Journal of Tsinghua University(Science and Technology), 2012, 52(1): 122-127(in Chinese).

[14] 赵洪山,鄢盛腾,张小田.风电机组确定性机会更换维修策略的研究[J].太阳能学报,2014,35(4):568-575.
ZHAO H S, YAN S T, ZHANG X T. Deterministic opportunistic replacement maintenance strategy for wind turbine[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2014, 35(4):568-575(in Chinese).

[15] 赵洪山,张健平,高夺,等.风电机组的状态-机会维修策略[J].中国电机工程学报,2015,35(15):3851-3858.
ZHAO H S, ZHANG J P, GAO D, et al. A condition based opportunistic maintenance strategy for wind turbine[J]. Proceedings of the CSEE, 2015, 35(15):3851-3858(in Chinese).

[16] LIANIANSKI A, LEVITIN G. Multi-state system reliability: Assessment, optimization and applications[M]. Toh Tuck Link: World Scientific, 2003:92-94.

[17] LIANIANSKI A, FRENKEL I, DING Y. Multi-state system reliability analysis and optimization for engineers and industrial managers[M]. London: Springer, 2010:40-45.

[18] 潘刚,尚朝轩,梁玉英,等. 考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(6):1185-1194.
PAN G,SHANG C X,LIANG Y Y,et al. Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(6):1185-1194 (in Chinese).
[19] 章恩泽,陈庆伟. 不确定可靠性优化问题的多目标粒子群优化算法[J]. 控制与决策,2015,30(9):1701-1705.
ZHANG E Z,CHEN Q W. Multi-objective particle swarm optimization for uncertain reliability optimization problems[J]. Control and Decision,2015,30(9):1701-1705(in Chinese).
[20] 李春洋. 基于多态系统理论的可靠性分析与优化设计方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010:92-114.
LI C Y. Research on reliability analysis and optimization based on the multi-state system theory[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2010:92-114(in Chinese).

作者简介:

潘刚　男,博士研究生。主要研究方向:多状态系统可靠性评估与维修决策。

尚朝轩　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:装备测试与故障诊断。

孟亚峰　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:装备测试与故障诊断。

Condition-based change decision for multi-state system based on opportunistic policy

PAN Gang[1,2], SHANG Chaoxuan[1], CAI Jinyan[1], LIANG Yuying[1], MENG Yafeng[1,*]

(1. Department of Electronic and Optic Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;
2. Luoyang Electronics Equipment Test Center, Luoyang 471000)

Abstract: A condition-based change and maintenance decision method based on opportunistic policy was proposed for multi-state system with economic correlation and performance correlation among components. Markov model was utilized to characterize the degradation process of components and the universal generating function was used to analyze the reliability indicator of system. Based upon opportunistic policy and from the perspective of "component change", a new condition-based change and maintenance decision method is proposed to ensure the maximum economic benefit within the system's limited service period. The change and maintenance decision for a radar power amplifying system is analyzed. The results indicate that the total maintenance frequency is reduced to a certain extent in consideration of the economic correlation of components. And the proposed method enables an enhancement on the battlefield support capacity of equipment system, and shows strong versatility and engineering application value.

Keywords: opportunistic policy; Markov model; universal generating function; condition-based change; radar power amplifying system

Received: 2016-03-02; **Accepted**: 2016-07-01; **Published online**: 2016-08-29 11:52
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1152.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61372039, 61271153)
* **Corresponding author**. E-mail: myfrad@163.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0161

C/E 复合材料螺旋铣孔切屑形状与切削温度研究

全下文载

谢海龙，董志刚，康仁科*，杨国林，许君，郭东明

（大连理工大学 精密与特种加工教育部重点实验室，大连 116024）

摘 要：碳纤维增强环氧树脂基体(C/E)复合材料具有优异的性能，广泛用于制造飞行器结构件。在加工 C/E 复合材料连接孔过程中容易出现分层、撕裂等加工缺陷，而切削温度过高是导致加工缺陷的主要原因之一。螺旋铣孔作为新的制孔技术，加工 C/E 复合材料时表现出许多优于传统钻孔的特点，受到广泛关注。本文采用专用加工装备开展了 C/E 复合材料制孔试验，利用红外热像仪实时监测切削温度，分析了螺旋铣孔加工参数对切削温度的影响规律。根据螺旋铣孔运动学规律和切削原理，从未变形切屑形状特点入手分析了螺旋铣孔切削温度的来源和影响因素。研究结果可对深入理解螺旋铣孔加工机理、制定合理的螺旋铣孔加工工艺提供依据。

关 键 词：螺旋铣孔；C/E 复合材料；切削温度；未变形切屑；制孔
中图分类号：V261.97
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0328-07

碳纤维增强环氧树脂基体(C/E)复合材料具有低密度、高强度、高刚性、抗疲劳和抗腐蚀等优点，在航空航天等领域得到广泛应用[1-2]。由 C/E 复合材料制备的结构件在装配过程中通常需要加工大量的连接用铆钉孔与螺栓孔。螺旋铣孔作为新出现的制孔技术，由于加工质量好、加工效率高，受到广泛关注并在一些航空制造企业实际应用，替代传统钻孔用于 C/E 复合材料的加工。由于存在导热性能差、层间强度低等力学特性，C/E 复合材料在钻孔加工过程中容易出现分层、基体材料破坏和纤维拉出等加工缺陷[3-5]。这些缺陷使得构件强度和刚度降低，承载能力和使用寿命随之下降[6]。树脂材料承受高温的能力有限，当加工区域温度超过树脂基体的承受能力时，树脂会发生软化，导致材料的层间结合强度降低，从而引起复合材料的层间破坏，造成加工缺陷[7-8]。高的切削温度是造成加工缺陷的主要原因之一，尽管相对于传统钻孔，螺旋铣孔由于散热空间大、断续切削等特点能在一定程度上降低切削温度，但如果加工参数选择不当，仍可能造成加工区域温度过高，形成不可修复的加工损伤。

目前国内外针对螺旋铣孔技术的加工机理分析与专机研制方面已出现了一些研究，但专门针对 C/E 复合材料螺旋铣孔加工中切削温度的研究仍较少。Brinksmeier 等[9]开展了碳纤维增强复合材料螺旋铣孔试验研究，检测了加工中的切削温度并与传统钻孔加工进行了对比，证明了螺旋铣孔相对于传统钻孔的优势。Sadek 等[3]研究了复合材料螺旋铣孔中的温度场分布，分析了主轴转速和进给速度对切削温度的影响规律。Liu 等[10-11]建立了复合材料螺旋铣孔加工中的温度预测模型，并选取特定加工参数进行了实验验证。

在实际生产中，使用螺旋铣孔技术多采用专用加工设备，其所需设定的加工参数一般包含自

收稿日期：2016-03-04；**录用日期**：2016-04-22；**网络出版时间**：2016-04-27 18:13
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160427.1813.001.html
基金项目：国家“863”计划（2013AA040104）；国家“973”计划（2011CB013201）；国家科技重大专项（2016ZX04002005）
* **通讯作者**：E-mail：kangrk@dlut.edu.cn

引用格式：谢海龙，董志刚，康仁科，等. C/E 复合材料螺旋铣孔切屑形状与切削温度研究[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：328-334. XIE H L，DONG Z G，KANG R K，et al. Chip shape and cutting temperature of helical milling of C/E composites [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：328-334 (in Chinese).

北航学报 赠阅

转转速、公转转速和进给速度，而现有研究工作并没有针对上述 3 种加工参数对复合材料螺旋铣孔切削温度的影响规律开展完整试验或理论分析。本文针对自转转速、公转转速和进给速度 3 个加工参数分别进行了复合材料螺旋铣孔加工试验，研究了不同加工参数对切削温度的影响规律，并通过对螺旋铣孔切削热热源分析、从未变形切屑形状特点出发讨论了螺旋铣孔切削温度的来源及影响因素。

1　螺旋铣孔原理

螺旋铣孔是一种以铣削加工替代钻削的制孔方法。在加工过程中，刀具绕自身轴线高速旋转的同时，沿螺旋轨迹进给，在工件上铣削出一个直径大于刀具自身的圆孔[12]。如图 1 所示，刀具在主轴驱动下的主切削运动又称为自转运动，转速为 n，r/min。刀具的进给运动由两部分组成：一部分是刀具绕被加工孔轴线的旋转进给，称为公转运动，转速为 n_p，r/min；另一部分是刀具在轴线方向的进给，称为进给运动，速度为 f_a，mm/min。

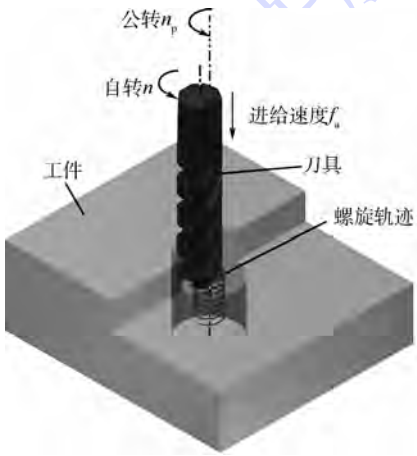


图 1　螺旋铣孔原理

Fig. 1　Principle of helical milling

2　C/E 复合材料螺旋铣孔试验

2.1　加工参数选择

自转转速、公转转速和进给速度是螺旋铣孔加工的 3 个主要加工参数。自转转速即为主轴转速，是切削加工的主运动，决定切削速度；进给速度直接决定材料去除速率，影响生产中的加工效率；在进给速度一定的前提下，公转转速决定刀具螺旋进给轨迹的具体形状，其中公转运动的半径（偏心量）影响制孔孔径的大小，而公转转速与进给速度的比值则决定螺旋轨迹的导程。

在实际加工中，自转转速、公转转速和进给速度通常可在专用加工设备上单独设定，因此有必要分别研究其对切削温度的影响规律。针对 3 个加工参数在实际加工中常用范围，分别设计了单因素试验，具体加工参数如表 1 所示。

试验中设定加工孔直径 10 mm，选取直径 6 mm铣刀，偏心量设为 2 mm。

表 1　螺旋铣孔加工参数

Table 1　Processing parameters of helical milling

加工参数	n/(r·min^{-1})	n_p/(r·min^{-1})	f_a/(mm·min^{-1})
自转转速	3 000,5 000,7 000,9 000,11 000	60	10
公转转速	5 000	30,40,50,60	10
进给速度	5 000	30	6,8,10,12,14

2.2　切削温度检测方法

C/E 复合材料为各向异性材料，在同一纤维方向的铺层内，不同方向导热系数不同，使得孔周围不同方向温度梯度和温度场分布不同[13]。为了捕捉到被测区域切削温度的最大值，本文采用红外热像仪实时测量切削温度。

红外热像仪利用光学成像物镜接受被测目标的红外辐射能量分布并反映到光敏元件上，从而获得红外热像图，并根据被测目标红外辐射能量的大小判定其表面温度。试验采用 FLIR 公司生产的 Thermovision A40 型红外热像仪，热灵敏度 0.08 ℃，采样频率 50 Hz，测量精度 ±2%。测温方法如图 2 所示，在孔出口一侧距离工件表面 300 mm处安装红外热像仪，连续监测出口处的温度。在刀具切入至切出的过程中，红外热像仪在出口端测量得到的工件表面温度逐渐升高，在刀具即将切出工件的某一时刻，红外热像仪捕捉到工件表面温度的瞬时最高值。螺旋铣孔加工中某区域的温升主要来源于两部分：刀具切削该区域时产生的切削热，以及刀具切削其他区域产生切削热传导至该处的热量。其中刀具切削产生的切削热是主要的，可近似认为所测得的最高切削温度等于加工区域的瞬时切削温度。

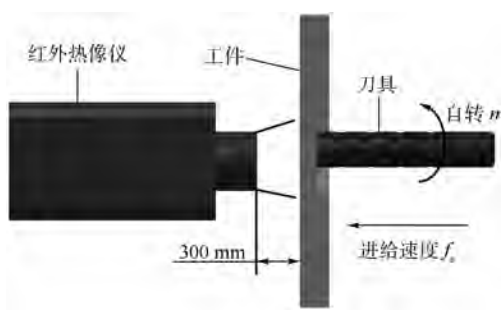


图 2　切削温度测温方法示意图

Fig. 2　Schematic diagram of cutting temperature measurement method

2.3 温度标定

不同材料由于其表面光学特性差异,对红外线的辐射率也不同,使用红外热像仪检测物体表面温度时需要人工设定待测物体辐射率。为保证加工试验中红外热像仪检测温度的准确可靠,设计了温度标定试验,以确定复合材料表面的真实辐射率。

标定试验在恒温热烘箱中进行,标定方法如图 3 所示。将待测复合材料试样置于热烘箱内,烘箱壁板预留直径 15 mm 的小孔,不影响热烘箱内部温度平衡的前提下,使置于烘箱外部的红外热像仪可以通过预留小孔拍摄到待测试样。使用已标定的 K 型铠装热电偶作为参照标准,置于烘箱内工件表面处,检测烘箱内试样实际温度。标定试验开始后启动烘箱,设定温度 175 ℃,加热保温 2 h,保证烘箱内包括空气和加工试样其温度已完全稳定。调整热像仪辐射率数值,使红外热像仪检测温度与热电偶检测温度一致。通过标定试验确定复合材料试样表面辐射率为 0.85。

考虑到物体在自身温度变化后表面辐射率也可能产生细微变化,为确保辐射率设定值在不同温度下的准确性,进一步在不同温度下对加工试样进行了标定。选取的另外 4 个标定温度分别为 150、200、225 和 250 ℃,基本涵盖了接下来加工试验中可能检测到的温度分布范围。标定结果如表 2所示,在各个温度下,相对热电偶测得的实际温度,红外热像仪测温误差的最大值不超过 2.6%,满足加工试验的温度测量精度要求。

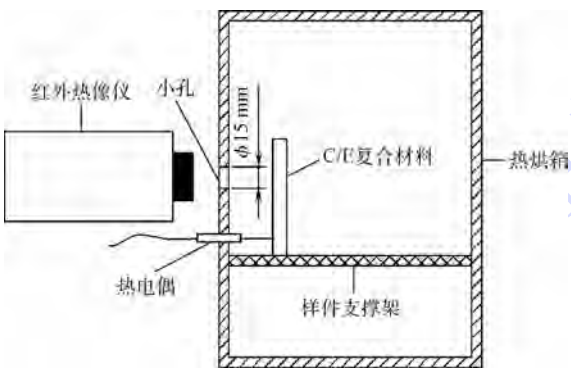


图 3 红外热像仪标定方法

Fig. 3 Calibration method of thermal infrared imager

表 2 温度标定结果

Table 2 Results of temperature calibration

热烘箱温度/℃	150	175	200	225	250
热电偶测温/℃	153.8	182.1	208.0	233.1	260.4
红外热像仪测温/℃	157.7	182.1	206.8	230.2	254.6
热电偶及红外热像仪测温相对误差/%	2.6	0	0.6	1.2	2.2

2.4 试验设备及材料

试验采用的加工设备为针对螺旋铣孔开发的专用装置,如图 4 所示。该螺旋铣孔装置的自转运动通过高频电主轴实现,最大转速 15 000 r/min,额定扭矩 1.5 N·m。主轴具有自动换刀功能,前端通过 ISO20 刀柄装夹刀具。其公转运动机构为轴承支承的转轴,并以伺服电机驱动其旋转,转速范围 0 ~ 90 r/min,功率 800 W。电主轴通过一对偏心套筒固定于公转转轴内,通过调节 2 个偏心套之间的相对转角,即可改变自转轴与公转轴之间的偏心距,偏心距的调节范围为 0 ~ 6 mm。内外偏心套筒之间布置有伺服电机以驱动其发生相对转动,偏心距的调节可通过程序控制自动实现。

螺旋铣孔单元固定在二维运动平台上,运动平台为其提供 Z 向运动作为加工进给运动,速度范围 0 ~ 1 000 mm/min。

试验用刀具为四刃硬质合金铣刀,刀具直径 6 mm,硬度 HRC 65。加工试样为多向铺层 C/E 复合材料,厚度 5 mm,其中碳纤维牌号 T300,所占体积比为 60% ±5%。加工试验在干切削条件下进行,采用工业吸尘器吸除切屑。

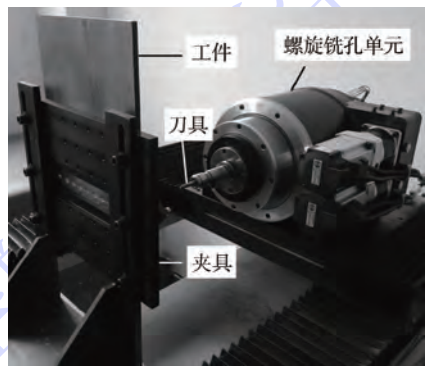


图 4 螺旋铣孔单元

Fig. 4 Helical milling unit

3 结果与分析

3.1 加工参数对切削温度的影响

针对自转转速、公转转速和进给速度分别进行了单因素试验,试验中同一加工参数下重复了 6 次,试验结果如图 5 所示。

由图 5(a)可知,随着自转转速 n 增加,切削温度上升。当自转转速由 3 000 r/min 增加至 5 000 r/min时,切削温度(T)上升较快;自转转速由 5 000 r/min 逐渐增加至 11 000 r/min 时,切削温度小幅度增加。图 5(b)所示为切削温度随公转转速 n_p 的变化趋势,可以看出切削温度受公转转速的影响较小,在220 ~ 250 ℃之间小幅波动。

北航学报 赠阅

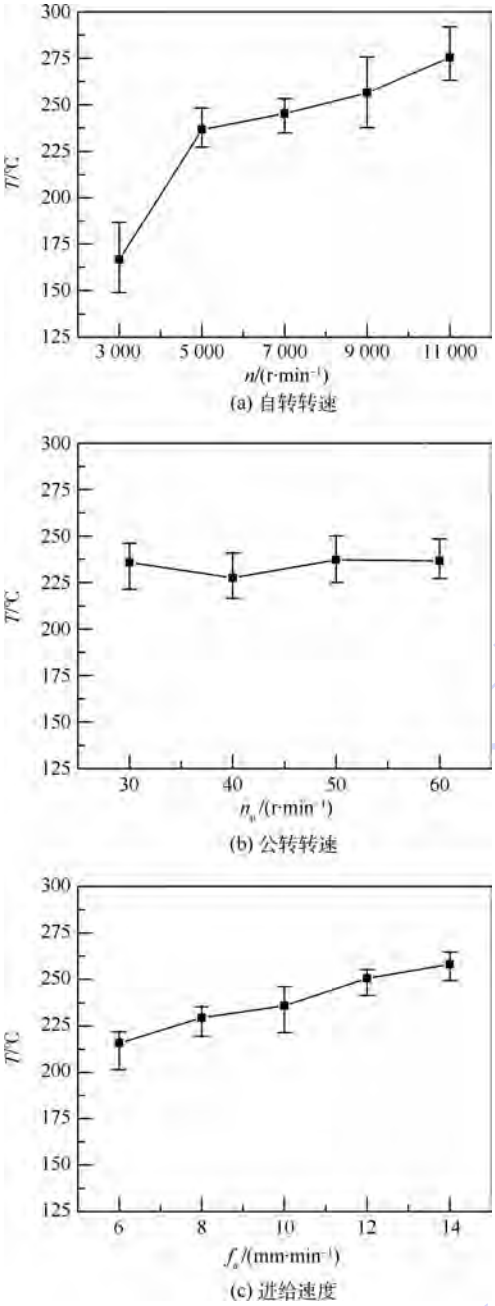


图 5　自转转速、公转转速及进给速度对切削温度的影响

Fig. 5　Effect of spindle speed, orbital speed and feed speed on cutting temperature

图 5(c)所示为进给速度 f_a 对切削温度的影响。进给速度由 6 mm/min 增加到 14 mm/min，切削温度由 216 ℃增加到 258 ℃，在该区间内二者几乎成线性关系。

3.2　未变形切屑分析

C/E 复合材料为各向异性材料，与金属材料有较大的区别，其在切削过程中呈现出的特点与金属也有较大的区别。C/E 复合材料由脆性的碳纤维和韧性的树脂基体构成，二者的强度相差数倍，切削过程可以简化为只对碳纤维的切削[14]。

对 C/E 复合材料切削机理的研究表明，在切削方向与纤维方向成任意角度情况下，碳纤维所受刀具垂直其轴线方向的剪切应力超过剪切强度时，碳纤维断裂[14-16]。

在切削过程中，刀具周刃和端刃的切削层没有塑性变形而只有弹性变形[17-20]。因此，没有因塑性变形而产生的热量。加工形成脆性的粉末状切屑，切屑与前刀面的摩擦作用可以忽略。刀具作用于 C/E 复合材料的作用力主要包括刀具作用于纤维的切断力 F_c 和后刀面与已加工表面的摩擦力 F_f，二者做功将机械能转化为热能，其做功功率即为切削产热功率。切削力做功的产热功率 P 直接影响切削温度，其表达式为

$$P = K_1 F_f v + K_2 F_c v \tag{1}$$

式中：v 为切削速度；K_1 和 K_2 分别为与刀具和加工条件相关的系数。

螺旋铣孔过程中，由于轴向进给速度很小，轴向力做功产生的切削热可忽略不计，周刃切削热主要由切向力做功产生，而端刃切削热主要由切削产生的扭矩做功产生[10]。对于同一规格刀具，螺旋铣孔的切削温度主要由端刃和周刃的切削用量决定。

在切削用量一定的情况下，螺旋铣孔中刀具端刃和周刃的未变形切屑如图 6(a)所示。其中周刃未变形切屑形状为月牙形，其宽度按照正弦规律由零增大到最大值再减小至零，最大值为切向每齿进给量 f_{zt}；高度由零逐渐增加到最大值，最大值为螺旋轨迹导程 a_{pt}，即切削深度。端刃未变形切屑的高度和宽度均保持恒定，宽度 a_{pa} 为切削深度，其值与铣刀半径相等，高度为轴向每齿进给量 f_{za}。当自转转速 n 增大时，周刃切向每齿进给量 f_{zt} 和端刃轴向每齿进给量 f_{za} 均减小，但螺旋进给轨迹并未发生变化。未变形切屑的形状变化情况如图 6(b)所示。与图 6(a)相比，无论周刃还是端刃，每齿进给量都降低，导致切屑厚度减小。当公转转速 n_p 增加时，未变形切屑变化如图 6(c)所示。与图 6(a)相比，螺旋铣进给轨迹形状已经发生变化，螺旋轨迹的导程减小，对于端刃而言，其未变形切屑形状没发生变化；而周刃未变形切屑的宽度 f_{zt} 增加，高度 a_{pt} 减小，二者变化趋势相反，对纤维切断力影响较小。进给速度 f_a 增大时，未变形切屑的形状变化如图 6(d)所示。与图 6(a)相比，螺旋进给轨迹导程增大，周刃和端刃未变形切屑形状均发生了变化。周刃未变形切屑形状由于导程增大而产生高度方向尺寸增加，即切削深度 a_{pt} 增加，端刃未变形切屑形状由

于轴向每齿进给量 f_{za} 增大也产生高度方向尺寸增加,导致未变形切屑体积随进给速度的增加而增加,纤维切断力随之增大[18,20]。

周刃和端刃切削用量的计算式为[7]

$$f_{za}=\frac{f_a}{Nn} \tag{2}$$

$$a_{pa}=\frac{D}{2} \tag{3}$$

$$f_{zt}=\frac{2\pi n_p e}{Nn} \tag{4}$$

$$a_{pt}=\frac{f_a}{n_p} \tag{5}$$

式中:N 为刀具齿数;D 为刀具直径;e 为偏心量。

切削温度是切削过程产生切削热的直观体现,切削热和材料去除量相关。在切削去除材料总量一定(孔径及孔深度确定)时,切削热与材料的去除方式(切屑的形状和大小)相关。刀具刃切削工件材料的总量可由单位时间内切削形成的未变形切屑的表面积衡量,单位时间内切削形成的未变形切屑的表面积设为 S_c,mm^2/s,可由式(6)计算:

$$S_c=\left[\frac{\int_0^{\pi} f_{zt}\sin\theta\mathrm{d}\theta}{\cos\left(\arctan\frac{a_{pt}}{\pi e}\right)}+2\int_0^{\pi}\frac{a_{pt}}{\pi}\cdot\frac{D}{2}\theta\mathrm{d}\theta\right]\frac{n}{60}N+\left[\frac{2\pi\left(\frac{D_{Wz}}{2}\right)^2}{\cos\left(\arctan\frac{f_a/n}{\pi D_{Wz}/2}\right)}+\frac{\pi D f_{za}-\int_0^{\pi} f_{zt}\sin\theta\mathrm{d}\theta}{\cos\left(\arctan\frac{f_a/n}{\pi D_{Wz}}\right)}\right]\frac{n}{60}N \tag{6}$$

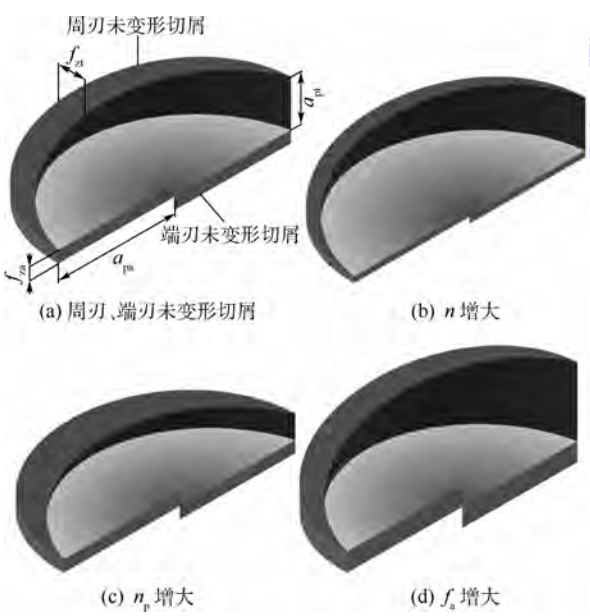


图 6 未变形切屑

Fig. 6 Undeformed chip

计算不同加工参数下 S_c 结果如图 7 所示。由式(1)可知,螺旋铣削自转转速对切削温度的影响需从两个方面分析:其一为切削力,其二为单位时间内切削长度(也就是刀具刀面和加工表面之间相对运动摩擦经过的距离)。

从图 7(a)可知,随着自转转速增加,S_c 同时增大,切削长度增大,摩擦力做功增加。自转转速 n 增加,周刃和端刃的未变形切屑厚度都减小,切断纤维的切削力减小[18,20]。从图 5(a)可知,自转转速增加导致切削温度升高,结合式(1)可得摩擦力做功的增加量大于纤维切断力做功的减小量。当自转转速从 3 000 r/min 上升到 5 000 r/min 时,切削温度升高较快,摩擦形成的热量积累占主导地位;自转转速继续增大时,切削温度虽然持续增加,增加速率较之前变缓,摩擦形成热量积累所占的比例有所降低。

当公转转速 n_p 增加时,S_c 变化较小,如图7(b)所示。纤维切断力和摩擦力做功都没有明显变

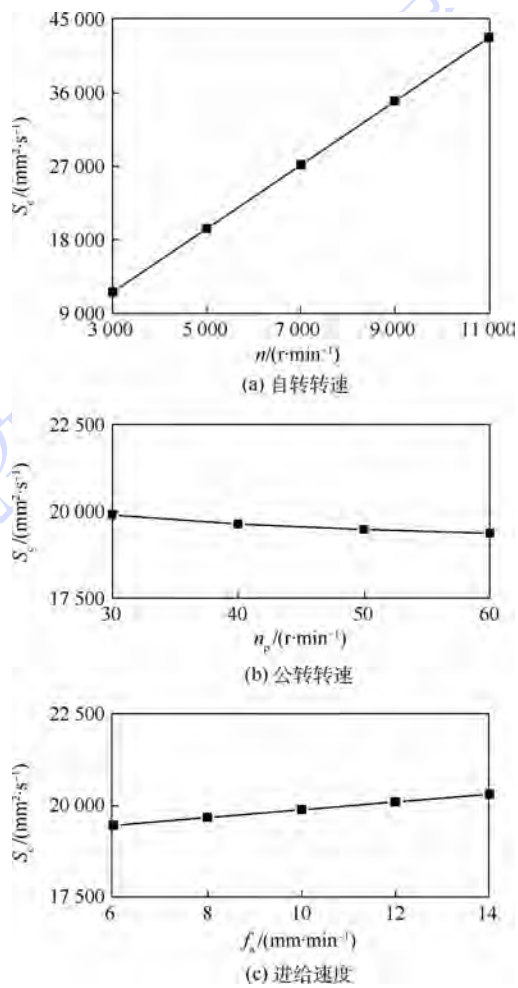


图 7 不同自转转速、公转转速及进给速度下未变形切屑表面积

Fig. 7 Undeformed chip area under different spindle speeds, orbital speeds and feed speeds

北航学报 赠阅

化，这和图 5(b)所示公转转速对切削温度的影响规律一致。

进给速度 f_a 增大时，S_c 增加导致摩擦力增大，如图 7(c)所示，结合式(1)中纤维的切断力 F_c 和后刀面与已加工表面的摩擦力 F_f 都相应增大。在切削速度不变的前提下，刀具做功增加，导致切削温度随进给速度的增加近似线性升高，这揭示了图 5(c)所示切削温度增加的原因。因此，进给速度也是影响螺旋铣孔切削温度的关键因素。

由以上分析可知，采用螺旋铣孔方法对 C/E 复合材料制孔时，S_c 与切削温度之间存在强相关关系。后续对复合材料切削温度的研究中，将从未变形切屑表面积入手建立切削温度的预测模型。

4　结　论

研究了不同加工参数对切削温度的影响规律，从未变形切屑的形状和单位时间内未变形切屑的表面积入手，分析了切削温度形成的原因。

1）随着螺旋铣孔自转转速和进给速度的增加，切削温度升高。公转转速对复合材料螺旋铣孔切削温度的影响不大。其中自转转速是影响螺旋铣孔温度的关键因素。

2）通过分析螺旋铣孔加工运动学特点，计算得到了单位时间内未变形切屑表面积及其受加工参数变化的影响规律。自转转速增大时，单位时间内未变形切屑表面积增大；公转转速增大时，单位时间内未变形切屑表面积变化最小；进给速度增大时，单位时间内未变形切屑表面积增加。

3）采用螺旋铣孔方法对 C/E 复合材料制孔时，单位时间内未变形切屑表面积与切削温度随加工参数的变化趋势联系明显，显示二者之间存在强相关关系。

参考文献（References）

[1] WHINNEM E, LIPCZYNSKI G, ERIKSSON I. Development of orbital drilling for the Boeing 787[C]// Aerospace Manufacturing and Automated Fastening Conference and Exhibition. Warrendale, PA: SAE International, 2008: 811-816.

[2] NI W. Orbital drilling of aerospace materials[C]// AeroTech Congress and Exhibition. Warrendale, PA: SAE International, 2007.

[3] SADEK A, MESHREKI M, ATTIA M H. Characterization and optimization of orbital drilling of woven carbon fiber reinforced epoxy laminates[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2012, 61(1): 123-126.

[4] KOLOOR S S R, ABDUL-LATIF A, GONG X J, et al. Evolution characteristics of delamination damage in CFRP composites under transverse loading[M]// TAMIN M N. Damage and fracture of composite materials and structures. Berlin: Springer, 2012: 17, 45-59.

[5] HINTZE W, HARTMANN D. Modeling of delamination during milling of unidirectional CFRP[J]. Procedia CIRP, 2013, 8: 444-449.

[6] QIN X D, WANG B, WANG G, et al. Delamination analysis of the helical milling of carbon fiber-reinforced plastics by using the artificial neural network model[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(2): 713-719.

[7] DENKENA B, BOEHNKE D, DEGE J H. Helical milling of CFRP-titanium layer compounds[J]. CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology, 2008, 1(2): 64-69.

[8] YASHIRO T, OGAWA T, SASAHARA H. Temperature measurement of cutting tool and machined surface layer in milling of CFRP[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2013, 70: 63-69.

[9] BRINKSMEIER E, FANGMANN S, RENTSCH R. Drilling of composites and resulting surface integrity[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2011, 60(1): 57-60.

[10] LIU J, CHEN G, JI C, et al. An investigation of workpiece temperature variation of helical milling for carbon fiber reinforced plastics (CFRP)[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2014, 86: 89-103.

[11] LIU J, REN C, QIN X, et al. Prediction of heat transfer process in helical milling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 72(5-8): 693-705.

[12] BRINKSMEIER E, FANGMANN S, MEYER I. Orbital drilling kinematics[J]. Production Engineering, 2008, 2(3): 277-283.

[13] DENKENA B. New production technologies in aerospace industry[M]. 5th ed. Hannover: Elsevier, 2014: 137-143.

[14] 张厚江. 碳纤维复合材料(CFRP)钻削加工技术的研究[D]. 北京：北京航空航天大学，1998：23-29.
ZHANG H J. Study on the drilling technology of CFRP[D]. Beijing: Beihang University, 1998: 23-29 (in Chinese).

[15] SAHRAIE J A, BAHR B. An analytical method for predicting cutting forces in orthogonal machining of unidirectional composites[J]. Composites Science and Technology, 2010, 70(16): 2290-2297.

[16] BHATNAGAR N, RAMAKRISHNAN N, NAIK N K, et al. On the machining of fiber reinforced plastic (FRP) composite laminates[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1995, 35(5): 701-716.

[17] 王海艳. 难加工材料螺旋铣孔动力学研究[D]. 天津：天津大学，2012：51-88.
WANG H Y. Study on dynamics in helical milling of difficult-to-cut materials [D]. Tianjin: Tianjin University, 2012: 51-88 (in Chinese).

[18] WANG H Y, QIN X D, LI H, et al. Analysis of cutting forces in helical milling of carbon fiber-reinforced plastics[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2013, 227(1): 62-74.

[19] WANG H Y, QIN X D, REN C Z, et al. Prediction of cutting forces in helical milling process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 58(9-12): 849-859.

[20] WANG H Y, QIN X D. A mechanistic model for cutting force in helical milling of carbon fiber-reinforced polymers[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 82(9): 1485-1494.

作者简介:

谢海龙 男,硕士。主要研究方向:难加工材料高效加工技术。

董志刚 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:难加工材料高效加工技术、精密超精密加工技术。

康仁科 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:超精密与特种加工技术、难加工材料高效加工技术、计算机辅助设计与制造技术。

Chip shape and cutting temperature of helical milling of C/E composites

XIE Hailong, DONG Zhigang, KANG Renke*, YANG Guolin, XU Jun, GUO Dongming

(Key Laboratory for Precision and Non-traditional Machining Technology of Ministry of Education, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Carbon/epoxy (C/E) composites are widely used in manufacture of aircraft structural components because of its excellent properties. It is easy to delaminate and tear when processing C/E composites, and the high cutting temperature is the main cause of defects. As a new hole-machining method, helical milling attracted plenty of attention owning to its advantages in processing C/E composites compared with traditional drilling. The helical milling experiments were performed with specially designed helical milling equipment on C/E composite. A thermal infrared imager is used to measure the cutting temperature after precision calibration using a thermocouple in a constant temperature oven. The effects of the processing parameters on the cutting temperature are analyzed. According to the kinematic principle of helical milling and the cutting principle, the origin and influence factor of temperature are analyzed based on the shape and size of the undeformed chip. The results are helpful in understanding the machining mechanism of helical milling, and determining the reasonable processing parameters of helical milling.

Keywords: helical milling; C/E composites; cutting temperature; undeformed chip; hole-machining

Received: 2016-03-04; **Accepted**: 2016-04-22; **Published online**: 2016-04-27 18:13

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160427.1813.001.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2013AA040104); National Basic Research Program of China (2011CB013201); National Science and Technology Major Project (2016ZX04002005)

* **Corresponding author**. E-mail: kangrk@dlut.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0128

空间立体信息缺失对机械臂遥操作任务的影响

全下文载

唐伟财[1], 陈善广[1,2,*], 肖毅[1], 姜国华[1], 田志强[1]
(1. 中国航天员科研训练中心 人因工程重点实验室, 北京 100094; 2. 中国载人航天工程办公室, 北京 100720)

摘 要: 视觉作为人认知环境的主要信息通道,在空间遥操作任务中有极其重要的作用。本研究面向空间站机械臂遥操作任务,通过对24名被试进行机械臂遥操作模拟平台实验,探索不同程度空间立体信息缺失对机械臂遥操作绩效、脑力负荷、距离感知和情境意识的影响,剖析不同立体信息在遥操作过程中的作用。实验结果表明:局部立体信息对提高遥操作任务完成率、减少撞击操作等指标有重要作用;而全局立体信息更有利于减少机械臂冗余行走距离和限位操作次数;两者对脑力负荷水平的降低有显著影响,而对距离估计偏差和情境意识水平影响不显著。因此,根据不同任务类型选取合适的立体信息补偿,从多个角度完善立体信息的呈现对于保障遥操作任务的顺利进行具有重要意义。

关 键 词: 遥操作; 空间立体信息; 绩效指标; 脑力负荷; 情境意识; 距离感知
中图分类号: V11; R857.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0335-09

当前以空间站机械臂、星球探测器为代表的空间遥操作机器人在国际空间研究中有着越来越广泛的应用,在空间站建设和空间探索等任务中也发挥着至关重要的作用[1-3]。

空间站远程机械臂操作系统主要由航天员在空间站进行控制[4-5]。由于空间位置的限制主操作员主要利用3个视频反馈系统进行调控,包括机械臂上摄像头返回的视频信息和各个场景摄像头返回的视频信息。根据NASA报告结果发现,航天员进行机械臂遥操作时,主要依赖机械臂末端摄像头和场景摄像头获取的视频信息以及机械手上的传感器传回的数据信息进行操作控制[6]。面对复杂多变的太空环境,深度立体信息的补偿很难做到完善。这种传统视频反馈信息获取方式一方面缺少直接的深度维度的视觉信息[7],操作者需要对多个场景信息进行三维重构,极大地加重操作者的认知负荷,增加了操作的难度[8-10];另一方面,当面临多种突发状态如摄像头失效、光照不足等不利于机械臂遥操作的情形,操作员为完成任务仅能依靠有限的空间立体信息进行对接操作。

航天员在轨执行任务时,由于环境的特殊性,即使一个简单失误的危害性也很大[11]。在载人航天飞行过程中,由于信息缺失引发的事故屡见不鲜[12-13]。有调查研究表明,传统的依靠摄像头视频信息进行在轨遥操作极易导致碰撞、机械手空抓等失误事故,甚至对对接成功率也产生了一定的影响[4,10,12]。因此,研究空间立体信息缺失情形下,机械臂遥对接任务各项绩效指标受到的影响,操作员脑力负荷水平的变化以及不同情形下操作员对场景的情境意识水平,对比分析不同空间立体信息缺失对机械臂遥操作的影响作用,

收稿日期: 2016-02-07; **录用日期**: 2016-03-18; **网络出版时间**: 2016-05-09 16:05
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160509.1605.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(71201148,71371174); 人因工程重点实验室自主课题(HF2011-Z-Z-A-01); 中国航天医学工程预先研究项目(2012SY54A1705)
* **通讯作者**: E-mail: shanguang_chen@126.com

引用格式: *唐伟财, 陈善广, 肖毅, 等. 空间立体信息缺失对机械臂遥操作任务的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 335-343. TANG W C, CHEN S G, XIAO Y, et al. Influence of loss of three-dimensional information on manipulator teleoperation mission[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 335-343 (in Chinese).*

为深入剖析空间立体信息对机械臂遥操作的影响作用提供数据和理论支撑,同时也为完善遥操作界面信息显示提供了理论参考,对完善载人航天任务的人因可靠性分析体系有重要意义。

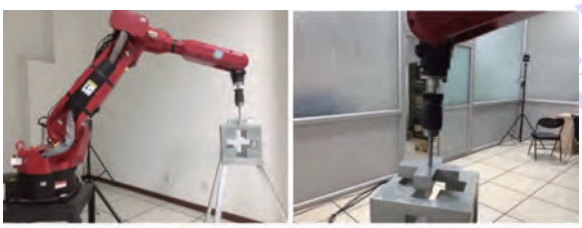
本研究基于机械臂遥操作模拟仿真平台,结合常用的机械臂对接实验任务,通过调整仿真平台上摄像头的布局构建 4 种不同水平的空间立体信息缺失场景,研究在这些场景下遥操作过程中绩效指标、脑力负荷水平、距离感知水平以及情境意识水平的变化趋势。

1 方 法

1.1 实验平台

在 V-REP PRO(EDU 版本)仿真机器人软件平台上,构建机械臂仿真场景,模拟真实机械臂对接任务。软件平台通过 lua 脚本语言进行编程,结合摄像头数量和位置的设置,实现任务和场景的设置,以及实验中相关数据的采集和后台记录。机械臂仿真实验场景是基于实体机械臂对接任务建立的模拟任务平台,图 1 为实体机械臂对接场景。

实验中末端运动速度保持匀速,每次实验难度(表现为初始距离和角度偏差)设置大体均等。实验软件平台在后台以 2.5 Hz 的频率记录操作中的绩效数据。记录的原始数据包括当前时刻末端 6 个自由度上的相对偏差、机械臂 6 个关节的当前角度、左右手手柄 6 个控制方向的实时操作电平值、末端累计运动的距离值、出现的碰撞次数、到达关节限位位置次数、机械臂临近工作区域次数、操作时间等。



(a) 远景图 (b) 近景图

图 1 实体机械臂对接场景

Fig. 1 Docking scenario of physical entity manipulator

1.2 受 试 者

本科以上学历、年龄在 20 ~ 35 岁之间的男性 24 人,右利手,双眼矫正视力 4.8 以上,无色盲,身体健康且没有任何精神病历史。

为保证被试的同质性,被试在培训之前需保证没有接触过相关机械臂模拟操作训练。

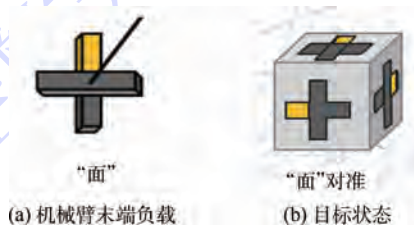
对被试进行统一的机械臂模拟操作培训,且正式实验前需自主操作训练达 10 次以上。

1.3 实验任务

实验的主要任务是在计算机仿真平台上进行机械臂模拟对接操作。

本研究采用了“面”对准的操作任务,通过手柄控制仿真实验场景中机械臂末端上带有颜色标记的十字形载荷(如图 2(a)所示),在机械臂工作可达域内完成对接任务。对接目标是 2 个立方体中的任意一个中的任意一面(每个目标块上各开设了 3 个十字槽,如图 2(b)所示)。每次操作任务,系统会随机选取并用颜色标记本次任务的对接目标;操作者需要在规定时间内(240 s),充分借助摄像头的视频反馈信息,左手操作机械臂平移手柄(莱仕达雷霆 PXN-2103),右手操作机械臂姿态手柄,控制 6 关节 6 自由度机械臂的末端位移和姿态的变化,使末端十字机构以颜色标记相对应的姿态插入选定的对接槽(对接成功条件是平移 3 个维度相对偏差都小于 0.008 m,姿态 3 个维度偏差都小于 2°)。

在受试者操作手柄控制机械臂执行本实验设定的对接任务时,实际上经过 3 个操作阶段:第 1 阶段即操作机械臂使对接目标面出现在机械臂末端摄像头的视野中;第 2 阶段主要依靠摄像机图像调整末端十字负载的位置和姿态,使与目标对接槽基本对准;第 3 阶段即精准、无故障地完成精细对接任务。



(a) 机械臂末端负载 (b) 目标状态

图 2 任务目标和负载

Fig. 2 Mission objectives and mission load

1.4 实验设计

1.4.1 实验因素及水平

本研究通过对被试的筛选、被试实验顺序的平衡控制[14]以及充分的训练排除被试新老手问题的影响、被试性格情绪的影响、实验难度的影响、疲劳效应的影响、学习效应的影响以及其他环境因素的影响;针对空间立体信息缺失一个因素,其中包含 4 个水平(以下以 A、B、C、D 代替),需要有 3 种位置的摄像头:大全局摄像头(见图 3(a))、末端摄像头(见图 3(b))、外部近景摄像头(见图 3(c))。每个水平下被试重复操作实验 5 次。

1) 水平 A:立体信息完全缺失,1 个末端摄像头。

2) 水平 B:局部立体信息缺失(全局信息补偿),1 个末端摄像头 +1 个大全局摄像头。

3) 水平 C:全局立体信息缺失(局部信息补偿),1 个末端摄像头 +1 个外部近景摄像头。

4) 水平 D:立体信息基本完整(全局 + 局部信息补偿),1 个末端摄像头 +1 个大全局摄像头 +1 个外部近景摄像头。

实验为组内设计,为避免学习效应以及其他因素的影响,将 24 名被试随机分为 4 组,并采用拉丁方平衡设计安排 4 组被试 4 种水平的实验顺序[14]。

实验的因变量包括有立体信息 4 种缺失水平条件下的模拟平台程序直接获取的绩效指标、距离估计偏差数据、情境意识数据(问卷调查获取)和脑力负荷数据(NASA-TLX 问卷调查获取)。

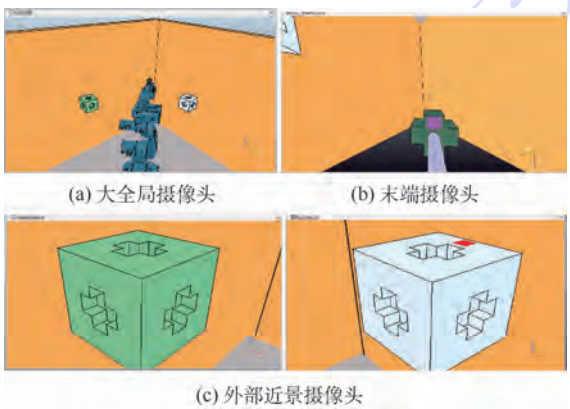


图 3　摄像头布局

Fig. 3　Camera layout

1.4.2　实验流程

实验主要分成 2 个部分:第 1 部分先对被试进行机械臂操作技能培训;第 2 部分为正式的模拟平台操作实验。

技能培训部分主要分成 3 个部分。第 1 部分主要对被试进行机械臂相关知识的介绍,包括机械臂的各类参数、实验任务完成条件以及机械臂操作过程中容易出现的事故和常见的错误操作介绍,同时还包括各个摄像头界面的摄像头位置、坐标系间的关系、各个界面信息的主要用途的介绍。第 2 部分主要对机械臂的操作方法进行介绍;被试左手控制手柄实现对机械臂末端上下、前后、左右 3 个自由度的控制,右手控制手柄实现对机械臂前后俯仰、左右偏航、顺时针逆时针滚转 3 个自由度姿态的控制;对被试进行同一种对接策略的讲解培训,并给予示范。第 3 部分为被试的实践操作,每人操作 10 次以上。图 4 为被试在进行模拟操作训练。

正式实验在培训后 1 ~ 3 d 内进行,被试在 4 种不同空间立体信息水平下进行实验操作,每种水平操作 5 次。每个水平结束后被试填写情境意识调查问卷和脑力负荷调查问卷。

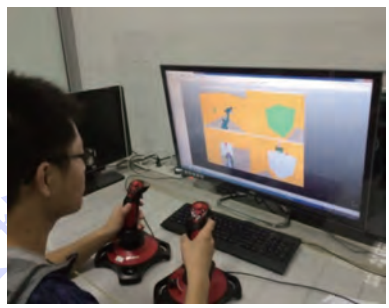


图 4　被试进行模拟操作训练场景

Fig. 4　Simulated subject operation training scenario

1.5　数据采集

1.5.1　绩效数据采集

针对航天员在轨进行机械臂作业,NASA 为保障操作的顺利进行为航天员制定了详细的训练计划,同时也制定了详细的操作技能评估指标。根据 NASA 通用机器人训练技能评估标准[4],结合航天员中心薛书骐等梳理并经过实验筛选出的 11 项绩效指标,结合任务的特性对 10 项绩效指标(见表 1)进行统计分析。

表 1　绩效指标

Table 1　Performance indicators

绩效指标	描述
对接成功与否	是否在规定时间完成对接
多轴操作效率	多轴操作的持续时间占的百分率
任务完成时间	完成时间或失败时间
末端“行走”的多余距离	机械臂的最终行走距离减去初始距离偏差
位置偏差	机械臂负载与目标的最终距离偏差
角度偏差	机械臂负载与目标的最终角度偏差
错误操作次数	向一个方向操纵了手柄,随即发现该方向错误,于是改向相反方向操作
对接碰撞次数	与目标物碰撞的次数
关节限位次数	任一关节到达限位角度极限的次数
临近工作空间次数(close 次数)	机械臂末端或关节过于靠近工作区域边缘的次数

1.5.2　距离感知水平评估数据

为了得到被试在不同立体信息水平下对距离的估计偏差,在操作过程中,要求被试在机械臂末端距离目标对接面 0.1 m 和 0.01 m 的位置报告

主试,主试做出标记(时间)。根据记录的时间点统计被试在每次报告时末端距离目标对接面的实际距离,计算距离估计的绝对偏差即作为被试距离感知水平的评估指标。

1.5.3 NASA-TLX 问卷数据

NASA-TLX[15-16]问卷从心理需求、体力需求、时间需求、作业业绩、努力程度和挫折水平 6 个维度对被试的脑力负荷进行评估,包括 2 个过程:

1)被试根据自己在操作过程中的主观感受,分别在 6 个维度的评分尺度线上进行打分。

2)采用两两比较的方法,将 6 个维度两两配对组成 15 个子对,要求被试选出每个对子中对自身脑力负荷水平要求更高的维度,根据每一维度被选中的次数(0 ~ 5)确定该维度在脑力负荷评价中的权重。分别统计每个维度的评分值,最终取 6 个维度的加权平均值即为总的脑力负荷水平。

1.5.4 情境意识指标数据

通过情境意识评定技术(Situational Awareness Rating Technique,SART)标准情境意识调查问卷表(共 10 个条目)对被试进行情境意识水平调查,包括被试在实验中感觉到的情境的稳定性、情境的变化性、情境的复杂度、信息的数量、信息的质量和对情境的熟悉程度,以及被试操作过程中的唤醒水平、剩余心理资源、注意集中程度、注意分配水平。被试分别对每个条目进行 1 ~ 7 分从低到高级别的打分[17]。

2 结 果

2.1 绩效指标的相关性分析

为明确遥操作各项指标之间的关系,深入挖掘对遥操作对接成功率以及对接时间产生主要影响的对接过程指标,通过提高相应的对接过程指标水平从而逐渐提高对接成功率,减少对接时间消耗,为航天员遥操作训练提供了理论参考。

绩效指标之间的相关关系如表 2 所示。成功率与碰撞次数、限位次数、平均操作时间、错误操作、多余行走距离、多轴操作、位置偏差和角度偏差都有显著的相关关系;碰撞次数与多余行走距离、多轴操作效率、close 次数、角度偏差显著相关;平均操作时间与错误操作、多余行走距离、限位次数、多轴操作效率、位置偏差和角度偏差显著相关;限位次数、错误操作次数与位置偏差、角度偏差有显著相关关系;多余行走距离和错误操作、close 次数、位置偏差和角度偏差显著相关;close 次数和多轴操作显著相关。

表 2 绩效相关性分析结果

Table 2 Correlation analysis results of performance indicators

相关系数	碰撞次数	限位次数	平均操作时间	错误操作次数	多余行走距离	多轴操作效率	close 次数	位置偏差	角度偏差
成功率	-0.195(0.057)	-0.394**	-0.702**	-0.536**	-0.425**	0.179(0.081)	-0.075	-0.568**	-0.730**
碰撞次数	—	-0.046	0.164	0.144	0.250*	0.217*	0.290**	0.053	0.263**
限位次数		—	0.338**	0.117	0.168	0.007	0.030	0.314**	0.390**
平均操作时间			—	0.499**	0.468**	-0.380**	0.094	0.386**	0.512**
错误操作次数				—	0.563**	-0.022	0.094	0.338**	0.455**
多余行走距离					—	0.170	0.266**	0.207*	0.293**
多轴操作效率						—	0.265**	-0.158	-0.145
close 次数							—	0.026	0.010
位置偏差								—	0.655**

注:* 代表 $0.01 < P < 0.05$,** 代表 $P < 0.01$,P 为显著性概率值,括弧内为边缘显著性 P 值,下同。

2.2 空间立体信息 4 种缺失水平对绩效的影响

对 4 种空间立体信息水平下被试的绩效成绩进行方差统计分析发现,空间立体信息对提高对接成功率(统计量 $F = 5.292$,$P = 0.002$)、减少碰撞次数($F = 3.576$,$P = 0.035$)、位置偏差($F = 2.674$,$P = 0.054$)以及角度偏差($F = 5.642$,$P = 0.002$)的影响作用较为显著,对其余指标没有显著性影响。A、B、C、D 4 种水平绩效统计结果如图 5 所示。

A、B、C、D 4 种水平绩效成对比较分析结果如表 3 所示。

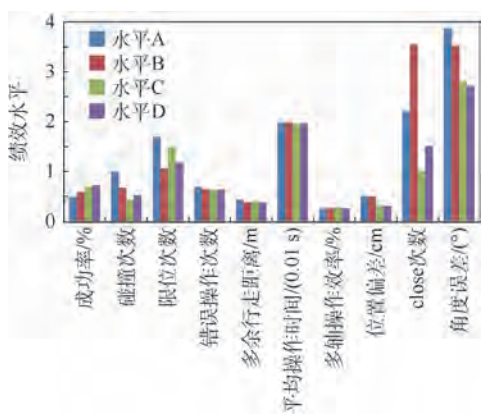


图 5 4 种水平绩效均值图

Fig. 5 Mean chart of performance at four levels

表 3　4 种水平绩效成对比较结果

Table 3　Paired comparison results of performance at four levels

均值差	A-B	A-C	A-D	B-C	B-D	C-D
成功率/%	-0.100(0.076)	-0.200*	-0.225*	-0.100	-0.125(0.053)	-0.025
碰撞次数	0.325(0.057)	0.558**	0.467*	0.233	0.142	-0.092
限位次数	0.642	0.225	0.525	-0.417	-0.117	0.300
平均操作时间/s	-0.810	2.425	2.082	3.235	2.892	-0.343
错误操作次数	4.358	6.375	5.117	2.017	0.758	-1.258
多余行走距离/m	0.055	0.034	0.059	-0.022	0.003	0.025
多轴操作效率/%	-0.004	-0.024	0.000	-0.010	0.004	0.014
close 次数	-1.333	1.208	0.708	2.542*	2.042(0.058)	-0.500
位置偏差/m	0.001	0.002(0.061)	0.002*	0.001	0.002	0.000
角度偏差/(°)	0.344	1.059**	1.156**	0.715(0.092)	0.811*	0.096

局部信息缺失对比分析结果发现(A-C、B-D):成功率显著降低,碰撞次数显著提高,角度偏差显著增大,close 次数明显增多;而平均操作时间、错误操作次数有所增加但不显著。

全局信息缺失对比分析结果发现(A-B、C-D):成功率有所降低,限位次数、多余行走距离和角度偏差都有所增加。除此之外,close 次数反而有所增加。

局部信息缺失相比全局信息缺失而言(B-C),close 次数和角度偏差明显增多,但是限位次数有所减少。而立体信息完全缺失和空间立体信息完整水平相比(A-D),对接成功率显著降低,碰撞次数、位置偏差、角度偏差显著提高,限位次数也有所增多。

2.3　空间立体信息 4 种缺失水平对脑力负荷的影响

4 种空间立体信息缺失水平下 NASA-TLX 问卷调查方差统计结果如图 6 所示,4 种水平具有显著性差异($F=5.425$,$P=0.005$)。

4 种水平的 NASA-TLX 问卷水平成对比较结果如表 4 所示。

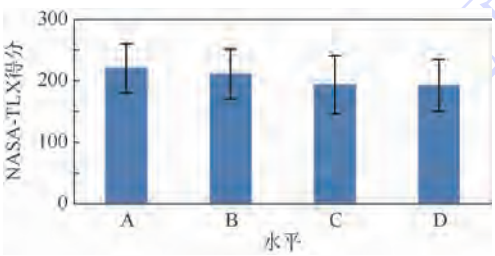


图 6　4 种水平脑力负荷均值-标准差图

Fig. 6　Mean-standard deviation chart of mental workload at four levels

表 4　4 种水平脑力负荷成对比较结果

Table 4　Paired comparison results of mental workload at four levels

信息水平	A-B	A-C	A-D	B-C	B-D	C-D
均值	9.504	26.879*	28.337*	17.375*	18.833*	1.458

很显然,不同的空间立体信息水平下,脑力负荷差异变化明显;立体信息的补偿水平由完全缺失(A 水平)—全局补偿(B 水平)—局部补偿(C 水平)—全局 + 局部补偿(D 水平),脑力负荷水平逐级下降。C 水平和 D 水平相对于 A、B 水平都有显著性下降。

2.4　空间立体信息 4 种缺失水平对距离感知的影响

对 4 种空间立体信息缺失水平下距离估计偏差进行方差统计分析,结果没有显著性差异,结果如图 7 所示。

对于 1 cm 距离估计,4 种水平虽然没有表现出显著性的差异,但是从均值直方图和分布图(见图 8)可以看出全局信息和局部信息的补偿对于距离的估计都有比较明显的促进作用。而对 10 cm 的估计,4 种水平没有表现出明显的变化趋势。

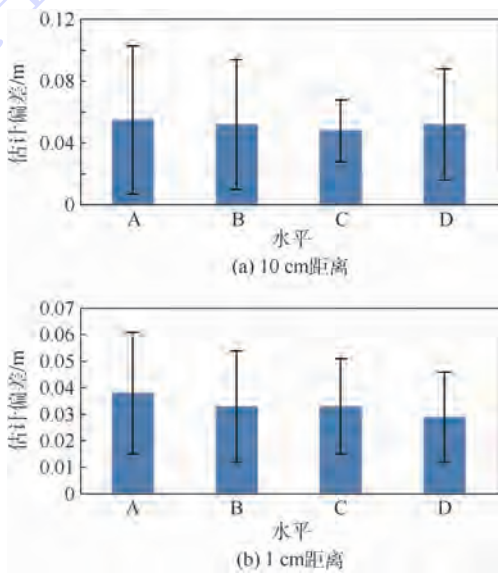


图 7　4 种水平距离估计偏差均值-标准差图

Fig. 7　Mean-standard deviation chart of distance estimation error at four levels

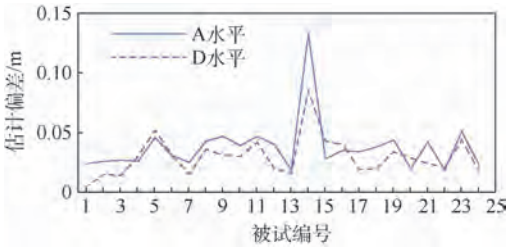


图 8 水平 A、D 1 cm 距离估计偏差曲线

Fig. 8 1 cm-distance estimation error curves of A and D levels

2.5 空间立体信息 4 种缺失水平对情境意识的影响

对空间立体信息 4 种缺失水平下情境意识水平各个条目进行方差统计分析(见图 9),结果没有显著变化。

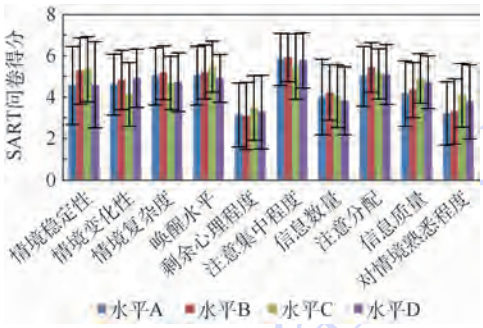


图 9 4 种水平情境意识均值-标准差图

Fig. 9 Mean-standard deviation chart of situation awareness at four levels

3 讨 论

3.1 绩效指标之间的关联

从各项绩效指标的相关性分析结果中可以看出,作为反应最终绩效水平的对接成功率、对接时间与对接过程指标有着显著的联系,而过程指标之间也存在许多内在的关联。

错误操作和限位次数以及多余行走距离是影响机械臂遥对接成功概率的关键,而位置、角度偏差也直接关系到对接是否成功,与对接成功率有着显著的联系;错误操作、限位次数、多余行走距离和多轴操作对对接的时间有直接的影响,错误操作次数和限位次数越多、行走的冗余距离越长、多轴操作效率越小,对接完成时间则越长;在发生碰撞事故的同时临近工作区域(close)的事故也同样多发,而多轴操作与这 2 项事故也有显著的相关关系,说明多轴操作越频繁,越容易导致碰撞事故和 close 事故发生,同时 2 种事故的发生也使得冗余操作增加,从而提高对接过程中机械臂的“行走”距离;对于位置偏差和角度偏差,基本和各项绩效指标都有很强的相关关系(除了多轴操作和 close 次数指标),说明位置和角度偏差越大,越容易引发碰撞、限位等事故,同时也不可避免地增加了操作的时间和冗余行走距离;此外,偏差大小与错误操作也存在显著性的关联。

3.2 空间立体信息缺失对绩效指标的影响

相比全局信息,局部信息对提高对接遥操作的成功率、减少对接过程中 close 次数、减少对接后期精确对接阶段的碰撞次数和角度偏差有更加显著的功效;而全局信息的补偿,对减少对接过程中由于空间信息不足带来的关节限位次数和多余行走距离有更加明显的效果。一方面,局部立体信息弥补了末端摄像头中缺失的深度信息,为精细对接阶段提供了有效的视觉线索,减少了后期精细对接过程中容易出现的碰撞事故,有效降低了对接的角度偏差,从而提高对接成功率;其次,局部摄像头的增加,为被试提供了机械臂末端与对接目标之间相对位置信息,通过末端与目标的相对位置信息可以判断末端与工作区域(墙壁、天花板)之间的相对位置关系,进而能够有效减少对接过程中的 close 次数。而全局信息在机械臂遥对接过程中的主要作用是为被试提供机械臂的姿态信息以及机械臂与大全局之间的相对位置关系,对路径的规划[18]、冗余行走距离的减少有积极的作用,且被试通过获取的机械臂姿态信息能够比较直观地观察到机械臂各个关节的角度变化,对减少关节限位操作起到积极的效果;而大全局的相对位置信息,信息比较全相对则不够精确,对被试判断机械臂与环境之间的位置关系有时带来负面的效果,从而造成 close 次数不降反升的情况。

由于关节限位操作以及机械臂多余行走距离与对接任务的操作时间呈显著正相关关系,因此,全局信息补偿能够有效减少限位操作和冗余距离的同时,也缩短了这些冗余操作带来的时间,对于减少在轨能量消耗起到非常重要的作用。而局部立体信息的主要功能更倾向于减少遥操作过程中事故的发生,提高遥对接任务的对接成功率。

3.3 空间立体信息缺失对脑力负荷水平、情境意识水平以及距离感知水平的影响

空间立体信息缺失水平下,可视化信息相对于具有完整空间立体信息水平下大量减少,空间信息大量缺失,摄像头界面缩减,被试能够利用的视觉信息大量减少,其造成对接过程的脑力负荷水平显著提高,进一步说明了机械臂遥操作过程中空间立体信息的重要性。而 A-C、A-D、B-D、B-C 之间的显著性差异以及 4 种水平的脑力负荷下

降趋势可以看出,相比全局立体信息,局部立体信息的补偿对脑力负荷的降低更有效果。在实验中发现,在进行遥对接操作时,大部分被试在对接的第 1 阶段和第 2 阶段所用的时间只占最终时间的一半不到,而大部分时间花费在最后的精细对接阶段。一方面,被试需要时刻观察末端与目标之间的相对位置,避免发生碰撞事故;另一方面,被试需要根据有限的视觉信息判断末端与目标之间的角度关系,判断是否达到平行以满足对接成功的精度要求,而这一部分要求被试反复的对比末端与目标的相对位置信息、反复调节末端的姿态。因此,最后阶段的视觉信息至关重要。而局部信息作为一种空间立体信息补偿,为精细对接阶段提供了有效的深度信息,为被试的对接操作提供信息的同时也增强了被试的信心,降低被试受挫感,从而更加有效地降低对接过程的脑力负荷水平。唐志勇和张力在核电站信息显示界面的研究中也指出信息的不足对操作员的心理负荷有较大的影响[19]。

空间立体信息 4 种缺失水平下,情境意识水平没有比较显著的变化。在水平 A 空间信息缺失严重的场景下,场景信息简单,被试对场景中的信息的理解比较充分,对情境变化水平把握较好;而对于如 D 这样的空间信息比较完整,有 3 个可用摄像头信息,且每个摄像头的视角、坐标系不同,被试面对同时呈现的 3 个场景信息,要对每个场景信息进行深入的理解以及将各个场景信息进行融会贯通,仅仅通过短时间的训练和操作是无法达到的,因此,在这种水平下,被试对于情境变化的认知、注意资源的分配等方面的负荷相对水平 A 而言可能更高,情境意识水平得分反而可能降低,因此表现出在空间立体信息比较完整的情形下,情境意识水平相对没有显著的提高。在核电站的相关研究中也有类似发现,核电站数字化显示相比传统界面信息更加完整,但是也极容易导致操作员注意分配负荷增加、情境意识丧失等影响[20]。

局部立体信息补偿和全局立体信息补偿对于短距离(1 cm)的估计都有一定的促进作用,与实验预期基本符合。而局部信息补偿后距离估计偏差方差更小,说明局部信息补偿效果更加的稳定。对于长距离而言,实验中局部立体信息和全局立体信息的补偿并不能很好的减小距离估计偏差,说明通过简单的补偿视觉方面的立体信息,并不能有效的提高长距离估计精度。结合实际的操作经验,长距离估计更多地依靠参照物信息(地表理论)或者实时的数据反馈[12,21]。而对于在轨遥操作任务,太空环境下舱内环境的参照物之间的距离较短,而舱外环境下的参照物之间的距离过大,参照物距离梯度出现中断,缺少中间长度距离的参照过渡,因此仅仅依靠参照物进行长距离的估计显然不能达到目的[21]。目前实时距离数据信息反馈对于降低长距离估计偏差有着重要的作用。

4　结　论

局部立体信息和全局立体信息对绩效水平和情境意识水平的提高都有一定的促进作用,都能有效地降低机械臂遥对接过程的脑力负荷水平,对于短距离(1 cm)的估计都有一定的促进作用。相比局部立体信息,全局立体信息对减少对接过程中由于空间信息不足带来的关节限位次数和多余行走距离有更加明显的效果,同时也有效缩短了耗费在这些冗余操作上的时间,对于减少在轨能量消耗起到非常重要的作用。而相比全局立体信息:

1)局部立体信息对提高对接遥操作的成功率,减少对接过程中 close 次数,减少对接后期精细对接阶段的碰撞次数和角度偏差有显著作用。

2)局部立体信息对脑力负荷的降低效果更加显著。

3)局部立体信息补偿下,短距离估计偏差方差更小,局部信息对短距离估计的补偿效果更加稳定。此外,实时距离数据信息反馈对于降低长距离估计偏差有着重要的不可替代的作用。

因此,根据不同的机械臂遥操作任务,有针对性地进行空间立体信息补偿,从不同角度完善立体信息补偿的效果,有利于提高操作员信息获取、整合、加工的效率。对于精度要求较高的操作任务,如精细对接任务、抓取任务等,加强局部立体信息的补偿对提高任务的完成质量、降低航天员的操作负荷有重要作用;而对于大范围的搬运、转移任务,如运送航天员作业、监测检查舱外设备等任务,提高全局立体信息的质量对于减少事故的发生、降低任务的完成时间、减少能量消耗有更加显著的意义。

参考文献(References)

[1] 薛书骐,姜国华,田志强,等. 空间遥操作任务中显控界面关键技术研究进展[J]. 载人航天,2014,20(5):497-502.
XUE S Q, JIANG G H, TIAN Z Q, et al. Progress of the key technologies in human-computer interface in space teleoperation

[J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(5): 497-502(in Chinese).

[2] MONFERRER A, BONYUET D. Cooperative robot teleoperation through virtual reality interfaces[C]// Proceedings of 6 th International Conference on Information Visualisation, 2002. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 243-248.

[3] YOU S, WANG T, EAGLESON R, et al. A low-cost internet-based telerobotic system for access to remote laboratories[J]. Artificial Intelligence in Engineering, 2001, 15(3): 265-279.

[4] FORMAN R E. Objective performance metrics for improved space telerobotics training[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2011: 51-52.

[5] 陈善广,王春慧,陈晓萍,等. 长期空间飞行中人的作业能力变化特性研究[J]. 航天医学与医学工程, 2015, 28(1): 1-10.
CHEN S G, WANG C H, CHEN X P, et al. Study on changes of human performance capabilities in long-duration spaceflight [J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2015, 28(1): 1-10(in Chinese).

[6] LAPOINTE J F, DUPUIS E, HARTMAN L, et al. An analysis of low-earth orbit space operations[C]// Proceedings of the Joint Association of Canadian Ergonomists/Applied Ergonomics Conference. Ottawa: NRC, 2002: 1-5.

[7] WOODS D D, TITTLE J, FEIL M, et al. Envisioning human-robot coordination in future operations[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews, 2004, 34(2): 210-218.

[8] LAMB P, OWEN D. Human performance in space telerobotic manipulation[C]// Proceedings of the ACM Symposium on Virtual Reality Software and Technology. New York: ACM, 2005: 31-37.

[9] DEJONG B P, COLGATE J E, PESHKIN M A. Improving teleoperation: Reducing mental rotations and translations[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004 (ICRA'04). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 4: 3708-3714.

[10] MENCHACA-BRANDAN M A, LIU A M, OMAN C M, et al. Influence of perspective-taking and mental rotation abilities in space teleoperation[C]// Proceedings of the ACM/IEEE International Conference on Human-Robot Interaction. New York: ACM, 2007: 271-278.

[11] 陈善广,姜国华,王春慧. 航天人因工程研究进展[J]. 载人航天, 2015, 21(2): 95-105.
CHEN S G, JIANG G H, WANG C H. Advancement in space human factors engineering[J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(2): 95-105(in Chinese).

[12] 霍尔 R D, 谢勒 D J. 联盟号飞船[M]. 周晓飞,张柏楠,尚志,等,译. 北京: 中国宇航出版社, 2006: 336-338.
HALL R D, SHAYLER D J. Soyuz spacecraft[M]. ZHOU X F, ZHANG B N, SHANG Z, et al, translated. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2006: 336-338(in Chinese).

[13] 周前祥. 载人航天中人的可靠性问题及研究进展[J]. 中国航天, 2000(12): 34-38.
ZHOU Q X. Reliability research of human in manned spaceflight[J]. Aerospace China, 2000(12): 34-38(in Chinese).

[14] 郭秀艳. 实验心理学[M]. 2版. 北京: 人民卫生出版社, 2013: 49-54.
GUO X Y. Experimental psychology[M]. 2nd ed. Beijing: People's Medical Publishing House, 2013: 49-54(in Chinese).

[15] RUBIO S, DIAZ E, MARTIN J, et al. Evaluation of subjective mental workload: A comparison of SWAT, NASA-TLX, and workload profile methods[J]. Applied Psychology, 2004, 53(1): 61-86.

[16] 肖元梅. 脑力劳动者脑力负荷评价及其应用研究[D]. 成都: 四川大学, 2005.
XIAO Y M. Study on evaluation and its application of mental worker's mental workload[D]. Chengdu: Sichuan University, 2005(in Chinese).

[17] ENDSLEY M R, GARLAND D J. Situation awareness analysis and measurement[M]. Boca Raton: CRC Press, 2000: 203-223.

[18] 侯建. 月球车立体视觉与视觉导航方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
HOU J. Research on stereo vision and visual navigation for a lunar rover[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007(in Chinese).

[19] 唐志勇,张力. 数字化控制系统中操纵员心理负荷及其影响因素分析[J]. 价值工程, 2008, 23(5): 53-56.
TANG Z Y, ZHANG L. Analysis of operators' mental workload and its influencing factors in digitalization control system[J]. Value Engineering, 2008, 23(5): 53-56(in Chinese).

[20] 李鹏程,张力,戴立操,等. 核电厂数字化人-机界面特征对人因失误的影响研究[J]. 核动力工程, 2011, 32(1): 48-52.
LI P C, ZHANG L, DAI L C, et al. Effects of digital human-machine interface characteristics on human error in nuclear power plants[J]. Nuclear Power Engineering, 2011, 32(1): 48-52(in Chinese).

[21] 邓成龙. 视觉注意影响距离感知[D]. 上海: 华东师范大学, 2014.
DENG C L. Visual attention can affect perceived distance[D]. Shanghai: East China Normal University, 2014(in Chinese).

作者简介:

唐伟财 男,硕士研究生。主要研究方向:航天人因可靠性。

陈善广 男,博士,研究员,博士生导师,中国载人航天工程副总设计师,国际宇航科学院院士。主要研究方向:航天人因工程。

Influence of loss of three-dimensional information on manipulator teleoperation mission

TANG Weicai[1], CHEN Shanguang[1,2,*], XIAO Yi[1], JIANG Guohua[1], TIAN Zhiqiang[1]

(1. National Key Laboratory of Human Factors Engineering, China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China;
2. China Manned Space Agency, Beijing 100720, China)

Abstract: As the main information channel via that human cognitive environment, visual information plays an extremely important role in the space teleoperation mission. Aimed at the future station robotics teleoperation mission, twenty four subjects were recruited to finish the simulation task, so as to investigate the effect of different extent of three-dimensional information loss on human performance, mental workload, distance perception and situation awareness, and to study the role of spatial information in teleoperation. The results show that the local stereo information plays an important role in improving the completion rate and reducing collision of the teleoperation mission; the global spatial information are more advantageous to reduce redundant flying distance and the times of limit operation; both the two kinds of information have a significant influence on reducing mental load level, but have few effect on distance estimation error and situation awareness level. Therefore, it is important to select the suitable stereo information compensation type according to the tasks and to optimize the stereo information display with various methods for completing teleoperation task smoothly.

Keywords: teleoperation; three-dimensional information; performance indicators; mental workload; situation awareness; distance perception

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-07; **Accepted**: 2016-03-18; **Published online**: 2016-05-09 16:05

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160509.1605.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71201148,71371174); National Key Laboratory Project of Human Factors Engineering (HF2011-Z-Z-A-01); Advanced Space Medico-Engineer Research Project of China (2012SY54A1705)

* **Corresponding author**. E-mail: shanguang_chen@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0135

全下文载

TBM 液压管道抗振结构设计方法

宁海辉[1], 张怀亮[1,2,*], 瞿维[1], 彭欢[1]

(1. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083; 2. 中南大学 高性能复杂制造国家重点实验室, 长沙 410083)

摘 要: 针对硬岩掘进机工作过程中产生的强烈振动影响管道的工作性能的问题,建立了基础振动下两端固定支撑输流管道横向振动的数学模型,运用 Galerkin 方法和等效弯矩法对管道最大应力进行了数值求解,并且用实验证实了数学模型的正确性。研究了基础振动参数对管道最大应力的影响规律,并根据最大应力判据条件得到了不同基础振动参数下管道工作的正常-失效区域,制定了以流量-压力-强振动参数为依据的管道抗振结构设计方法。结果表明:基础振动会引起液压管道应力剧增而导致其工作失效,新的设计方法能有效改善强振动环境下管道的工作性能。

关 键 词: 基础振动; 液压管道; 应力分析; 抗振结构; 设计方法
中图分类号: TH113
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0344-08

全断面硬岩掘进机(Tunnel Boring Machine, TBM)是在恶劣环境中进行掘进作业的大型隧道挖掘设备,在工作过程中,岩石破碎所产生的强烈振动、隧道爆破带来的振动、TBM 的自激振动及其他原因引起的振动,使得掘进机上的液压系统工作在强振动的恶劣工况下[1-2],液压管道是液压系统的重要元件,为保证掘进过程中的安全和效率,要求液压管道具有良好的稳定性和可靠性,而传统依据流量-压力设计的管道由于没有考虑强振动环境的影响,在振动位移过大而导致大的循环应力的情况下,极易出现疲劳破坏,因此,需考虑基础振动的影响,对管道应力进行分析,进而制定 TBM 液压管道抗振结构设计方法,指导强振动环境下的管道设计和安装。

管道应力研究方面,吴晓南等[3]对压力测试环境下的输气管道进行了应力分析,研究了管道应力的分布及其敏感截面位置。Xia 等[4]分析了因地质灾害而出现悬浮的管道在不同长度时的应力分布。Xiao 等[5]建立了热油管道应力分析模型,分析了压力的变化对管道应力的影响。但上述研究都只是静态应力分析,忽略了基础振动的影响,而对工作在振动环境下的管道,管道在各时间点的振动形态都不一样,仅求出管道静态应力的分布和最大应力点,不能全面反映管道整个运行过程中的应力幅值及易发生破坏的位置。

管道设计研究方面,耿艳辉和詹晨菲[6]对大长液压管道的特殊设计进行了探讨,提出了内径和厚度的设计方法,并对管道耐压进行了校核计算。朱博[7]在管道通径的选择计算、布管原则及装配等方面进行了分析。Svedeman 和 Arnold[8]改进了冲蚀与腐蚀运行环境下多相流管道设计准则。美国动力管道标准[9]规定了不同温度范围下不同材料和类型的管道的许用应力值。但现有文献都只给出了管道失效的判据条件,没有进一步给出不同工况和载荷下管道结构参数设计的具体方法和步骤,也没有考虑基础振动对管道的影响。

收稿日期: 2016-02-23; **录用日期**: 2016-05-13; **网络出版时间**: 2016-06-15 16:50
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1650.002.html
基金项目: 国家"973"计划 (2013CB035404)
* **通讯作者**: Email: zhl2001@csu.edu.cn

引用格式: 宁海辉, 张怀亮, 瞿维, 等. TBM 液压管道抗振结构设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 344-351.
NING H H, ZHANG H L, QU W, et al. Design method of anti-vibration structure for TBM hydraulic pipe[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 344-351 (in Chinese).

针对传统液压管道设计是根据流量和压力选择内径和厚度,仅靠经验选择管道固支间距的局限性,本文基于应力分析提出以流量-压力-强振动为依据的 TBM 抗振结构设计方法,保证基础振动下的管道工作正常可靠,能为在强振动环境下工作的 TBM 管道抗振结构设计提供一定的指导。

1　横向振动下输液管道数学模型

截取掘进机上一段两端固定支撑的输液管道,不考虑相邻的固支管道对它产生的影响,输液管道模型简化为图 1 所示。

两端固定在 TBM 支座上的黏弹性液压管道[10],其支座在简谐激励 $W=N_1\sin(\omega t)$ 的作用下上下振动,N_1 为基础振动的幅值,ω 为基础振动的频率。

输液管道的横向变形会引起管道在轴向方向的拉伸,导致管道产生附加轴向力[11],根据牛顿定理和达朗伯原理,可得两端固支的输液管道在横向(y 方向)基础振动下的运动微分方程为

$$\left(1+a\frac{\partial}{\partial t}\right)EI\frac{\partial^4 y}{\partial x^4}+\left[MU^2-T_0+PA(1-2\nu)-\left(1+a\frac{\partial}{\partial t}\right)\frac{E\tilde{A}}{2L}\int_0^L\left(\frac{\partial y}{\partial x}\right)^2\mathrm{d}x\right]\frac{\partial^2 y}{\partial x^2}+(M+m)\frac{\partial^2 y}{\partial t^2}+2MU\frac{\partial^2 y}{\partial x\partial t}+(M+m)g=(M+m)N_1\omega^2\sin(\omega t)\tag{1}$$

式中:a 为管道黏弹性系数;t 为时间;y 为管道横向振动时的变形,且,$y\ll L$ 为管道固支长度;x 为管道截面的位置坐标;EI 为管道抗弯刚度,E 为管道弹性模量,I 为管道截面惯性矩;M 为单位长度流体质量;U 为流体流速;T_0 为初始位置轴向力;P 为流体压强;A 为管道过流截面积;ν 为管道泊松比;$\tilde{A}$ 为管道有效横截面积;m 为单位长度管道质量;g 为重力加速度。

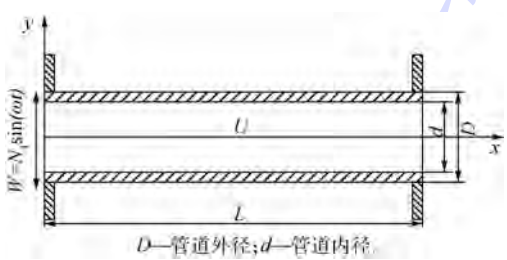


图 1　管道理论模型

Fig. 1　Theoretical model of pipe

1.1　方程的无量纲化

为简化方程,使得方程求解方便,引入以下无量纲化的参数:$\eta=\frac{y}{L}$,$u=\left(\frac{M}{EI}\right)^{\frac{1}{2}}UL$,$\Gamma=\frac{TL^2}{EI}$,$\Pi=\frac{PAL^2}{EI}$,$\bar{g}=\frac{M+m}{EI}gL^3$,$\varepsilon_1=\frac{x}{L}$,$M_r=\left(\frac{M}{M+m}\right)^{\frac{1}{2}}$,$\xi=\frac{AL^2}{2I}$,$\alpha=\left(\frac{EI}{M+m}\right)^{\frac{1}{2}}\frac{a}{L^2}$,$\tau=\left(\frac{EI}{M+m}\right)^{\frac{1}{2}}\frac{t}{L^2}$,$n=\left(\frac{M+m}{EI}\right)^{\frac{1}{2}}\omega L^2$,$d_1=\frac{N_1}{L}$,$T$ 为轴向力。

将方程(1)化为无量纲形式:

$$\alpha\dot{\eta}''''+\eta''''+\left[u^2-\Gamma+\Pi(1-2\nu)-\xi\left(1+\alpha\frac{\partial}{\partial\tau}\right)\int_0^1\eta'^2\mathrm{d}\varepsilon_1\right]\eta''+\ddot{\eta}+2M_r u\eta'+\bar{g}=d_1n^2\sin(n\tau)\tag{2}$$

1.2　方程的离散化

运用 Galerkin 方法将方程(2)离散化处理[12],令 $\eta(\varepsilon_1,\tau)=\sum_{r=1}^{N}\varphi_r(\varepsilon_1)q_r(\tau)$,$q_r$ 为相应的坐标,$\varphi_r(r=1,2,\cdots)$ 为两端固定支撑的梁的振型函数,用它表示两端固定支撑输液管道的振型函数,且

$$\varphi_r(\varepsilon_1)=\cosh(\lambda_r\varepsilon_1)-\cos(\lambda_r\varepsilon_1)+\sigma_r(\sin(\lambda_r\varepsilon_1)-\sinh(\lambda_r\varepsilon_1))$$

$$\sigma_r=\frac{\cosh\lambda_r-\cos\lambda_r}{\sinh\lambda_r-\sin\lambda_r}$$

$\lambda_1=4.730\,04$

$\lambda_2=7.853\,2$

因为前两阶振型即可满足精度要求[13],故取前两阶分析:$\eta(\varepsilon_1,\tau)=\sum_{r=1}^{2}\varphi_r(\varepsilon_1)q_r(\tau)$。并令:$q_3=\dot{q}_1$,$q_4=\dot{q}_2$;方程(2)可化为状态方程形式:

$$\begin{pmatrix}\dot{q}_1\\ \dot{q}_2\\ \dot{q}_3\\ \dot{q}_4\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}0&0&1&0\\0&0&0&1\\a_1&a_2&a_3&a_4\\b_1&b_2&b_3&b_4\end{pmatrix}\begin{pmatrix}q_1\\q_2\\q_3\\q_4\end{pmatrix}-\begin{pmatrix}0\\0\\F_1\\F_2\end{pmatrix}\tag{3}$$

式中:$a_1=-\left(u_0^2-T-\frac{1}{2}\bar{g}\right)c_{11}-\lambda_1^4$;$a_2=-\bar{g}e$;$a_3=-\alpha\lambda_1^4$;$b_3=-a_4$;$a_4=2Mru_0b$;$b_1=a_2$;$b_2=-\left(u_0^2-T-\frac{1}{2}\bar{g}\right)c_{22}-\lambda_2^4$;$b_4=-\alpha\lambda_2^4$;$F_1=d_1n^2\cdot\sin(n\tau)\left\{\frac{1}{\lambda_1}[\sinh\lambda_1-\sin\lambda_1-\sigma_1(\cos\lambda_1+\cosh\lambda_1-2)]\right\}+\mu\left\{M_ru_0\left[\frac{1}{2}c_{11}q_1-(b+e)q_2\right]\omega\sin(\omega\tau)-(2u_0^2c_{11}q_1-2M_ru_0bq_4)\cos(\omega\tau)\right\}-\gamma\{[(q_1^2+2\alpha q_1q_3)\cdot$

$c_{11}+(q_2^2+2\alpha q_2q_4)c_{22}]q_1c_{11}\}$;$F_2=d_1n^2\sin(n\tau)\cdot\left\{\frac{1}{\lambda_2}[\sinh\lambda_2-\sin\lambda_2-\sigma_2(\cos\lambda_2+\cosh\lambda_2-2)]\right\}+\mu\left\{M_ru_0\left[\frac{1}{2}c_{22}q_2+(b-e)q_1\right]\omega\sin(\omega\tau)-(2u_0^2c_{22}q_2-2M_ru_0bq_3)\cos(\omega\tau)\right\}-\gamma\{[(q_1^2+2\alpha q_1q_3)c_{11}+(q_2^2+2\alpha q_2q_4)c_{22}]q_2c_{22}\}$,$c_{11}=\alpha\lambda_1^4$,$c_{22}=\alpha\lambda_2^4$,$b=0.8355$ 为设定的参数,$e=-7.5451$;$\bar{g}$ 为无量纲参数;u_0 为初始流体速度。

1.3 管道最大应力求解

对于 TBM 液压管道,在工作过程中受到的轴向应力最大,其由 3 种应力组成:第 1 类是因为加载在管道的内压产生的,第 2 类是由于管道弯曲变形产生的,即弯曲应力,第 3 类是因轴线变形而产生的附加轴向应力[11]。因此管道最大应力计算公式为

$$\sigma_x(x,t)=\frac{M(x,t)}{w}+\frac{\nu RP}{\delta}+\left(1+\alpha\frac{\partial}{\partial t}\right)\frac{E}{2L}\int_0^L\left(\frac{\partial y}{\partial x}\right)^2\mathrm{d}x \tag{4}$$

式中:$M(x,t)$ 为作用在 x 截面上的弯矩;w 为管道抗弯截面系数;R 为管道外半径;δ 为管道厚度。

采用等效弯矩法计算管道任意截面上的弯矩。由挠度计算公式:$\frac{\mathrm{d}^2w(x,t)}{\mathrm{d}x^2}=\frac{M(x,t)}{EI}$,$w(x,t)$ 为挠度大小,即 $w(x,t)=|y(x,t)|$。得到管道等效弯矩为 $M_e(x,t)=EI\frac{\mathrm{d}^2w(x,t)}{\mathrm{d}x^2}$

因此,x 处截面轴向最大弯曲应力为

$$\sigma_{\max}=\frac{M_e(x,t)}{w}=\frac{EI}{w}\cdot\frac{\mathrm{d}^2w(x,t)}{\mathrm{d}x^2}=ER\frac{\mathrm{d}^2w(x,t)}{\mathrm{d}x^2} \tag{5}$$

2 管道应力响应仿真及实验验证

2.1 应力响应仿真

根据 TBM 所处的工作环境,将支座做简谐运动的频率设定为 40 Hz、幅值设定为 1 mm[14],仿真其应力响应情况,表 1 中列出了管道及流体的一些主要参数。

图 2 给出了 2 个典型时刻管道各截面位移、弯矩和最大应力分布。

由图 2 可知,管道在振动时,在与固定支撑连接处的弯矩绝对值和弯曲应力最大,将此处截面定义为应力敏感截面,即为易破坏位置,工程中液压管道因疲劳破坏而导致的爆管往往就发生在此处。而在应力敏感截面上,受弯曲应力和重力的影响,管道上边缘点为截面上的最大应力点。

上边缘点在不同基础振幅下的最大应力时域响应如图 3 所示。

图 3 表明无基础振动存在时,管道仅受重力作用而轴向拉伸,管道最大应力恒定,有基础振动时,受弯曲应力周期变化的影响,最大应力点在稳定后应力响应呈现出等幅波动的情况,且基础振幅越大,管道振动越剧烈,其最大应力波动幅值越大。

表 1 系统参数设置

Table 1 System parameter setting

参数	数值
壁厚/m	0.004
管道内径/m	0.05
管道弹性模量/GPa	201
管道固支间距/m	2
管材密度/(kg·m^{-3})	7985
管材泊松比	0.3
流体平均流速/(m·s^{-1})	3
流体密度/(kg·m^{-3})	890

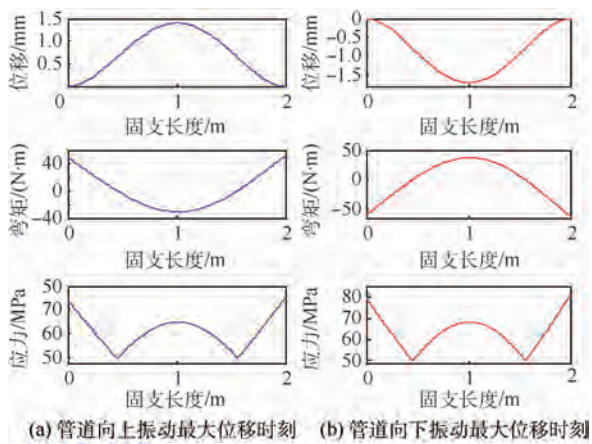


图 2 2 个典型时刻管道位移、弯矩和最大应力的分布

Fig. 2 Displacement, bend moment and maximum stress distribution of pipe at two typical moments

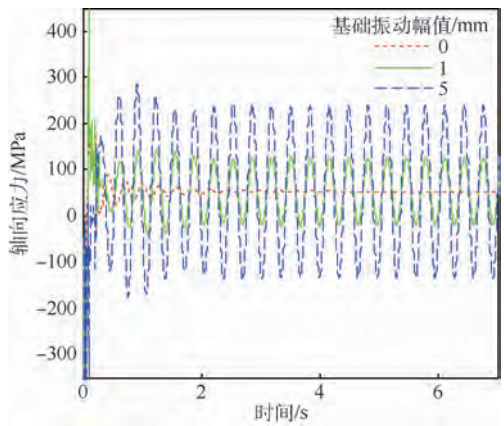


图 3 应力敏感截面上最大应力响应

Fig. 3 Maximum stress response of stress sensitive section

2.2 实验验证

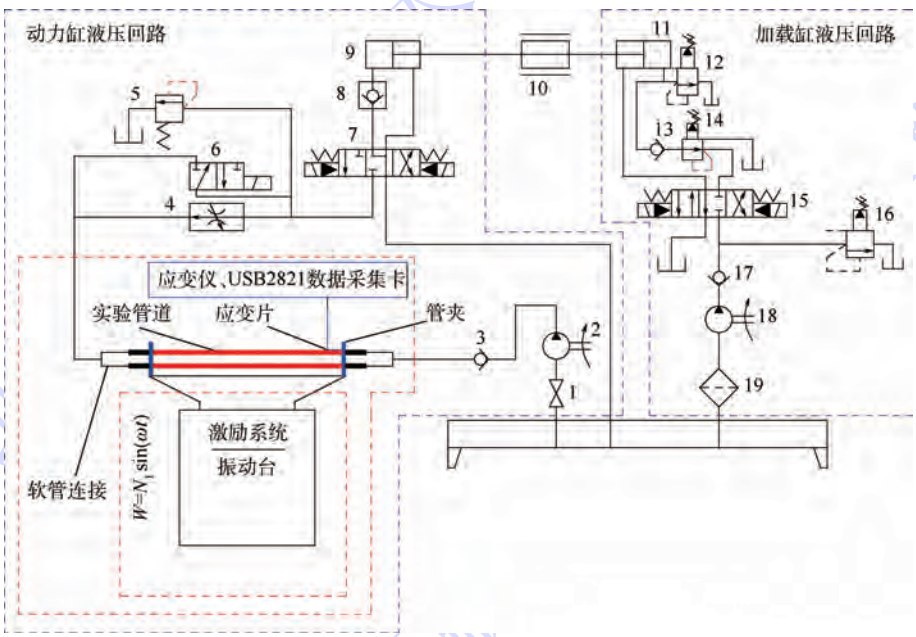
为证实本文所建立的横向基础振动下输液管

道的数学模型以及管道应力的计算方法的正确性,设计搭建了横向基础振动下输液管道应变的测量平台,实验装置系统原理图如图 4 所示。其主要由 3 部分组成:液压系统、MPA102 型振动台激励系统和数据采集和分析系统(USB2821 数据采集卡、YD-28A 型动态电阻应变仪)。输液管道所需的工作压力及流量由液压泵源提供,管道的振动频率及幅值由实验系统中的激励调节装置来调节,管道应力敏感截面处上边缘应变大小可以通过 DH5925 动态信号测量仪器得到。

实验时,设定振动台振动频率为 250 Hz、幅值为 0.5 mm,数据采集卡采样间隔为 4.4 ms,得到应力敏感截面的上边缘点应变实验值如图 5 所示。

考虑采集时的放大倍数、微电压和应变的关系以及应力与应变关系 $\sigma = E\varepsilon$,将测得的应变换算成应力,跟同条件下应力仿真值进行对比,结果如图 6 所示。

图 6 表明实验管道固定支撑端的实验应力结果和仿真结果曲线形态大致相同,仿真图中显示应力最大值为 69.73 MPa,最小值为 31.61 MPa,应力波动幅值为 19.56 MPa,实验结果中波峰平均值为63.95 MPa,波谷平均值为 29.83 MPa,波动幅值平均值为 18.25 MPa,三者相对应的误差分别为 8.29%、5.63% 和 6.70%,都在实验所容允的误差范围以内,验证了建立的输液管道在横向基础振动下的数学模型以及运用等效弯矩法求解管道应力的正确性,误差来源之一是仿真过程中没有考虑到外部阻尼以及轴向剪切力等对管道应力的影响,而且用等效弯矩法和 Galerkin 方法离散化近似处理方程本身存在误差,二是在于实验数据采集和处理过程中的干扰和误差。



1—油源开关; 2—变量泵; 3,13,17—单向阀; 4—调速阀; 5,12—电磁溢流阀; 6—换向阀; 7,15—电磁换向阀; 8—液控单向阀; 9—动力液压缸; 10—惯性负载; 11—加载液压缸; 14—电磁减压阀; 16—溢流阀; 18—定量泵; 19—过滤器。

图 4　实验系统液压原理图

Fig. 4　Hydraulic schematic diagram of experimental system

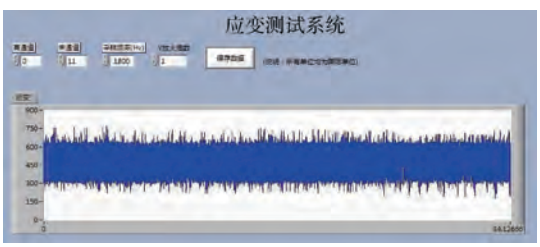


图 5　应变测试结果

Fig. 5　Strain test results

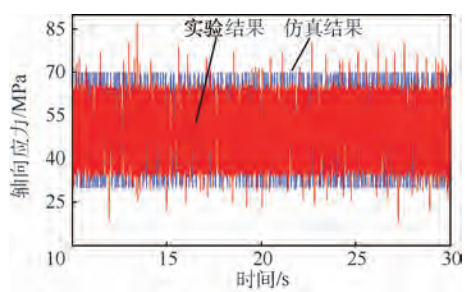


图 6　应力仿真曲线及与实验结果局部对比图

Fig. 6　Local contrast chart of stress simulation curves and experimental results

北航学报 赠阅

3 管道抗振结构设计方法及实例应用

基于应力的管道设计准则为 $\sigma_{max} < [\sigma]$，其中 σ_{max} 为管道最大应力，为管道许用应力，根据标准 ASME B31.1b—2009[9]，20 号钢材料标准号为 A672 的无缝钢管在不超过 20 ~ 100℃ 时的最大许用应力 $\sigma_c = 120.67$ MPa，当管道最大应力超过材料的最大许用应力，管道极易发生疲劳破坏，因此可认为此时的管道处于工作失效状态。

3.1 管道抗振结构设计方法

为分析振动参数对输液管道的应力的影响，仿真其在振动幅值分别为 0.5、1.0 和 2.0 mm 下振动频率在 10 ~ 100 Hz[15-16] 内管壁最大应力的变化规律，分析结果如图 7 所示。

图 7 表明，随着基础振动频率的增大，管道应力先增大后减小，在约 60 Hz 时，最大应力因管道共振而达到峰值。同一频率下，基础振幅越大，管道应力越大。

以最大应力不超过许用应力为判据条件，研究不同长度的液压管道在频率 0 ~ 720 Hz、幅值 0 ~ 5 mm范围内的正常-失效状态，结果如图 8 所示，图中深色部分表示最大应力超过许用应力的失效区域。由图可知，不同长度管道在相同基础振动参数范围内的失效区域有显著差异，对于特定振动环境下的管道，合理选取管道固支长度能够有效避免管道应力过大而失效。当振幅较小时，管道失效区域随着管长减小而往高频移动，即在高频低幅环境下管道固支间距不宜过短。

因此，在管道设计时，应先考察管道所处的工作环境，确定其基础振动频率和幅值范围，再通过选取合理的管道结构参数，使管道处于正常工作区域，其设计流程如图 9 所示。

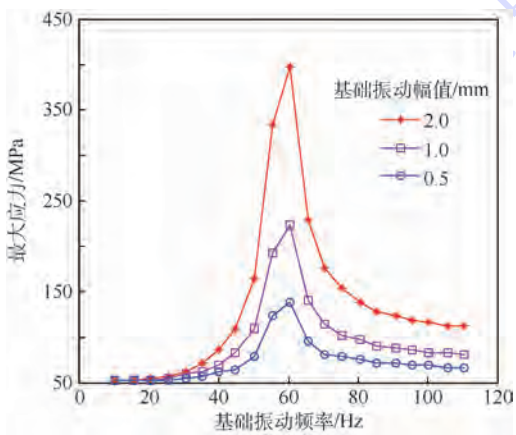


图 7 最大应力随基础振动频率变化规律

Fig. 7 Change rules of maximum stress with foundation vibration frequency

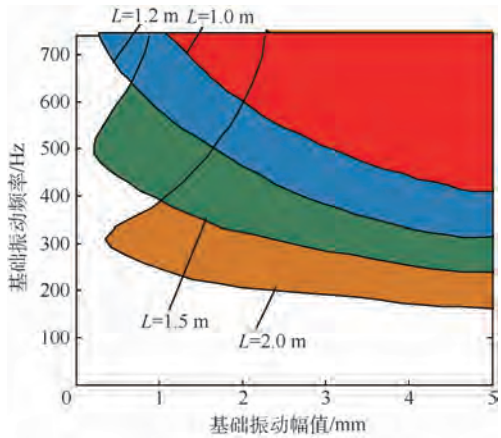


图 8 不同固支间距下管道失效区域图

Fig. 8 Area chart of pipe failure under different support spans

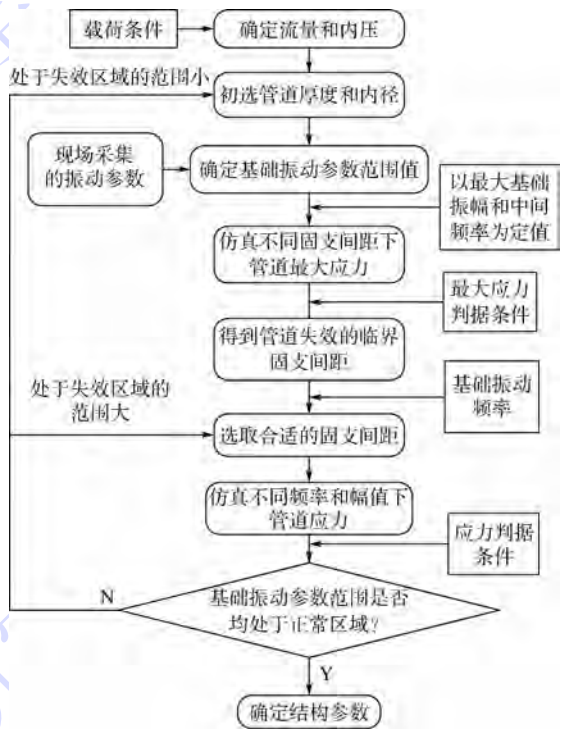


图 9 强振动环境下抗振结构设计流程图

Fig. 9 Design flow chart of anti-vibration structure in strong vibration environment

处于强振动环境下的管道，为保证管道应力处于许用应力范围内，制定其结构设计方法如下：根据载荷条件确定管道所需流量和内压，根据国标初步选定合适的管道厚度和内径，并依据现场采集的振动参数确定基础振动幅值和频率范围，以最大基础振幅和中间频率为定值，仿真不同支撑间距下管道最大应力值，根据最大应力的判据条件，得到管道失效的临界支撑间距，进而根据基础振动频率的大小在非失效范围内选取合适的支撑间距，然后仿真不同频率和幅值下管道应力，判断现场采集的基础振动范围内管道应力是否均处

于正常工作区域,如果出现小范围处于失效区域,则适当调整管道内径和厚度,再进行上述流程,如果出现大范围处于失效区域,则重选管道支撑间距,再进行上述流程的计算,如果所有范围都处于非失效区域,则确定此种管道结构参数,结构设计完成,确定最优的结构参数。

不同于传统管道结构设计方法,新结构设计方法在原有选择内径和厚度的基础上,考虑了基础振动的影响,能保证在强振动环境中不因管道应力过大而失效。

3.2　实例应用

某 TBM 推进液压系统中液压长管道总长 20 m,要求最高压力 20 MPa,最大流量 160 L/min,并处于频率 ω = 300 ~ 400 Hz 、幅值 0.5 ~ 2.2 mm 的振动环境中,钢管密度为 7 895 kg/m^3,液压油密度 890 kg/m^3, 弹性模量 E = 201 GPa,要求设计其结构参数。

结构设计过程:根据最高压力要求初步选定管道厚度为 3 mm,而由最大流量的规定,根据流量计算公式 $Q = VA = V\pi d^2/4$,V 为流速,初选流速为 5 m/s,得到其内径为 d = 0.026 m。

针对管道所处的振动环境,先分析其中间频率为 350 Hz 和极端幅值为 2.2 mm 下的临界管道固支间距。仿真在此振动环境下不同固支间距时的管道最大应力值,结果如图 10 所示。图中虚线为应力警戒线,其大小为许用应力值,超过此线则认为失效。

得到管道许用应力范围内固支间距范围为[0,1.85] m,由于管道过长,振动位移会加大,并且管道稳定性也随管道长度增大而变差,因此得到管道正常工作的固支间距最大值为 1.85 m。

选取固支间距为 1.8 m,仿真管道在不同基础振动频率和幅值下的失效区域,考察实例中实际频率和幅值范围内管道的失效/正常情况,结果如图 11 所示。

结果显示,频率在 300 ~ 400 Hz、幅值在 0.5 ~ 2.2 mm 范围(阴影部分)内,有小部分区域仍然属于失效区,根据第 3.1 节抗振结构设计方法,将通过管径和厚度的调整来实现整个振动范围的正常工作。将内径增大到 30 mm,厚度变为 4 mm,再次仿真其不同频率和幅值下的应力结果和失效区域,结果如图 12 所示。

由图 12 可以看到,在管道所处的频率在 310 ~ 400 Hz、幅值在 0.5 ~ 2.2 mm 范围的振动环境下,管道应力值均小于许用应力,管道工作正常,达到了设计要求。因此确定管道的内径为0.03 m,厚度为 0.004 m,并每 1.8 m 分布一个支撑。

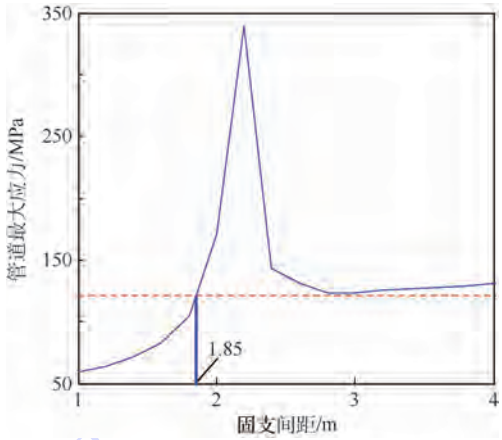


图 10　不同固支间距下管道最大应力

Fig. 10　Maximum pipe stress under different support spans

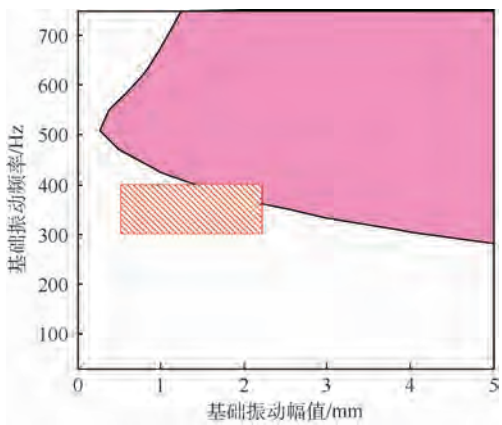


图 11　不同基础振动参数下的失效区域

Fig. 11　Failure area of different foundation vibration parameters

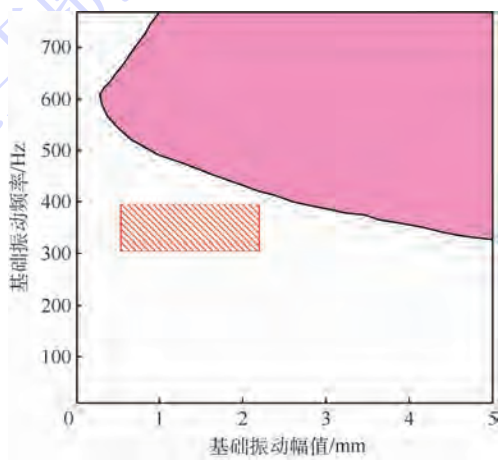


图 12　调整内径后的失效区域图

Fig. 12　Failure area chart after inner diameter's optimization

3.3　实例验证

实验设定振动台频率为 400 Hz,振动幅值为 2.2 mm,实验管道内径 0.03 m,厚度为 0.004 m,

管长 1.8 m,得到管道应力敏感截面上的最大应力响应如图 13 所示。

由图 13 可知,应力的波峰平均值为 74.68 MPa,管道应力值均小于许用应力,验证了实例应用的正确性。

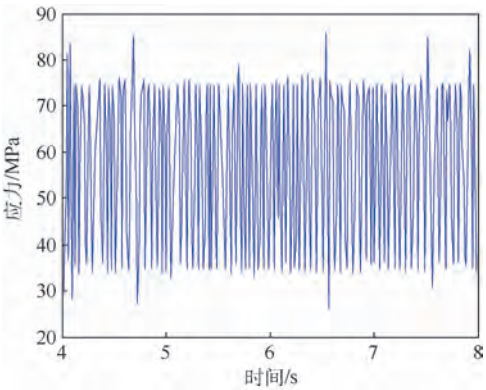


图 13 优化后应力敏感截面上最大应力响应

Fig. 13 Maximum stress response of stress sensitive section ofter optimizing

4 结 论

1)确定了管道在不同基础振动参数下工作的正常-失效区域,能有效判断强振动环境下的管道是否满足工作要求。

2)振幅较小时,管道失效区域随着管长减小而往高频移动,即在高频低幅环境下管道固支间距不宜过短。

3)制定了不同基础振动下以流量-压力-强振动为依据的抗振结构设计方法,能有效改善强振动环境下管道的工作性能。

参考文献(References)

[1] KOYAMA Y. Present status and technology of shield tunneling method in Japan[J]. Tunnelling and Underground Space Technology,2003,18(2):145-159.

[2] LI X H,YU H B,YUAN M Z,et al. Study on the linear dynamic model of shield TBM cutterhead driving system[C]// IECON 2011-37th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:3864-3871.

[3] 吴晓南,舒浩纹,鲁林峰,等. 试压工况下盾构隧道内输气管道应力分析[J]. 天然气工业,2013,33(3):73-77.
WU X N,SHU H W,ZAN L F,et al. Stress analysis of gas pipeline in tunnels on pressure testing condition[J]. Natural Gas Industry,2013,33(3):73-77(in Chinese).

[4] XIA L,HUANG K,HONG F L,et al. Stress analysis of suspended gas pipeline[J]. Applied Mechanics and Materials,2013,448(1):1359-1362.

[5] XIAO N W,SHI J W,HONG F L,et al. Analysis of hot oil pipeline stress influencing factors[J]. Advanced Materials Research,2014,887(1):899-902.

[6] 耿艳辉,詹晨菲. 生产线液压系统长大管道设计[J]. 流体传动与控制,2012,52(3):21-24.
GENG Y H,ZHAN C F. Design of long and large pipeline of hydraulic system used in product line[J]. Fluid Power Transmission and Control,2012,52(3):21-24(in Chinese).

[7] 朱博. 工程机械液压系统管路设计及装配原则[J]. 建筑机械,2011(2):94-97.
ZHU B. Principle of pipeline design and assembly for hydraulic system of construction machinery[J]. Construction Machinery,2011(2):94-97(in Chinese).

[8] SVEDEMAN S J,ARNOLD K E. Criteria for sizing multiphase flowlines for erosive/corrosive service[J]. SPE Production & Facilities,1996,9(1):74-80.

[9] NAYYAR M L. ASME code for pressure piping,B31:ASME B31.1b—2009[S]. New York:ASME,2009:6-10.

[10] JIN J D,ZOU G S. Bifurcations and chaotic motions in the autonomous system of a restrained pipe conveying fluid[J]. Journal of Sound and Vibration,2003,260(5):783-805.

[11] SEMLER C,LI G X,PAIDOUSSIS M P. The nonlinear equations of motion of pipes conveying fluid[J]. Journal of Sound and Vibration,1994,169(5):577-599.

[12] 邹光胜,金基铎,闻邦椿. Melnikov 方法在输流管混沌运动研究中的应用[J]. 力学与实践,2004,26(2):29-32.
ZOU G S,JIN J D,WEN B C. Application of Melnikov method in the study of chaotic motions of pipe conveying fluid[J]. Mechanics in Engineering,2004,26(2):29-32(in Chinese).

[13] PAIDOUSSIS M P,LI G X,RAND R H. Chaotic motions of a constrained pipe conveying fluid:Comparison between simulation analysis and experiment[J]. ASME Journal of Applied Mechanics,1991,58(2):559-565.

[14] STOSIAK M. Vibration insulation of hydraulic system control components[J]. Archives of Civil and Mechanical Engineering,2011,11(1):237-248.

[15] 陈炳瑞,冯夏庭,曾雄辉,等. 深埋隧洞 TBM 掘进微震实时监测与特征分析[J]. 岩石力学与工程学报,2011,30(2):275-283.
CHEN B R,FENG X T,ZENG X H,et al. Real-time microseismic monitoring and its characteristic analysis during TBM tunneling in deep-buried tunnel[J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering,2011,30(2):275-283(in Chinese).

[16] 苏华友. 双护盾 TBM 开挖深埋隧洞围岩稳定性研究[D]. 成都:西南交通大学,2009:36-40.
SU H Y. Surrounding rock stability study of double-shield TBM during tunneling in deep-buried tunnel[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University,2009:36-40(in Chinese).

作者简介:

宁海辉 男,硕士研究生。主要研究方向:液压系统动力学。

张怀亮 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:液压系统动力学。

Design method of anti-vibration structure for TBM hydraulic pipe

NING Haihui[1], ZHANG Huailiang[1,2,*], QU Wei[1], PENG Huan[1]

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China;
2. State Key Laboratory of High Performance and Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: Against the problem that strong vibration has effect on the performance of hydraulic pipe during the working process of tunnel boring machine, the transverse vibration mathematical model of the clamped-clamped hydraulic pipe under the foundation vibration was built; The methods of Galerkin and equivalent bending moment were adopted to solve pipe's maximum stress, and the correctness of mathematical model was verified by experiments. The influence rule of foundation vibration parameters on pipe's maximum stress was researched and the normal-failure areas of pipe under different foundation vibration parameters were obtained on the basis of maximum stress criterion. The anti-vibration structural design method was developed based on flow-pressure-strong vibration parameters. The results indicate that foundation vibration causes dramatic increase of hydraulic pipe stress and thus leads to its performance failure, and the new design method can effectively improve the performance of pipe under the strong vibration environment.

Keywords: foundation vibration; hydraulic pipe; stress analysis; anti-vibration structure; design method

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-23; **Accepted**: 2016-05-13; **Published online**: 2016-06-15 16:50
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160615.1650.002.html
Foundation item: National Basic Research Program of China (2013CB035404)
* **Corresponding author**. E-mail: zhl2001@csu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0319

全下文载

一种基于支持向量回归的混合建模方法

孙泽斌[1], 赵琦[1], 赵洪博[1,*], 冯文全[1], 张文峰[1], 杨天社[2]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 西安卫星测控中心 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

摘 要: 近年来,随着计算能力的不断提高,数据驱动的建模方法受到了广泛的关注,对单模式系统进行定量分析的建模方法获得了诸多研究。然而,实际应用中大多数系统为多模式系统,不但各个模式有着不同的连续行为,连续状态还会在模式之间进行切换。针对这一情形,本文提出了经验概率混合自动机模型,并提出了针对该模型的基于支持向量回归(SVR)的多模式定性定量混合建模方法。该方法使用小波技术识别模式切换点,并在各个模式下单独建立支持向量模型,最后使用 *D*-Markov 机整合模型。经实例验证,该方法与传统支持向量回归模型的稳定性接近,但精确程度显著提高。

关 键 词: 混合建模; 支持向量回归(SVR); *D*-Markov 机; 小波; 数据驱动的建模

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0352-08

建模在各个领域均有着重要应用。随着现代工程的发展,系统的复杂程度不断增加,深入分析此类系统的原理与行为变得十分困难,因此传统基于物理过程的建模方法应用逐渐受限。与此同时,随着计算机技术的不断发展,计算机的计算能力得到大幅提高,因此数据驱动模型(Data-Driven Models, DDM)[1]在复杂系统建模领域受到了日益广泛的关注。数据驱动模型的基本假设为:大量历史数据能够在一定程度内描述系统行为,然后通过计算智能(Computational Intelligence, CI)或机器学习(Machine Learning, ML)的方法从历史数据中发掘信息,分析特征,最后重构系统模型。

经典的数据驱动模型有线性回归、自回归滑动平均(Auto Regressive Moving Average, ARMA)等。线性回归模型假定系统的输出与输入成线性关系,即输出为输入的线性组合,并使用最小二乘方法计算线性模型中各个系数,完成模型的建立。线性模型简洁便利,在医学研究[2]、大气物理[3]、金属分析[4]、故障预测等方面有着重要应用。ARMA 模型最初被用于分析时间序列,该模型认为当前输出等于该时间序列前 p 个输入与前 q 个随机噪声之和。ARMA 模型比现行回归模型更加复杂,也更加有效,在生态学中取得了良好的应用。

然而,无论是现行回归模型还是 ARMA 模型,都只是将输入进行线性处理后得到输出,泛化能力很弱,不适用于复杂非线性系统。针对该问题,著名学者 Vapnik 等[5]提出了支持向量机(Support Vector Machine, SVM)。相对于传统数据驱动模型,支持向量机使用支持向量的概念动态地调整模型的结构,与使用固定结构的线性回归方法相比适应性更加广泛。其次,支持向量机在模型计算上摆脱了传统方法经常使用的最小二乘法(使用最小二乘法需要计算逆矩阵,而在某些场合,无法精确计算奇异矩阵的逆矩阵,这给模型的计算带来了巨大

收稿日期: 2016-04-19; **录用日期**: 2016-04-29; **网络出版时间**: 2016-05-05 11:34
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160505.1134.001.html
基金项目: 国家"973"计划
* **通讯作者**: E-mail: bhzhb@buaa.edu.cn

引用格式: 孙泽斌, 赵琦, 赵洪博, 等. 一种基于支持向量回归的混合建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 352-359.
SUN Z B, ZHAO Q, ZHAO H B, et al. An SVR based hybrid modeling method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 352-359 (in Chinese).

的困难),将计算问题转换为优化问题,即使在海量数据的应用场景中,支持向量机依然有着优异的效率。支持向量机通过核函数将低维度非线性在高维度空间中转换为线性问题,弥补了传统线性模型不能够处理非线性数据的缺陷。

一经提出,支持向量机便受到了强烈关注,并取得了令人瞩目的研究成果。然而,目前的研究一般都局限于对支持向量机核函数的选择、参数优化以及与其他方法进行简单结合。尽管这些优化与改进在很大程度上提高了原始支持向量机的性能,但仍有很多问题未被解决,其中之一便是多模式系统。

多模式系统具备更加复杂的行为:模式与行为相互耦合,不同模式下系统具备不同的行为,同时各个模式下系统的行为又会影响系统模式切换。使用单个支持向量机对多模式系统进行建模显然是不适宜的。针对该问题,本文提出了一种名为经验概率混合自动机(Empirical Probabilistic Hybrid Automata,EPHA)的模型,在该模型中,定性符号被用来描述系统模式之间的转移关系。随后本文提出了针对 EPHA 模型的基于支持向量回归(SVR)的定性定量混合建模方法,实现了通过历史数据对原系统建立混合模型。

1　理论基础

本文所提出的方法以支持向量回归为核心,结合 D-Markov 回归与基于小波的奇异点识别对多模式系统建立混合模型。本节主要介绍各个基础方法。

1.1　支持向量回归

支持向量回归以支持向量机为基础,同支持向量机类似,使用核函数将非线性问题转化为线性问题解决,将回归问题转换为优化问题计算。典型回归问题可以表述如下,已知训练样本集为:$(\boldsymbol{x}_1,y_1),(\boldsymbol{x}_2,y_2),\cdots,(\boldsymbol{x}_N,y_N)$。其中:$\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^n$,为 n 维向量;$y_i\in\mathbf{R}$。回归分析即通过已知训练样本集拟合变量与自变量之间的函数关系 $y=f(\boldsymbol{x})$。

在正式介绍支持向量回归之前,首先需要介绍 ε-不敏感函数。ε-不敏感函数用于评价拟合函数 $y=f(\boldsymbol{x})$ 的准确性。ε-不敏感函数由 ε 区间和误差累积函数组成。典型的绝对值误差函数为

$$L_\varepsilon(y)=\begin{cases}0 & |f(\boldsymbol{x})-y|<\varepsilon\\ |f(\boldsymbol{x})-y|-\varepsilon & \text{其他}\end{cases}\tag{1}$$

其含义为:当拟合误差在 ε 之内时,可以认为是 0,否则误差函数的值等于真实误差减去 ε。

根据分类间隔最大化的思想,模型求解问题被转化为如下二次凸规划问题:

$$\min\left\{\frac{1}{2}\|\boldsymbol{W}\|^2\right\}$$

$$\text{s.t. }|y_i-(<\boldsymbol{W},\boldsymbol{x}_i>+b)|\leqslant\varepsilon,i=1,2,\cdots,N\tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{W}$ 为支持向量回归系数矩阵;b 为截距。

因为噪声的存在,实际应用中不可能全部落入 ε 中,支持向量机通过引入 ε-不敏感函数,使松弛变量 ζ_i 弥补超出的偏差。此时转换为一个新的规划问题:

$$\min\left\{\frac{1}{2}\|\boldsymbol{W}\|^2+C\sum_{i=1}^{l}(\zeta_i+\zeta_i^*)\right\}$$

$$\begin{aligned}&\text{s.t. }y_i-(<\boldsymbol{W},\boldsymbol{x}_i>+b)\leqslant\varepsilon+\zeta_i\\&(<\boldsymbol{W},\boldsymbol{x}_i>+b)-y_i\leqslant\varepsilon+\zeta_i^*\\&\zeta_i\geqslant0,\zeta_i^*\geqslant0\end{aligned}\tag{3}$$

式中:ζ_i 和 ζ_i^* 分别对应样本点在最优超平面上方和下方 2 种情况;C 为实现确定的惩罚系数。最终得到的最优超平面解析表达式为(非支持向量 $\boldsymbol{x}_i$ 对应的系数为 0)

$$f(\boldsymbol{x})=<\boldsymbol{W},\boldsymbol{x}>+b=\sum_{\text{support vector}}(\alpha_i-\alpha_i^*)<\boldsymbol{x},\boldsymbol{x}_i>+b\tag{4}$$

将其中的内积符号 $<\cdot,\cdot>$ 换成核函数 $K(\cdot,\cdot)$,支持向量回归便能够对(单模式)非线性系统进行建模。在本文所提出的混合建模方法中,支持向量回归对单个模式下的系统连续行为进行建模。

1.2　基于小波的奇异点分析

奇异点即 2 条曲线相切换的点,具体可以分为 3 类:断点、尖点与变点。断点即不连续点;尖点即 2 条曲线相交,但很尖锐(过渡不平滑)的点;变点即 2 条曲线光滑过渡的点。实际应用中,通常探测到的是断点与尖点。在假定有限长曲线 $f(x)$(不失一般性,将长度设为 1)仅包含有限个奇异点的前提下,该曲线可使用式(5)表示:

$$f(x)=C(x)+D(x)\qquad x\in[0,1]\tag{5}$$

式中:$D(x)=\sum_{l=1}^{p}d_lI_{[t_l,1]}(x)$,且 $0<t_1<t_2<\cdots<t_p<1,d_l>d>0,l=1,2,\cdots,p$,$I_{[t_l,1]}(x)$ 为示性函数。假定 p、间断点位置 t_l 和间断点跃度 d_l 为未知常数,但 d 为已知常数。经过这样的分解,$C(x)$ 成为连续函数,当函数 $f(x)$ 存在断点与尖点时,断点被分配到 $D(x)$ 之上,而尖点则被分配到 $C(x)$ 之上。设 $C(x)$ 在 $0<s_1<s_2<\cdots<s_q<1$ $(s_i\neq t_j)$ 处有尖点。

尖点的定义[6]为

$$\lim_{x\to\pm 0}\frac{|C(s_i+x)-C(s_i)|}{|x|^{\alpha_i}}=K_i>0 \tag{6}$$

式中:$0<\alpha_i<\alpha<1$,$i=1,2,\cdots,q$;q、s_i、α_i 和 K_i 是未知的,但 α 是已知的。进一步,假定 $C(x)$ 在[0,1]区间上除了 s_i 之外的点都可微。

对小波 $\psi(x)$,$x\in(-\infty,+\infty)$,可以构造相应的区间小波 $\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}(x)$,并定义样本 $y_1,y_2,\cdots,y_n$ 的区间离散小波变换系数为

$$W_{j,k}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}\left(\frac{i}{n}\right)y_i \tag{7}$$

那么 $W_{j,k}$ 根据连续、阶跃与噪声可以被分解为

$$W_{j,k}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}\left(\frac{i}{n}\right)y_i=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}\left(\frac{i}{n}\right)C\left(\frac{i}{n}\right)+\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}\left(\frac{i}{n}\right)D\left(\frac{i}{n}\right)+\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\psi_{j,k}^{\mathrm{per}}\left(\frac{i}{n}\right)\varepsilon_i=W_{j,k}^{(c)}+W_{j,k}^{(d)}+W_{j,k}^{(\varepsilon)} \tag{8}$$

当 $\psi(x)$ 满足一定条件时[7],有区间小波奇异点定理:如果 $j=j_n$ 满足 $j=j_n\to\infty$ $(n\to\infty)$ 且 $\lim_{n\to\infty}\frac{2^{3j_n}}{n}=0$,那么当 $n\to\infty$ 时:

1) 对于所有的 $k\in I(t_l,2^{-j_n})$

$$W_{j_n,k}=2^{-j_n/2}d_l\int_1^A\psi(x)\,\mathrm{d}x+o_p(2^{-j_n/2}) \tag{9}$$

其中 $o_p(\cdot)$ 是对 k 一致收敛的,$l=1,2,\cdots,p$。

2) 对于所有 $k\notin\bigcup_{l=1}^{p}I(t_l,2^{-j_n})$

$$W_{j_n,k}=o_p(2^{-j_n/2}) \tag{10}$$

3) $k\in I(s_l,2^{-j_n})$ 时,则存在一个与 k、n 无关常数 $C_0>0$,使得

$$\lim_{n\to\infty}P(|W_{j_n,k}|\geqslant C_0 2^{-(1/2+\alpha)j_n})=1\qquad l=1,2,\cdots,q \tag{11}$$

4) $k\notin\left\{\bigcup_{l=1}^{q}I(s_l,2^{-j_n})\right\}\cup\left\{\bigcup_{l=1}^{p}I(t_l,2^{-j_n})\right\}$ 时

$$W_{j_n,k}=o_p(2^{-(1/2+\alpha)j_n}) \tag{12}$$

这里 $v_n=o_p(b_n)$ 表示随即变量 $b_n^{-1}v_n$ 随着 n 趋向于无穷时依概率收敛于零。

式(9)与式(10)表明,采样的区间离散小波变换在断点处的幅值是其附近的 d_l 倍,由于 d_l 存在下限 d,因此断点处的幅值较大。式(11)与式(12)表明,尖点处的幅值是其他处的 C_0 倍。总的来说,奇异点所对应的区间离散小波系数的幅值更高,因此所对应的细节也有着更高的幅值。经验表明,对大多数小波,细节尺度在奇异点处均有着更高的幅值。利用该特性,即可有效识别系统奇异点。

1.3 *D*-Markov 重构

Pennsylvania 州立大学机械系的 Ray 等[8-10]提出一种基于 *D*-Markov 机的模型重构方法,在该方法中,他将系统在“慢时间尺度”和“快时间尺度”上分析,见图 1。对应于混合系统中模式间切换与模式内部行为。在快慢尺度上的分析能够有效地挖掘动态系统的特征[11]。

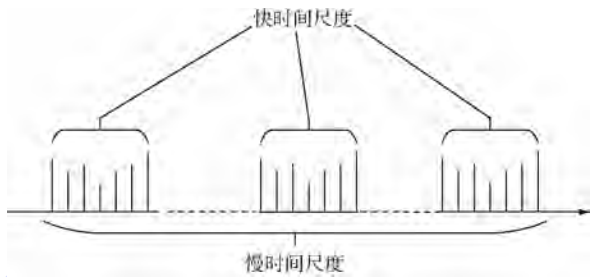


图 1 慢时间尺度与快时间尺度

Fig. 1 Slow time scale and fast time scale

$$P(\delta_{i_0}|\delta_{i_{-1}}\delta_{i_{-2}}\cdots\delta_{i_{-D}}\delta_{i_{-D-1}}\cdots)=P(\delta_{i_0}|\delta_{i_{-1}}\delta_{i_{-2}}\cdots\delta_{i_{-D}}) \tag{13}$$

该方法首先将原始数据离散化、符号化,之后对该符号序列进行分析。当式(13)满足,即序列中,下一个符号的概率分布仅由前 D 的符号所决定时,称该稳态符号序列是 *D*-Markov 的。对于一个复杂的系统来说,D 的取值会非常大,甚至不存在这样的整数,再加上时间序列符号化过程中所丢失的信息,严格地讲,不可能通过序列化和提取 *D*-Markov 特性来完整地描述一个系统的特性。但随着序列化过程中符号集合容量的增加,随着 D 取值的增加,提取出的 Markov 特性会无限逼近系统的统计特性,当符号集合的容量和 D 取到合适的值时,将能够描述系统的绝大部分统计特性。

假设某系统的历史数据,经符号化之后得到的符号序列满足 D 阶马尔可夫特性,那么可以根据该符号序列构造出相应的马尔可夫机,称之为 *D*-Markov 机。本质上来说,*D*-Markov 机与概率有限状态自动机没有区别。

当某符号序列具备 *D*-Markov 特性时,知道了前面 D 个符号序列,便能得知下一个符号的分布概率。前面 D 个符号最多有 Σ^D 种排布可能(Σ 为符号集合的容量),在特定的序列中,由于有些序列从不出现,所以有可能出现比 Σ^D 少的情况。一种排布可以认为是 *D*-Markov 机中的一种状态,那么该 *D*-Markov 机最多有 Σ^D 种状态。

设某一符号序列中 D 个符号共有 N 种排布,那么相应的 *D*-Markov 机拥有 N 种状态。定义其

转移概率

$$\pi_{jk} = P(q_k \mid q_j) \tag{14}$$

$$q_j \xrightarrow{\sigma} q_k \tag{15}$$

式(14)与式(15)表明当 D-Markov 机的状态由 q_j 转移至 q_k 时,出现符号 σ 的概率。所有的 π_{jk} 组成的矩阵 $\prod[\pi_{jk}]$ 即为 D-Markov 机的转移矩阵。式(14)和式(15)表征的是概率,由于只是得到了部分时间序列,因此只能通过频率来逼近概率,计算式为

$$\pi_{jk} = P(q_k \mid q_j) = \frac{P(q_k, q_j)}{P(q_j)} = \frac{P(\sigma_{i_1}\sigma_{i_2}\cdots\sigma_{i_D}\sigma)}{P(\sigma_{i_1}\sigma_{i_2}\cdots\sigma_{i_D})} \Rightarrow \pi_{jk} \approx \frac{N(\sigma_{i_1}\sigma_{i_2}\cdots\sigma_{i_D}\sigma)}{N(\sigma_{i_1}\sigma_{i_2}\cdots\sigma_{i_D})} \tag{16}$$

由蒙特卡罗思想可知,当时间序列足够长的时候,频率一定能够在给定的精度内逼近概率,由此便重构了 D-Markov 机。

阶次 D 实际上表示系统当前状态受之前输入输出的影响范围。确定方法一般有 2 种:第 1 种方法是将数据分为重构集合与测试集合,使 D 由 0 开始逐步增大,依次重构,并使用测试验证,当误差在预期范围之内时,即终止;第 2 种方法是计算原始数据的自相关函数,根据设置的阈值确定强自相关区间,D 即该区间长度。经验表明,对大多数数据,D 取 3~5 较为合适。

2　定性定量混合建模

2.1　混合建模方法

正如引言中所述,多模式系统与单模式系统最大的区别就在于,多模式系统的模式切换与其各个模式下的行为相互耦合,既有定性的模式切换行为(多个模式之间进行切换),也有定量的演化(单个模式下系统连续状态在不断演化)。

支持向量回归能够给出系统输入、输出之间的量化关系,属于定量模型。D-Markov 机将原始数据符号化,并根据长度为 D 的字符串构造有限的系统模式,属于定性模型。使用它们对混合系统建模时,以支持向量回归为代表的定量模型精确度很差,以 D-Markov 机为代表的定性模型则需要很大的 D 值。为准确描述混合系统的行为,需要既能够描述定性又能够描述定量动态行为的混合模型。

目前,基于系统结构、原理的混合模型有混合键合图(Hybrid Bond Graph, HBG)[12-13] 与概率混合自动机(Probabilistic Hybrid Automata, PHA)[14-16] 等。仍然缺乏基于历史数据的混合模型。本文参考 PHA,结合 D-Markov 机与支持向量回归模型,定义了能够描述系统定性、定量行为的经验概率混合自动机,并给出了定性定量混合建模方法。

定义　经验概率混合自动机由元组 $<M, S, T>$ 定义,其中:$M = \{m_i\}$ 为离散模式集合;$S = \{s_i\}$ 为系统连续行为集合;$T = \{t_i\}$ 为模式转移集合,$t_i = \{s_i^D, p_i, m_i^{\text{ori}}, m_i^{\text{des}}\}$,$s_i^D$ 为长度为 D 的马尔可夫序列,p_i 为转移概率,m_i^{ori} 和 m_i^{des} 分别为系统初始模式以及目标模式。

经验概率混合自动机使用 M 表示系统不同的工作模式,使用 S 表示在各个模式下的连续行为,并使用 T 表示系统在各个模式之间的转移关系。为根据系统历史数据建立系统的经验概率自动机,本文做出以下假设。

假设 1　系统行为是稳态的,即系统离散模式是有限的,各个模式下的行为是稳定的,且系统模式之间的转移条件是稳定的。

假设 2　系统模式的切换将导致系统的输入、输出出现奇异点。

假设 3　系统模式切换仅仅与系统当前模式及输入、输出值有关。

假设 1 是通过数据重构模型的基础,假设 2 是使用奇异点探测技术识别模式切换点的保证,假设 3是使用 D-Markov 重构系统模型的前提。

本文提出的经验概率混合自动机建模框架如图 2 所示。

原始数据经过奇异点检测,被分割为分段数据,每一段数据代表系统一种可能的模式;随后对每一段数据使用 SVR 建立定量模型;接着对各个 SVR 模型分配符号,当 2 个 SVR 模型的输出一致时,对其分配同一个符号。与此同时,将切换点附近的输入、输出数据符号化,与模式符号一起

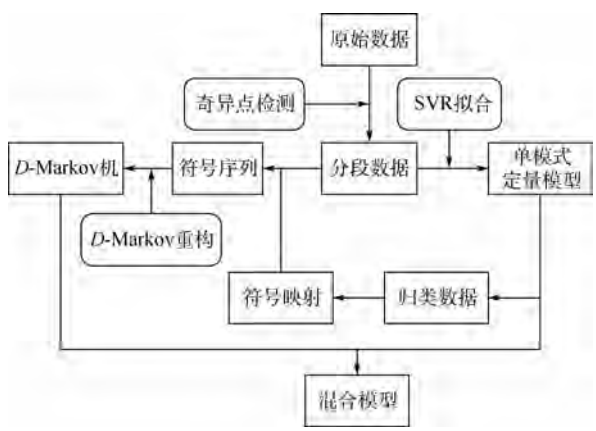


图 2　混合建模框图

Fig. 2　Block diagram of hybrid modeling

组成多维有序符号集合。再使用 D-Markov 重构符号序列，得到 D-Markov 机。D-Markov 机与单模式下定量模型共同构成 EPHA 模型。

EPHA 重构算法如下：

```
EPHA-Re-Construct
输入:混合系统历史数据 data,马尔可夫长度 D
输出:EPHA 模型 model
//使用奇异点识别技术,探测历史数据中模式切换点
switching_points
SwitchingPointsDetection(data)
//根据模式切换点得到分段数据
data_section =SplitData(data,switching_points)
//分段拟合
    svr_set ={}
    for section_i in data_section
      svr_i =svr_train(section_i)
      add svr_i into svr_set
    end
//归类与符号映射
    map_set ={}
    for svr_i in svr_set
//当 svr_i 与映射表中对应的 svr 输出结果一致时,认为已经为 svr_i 分配了符号
    if AssignedSymbol(svr_i, map_set)
//已经分配了符号时,什么都不用做
    else
//否则为 svr_i 分配新的符号,并将映射关系添加到 map_set 中
        sym = new symbol
        add map(sym, svr_i) into map_set
    end
    end
//符号化切换点附近的数据
sym_set = Symbol(data,D,switching_points)
//将模式符号与数据符号有序排列
sym_seq = Sequence(symbol in map_set + sym_set)
//D-Markov 重构
markov_machine = MarkovReConstruction(D, sym_seq)
//得到 EPHA 模型
EPHA = map_set + markov_machine
```

2.2 方法分析

系统对外输出的数据中在一定程度上包含了系统的信息与特征，使用其历史数据，能够在一定程度上重构系统。模型重构的最终目标是完全恢复系统的行为模型，但是在没有其他信息的情况下，数据中仅包含部分信息，因此不可能完全恢复系统，因此只能够使用数据近似重构原系统。

本文所提出的 EPHA 模型重构方法基于 3 点假设：

假设 1 是所有基于数据的模型重构方法的基础。当系统呈现非稳态特性时，是不可能根据数据恢复系统行为的。

假设 2 并不适用于所有混合系统的情况。但当系统切换并未引起输入、输出出现奇异点时，说明切换前后模式行为十分接近，此时使用传统的定量建模方法也能够得到比较精确的模型。即使最终 EPHA 模型中所包含的模式数目与系统真实模式数目不相同，EPHA 模型仍然能够给出系统准确的行为，是符合建模要求的。

假设 3 同样不是所有混合系统都能够满足。然而假设 3 对大多数系统而言是合理的。并且对某些特殊的系统，当由其他渠道得到模式切换影响因素时，可以很容易地将该因子符号化，扩展目前的重构方法，从而构建新的 D-Markov 机。

综上所述，本文所提出的建模方法是一种具备良好适应性与扩展性模型重构算法。

3 实验验证

为验证本文所提出建模方法的有效性，使用式(17)所描述的混合系统系统为建模对象，使用该的历史数据重构系统模型。

$$y=\begin{cases}(x-3k)^3-3(x-3k)^2+3(x-3k)+1 & 0\leqslant x-3k<1\\ \mathrm{e}^{1-(x-3k)}-\sqrt{(x-3k)-1}+1 & 1\leqslant x-3k<2\\ 0.126\,4(x-3k)^3-0.137\,6 & 2\leqslant x-3k<3\end{cases} \tag{17}$$

由式(17)可知，该系统包含 3 个工作模式，每个工作模式持续 1 s。

1）对该系统按 0.01 s 等间隔采样，前 4 s 的系统行为如图 3 所示。其中信噪比为 10 dB。

2）使用小波探测奇异点，结果如图 4 所示，在 0～4 s 之中，真实模式切换点为 1、2 与 3 s，探测到的模式切换点分别为 0.97、2.05 与 2.96 s。

3）对历史数据在各个模式下使用 SVR 单独建模，实验中使用高斯核函数，并使用粒子群优化算法确定参数。

4）将数据等间隔量化，选取 $D=1$，在模式切换点附近建立 D-Markov 机。

最终得到系统的 EPHA 混合模型。该模型

所对应的系统行为曲线与经典 SVR 模型的行为曲线如图 5 所示。将 2 种算法重复实验 10 次,使用式(18)均方误差(MSE)对实验结果进行统计,统计结果见表 1。

$$\mathrm{MSE}=\sqrt{\frac{(y_k-\hat{y}_k)^2}{n}} \tag{18}$$

式中:y_k 为第 k 个数组的观测值;$\hat{y}_k$ 为第 k 个数组的估计值;n 为数据点数目。

对比 2 种建模方法,可以看出,EPHA 模型比 SVR 模型更加精确,特别是在模式切换点附近,EPHA 有着更为明显的优势,平均误差减少 23.19%。另一方面,由表 1 中 2 种模型方差可知,EPHA 具有与 SVR 一样的稳定性。

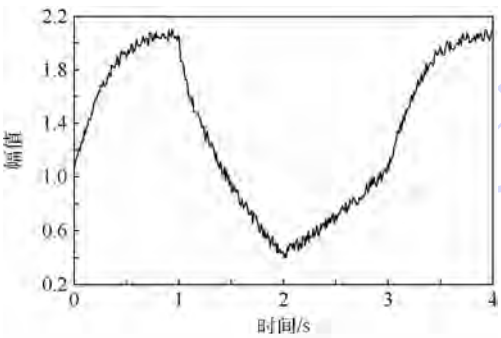


图 3　混合系统行为

Fig. 3　Behavior of hybrid system

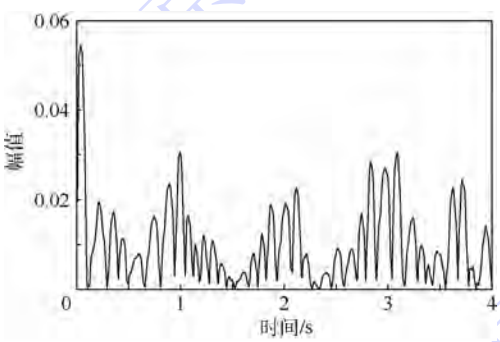


图 4　模式切换点识别

Fig. 4　Recognition of mode switching points

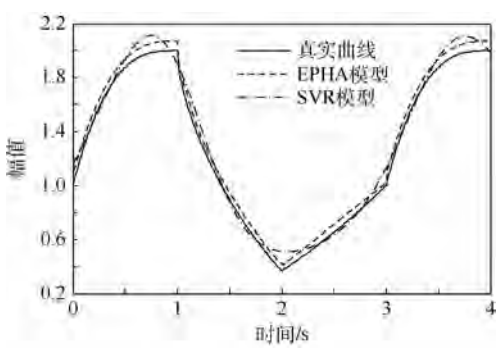


图 5　EPHA 模型与 SVR 模型系统行为曲线

Fig. 5　System behavior curves of EPHA model and SVR model

表 1　SVR 与 EPHA 均方误差

Table 1　Mean square error of SVR and EPHA

序号	均方误差	
	SVR	EPHA
1	0.089 6	0.071 6
2	0.094 5	0.067 9
3	0.094 4	0.072 8
4	0.091 6	0.073 3
5	0.093 5	0.071 8
6	0.089 6	0.072 2
7	0.091 2	0.070 1
8	0.094 2	0.071 6
9	0.093 5	0.068 7
10	0.094 5	0.072 2
方差	3.95×10^{-6}	3.11×10^{-6}
均值	0.092 7	0.071 2

4　结　论

本文针对混合系统数据驱动的建模问题进行了深入研究,提出了 EPHA 混合模型,并给出了相应的建模方法,经理论分析与实例验证,可以达到如下结论:

1) 本文提出的 EPHA 混合建模方法能够有效解决混合系统中传统定量建模方法精度差的问题,特别是在模式切换点附近,精确度远高于传统 SVR 模型,实验表明,建模误差减少约 23%。

2) EPHA 模型与传统 SVR 模型的稳定性接近,是一种可靠的数学模型。

3) EPHA 混合建模方法能够准确识别混合系统模式切换关系,对通过数据分析系统行为有着极大的帮助。

4) EPHA 模型具备良好的适应能力,当放宽假设 2 与假设 3 时,仍然能够非常容易地扩展,从而得到准确的混合模型。

参考文献 (References)

[1] SOLOMATINE D P, OSTFELD A. Data-driven modelling: Some past experiences and new approaches[J]. Journal of Hydroinformatics, 2008, 10(1): 3-22.

[2] 陈华舟,宋奇庆,石凯,等. 多维标度线性回归技术应用于人体血清临床指标的 FTIR 光谱定量分析[J]. 光谱学与光谱分析, 2015, 35(4): 914-918.
CHEN H Z, SONG Q Q, SHI K, et al. Multidimensional scaling linear regression applied to FTIR spectral quantitative analysis of clinical parameters of human blood serum[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2015, 35(4): 914-918 (in Chinese).

[3] 谭鑫,潘景昌,王杰,等. 基于线指数线性回归的恒星光谱大气物理参数测量[J]. 光谱学与光谱分析, 2013, 33(5): 1397-1400.
TAN X, PAN J C, WANG J, et al. Stellar spectrum parameter

measurement based on line index by linear regression[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2013, 33(5): 1397-1400 (in Chinese).

[4] 谷艳红,李颖,田野,等. 基于LIBS技术的钢铁合金中元素多变量定量分析方法研究[J]. 光谱学与光谱分析,2014,34(8):2244-2249.
GU Y H, LI Y, TIAN Y, et al. Study on the multivariate quantitative analysis method for steel alloy elements using LIBS[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2014, 34(8): 2244-2249 (in Chinese).

[5] CORTES C, VAPNIK V. Support-vector networks[J]. Machine Learning, 1995, 20(3): 273-297.

[6] 李元. 时间序列中变点的小波分析及非线性小波估计[M]. 北京:中国统计出版社,2002:11-41.
LI Y. Wavelet analysis for change points and nonlinear wavelet estimates in time series[M]. Beijing: China Statistics Press, 2002: 11-41 (in Chinese).

[7] GUPTA S, RAY A, SARKAR S, et al. Fault detection and isolation in aircraft gas turbine engines. Part 1: Underlying concept [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(3): 307-318.

[8] SARKAR S, YASAR M, GUPTA S, et al. Fault detection and isolation in aircraft gas turbine engines. Part 2: Validation on a simulation test bed[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(3): 319-330.

[9] CHAKRABORTY S, SARKAR S, RAY A. Symbolic identification for fault detection in aircraft gas turbine engines[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(4): 422-436.

[10] CHAKRABORTY S, SARKAR S, RAY A, et al. Symbolic identification for anomaly detection in aircraft gas turbine engines [C]// Proceedings of the 2010 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 5954-5959.

[11] SARKAR S, MUKHERJEE K, RAY A. Symbolic dynamic analysis of transient time series for fault detection in gas turbine engines[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control-Transactions of the ASME, 2012, 135(1): 359-370.

[12] MOSTERMAN P J. Hybrid dynamic systems: A hybrid bond graph modeling paradigm and its application in diagnosis[D]. Nashville, Tennessee: Vanderbilt University, 1997: 13-31.

[13] BREGON A, ALONSO C, BISWAS G, et al. Fault diagnosis in hybrid systems using possible conflicts[C]//8th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes. Laxenburg: IFAC Secretariat, 2012, 8(1): 132-137.

[14] HAHN E M, HERMANNS H. Rewarding probabilistic hybrid automata[C]// Proceedings of the 16th International Conference on Hybrid Systems: Computation and Control. New York: ACM, 2013: 313-322.

[15] HOFBAUR M W, WILLIAMS B C. Mode estimation of probabilistic hybrid systems[C]// International Workshop on Hybrid Systems: Computation and Control. Berlin: Springer-Verlag, 2002: 253-266.

[16] ZHOU G, BISWAS G, FENG W. A comprehensive diagnosis of hybrid systems for discrete and parametric faults using hybrid I/O automata [J]. IFAC-PapersOnLine, 2015, 48(21): 143-149.

作者简介:

孙泽斌 男,博士研究生。主要研究方向:故障诊断、故障预测、图像处理。

赵琦 女,博士,副教授。主要研究方向:故障诊断、通信信号处理、认知无线电。

赵洪博 男,博士,讲师。主要研究方向:故障诊断、卫星导航信号处理。

冯文全 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:故障诊断、通信信号处理、卫星导航信号处理。

张文峰 男,博士研究生。主要研究方向:故障诊断、故障预测。

杨天社 男,博士,研究员。主要研究方向:航天器故障诊断与健康管理,系统工程。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

An SVR based hybrid modeling method

SUN Zebin[1], ZHAO Qi[1], ZHAO Hongbo[1,*], FENG Wenquan[1], ZHANG Wenfeng[1], YANG Tianshe[2]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract: As computing power increases in recent years, data-driven modeling method receives much attention. Modeling methods to analyze quantitative behavior of systems with single mode have been researched much. However, most systems have multiple modes which own different continuous behavior and are influenced by continuous state when switching. This paper proposes the empirical probabilistic hybrid automata model and the qualitative and quantitative hybrid modeling method based on support vector regression (SVR). First, switching points between modes are recognized via wavelet and then the SVR sub-models are constructed for each mode. Finally, all sub-models are integrated within *D*-Markov machine. The example verification results demonstrate that the proposed method is as stable as traditional SVR model, and much more accurate than it.

Keywords: hybrid modeling; support vector regression (SVR); *D*-Markov machine; wavelet; data-driven modeling

北京航空航天大学学报

Received: 2016-04-19; **Accepted**: 2016-04-29; **Published online**: 2016-05-05 11:34
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160505.1134.001.html
Foundation item: National Basic Research Program of China
* **Corresponding author**. E-mail: bhzhb@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0101

激光光谱法尿素水溶液液膜多参数同步测量

全下文载

石建伟[1,2], 吴威[1,2], 杨荟楠[1,2,*], 郭晓龙[1,2], 苏明旭[1,2], 蔡小舒[1,2]

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 对溶液液膜温度、厚度和浓度进行定量分析对与之相关的工业过程至关重要,对其机理的研究中它们互相耦合,而传统的测量方法只能实现液膜的温度、厚度和浓度的单独测量。本文基于比尔-朗伯定律,提出一种尿素水溶液液膜的温度、厚度和浓度同步测量新方法,通过结合3个波长1 420、1 488和1 531 nm的激光,建立了尿素水溶液液膜的温度、厚度和浓度的同步反演模型。在此基础上,利用1 mm温控样品池验证了该方法的测量精度,结果表明,该方法测量尿素水溶液液膜厚度的平均误差为0.51%,液膜温度的平均误差为2.59%,液膜浓度的平均误差为6.32%。

关 键 词: 激光光谱; 液膜; 厚度; 温度; 浓度

中图分类号: TK311

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0360-06

液膜现象广泛存在于各种工业过程中[1-7]。例如汽车尾气脱硝的选择性催化还原(Selective Catalytic Reduction, SCR)系统中尾气排放管上液膜的形成[8]。在SCR系统中,利用喷射装置在汽车尾气混合管中喷射车用尿素水溶液(尿素含量32.5%),尿素水溶液在高温下发生水解和热解反应生成氨,并与尾气中的氮氧化物反应,最终使其转化成对环境无污染的氮气和水蒸气[9-11]。但是在实际喷射过程中,尿素水溶液在汽车尾气管壁上形成液膜,容易产生三聚氰胺等混合物,造成安全隐患[8]。SCR系统混合管路的形状以及尿素水溶液喷射装置的良好布置能够有效控制液膜的形成。因此,对尿素水溶液液膜厚度、温度及浓度进行定量分析,不仅能够避免尾气管堵塞造成的安全事故,更能够提高SCR系统的催化反应效率,有效降低NO_x对环境的污染。总之,对液膜的温度、厚度和浓度等参数进行研究对优化所涉及的各种工业过程具有重要的意义。

在许多情况下,溶液液膜厚度、温度以及液膜内部的成分浓度是密切相关的,对其机理等的研究中这些参数相互耦合,给模型建立和求解带来困难。传统的测量方法只能实现对单个参数(厚度、温度或浓度)的测量,无法同时测量,例如电容法只能实现液膜厚度的测量[12-13],折光法[14]和密度法只能实现浓度的测量等。溶液温度测量方法,如采用热电偶等,虽然操作简单,价格低廉,但这些方法在测量时会对被测对象造成干扰,响应较慢,且均不适用于较薄的溶液液膜测量。因此,研究出一种高精度、高灵敏度的溶液液膜的温度、厚度和浓度同步测量方法是很有必要的。

本文提出一种基于激光吸收光谱法的尿素水溶液液膜厚度、温度和浓度同步测量新方法。研究了不同浓度(5% ~35%)、不同温度(25 ~50℃)

收稿日期: 2016-01-26; **录用日期**: 2016-06-02; **网络出版时间**: 2016-09-09 09:00
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160909.0900.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51676130,51306123); 博士点基金联合资助课题(20133120120008); 上海市科委科研计划(13DZ2260900); 上海高校青年教师培养资助计划

* **通讯作者**: E-mail: yanghuinan@usst.edu.cn

引用格式: *石建伟, 吴威, 杨荟楠, 等. 激光光谱法尿素水溶液液膜多参数同步测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 360-365. SHI J W, WU W, YANG H N, et al. Simultaneous measurement of multi-parameter of liquid film for urea-water-solution by laser spectroscopy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 360-365 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

的尿素水溶液在近红外区域(6000 ~ 8000 cm^{-1})的吸收光谱,发现浓度和温度变化都会使尿素水溶液的吸收谱线产生偏移。本文通过分析尿素水溶液吸收率 k 与浓度 c 和温度 T 的关系,并结合3 个不同的波长 1 420、1 488 和 1 531 nm 的激光,建立了尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度反演模型,并对该模型的测量精度进行了验证。

1　理论与建模

1.1　尿素水溶液吸收光谱

Yang 等[15]精确地测量了液态水在近红外区不同温度(25 ~ 75℃)的红外吸收截面,Halbout 等[16]测定了尿素单晶体在近红外区域的透射曲线,Yang 等[17-18]精确测量了尿素水溶液常温下不同质量浓度(5% ~ 50%)的吸收光谱。然而现有的研究中并没有精确的温度的尿素水溶液吸收光谱数据。本文将不同浓度(5% ~ 35%)、不同温度(25 ~ 50℃)的尿素水溶液放置在光程为 1 mm 的石英样品池中,用光谱分辨率为 0.125 cm^{-1} 的傅里叶变换红外光谱仪(FTIR)对其进行扫描,测得了不同质量浓度、不同温度的尿素水溶液的吸收率 k。分析数据表明,浓度和温度变化都会使尿素水溶液的吸收谱线产生偏移。当温度不同时,尿素水溶液吸收谱线形状随浓度的变化趋势相同;当浓度不同时,尿素水溶液吸收谱线形状随温度的变化趋势相同,因此本文只列出了尿素水溶液温度为 30℃时,不同浓度(5% ~35%)以及浓度为 10% 时,不同温度(25 ~ 50℃)下的尿素水溶液吸收光谱,如图 1 所示。从图 1(a)和图 1 (b)可以看出,浓度和温度的变化均会使尿素水溶液吸收光谱产生偏移,且某一特定波数下,尿素水溶液吸收率与温度无关,但是该波数位置会随着浓度的改变而不同(如图 1(b)浓度为 10% 时,该特定波数位置为 6928.5 cm^{-1}, 而浓度为 20% 时,波数位置为 6939.5 cm^{-1})。

1.2　尿素水溶液液膜温度、厚度与浓度计算

由比尔-朗伯定律可知,一束光通过吸收介质时,其透射率为

$$\tau(v) = I_t/I_0 = \exp(-k(v,c,T)L) \tag{1}$$

式中:I_t 和 I_0 分别为透射光和入射光的光强;L 为吸收介质的光程,cm,即本文中液膜的厚度;$k(v,c,T)$ 为介质的吸收率,cm^{-1},它是波长 v、吸收介质质量浓度 c 和温度 T 的函数,因此,在特定波长下,吸收率仅为吸收介质质量浓度 c、温度 T 的函数。

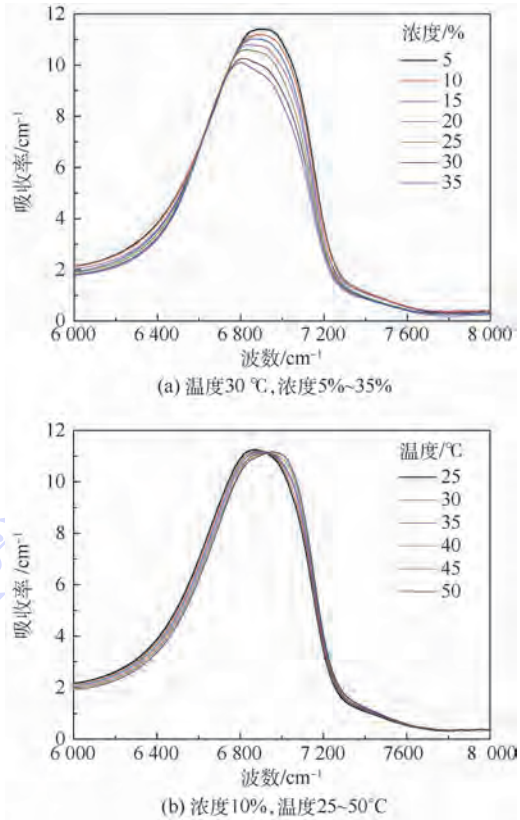


图 1　温度 30℃,不同浓度(5% ~ 35%)以及浓度 10% 不同温度(25 ~ 50℃)的尿素水溶液吸收光谱

Fig. 1　Absorption spectra of urea-water-solution with different mass fraction (5% – 35%) at 30℃ and with mass fraction of 10% at different temperature (25 – 50℃)

通过对不同浓度(5% ~ 35%)、不同温度(25 ~ 50℃)的尿素水溶液吸收光谱分析可知,其吸收率 k 和浓度 c、温度 T 的关系可表示为

$$k(v_i) = (A_iT + B_i)c + (D_iT + E_i) \tag{2}$$

式中:$k(v_i)$ 表示波数为 v_i 时,尿素水溶液的吸收率;A_i、B_i、D_i、E_i 为与之相关的系数,通过拟合得到。因此,波长为 v_i 的激光通过尿素水溶液液膜时,其透射率 $\tau(v_i)$ 是尿素水溶液液膜质量浓度 c、温度 T 以及其厚度 L 的函数。

考虑 3 个波长 v_1、v_2、v_3,并将这 3 个波长所对应的尿素水溶液吸收率 $k(v_1)$、$k(v_2)$、$k(v_3)$ 代入式(1)可得

$$\tau(v_1) = \exp\{-[(A_1T + B_1)c + (D_1T + E_1)]L\} \tag{3}$$

$$\tau(v_2) = \exp\{-[(A_2T + B_2)c + (D_2T + E_2)]L\} \tag{4}$$

$$\tau(v_3) = \exp\{-[(A_3T + B_3)c + (D_3T + E_3)]L\} \tag{5}$$

在反演模型建立过程中发现,利用式(3)~式(5)联立求解溶液液膜的温度、厚度和浓度时,它们互相耦合,其求解精度相互影响。液膜厚度的求解精度对其浓度和温度的求解精度影响非常大,当液膜厚度的求解相对误差超过2%时,温度和浓度的求解误差可能超过20%,甚至更大,低浓度时,浓度的反演值有时甚至为负值,因此,不能通过联立式(3)~式(5)直接求解溶液液膜的温度、厚度和浓度。

通过对不同浓度、不同温度的尿素水溶液吸收光谱进一步分析可知,若溶液液膜的温度已知,则选取2个波数构成1对波长组合,利用比尔-朗伯定律组成方程组,则可求得溶液液膜的厚度和浓度。通过对数据的进一步分析发现,假设温度已知,用2对波长组合 $v_1 = 1\,420$ nm & $v_2 = 1\,488$ nm 和 $v_1 = 1\,420$ nm & $v_3 = 1\,531$ nm 分别求解浓度和厚度时,当温度为实际温度时,2对波长组合求得的厚度和浓度的值非常接近,2组波长求解的浓度值差异 $\delta c < 0.5\%$,厚度值差异 $\delta L < 5$ μm。若温度与实际值偏差较大,则2对波长组合求得的厚度和浓度的差超过这个值。表1为 $v_1 = 1\,420$ nm, $v_2 = 1\,488$ nm 和 $v_3 = 1\,531$ nm 3个波长所对应的与尿素水溶液吸收率有关的系数 A_i、B_i、D_i、E_i 的值。

表1 3个波长所对应的 A_i、B_i、D_i、E_i 的值

Table 1 Values of A_i, B_i, D_i and E_i at three corresponding wavelengths

波长/nm	A_i	B_i	D_i	E_i
1 420	-0.052 33	-8.446 49	0.048 91	10.430 74
1 488	0.067 71	-0.713 14	-0.048 41	11.484 23
1 531	0.029 85	-2.452 57	-0.036 21	6.917 73

$v_1 = 1\,420$ nm & $v_2 = 1\,488$ nm:

$$\tau(v_1) = \exp\{-[(A_1T + B_1)c_{12} + (D_1T + E_1)]L_{12}\} \tag{6}$$

$$\tau(v_2) = \exp\{-[(A_2T + B_2)c_{12} + (D_2T + E_2)]L_{12}\} \tag{7}$$

$v_1 = 1\,420$ nm & $v_3 = 1\,531$ nm:

$$\tau(v_1) = \exp\{-[(A_1T + B_1)c_{13} + (D_1T + E_1)]L_{13}\} \tag{8}$$

$$\tau(v_3) = \exp\{-[(A_3T + B_3)c_{13} + (D_3T + E_3)]L_{13}\} \tag{9}$$

本文所建立的尿素水溶液液膜的温度、厚度和浓度同步反演模型为:首先假设一个温度值,利用1 420 nm & 1 488 nm 组合,由式(6)、式(7)联立求得浓度 c_{12} 和厚度 L_{12};利用1 420 nm & 1 531 nm 组合,由式(8)、式(9)联立求得浓度 c_{13} 和厚度 L_{13},若 $|c_{12} - c_{13}| < 0.5\%$,且 $|L_{12} - L_{13}| < 5$ μm,则温度 T 为当前假设温度值,浓度 c 为 $(c_{12} + c_{13})/2$,厚度 L 为 $(L_{12} + L_{13})/2$。否则应重新假设温度值,再次进行浓度和厚度的循环计算,直到2组波长求解的浓度和厚度值差异满足条件为止。

2 实验验证

本文利用1 mm 温控样品池,对尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度同步测量方法的测量精度进行了验证。实验过程中,利用波分复用器将3个DFB半导体激光器输出的3束激光耦合成一束光,通过准直器聚焦后穿过置于1 mm 温控样品池内的不同浓度(5%~35%)、不同温度(25~50℃)的尿素水溶液液膜,并利用凸透镜汇聚进入接收光线,之后利用光栅将这3束被耦合的激光分开,并分别被3个铟砷化镓探测器(Thorlabs, PDA10CS-EC)接收,如图2所示。实验数据的采集和处理过程均在LabVIEW中进行。图3为尿素水溶液液膜的厚度、浓度和温度的反演结果。(厚度为1 000 μm)

验证结果表明,该方法在温度(25~50℃)、浓度(5%~35%)的范围内,厚度的平均测量误差为0.51%;温度的平均测量误差为2.59%;浓度的平均测量误差为6.32%。由此可以看出,本文提出的新方法可以实现较高精度的尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度同步测量。

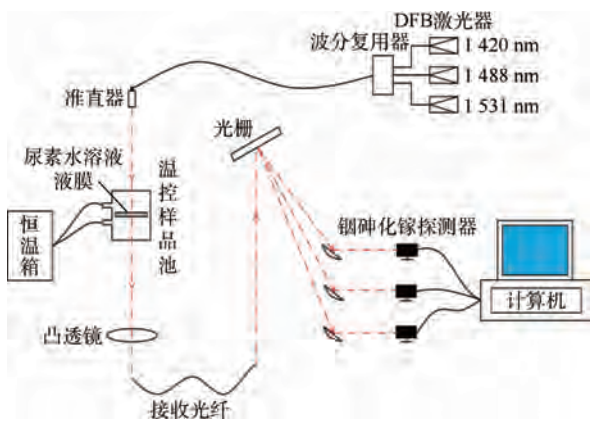


图2 实验装置图

Fig. 2 Schematic drawing of experimental setup

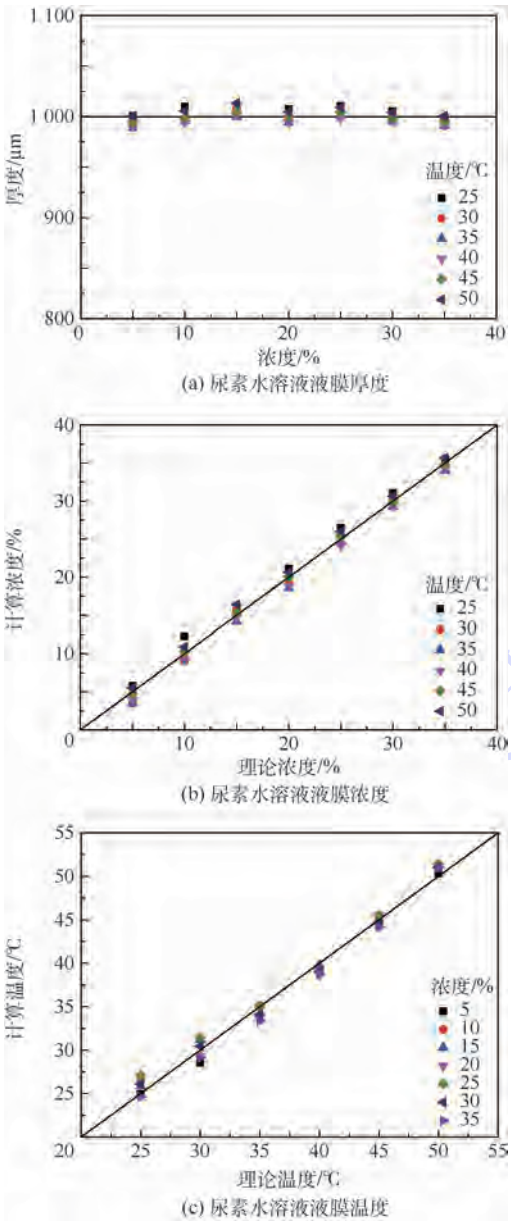


图 3　尿素水溶液液膜厚度、浓度及温度反演结果

Fig. 3　Calculated results of film thickness, mass fraction and temperature for urea-water-solution

3　结　论

1）利用高光谱分辨率的傅里叶变换红外光谱仪(FTIR),测得 1 mm 的样品池内不同浓度(5%～35%)、不同温度(25～50℃)的尿素水溶液光谱吸收曲线。

2）提出了一种基于比尔-朗伯定律的尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度同步测量新方法。通过对不同浓度、不同温度尿素水溶液光谱吸收曲线分析,得出尿素水溶液吸收率 k 与浓度 c 和温度 T 的关系。通过结合 3 个不同的波长 1 420、1 488和 1 531 nm,建立了尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度反演模型。

3）利用 1 mm 温控样品池,对本文提出的新方法的测量精度进行了验证。结果表明,该方法在不同温度(25～50℃)、不同浓度(5%～35%)的范围内,厚度、温度和浓度的平均测量误差分别为 0.51%、2.59%、6.32%。因此,本文提出的 3 个波长尿素水溶液液膜温度、厚度和浓度同步测量方法具有较高的精度。未来工作中,将建立波长优选法则,从而实现液膜多参数的高精度测量。

参考文献（References）

[1] SUN Y Z, SONG X F, JIN M M, et al. Gas-liquid reactive crystallization of lithium carbonate by a falling film column[J]. Industrial Engineering Chemistry Research, 2013, 52(49): 17598-17606.

[2] PAUTSCH A G, SHEDD T A, NELLIS G F. Thickness measurements of the thin film in spray evaporative cooling[C]// 9th Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 1: 70-76.

[3] MAWHINNEY J R, RICHARDSON J K. A review of water mist fire suppression research and development[J]. Fire Technology, 1996, 33(1): 54-90.

[4] KAY K Y, ASTERIOS G, RALF Z, et al. Catalyst preparation and deactivation issues for nitrobenzene hydrogenation in a microstructure falling film reactor[J]. Catalysis Today, 2003, 81(4): 641-651.

[5] 苏风民,马鸿斌,高洪涛,等. 基于薄液膜蒸发的超高速冷冻方法初探[J]. 工程热物理学报,2014,35(3):538-540.
SU F M, MA H B, GAO H T, et al. Preliminary study of ultra-fast cooling methods utilizing thin film evaporation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(3): 538-540(in Chinese).

[6] 陈世昌,马建平,张先明,等. 竖直降液膜流动在反应工程中的应用[J]. 化工进展,2014,33(10):2528-2534.
CHEN S C, MA J P, ZHANG X M, et al. Advances in application of falling liquid film for reaction engineering[J]. Chemical Industry and Engineering Progress, 2014, 33(10): 2528-2534(in Chinese).

[7] 戴干策. 化学工程基础:流体流动、传热及传质[M]. 北京:中国石化出版社,1991:25-32.
DAI G C. Chemical engineering foundation: Fluid flow, heat transfer and mass transfer[M]. Beijing: China Petrochemical Press, 1991: 25-32(in Chinese).

[8] BIRKHOLD F, MEINGAST U, WASSERMANN P, et al. Analysis of the injection of urea-water-solution for automotive SCR DeNO$_x$-systems: Modeling of two-phase flow and spray/wall-interaction: 2006-01-0643[R]. Warrendale, PA: SAE International, 2006.

[9] 陈冯,王谦,何志霞,等. 柴油机尿素 Urea-SCR 喷射过程参数优化及数值模拟研究[J]. 内燃机工程,2015, 36(1): 23-30.
CHEN F, WANG Q, HE Z X, et al. Optimization and numerical

simulation of urea spray parameters in diesel engine SCR system [J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2015, 36(1):23-30(in Chinese).

[10] 余皎,王军,佟德辉,等. 重型柴油机 SCR 系统布置优化设计[J]. 内燃机与动力装置,2010(4):25-29.
YU J, WANG J, TONG D H, et al. Configuration optimization of the SCR system for a heavy duty dieset engine[J]. Internal Combustion Engine and Power Plant, 2010(4):25-29(in Chinese).

[11] 喻小伟,李宇春,蒋娅,等. 尿素热解研究及其在脱硝中的应用[J]. 热力发电,2012,41(1):1-5.
YU X W, LI Y C, JIANG Y, et al. Study on pyrolysis of urea and its application in denitrifcation[J]. Thermal Power Generation, 2012, 41(1):1-5(in Chinese).

[12] 崔洁,陈雪莉,王清立,等. 电导法测量新型旋风分离器内液膜的分布规律[J]. 化工学报,2009,60(6):1487-1493.
CUI J, CHEN X L, WANG Q L, et al. Double-parallel conductance probe for measuring thickness of liquid film in new-type cyclone separator[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2009, 60(6):1487-1493(in Chinese).

[13] 张锋,耿皎,马少玲,等. 利用电容法测量降膜厚度[J]. 测量与设备,2005(4):34-35.
ZHANG F, GENG J, MA S L, et al. Measurement of the falling film thickness by capacitance method[J]. Measurement and Equipment, 2005(4):34-35(in Chinese).

[14] 郑丽行,樊小林,刘刚,等. 折光率测定尿素含量的方法研究[J]. 西北农林科技大学学报(自然科学版),2010,38(12):93-98.
ZHENG L X, FAN X L, LIU G, et al. Study on refractive index method for determination of urea concentration[J]. Journal of Northwest A & F University (Natural Science Edition), 2010, 38(12):93-98(in Chinese).

[15] YANG H, GRESZIK D, DREIER T, et al. Simultaneous measurement of liquid water film thickness and vapor temperature using near-infrared tunable diode laser spectroscopy[J]. Applied Physics B: Lasers and Optics, 2010, 99(3):385-390.

[16] HALBOUT J M, BLIT S, DONADSON W, et al. Efficient phase-matched second-harmonic generation and sum-frequency mixing in urea[J]. IEEE Journal of Quantum Electronics, 1979, 15(10):1176-1180.

[17] YANG H N, GUO X L, SU M X, et al. Novel method for simultaneous measurement of film thickness and mass fraction of urea-water solution[J]. Chinese Optics Letters, 2014, 12(12):123102.

[18] YANG H N, GUO X L, ZHOU W, et al. Investigation on liquid film of urea-water solutions with diode laser absorption spectroscopy[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(4):73-1-73-7.

作者简介:

石建伟 男,硕士研究生。主要研究方向:激光光谱测量方法。

杨荟楠 女,博士,副教授。主要研究方向:激光光谱测量方法与应用。

北航学报 赠阅

Simultaneous measurement of multi-parameter of liquid film for urea-water-solution by laser spectroscopy

SHI Jianwei[1,2], WU Wei[1,2], YANG Huinan[1,2,*], GUO Xiaolong[1,2], SU Mingxu[1,2], CAI Xiaoshu[1,2]

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China)

Abstract: Quantitative analysis of liquid film temperature, thickness and mass fraction is extremely crucial to the relevant industrial processes, and these parameters are mutually coupled in the study of the mechanism for heat transfer. Temperature, thickness and mass fraction of liquid film, however, can only be determined individually by conventional measurement techniques. In this paper, a novel measurement method based on Beer-Lambert law to measure the film temperature, thickness and mass fraction of urea-water-solution simultaneously was developed by combining three lasers with different wavelengths: 1 420, 1 488 and 1 531 nm. In addition, measurement accuracy of this method was validated by a sample cell with controlled temperature and 1 mm optical path length. The experimental results reveal that average relative errors of thickness, temperature and mass fraction of urea-water-solutions measured by the developed method are 0.51%, 2.59% and 6.32%, respectively.

Keywords: laser spectroscopy; liquid film; thickness; temperature; mass fraction

北京航空航天大学学报

Received: 2016-01-26; **Accepted**: 2016-06-02; **Published online**: 2016-09-09 09:00

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160909.0900.001.html

Foundation items: National Nature Science Foundation of China (51676130, 51306123); the Joint Specialized Research Found for the Doctoral Program of Higher Education (20133120120008); Research Project of Shanghai Municipal Science and Technology (13DZ2260900); Cultivation of Young Teachers in Colleges and Universities Funded Program in Shanghai

* **Corresponding author**. E-mail: yanghuinan@usst.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0097

双支板超燃冲压发动机燃烧特性研究

全下文载

纪鹏飞，徐旭*，陈兵，朱韶华，刘刚

（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083）

摘 要：为研究分级喷注超燃冲压发动机火焰稳定、燃烧状态及火焰传播特性，以双支板超燃燃烧室为基本构型，开展了当量比连续调节试验研究。模拟低飞行马赫数5.5工况，燃烧室入口马赫数为2，总温1436 K，试验表明：燃烧室单独上游喷注熄火当量比为0.19，该值不受下游燃烧的影响；单独下游喷注熄火当量比为0.46，上游火焰会削弱下游当量比变化对壁面压力的影响，并且会使下游熄火当量比值降低。通过调节上游当量比可实现燃烧状态的转换，转换过程存在迟滞。模拟高飞行马赫数6.5工况，燃烧室入口马赫数为3，总温1899 K，试验表明：随着总温的增加，单独上游喷注可实现点火和稳焰，上游火焰发生抬举，燃烧室抗反压能力增强，可喷注更多燃料。

关 键 词：超燃冲压发动机；燃烧；支板；当量比；迟滞
中图分类号：V235.123
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0366-09

超燃冲压发动机一直以来被认为是高超声速推进的最佳动力选择。超燃冲压发动机的核心在于燃烧室，实现可靠稳焰和高效燃烧是国内外学者研究的关键问题之一。目前火焰稳定装置有很多形式，其中以支板、凹腔和斜坡较为多见[1]。

支板作为重要的火焰稳定工具，由美国国家航空航天局 Langley 研究中心率先提出[2]。支板可以把燃料喷注到燃烧室气流核心区，提高燃烧效率。宋冈霖等[3]研究了支板凹腔一体化燃烧室，认为支板后低速回流区是稳焰的重要区域。Tabejamaat 等[4]研究了不同厚度的支板，认为支板稳焰能力取决于支板的厚度，对于氢燃料来讲，如果支板厚度小于 7 mm，将无法实现点火和稳焰，如果要实现可靠的火焰稳定，支板厚度不能小于 10 mm。范周琴等[5]认为，燃料从支板尾部喷出后形成典型的扩散火焰，增大支板的厚度可使燃烧释热速度变快，能够满足燃烧室快速燃烧的要求，有利于减小燃烧室长度。对于碳氢燃料发动机，火焰稳定所需要的支板厚度将会更大。支板厚度增加也会带来一定的问题，其中最主要的是支板阻力的增大。苏义和刘卫东[6]通过试验研究认为：支板阻力会随着支板厚度增加而增加。在支板后形成稳定火焰后支板阻力会减小，且当量比(ER)越大支板阻力越小。

如果燃烧室只有单级支板进行喷注，局部集中释热难以使掺混效果和燃烧效率提高。为了解决这一问题，研究人员提出了多级支板组合喷注方案。多级喷注可以明显改善释热集中、燃烧效率低等问题[7-11]。

多级喷注必然会涉及到燃料分配问题，不同的燃料分配比例会造成燃烧现象和燃烧室性能的显著差异。Nakaya 等[12]研究了乙醇燃料超燃燃烧室，发现在不同当量比下，燃烧室存在 2 种燃烧状态：瞬时燃烧状态和强燃烧状态，强燃烧状态会

收稿日期：2016-01-26；**录用日期**：2016-03-25；**网络出版时间**：2016-05-03 15:08
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1508.001.html
基金项目：国家自然科学基金（51276007）
*通讯作者：E-mail：xuxu@buaa.edu.cn

引用格式：纪鹏飞，徐旭，陈兵，等. 双支板超燃冲压发动机燃烧特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：366-374.
JI P F，XU X，CHEN B，et al. Combustion performance investigation of a dual-struts scramjet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：366-374 (in Chinese).

造成燃烧室出现较大压升，而瞬时燃烧状态不会对燃烧室压力分布造成影响。Hande 和 Marathe[13]利用数值模拟技术研究了基于多支板喷注的超燃燃烧室特性，认为燃料合理分配可以带来燃烧效率的增加，同时使燃烧室出口温度分布更加均匀。宗有海[14]利用试验手段研究了煤油燃料多支板超燃燃烧室，结果发现增加支板数量将喷注分散开来可以增强掺混，燃烧更易向上游传播，但上游的燃烧会削弱下游的燃烧强度，利用支板喷注结合凹腔稳焰可以使燃烧效果更好，有利于提高燃烧室比冲。

燃料也会影响多级喷注超燃燃烧室工作特点，用于超燃燃烧室的燃料主要有氢气、乙烯和煤油。氢气、乙烯为小分子气态燃料，容易实现点火和火焰稳定。煤油为大分子液态碳氢燃料，较难实现点火和稳定燃烧。范学军等[15]证明了两级喷注可以显著提高煤油燃料燃烧室性能，且两级喷注的喷孔数量和孔径不会影响燃烧室性能。江强等[16]基于直连试验，研究了支板凹槽组合构型燃烧室工作特性，在宽泛的当量比范围内实现了燃烧室的可靠点火与稳定燃烧。

以上不仅研究了支板喷注和稳焰特性，也证明了煤油燃料超燃燃烧室分级喷注对于燃烧室性能提升的有效性。但是受到支板稳焰能力的限制和不同的当量比分配的影响，两级喷注未必能够实现分级燃烧，燃烧现象的差异将影响燃烧室工作特性。此外，对于两级喷注和稳焰来讲，分级燃烧间必然存在影响与联系。如何根据需要实现不同的燃烧状态的转换以及燃烧状态转换特性的研究是必要的。

本文使用线性连续可调文氏管控制燃料流量，研究不同当量比分配下双支板燃烧室稳焰特性和燃烧状态，通过当量比调节实现了燃烧状态的转换，并对转换特性进行了研究。

1　试验方法

1.1　试验设备

试验在北航直连式超燃冲压发动机试验台上进行。用氢气在空气中燃烧来模拟高焓气流，空气在加热前混入一定质量的氧气，保证加热后气流的氧气摩尔分数与加热前一致。加热后的空气经过拉瓦尔喷管膨胀加速，经隔离段进入燃烧室。表 1 为试验发动机的入口参数。燃烧室构型如图 1所示，共有上下游两级支板，上游支板厚度为 8 mm，下游支板厚度为 20 mm，两级支板 90°垂直分布，下游支板后置有凹腔。支板喷孔直径 0.4 mm，上游支板喷孔距离支板尾缘 140 mm，下游支板喷孔距离支板尾缘 40 mm。燃烧室上壁面单边扩张，两级支板间扩张角为 2°，凹腔后扩张角为 3°。

表 1　入口参数

Table 1　Inlet parameters

入口参数类别	总质量流量/(kg·s^{-1})	模拟飞行马赫数	马赫数	总温/K	总压/MPa
a	2.655	5.5	2.0	1436	0.78
b	2.044	6.5	3.0	1899	2.13

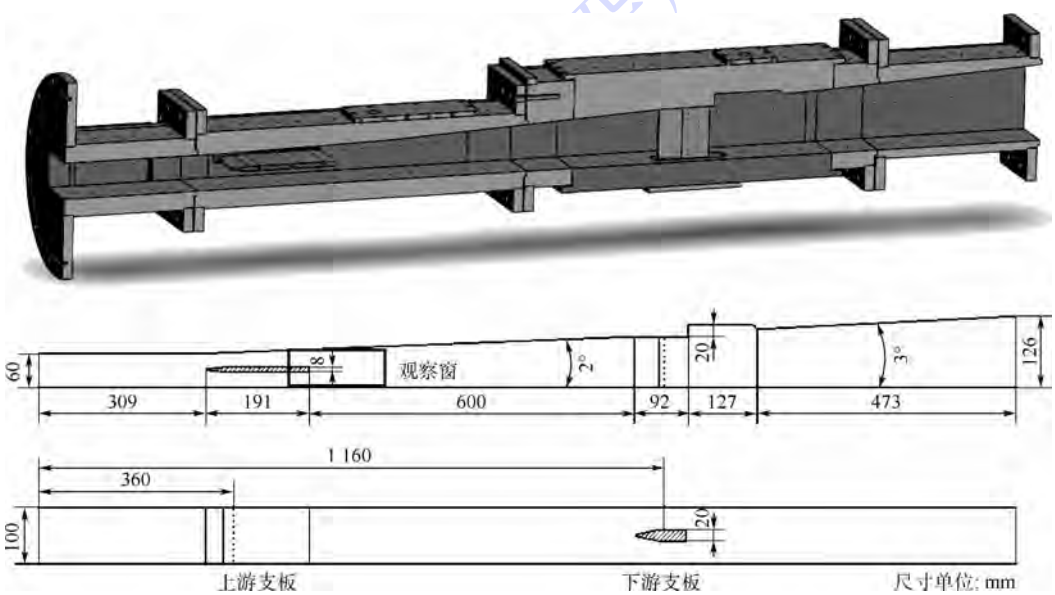


图 1　燃烧室、支板和观察窗结构

Fig. 1　Configurations of combustion chamber, struts and inspection window

发动机使用煤油燃料,煤油经过支板喷孔垂直喷注到燃烧室中。试验中所有气体工质均使用音速喷嘴控制流量,所有液体工质均使用文氏管控制流量。为了实现煤油流量随时间线性变化的要求,试验设计了一组可调文氏管,结构如图 2 所示。针栓通过壳体和周向限位块进行支承定位,针栓可以在线性步进电机的驱动下实现相对于文氏管喉部的水平移动。针栓行程最小时(标定时以此位置为 0 点),针栓尾部定位块紧贴轴向限位块左侧;针栓行程最大时,针栓尾部定位块紧贴步进电机右侧。

可调文氏管的标定结果如图 3 所示。各散点是可调文氏管入口压力为 6 MPa 试验标定的数据,直线为散点拟合处理得到的针栓行程与煤油流量关系函数的图像。在试验结果分析时,通过

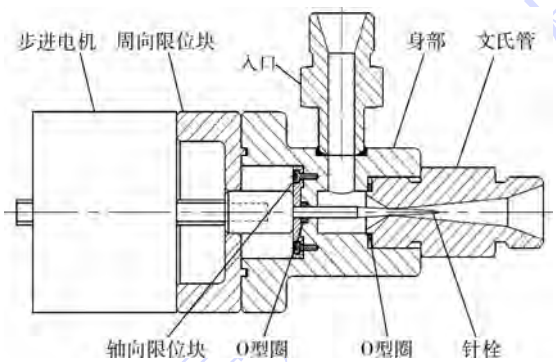


图 2 可调文氏管结构

Fig. 2 Structure of adjustable venturi

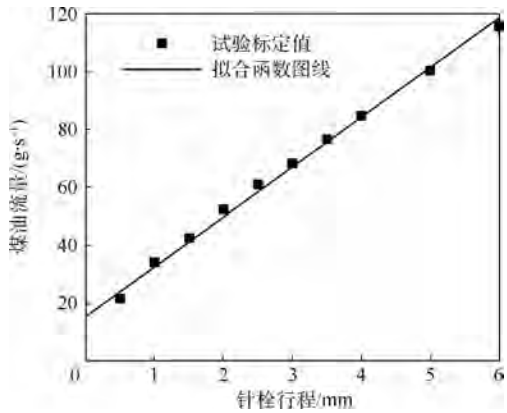


图 3 可调文氏管流量

Fig. 3 Mass flow rate of adjustable venturi

不同时刻针栓的行程数值代入拟合函数进行计算,可得到该行程位置的煤油流量值。

可调文氏管能够实现煤油 15 ~ 120 g/s 范围流量调节。根据标定结果,煤油流量与针栓行程之间的线性函数式可以表达为

$$m = 17.259a + 15.154$$

式中:m 为煤油流量,g/s;a 为针栓行程,mm。

可调文氏管在针栓线均匀进给的条件下,能够实现流量线性变化。另外在多次标定和针栓往复调节的情况下,流量数据也呈现了很好的重复性。

1.2 试验工况

试验当量比分配、当量比变化范围及调节时间如表 2 所示。

表 2 试验工况

Table 2 Experiment condition

工况	入口参数类别	上游当量比(线性匀速调节)	下游当量比(线性匀速调节)	当量比调节时间/s
Case 1	a	0.3 减少至 0.1	0.7	3
Case 2	a	0	0.6 减少至 0.3	2
Case 3	a	0.3 减少至 0.1	0	3
Case 4	a	0.3 减少至 0.1	0.6,点火后变至 0	3
Case 5	a	0.4	0.6 减少至 0.3,再增加至 0.6	2.4
Case 6	a	0.4 减少至 0.1,再增加至 0.4	0.7	2.4
Case 7	b	0.5 减少至 0.3,再增加至 0.5	0	2.4

2 试验结果与分析

2.1 低飞行马赫数燃烧室稳焰特性

2.1.1 燃烧室稳焰形式

由于燃烧室单边扩张,沿流向燃烧室截面积增加,因此可容纳的释热量也增加。试验发现,双支板燃烧室上游当量比超过 0.4,燃烧室将发生溢流,因此需要将大部分燃料分配至燃烧室下游喷注。在下游大当量比喷注时,双级喷注燃烧室存在 2 种不同的燃烧现象。以 Case 1 为例,上游当量比由 0.3 下降到 0.1 的过程中,上游当量比变化导致燃烧状态发生改变。在上游支板喷注当量比较高时,上下游支板均能实现稳定的火焰驻留,称为上游燃烧状态;在上游支板喷注当量比较低时,上游火焰熄灭,喷注的燃料全部集中到下游支板后燃烧,称为下游燃烧状态。图 4 为 Case 1 工况燃烧室壁面压力分布。在上游燃烧状态,上游当量比的变化只会影响下游支板前的壁面压力分布,上游燃烧状态变化到下游燃烧状态的上游当量比为 0.19。

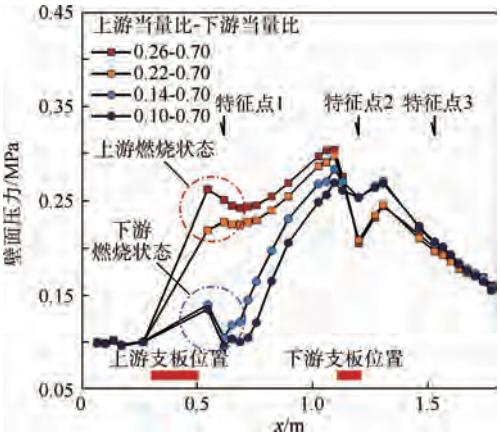


图 4　Case 1 不同上游当量比壁面压力分布

Fig. 4　Wall pressure distribution of Case 1 with different upstream equivalence ratios

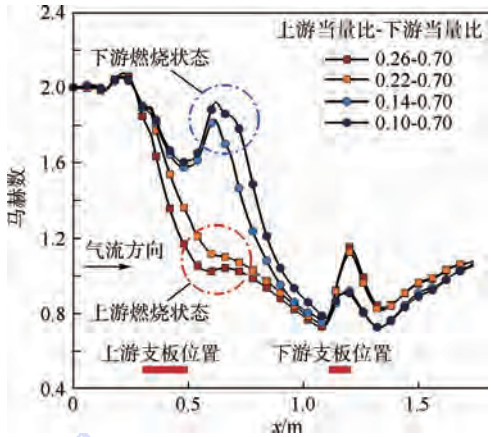


图 5　Case 1 不同上游当量比马赫数分布

Fig. 5　Mach number distribution of Case 1 with different upstream equivalence ratios

在上游燃烧状态，燃烧室壁面压力表现有 3 个峰值，峰值位置分别对应上游支板尾缘、下游支板前缘和凹腔。而对于下游燃烧状态，燃烧室壁面压力表现有一个峰值，峰值位置对应下游支板前缘到凹腔。根据壁面压力随当量比调节的变化特点，可以使用部分位置的压力测点来对燃烧室特征进行描述。上游支板尾缘处压力测点记作特征点 1，下游支板尾缘处压力测点记作特征点 2，特征点 1 和特征点 2 可反映燃烧状态的变化；凹腔后扩张段压力测点记作特征点 3，其中特征点 3 可以反映下游当量比变化对燃烧室带来的影响，以上位置在图 4 中已作出标记。

一维冲量分析法可以根据燃烧室构型和试验壁面压力等数据反算沿程马赫数分布，文献[1]对一维冲量分析的逆方法做出了详细阐述。采用一维冲量分析法对双支板燃烧室沿程马赫数进行处理，可知 2 种燃烧状态的沿程马赫数分布存在较大差异，如图 5 所示：对于上游燃烧状态，气流从上游支板位置开始减速，在下游支板前缘位置气流马赫数降到最低，此时气流已降至亚声速，气流在下游支板处短暂加速，随后在下游燃烧作用下再次变为亚声速，气流在凹腔下游扩张通道内形成热力喉道；对于下游燃烧状态，气流马赫数经过上游支板略有下降，在上游支板尾部流道扩张的作用下得以恢复，气流在下游支板壅塞和下游燃烧综合作用下形成大范围亚声速区，随后在凹腔下游扩张通道内膨胀加速，其热力喉道位置较上游燃烧状态略偏下游。由于燃烧室下游支板厚度达到 20 mm，占燃烧室流道宽度的 1/5，只要燃烧室实现稳定燃烧，不论哪种燃烧状态，其下游一定存在较大亚声速范围。

2.1.2　单级喷注稳焰特性

通常情况下，在燃烧室点火和稳焰方面，两级支板是存在相互作用和影响的。为了探究二者之间的相互作用关系，首先需要开展基于单级喷注的试验研究。

Case 2 主要研究单独下游喷注燃烧室工作特性，下游喷注当量比从 0.6 线性下降至 0.3，当量比调节耗时 2 s。特征点 2 和特征点 3 压力随时间变化曲线如图 6 所示，燃烧室沿程壁面压力如图 7 所示，燃烧室壁面压力峰值随着当量比的减小而下降。当量比低于 0.46，燃烧室发生熄火，因此燃烧室单独下游喷注的熄火极限当量比为 0.46。

Case 3 设计目的是研究燃烧室单独上游稳焰特性，但该工况始终不能成功点火。为此设计了 Case 4 试验，试验先通过双级喷注进行点火，等点火完成关闭下游喷注，单独对上游喷注燃料流量进行调节。试验证明，Case 4 可以实现单独上游火焰稳定。图 8 为部分工况的沿程壁面压力分布。与 Case 1 相比，燃烧室下游支板后压力峰消失，下游支板前的压力分布并不会受到影响。单独上游喷注的熄火极限当量比仍为 0.19。

根据试验结果，显然并不是支板厚度越大熄火当量比越小，相比于氢燃料，煤油燃料多出雾化和蒸发过程，因此喷孔与支板尾缘的距离会直接影响支板熄火当量比。从 Case 2 和 Case 4 试验现象来看，煤油从喷孔喷注后，大约需要 40 mm 左右的距离蒸发完毕。下游支板厚度大，但喷孔距离支板尾缘距离短，在到达支板尾部回流区时燃料尚来不及充分蒸发和掺混，因此即便配合凹腔来稳焰，下游熄火当量比仍然达到 0.46。上游支板厚度小，点火困难，但喷孔距离支板尾缘距离长，在到达尾部回流区前燃料已经全部蒸发，因此熄火当量比低至 0.19。

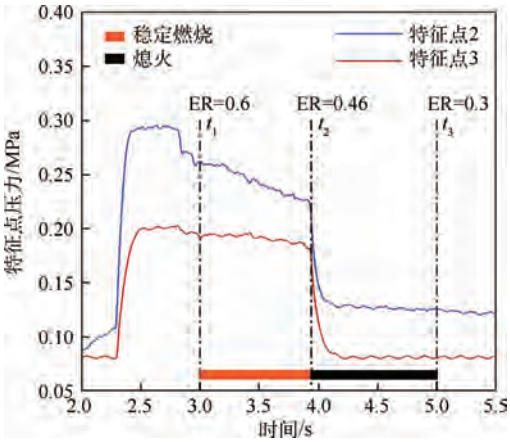


图 6 Case 2 特征点压力随时间的变化

Fig. 6 Time history of feature points pressure of Case 2

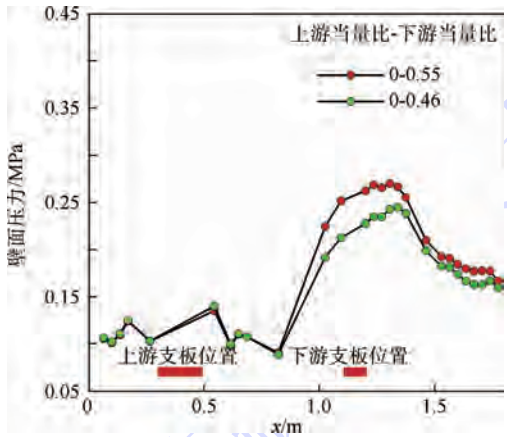


图 7 Case 2 不同下游当量比壁面压力分布

Fig. 7 Wall pressure distribution of Case 2 with different downstream equivalence ratios

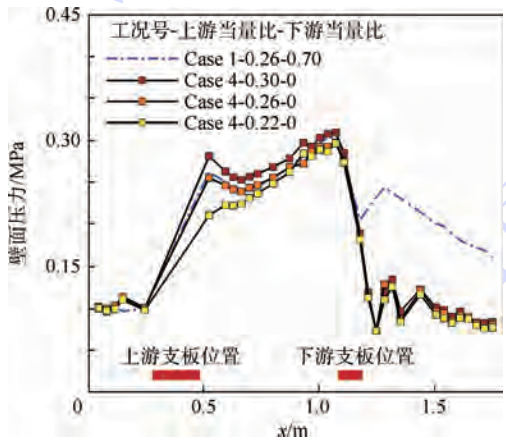


图 8 Case 4 和 Case 1 不同上游当量比壁面压力分布

Fig. 8 Wall pressure distribution of Case 4 and Case 1 with different upstream equivalence ratios

上游单独自持的火焰配合下游支板的几何壅塞作用可使燃烧室上游气流减速,气流减速又促进了上游燃烧的进行,这是一个耦合的过程,一旦打破便不能实现上游单独点火和稳焰。显然两级支板在点火和稳焰方面存在相互作用,以下将展开相关试验研究。

2.1.3 双级喷注稳焰特性

一般来说,上游喷注当量比过大会引起燃烧室溢流(试验中上游当量比超过 0.4,燃烧室发生溢流),所以大部分燃料要在燃烧室下游完成喷注,为了研究下游当量比变化对燃烧室的影响,展开 Case 5 下游变当量比试验研究。

图 9 为 Case 5 下游文氏管后压力随时间的变化曲线,文氏管后压力可用来表征煤油流量随时间变化特点。图 10 为 Case 5 燃烧室特征点压力随时间的变化曲线,根据整个时间进程内的压力变化特点,曲线可分为如下几段:t_1 之前为点火阶段,t_1 为可调文氏管动作起点,t_1 至 t_2 为当量比线性下降阶段;t_2 至 t_3 为当量比线性上升阶段,t_3 之后保持当量比工作到试验结束。

下游煤油流量按 t_2 时刻对称,特征点压力分布也按照 t_2 对称,下游当量比变化只会影响下游特征点 3 附近的压力分布,并不会影响到其他特征点压力分布。下游当量比从 0.6 下降到 0.3 再上升到0.6,下游特征点3压力随当量比变化趋

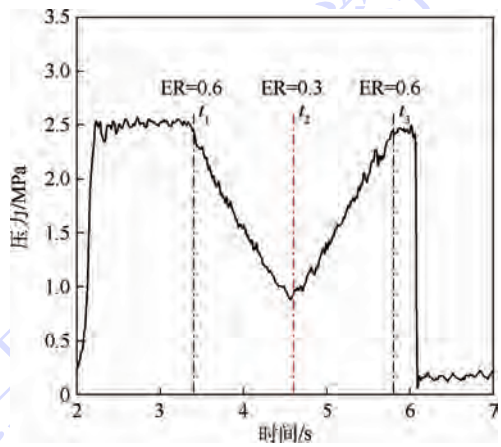


图 9 Case 5 文氏管后压力随时间的变化

Fig. 9 Case 5 time history of pressure after venturi

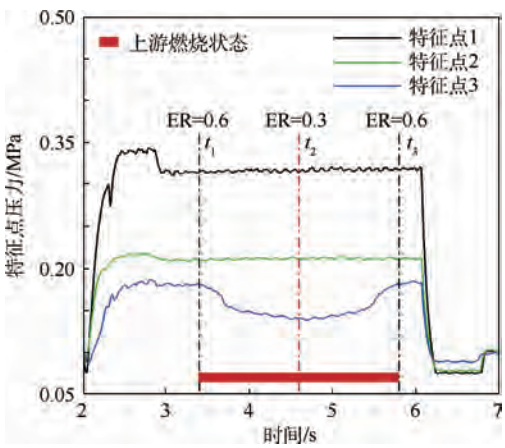


图 10 Case 5 特征点压力随时间的变化

Fig. 10 Case 5 time history of feature points pressure

北航学报 赠阅

势而变化，但变化范围不超过 0.04 MPa。图 11 为 Case 5 部分代表工况壁面压力分布，和 Case 1 单独下游变当量比喷注试验相比，燃烧室上游的燃烧会削弱下游当量比变化对燃烧室壁面压力的影响，且下游当量比的变化只会影响下游支板后的壁面压力分布。从当量比往复变化的角度来看，燃烧室壁面压力分布与下游当量比往复路径无关。

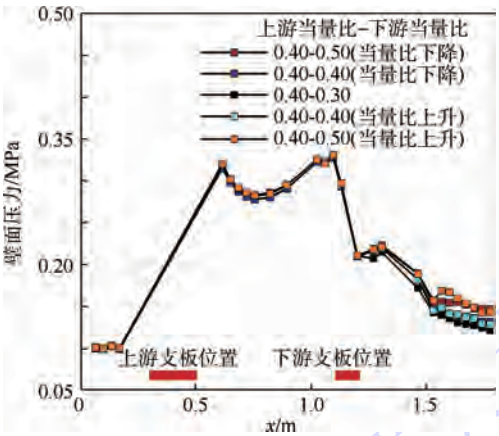


图 11　Case 5 不同下游当量比壁面压力分布

Fig. 11　Wall pressure distribution of Case 5 with different downstream equivalence ratios

在试验中，上游火焰会提高下游的总温，因此下游当量比为 0.3 也可以实现下游稳定燃烧。可以认为，上游火焰会使下游稳焰极限当量比降低。

双支板超燃燃烧室存在 2 种燃烧状态，为了使燃烧室在宽泛的当量比范围稳定工作，就必须要实现 2 种燃烧状态的转换，研究燃烧状态转换过程中燃烧室的特性。2 种燃烧状态转换的关键问题是：燃烧室在下游燃烧状态如何实现上游再点火。使用强迫点火实现上游再点火会引入额外能量，不利于燃烧室平稳工作和发动机的控制，因此通过当量比调节实现 2 种燃烧状态的转换无疑是最佳的选择。

Case 6 实现了利用上游当量比控制 2 种燃烧状态的转换。图 12 为 Case 6 文氏管后压力随时间的变化曲线，图 13 为 Case 6 特征点压力随时间的变化曲线。根据时间进程内的压力变化特点，曲线可分为如下几段：t_1 之前为点火阶段，t_1 为可调文氏管动作起点，t_1 至 t_3 为当量比线性下降阶段，其中 t_2 为上游熄火点；t_3 至 t_5 为当量比线性上升阶段，其中 t_4 为上游再点火点，t_5 之后保持当量比工作到试验结束。

虽然当量比按 t_3 时刻对称，但是特征点压力分布并不对称，上游火焰在 t_2 = 4.24 s 时刻熄灭，对应上游当量比约为0.19；燃烧室在t_4 = 5.12 s

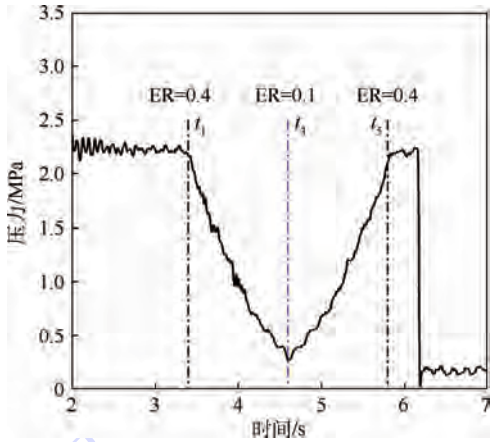


图 12　Case 6 文氏管后压力随时间的变化

Fig. 12　Time history of pressure after venturi of Case 6

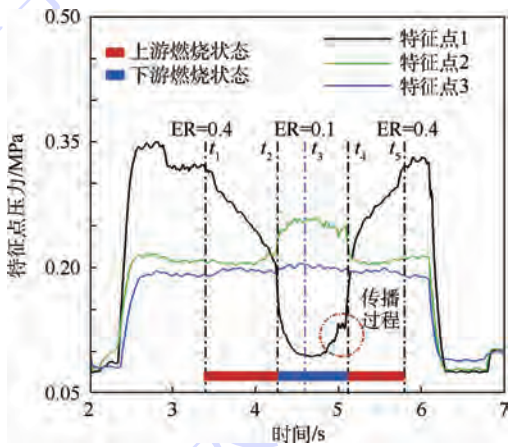


图 13　Case 6 特征点压力随时间的变化

Fig. 13　Time history of feature points pressure of Case 6

时刻再点火，此时对应上游当量比约为 0.23。在上游未实现再点火前，随着上游当量比的增加，下游的燃烧逐渐增强，压力前传使得上游特征点压力抬升，当压力抬升达到一定程度时就会出现火焰沿流场低速区前传，但是火焰的前传是不稳定的，图 13 圈内为火焰前传过程对特征点 1 压力的影响。燃烧室必然存在某一次火焰前传使得上游支板稳焰区再点火。

图 14 为高速摄影捕捉的火焰前传使得上游再点火的过程，照片采集频率为 2 000 Hz。图 14(a)为上游当量比增加过程中下游火焰前传的过程，在上游再点火完成前，该过程会一直重复出现。图 14(b)为某一次下游火焰前传使得上游再点火过程，前传火焰首先点燃上支板尾部局部区域，随后局部火焰迅速传播至整个支板尾部。

对于超燃冲压发动机燃烧室，火焰不借助稳焰装置难以在超声速气流中传播与驻留，然而双支板构型的两级支板间并不存在任何火焰稳定装置。为了揭示火焰传播机制，需要借助数值模拟

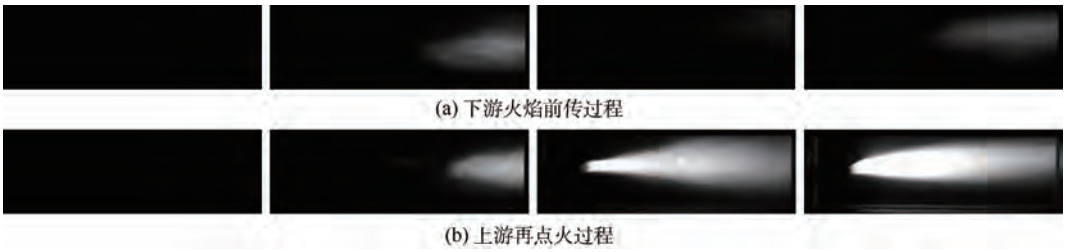


图 14 上游火焰瞬态图像($\Delta t = 0.5$ ms)

Fig. 14 Transient image of upstream flame ($\Delta t = 0.5$ ms)

结果进行分析。以燃烧室入口气流方向为 x 正方向,图 15 为上游当量比 0.1,下游当量比 0.7 时燃烧室 x 方向速度与附面层分离区云图,此时燃烧室处于下游燃烧状态,燃烧室两级支板间存在明显附面层分离区。附面层分离区由强逆压梯度引起,除了下游的燃烧外,下游支板对气流具有较强的壅塞作用,2 个因素共同造成下游支板前出现强逆压梯度。随着上游当量比的增加,逆压梯度逐渐增大,两级支板间各截面附面层分离面积迅速增加。燃烧室上游喷注的燃料在分离区内可完成一定程度的掺混,下游火焰借助分离区内的低速旋涡得以向上游传播。

上游当量比往复变化形成闭环的过程中,相同当量比位置壁面压力分布出现不重合,这种现象叫做迟滞。图 16 为 Case 6 相同当量比代表工况的沿程壁面压力:上游当量比为 0.31,往复过程对燃烧室壁面压力影响不大;上游当量比为 0.2,往复过程的壁面压力分别呈现出 2 种燃烧状态的特征;上游当量比降到 0.1,燃烧室完全处于下游燃烧状态。上述壁面压力变化特性证实,双支板超燃燃烧室 2 种燃烧状态的转换存在迟滞。在上游燃烧状态,上游支板稳焰能力与上游当量比是上游熄火的控制因素;在下游燃烧状态,上游

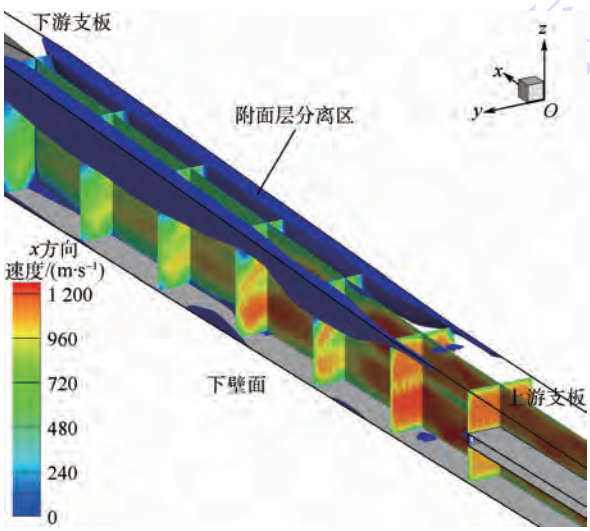


图 15 数值模拟边界层分离区

Fig. 15 Separation zone of boundary layer in simulation

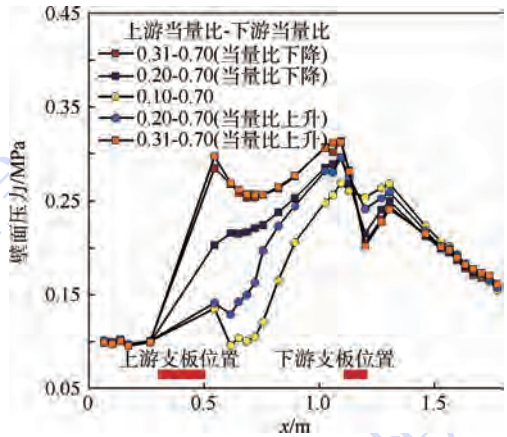


图 16 Case 6 不同上游当量比壁面压力分布

Fig. 16 Wall pressure distribution of Case 6 with different upstream equivalence ratios

支板稳焰能力、下游火焰前传能力与上游当量比是上游再点火的控制因素,控制因素的不同导致了燃烧状态转换的迟滞。

2.2 高飞行马赫数燃烧室稳焰特性

在模拟低飞行马赫数工况,燃烧室入口总温较低,因此煤油的点火和火焰稳定都是比较困难的,燃烧室易出现熄火。随着模拟飞行马赫数的提高,燃烧室入口总温增加,燃烧室燃烧规律将会发生显著变化。

模拟低飞行马赫数下,为研究单独上游喷注燃烧特性而设计的 Case 3 不能成功点火,只有借助 Case 4 的点火方式进行研究。在模拟高飞行马赫数下,设计了类似的 Case 7。Case 7 实现了单独上游点火与火焰稳定,与 Case 4 不同的是,Case 7 壁面压力(见图 17)抬升位置在上游支板尾缘后,随着当量比的减小,压力抬升位置向下游推移,说明在高总温下,火焰并未在上游支板尾部回流立即燃烧,而是发生了一定程度的抬举,喷注的当量比越小,火焰抬举距离越远。

模拟低飞行马赫数工况,上游当量比超过0.4即发生溢流;模拟高飞行马赫数工况,上游喷注当量比 0.5 仍远未达到溢流极限。因此可认为,入口马赫数增加会有效提高燃烧室抗反压能力,火

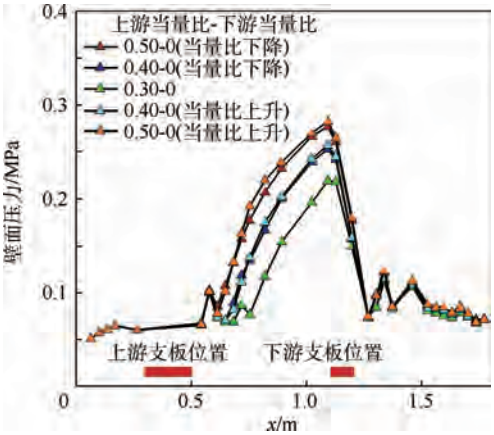


图 17　Case 7 不同上游当量比壁面压力分布

Fig. 17　Wall pressure distribution of Case 7 with different upstream equivalence ratios

焰的抬举使压力抬升位置向下游推移，为上游喷入更多燃料提供了可能。通过一维冲量分析可知，上游当量比为 0.3，燃烧室仍处于亚燃模态，在当量比往复变化的过程中发现，壁面压力与当量比变化路径无关，不存在迟滞现象。

3　结　论

本文模拟 2 种飞行马赫数工况，研究了煤油燃料双支板超燃燃烧室的燃烧特性，主要结论如下：

1）双支板燃烧室每一级支板都可实现稳焰，单独下游稳焰熄火当量比为 0.46，单独上游稳焰熄火当量比为 0.19。对于煤油燃料超燃燃烧室，支板稳焰的熄火当量比不仅与支板厚度有关，还受到喷孔距支板尾缘距离的影响。

2）上游火焰会使下游稳焰极限当量比降低，同时会削弱下游当量比变化对沿程壁面压力的影响；下游火焰则可促进上游点火，但不会影响上游熄火当量比。两级支板同时稳焰，上游当量比只影响两级支板间壁压，下游当量比只影响下游支板后壁压。

3）通过调节上游当量比可以实现燃烧状态的转换，转换过程存在迟滞。下游火焰沿着附面层分离区前传是导致上游再点火的原因。

4）随着燃烧室入口总温和马赫数的增加，单独上游喷注可实现点火，由于燃烧室抗反压能力增强，因此上游可喷注更大当量比。在高马赫数和高总温气流中支板火焰发生抬举，上游当量比越小，火焰抬举距离越大。

参考文献（References）

[1] 徐旭，陈兵，徐大军. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2014：202-204.
XU X，CHEN B，XU D J. Principle and technology of ramjet [M]. Beijing：Beihang University Press，2014：202-204（in Chinese）.

[2] ROGERS R C，CAPRIOT TI D P，GUY R W. Experimental supersonic combustion research at NASA Langley：AIAA-1998-2506[R]. Reston：AIAA，1998.

[3] 宋冈霖，江强，王辽，等. 碳氢燃料超燃冲压发动机支板凹腔一体化稳焰性能研究[J]. 推进技术，2013，34(11)：1499-1506.
SONG G L，GANG Q，WANG L，et al. Studies of strut-cavity flameholder performance in scramjet combustor with hydrocarbon fuel[J]. Journal of Propulsion Technology，2013，34(11)：1499-1506(in Chinese).

[4] TABEJAMAAT S，KOBAYASHI H，NIIOKIA T. Numerical and experimental studies of injection modeling for supersonic flameholding[J]. Journal of Propulsion and Power，2005，21(3)：504-511.

[5] 范周琴，刘卫东，林志勇，等. 支板喷射超声速燃烧火焰结构实验[J]. 推进技术，2012，33(6)：923-927.
FAN Z Q，LIU W D，LIN Z Y，et al. Experimental investigation of supersonic combustion flame structure with strut injectors [J]. Journal of Propulsion Technology，2012，33(6)：923-927 (in Chinese).

[6] 苏义，刘卫东. 支板阻力特性实验[J]. 航空动力学报，2009，24(12)：2643-2648.
SU Y，LIU W D. Experimental investigation on drag of strut [J]. Journal of Aerospace Power，2009，24(12)：2643-2648(in Chinese).

[7] TOMIOKA S，MURAKAMIT A，KUDO K，et al. Effects of injection scheme on performance of a staged supersonic combustor：AIAA-1999-2107[R]. Reston：AIAA，1999.

[8] TOMIOKA S，KOBAYASHI K，KUDO K，et al. Distributed injection for performance improvement of a supersonic combustor with multi-staged wall-injections：AIAA-2003-6991[R]. Reston：AIAA，2003.

[9] TOMIOKA S，MURAKAMI A，KUDO K，et al. Combustion tests of a staged supersonic combustor with a strut[J]. Journal of Propulsion and Power，2001，17(2)：293-300.

[10] VELLARAMKALAYIL J J，SCHEUERMANN T. Analysis of a two-staged supersonic combustion chamber using experiments and simulations：AIAA-2011-2247[R]. Reston：AIAA，2011.

[11] FUHRMANN S，HUPFER A，KAU H P. The investigations on multi-stage supersonic combustion in a model combustor：AIAA-2011-2332 [R]. Reston：AIAA，2011.

[12] NAKAYA S，HIKICHI Y，NAKAZAWA Y，et al. Ignition and supersonic combustion behavior of liquid ethanol in a scramjet model combustor with cavity flame holder[J]. Proceedings of the Combustion Institute，2015，35(2)：2091-2099.

[13] HANDE R O，MARATHE A G. A computational study on supersonic combustion with struts as flame holder：AIAA-2008-4712[R]. Reston：AIAA，2008.

[14] 宗有海. 基于支板喷射技术的液体碳氢燃料超声速燃烧组织研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2013.
ZONG Y H. Combustion organization of liquid hydrocarbon fu-

eled scramjet based on strut injection technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013(in Chinese).

[15] FAN X J, YU G, LI J G. Performance of supersonic model combustors with distributed injection of supercritical kerosene: AIAA-2007-5406[R]. Reston: AIAA, 2007.

[16] 江强,周乐仪,覃正,等.液体碳氢燃料超燃冲压发动机支板凹槽稳焰技术试验[J].推进技术,2011,32(5):680-683.
GANG Q, ZHOU L Y, QIN Z, et al. Experimental investigation of strut-cavity flameholder technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 680-683(in Chinese).

作者简介:

纪鹏飞 男,硕士研究生。主要研究方向:超燃冲压发动机技术。

徐旭 男,博士,教授。主要研究方向:超燃冲压发动机技术。

Combustion performance investigation of a dual-struts scramjet

JI Pengfei, XU Xu*, CHEN Bing, ZHU Shaohua, LIU Gang

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to investigate the flame stabilization, combustion state and flame propagation characteristics of scramjet, based on a dual-struts supersonic combustor with staged injections, experiments with continuously adjusted equivalence ratio were conducted. Experiments with combustor inlet Mach number of 2 and total temperature of 1436 K were conducted to simulate flight Mach number of 5.5. The results show that when injecting fuel is solely from the upstream strut, the extinction equivalence ratio is 0.19 and it is not affected by the downstream combustion. When injecting fuel is solely from the downstream strut, the extinction equivalence ratio is 0.46, and the effect of downstream equivalence ratio change on wall pressure would be reduced by upstream flame, with which the extinction equivalence ratio would be decreased. Transformation between two combustion states could be realized by adjusting the upstream equivalence ratio, and hysteresis could be observed in the transformation process. Experiments with combustor inlet Mach number of 3 and total temperature of 1899 K were conducted to simulate flight Mach number of 6.5. The results show that as the total temperature of incoming flow increases, ignition and stable flame can be realized by fuel injection solely at the upstream strut, the upstream flame is lifted, back-pressure capability of the combustor can be strengthened, and more fuel can be injected into the flow.

Keywords: scramjet; combustion; strut; equivalence ratio; hysteresis

Received: 2016-01-26; **Accepted**: 2016-03-25; **Published online**: 2016-05-03 15:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1508.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51276007)

* **Corresponding author**. E-mail: xuxu@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0108

全下文载

新型非接触式径向 C^4D 传感器优化设计

宋悦[1,2], 常亚[1,2], 冀海峰[1,2,*], 王保良[1,2], 黄志尧[1,2], 李海青[1,2]

(1. 浙江大学 控制科学与工程学院, 杭州 310027; 2. 浙江大学 工业控制技术国家重点实验室, 杭州 310027)

摘 要: 基于电容耦合式非接触电导检测(C^4D)技术,设计研发了一种新型径向结构的非接触式电导测量传感器。该传感器利用串联谐振的原理,引入电感模块以消除耦合电容对测量的不利影响,扩大了测量范围,提高了测量灵敏度。同时,用仿真与实验相结合的方法对传感器的电极张角进行了优化研究。在 5.0、7.5、9.1、10.2 和 12.0 mm 5 种不同内径的管道中进行了电导测量实验,电导测量相对误差均不超过 5%,实验结果表明,所设计的新型非接触式径向 C^4D 电导测量传感器是可行和有效的。

关 键 词: 电导检测; 电容耦合式非接触电导检测(C^4D); 径向结构; 串联谐振; 传感器优化设计

中图分类号: TP212

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0375-06

基于电导检测的流体参数测量是流体参数测量领域的经典方法之一,然而现有的电导测量技术多采用接触式的测量方法,电极表面与管道内被测流体直接接触,易发生电极极化、电化学腐蚀等问题[1-8],从而对测量造成了不利的影响,限制了其在工业测量中的应用。

电容耦合式非接触电导检测(Capacitively Coupled Contactless Conductivity Detection, C^4D)技术自提出以来,由于其测量电极与待测流体不直接接触,可有效克服传统接触式电导检测中存在的电极极化、电化学腐蚀等问题,受到了广泛的关注[5-6,9]。然而作为一种新兴的测量技术,C^4D 传感器目前多用于实验室中毛细管电泳及微流控驱动等方面的检测[1-3,10-11],在毫米级管径的流体参数检测中的应用较少,仍处于发展阶段[12-15]。

C^4D 传感器中存在径向和轴向 2 种典型结构。有研究表明,在测量性能方面轴向结构的传感器要优于径向结构,然而为保证其测量精度,须保持电极宽度及电极间距离与管道直径的比例足够大,即传感器部分的总尺寸通常为管道直径的 5 倍以上,有时甚至要达到 10 倍[1-4,7-8],这使得将轴向结构 C^4D 传感器应用于常规管径管道内的流体参数检测受到制约。与之相比,径向 C^4D 传感器的结构更为简单,体积亦相对较小,但目前针对径向结构 C^4D 传感器的研究较少[4,7-8]。

本文设计研发了一种新型径向 C^4D 传感器,引入电感模块,利用串联谐振的原理消除耦合电容对测量的不利影响。传感器采用径向两电极结构,安装方便且占用空间少,有利于实现装置的小型化。同时,由于所设计的传感器要获取待测流体的电导信号,则传感器必须能够较敏感地反映管道内流体的等效电导的变化;由于传感器的几何参数对测量值有较大的影响[16],为达到最佳测量精度,用仿真软件与具体实验测试相结合的方式对其进行优化设计,以获得传感器的最佳设计方案。

收稿日期: 2016-01-27; **录用日期**: 2016-05-06; **网络出版时间**: 2016-06-14 14:18
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160614.1418.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51476139,61573312)
* **通讯作者**: E-mail: hfji@iipc.zju.edu.cn

引用格式: 宋悦, 常亚, 冀海峰, 等. 新型非接触式径向 C^4D 传感器优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 375-380.
SONG Y, CHANG Y, JI H F, et al. Design and optimization of a new type of contactless radial C^4D sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 375-380 (in Chinese).

1 C⁴D 测量原理

图 1 给出了 C⁴D 传感器的 2 种典型结构[1-2]，图中：u_i 为输入的交流激励电压；u_o 为输出的直流电压；i_o 为输出的交流电流。2 种结构的测量系统均由 4 个部分构成：交流激励源、绝缘管道、激励/检测电极和信号处理电路。在轴向结构的传感器中，激励电极和检测电极均为环形金属电极，并以一定的间距贴于绝缘管道外壁；径向结构传感器的激励电极和检测电极为径向金属电极片，相对分布于绝缘管道外壁两侧。2 种结构的 C⁴D 传感器等效电路模型一致，如图 2 所示。图中：C_1 和 C_2 为两电极、绝缘管道与导电流体形成的 2 个耦合电容；R_x 为两电极间流体的等效电阻。施加交流激励信号 u_i 于激励电极上使之形成交流通路，则可由检测电极获得反应流体电导信息的电流信号 i_o。电容耦合式非接触电导检测技术为流体电导信号的非接触测量提供了良好的方案。

在设计 C⁴D 传感器时，要根据具体情况选择相应的结构，研究表明，在测量性能方面轴向结构的传感器要优于径向结构，然而径向结构更为简单，体积亦相对较小[1-4]，更适宜应用于较大管径的流体参数测量。

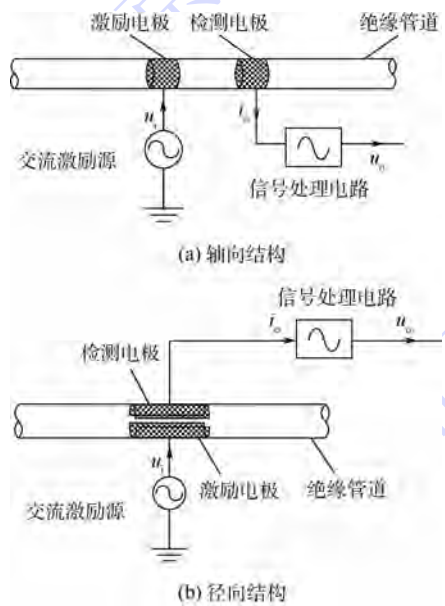


图 1 C⁴D 传感器典型结构

Fig. 1 Typical structure of C⁴D sensor

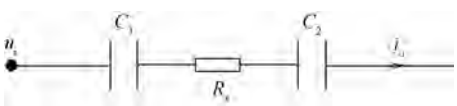


图 2 C⁴D 传感器等效电路

Fig. 2 Equivalent circuit of C⁴D sensor

2 新型径向两电极 C⁴D 传感器

本文所设计的新型 C⁴D 传感器如图 3 所示，其组成部分包括交流激励源、激励电极、检测电极、绝缘管道、串联电感和信号处理模块等。

当激励源对激励电极施加交流激励信号时，检测回路的等效电路如图 4(a)所示，其中，耦合电容 C_1 和 C_2 值受传感器几何参数及绝缘管道相对介电常数的影响，R_x 值受传感器的几何参数以及待测流体的电导率的影响，L 为串联电感。耦合电容 C_1 和 C_2 作为测量交流通路的重要组成部分，使流体电导测量得以实现的同时产生了无效的背景信号，此背景信号的存在给传感器的测量灵敏度、测量范围以及分辨率带来了不利的影响[12]。检测回路的总阻抗 Z 可表示为

$$Z = R_x + \mathrm{j}\left(2\pi fL - \frac{C_1 + C_2}{2\pi f C_1 C_2}\right) \tag{1}$$

式中：f 为激励频率。

由式(1)可知当电路等效阻抗虚部为零，即电路达到串联谐振状态时的频率 f_0 可表示为

$$f_0 = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{C_1 + C_2}{LC_1C_2}} \tag{2}$$

则当激励频率为 f_0 时，电路中电感产生的感抗与耦合电容产生的容抗相互抵消，电路呈纯阻性，此时检测回路的总阻抗 Z 可表示为

$$Z = R_x \tag{3}$$

串联谐振时的等效电路如图 4(b)所示，则背景信号 C_1 和 C_2 的影响被消除，信号处理模块从检测电极上得到的电流信号 i_o 仅包含流体的电

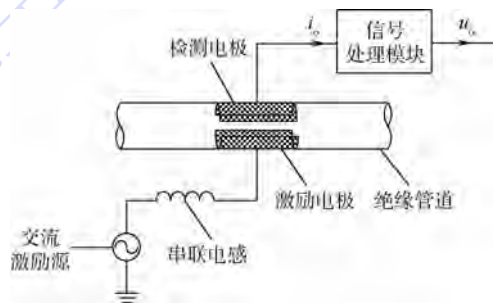


图 3 径向两电极传感器结构

Fig. 3 Structure of radial two-electrode sensor

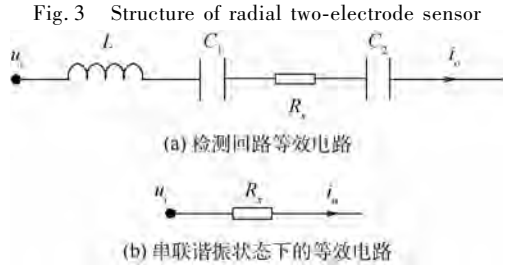


图 4 径向两电极传感器等效电路

Fig. 4 Equivalent circuit of radial two-electrode sensor

导信息，进一步处理 i_o，即可得到待测流体的等效电导值。

3　传感器优化

由于电极片的张角对耦合电容以及待测流体等效电导值都有较大的影响，为获得最佳的设计方案，分别采用 COMSOL 有限元建模仿真以及对比实验 2 种方法对其进行对比分析。

由于传感器敏感场域满足准静态电磁场的条件，则建模时选用准静态电场条件进行仿真模拟，所设计的传感器内部场域方程及边界条件可描述为

$$\begin{cases} \nabla\cdot[(\sigma(x,y,z)+\mathrm{j}\omega\varepsilon(x,y,z))\cdot \nabla\varphi(x,y,z)]=0 & (x,y,z)\subseteq\Omega \\ \varphi_1(x,y,z)=V_0 & (x,y,z)\subseteq\Gamma_1 \\ \varphi_2(x,y,z)=0 & (x,y,z)\subseteq\Gamma_2 \\ \dfrac{\partial\varphi_0(x,y,z)}{\partial \boldsymbol{n}}=0 & (x,y,z)\subseteq\Gamma_0 \end{cases} \tag{4}$$

式中：$\sigma(x,y,z)$、$\varepsilon(x,y,z)$ 和 $\varphi(x,y,z)$ 分别为模拟环境与管壁及其内部场域的电导率、相对介电常数以及电势；ω 为角频率；Γ_1 为激励电极的空间位置；Γ_2 表示检测电极的空间位置；Γ_0 为模拟外部环境的边界；Ω 表示传感器场域；$\boldsymbol{n}$ 为相对于边界面的单位法向量；V_0 为设定的电势常数。

由此可得，各电极边界条件分别为：激励电极所处的空间位置设为交流激励电位能，检测电极所处的空间位置设为接地，管内壁以及外壁无电极片区域设为连续，模拟外部环境介质为空气，外部环境边界设为悬浮电位。传感器基础模型截面结构如图 5 所示，图中：l 为电极片宽度；θ 为电极片张角；D 为绝缘管道外径；d 为绝缘管道内径。

基础模型的各参数分别为：传感器管道内径 $d=9$ mm，外径 $D=13$ mm，管道长度 50 mm，管壁相对介电常数 $\varepsilon_{\mathrm{pipe}}=4$，空气的相对介电常数为 $\varepsilon_0=1$。显然，电极片的长度对传感器灵敏度有较大影响，长度越长则电极片有效面积越大，灵敏度也会相应增加，但电极片长度过长亦会造成平均效应，综合考虑各因素，通过实验确定电极片宽 l 为外径 D 的 1.5 倍。模拟外部环境应越大越好，然而外部空间越大则剖分网格越多，计算时间越长，则用 500 mm 边长的正方体模型模拟外部环境。保持电极片宽度不变，分别改变电极片张角 $\theta=60°,90°,120°,150°$，以此来观察传感器响应的变化。管道内介质电导率的变化范围为 0.01 ~ 100 mS/cm，仿真结果如图 6 所示。

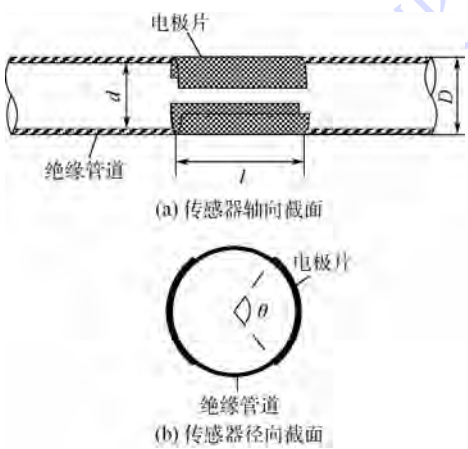


图 5　传感器基础模型截面结构

Fig. 5　Basic model cross-section structure of sensor

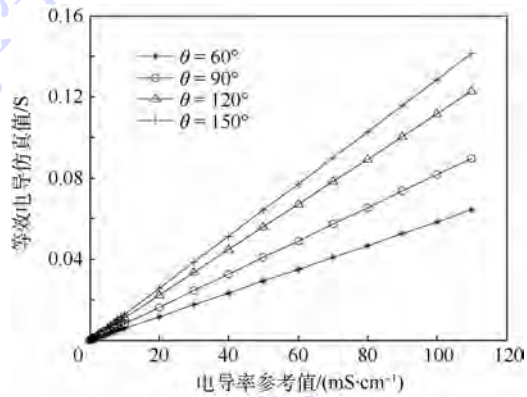


图 6　电极片张角改变时两电极间等效电导仿真值

Fig. 6　Simulation equivalent conductivity value between two electrodes when angle of electrode changes

由仿真结果可以看出，随着电极片张角的增加，传感器灵敏度提高，然而当张角大于 120°后，灵敏度增加的趋势减弱。

由于仿真实验数值是在理想环境中得到的结果，为进一步探究传感器在实际情况下的应用特性，在 $d=9.1$ mm、$D=12.8$ mm 的水平有机玻璃管道上对上述 4 个传感器进行对比实验，实验以不同浓度的 KCl 溶液为待测介质，参考电导率值由商业型接触式电导率仪（梅特勒-托利多 FE30，电导率测量范围 0 ~ 199.9 mS/cm，测量精度 ±5% F.S.）测定，电导率的变化范围同上。电极片张角改变时传感器的输出特性变化如图 7 所示，电极片张角小于 120°时，传感器灵敏度随张角的增加而增大，但张角为 150°时，灵敏度反而下降了，在所测试的 4 种不同张角的传感器中，电极片张角为 120°时的测量效果最好。

通过比对仿真与实验的结果可以发现，当电极片张角由 120°增加至 150°时，仿真结果灵敏度仍然在增加，只是其增加的趋势减小，但实际实验中张角为 150°时传感器的灵敏度比张角为 120°

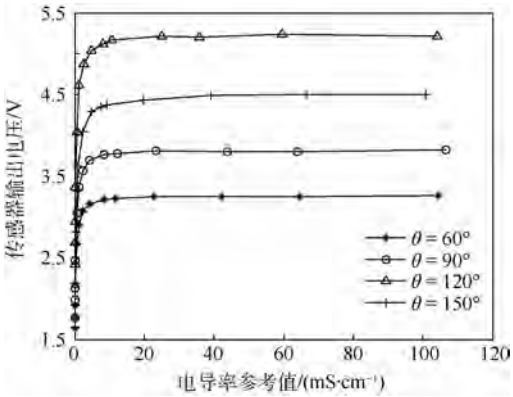


图 7 不同电极张角时传感器的输出特性

Fig. 7 Output characteristics of sensors with different electrode angles

时的灵敏度低,初步分析其原因,是由于电解质溶液的导电机制与金属导体及固态电解质不同,对其进行仿真和模拟更为复杂,所应用的仿真软件模块未能考虑这些因素,使得仿真结果与实测结果出现差异[17]。

由上述结果可知,加大电极片张角即可增加检测的有效面积,理论上可有效提高传感器输出灵敏度,则在选择电极张角时,应选择较大的电极张角。然而当电极片张角过大,两电极间距离缩小,则两电极通过空气形成的杂散电容对测量的影响增加,导致传感器的信噪比降低,综合考虑,选择电极片的张角为 120°较好。

4 电导测量实验结果

分别在 5 个不同管径的水平有机玻璃管道上对所设计的电导测量传感器进行了测试实验,实验介质的选取与参考值的获取途径如前所述。电极张角设为 120°,激励电压为 12 V。传感器特征尺寸和相应的交流激励频率如表 1 所示。

此外,根据优化设计实验的结果,可以看出当管道内流体的电导率范围达到 20 mS/cm 以上时,传感器的灵敏度显著降低,测量效果较差,传统的径向 C^4D 传感器的可测量范围为 0.01 ~ 10 mS/cm,本文在保证灵敏度的前提下,验证实验管道内KCl溶液的浓度变化范围调整为1.0×10^{-4} ~ 0.2 mol/L,即电导率范围变化为 0.01 ~ 24 mS/cm,比较传统径向传感器测量范围提高了 1 倍以上。实验结果如图 8 所示,可以看出,利用本文所设计的电导测量装置在 5 个不同管径下进行电导测量实验,所得到的测量值与参考值的相对误差均小于 5%。结果表明,本文所设计的电导测量装置在实际电导测量中是可行、有效的。

表 1 传感器参数及激励频率

Table 1 Sensor parameters and excitation frequencies

传感器编号	d/mm	D/mm	l/mm	f/kHz
1	5.0	8.0	12.0	288
2	7.5	10.0	15.0	281
3	9.1	12.8	19.2	277
4	10.2	14.0	21.0	267
5	12.0	16.0	24.0	263

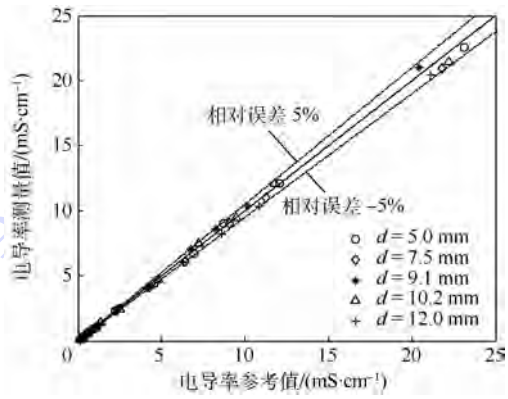


图 8 电导率测量实验结果

Fig. 8 Experimental results of conductivity measurement

5 结 论

1) 本文基于串联谐振原理,设计了一种径向结构的新型 C^4D 传感器,扩大了现有径向 C^4D 传感器的应用范围,提高了测量灵敏度。

2) 仿真和实验结果表明,电极张角对测量效果有重要影响,张角增加时,测量灵敏度会相应增大,但如果张角过大,会引入一些对测量不利的影响因素,导致灵敏度下降。综合考虑,建议电极张角为 120°时最佳。

3) 在内径为 5.0、7.5、9.1、10.2 和 12.0 mm 的 5 个管道中进行的电导测量实验表明所研发的电导测量系统是有效的,电导测量相对误差均小于 5%,为流体的参数检测提供了一种可行的方案。

参考文献 (References)

[1] KUBAN P, HAUSER P C. A review of the recent achievements in capacitively coupled contactless conductivity detection[J]. Analytica Chimica Acta, 2008, 607(1): 15-29.

[2] KUBAN P, HAUSER P C. Review contactless conductivity detection for analytical techniques: Developments from 2010 to 2012[J]. Electrophoresis, 2013, 34(1): 55-69.

[3] KUBAN P, HAUSER P C. Contactless conductivity detection for analytical techniques: Developments from 2012 to 2014[J]. Electrophoresis, 2015, 36(1): 195-211.

[4] OPEKAR F, TUMA P, STULIK K. Contactless impedance sensors and their application to flow measurements[J]. Sensors,

2013,13(3):2786-2801.

[5] ZEMANN A J, SCHNELL E, VOLGGER D, et al. Contactless conductivity detection for capillary electrophoresis[J]. Analytical Chemistry, 1998, 70(3):563-567.

[6] SILVA J A F D, LAGO C L D. An oscillometric detector for capillary electrophoresis[J]. Analytical Chemistry, 1998, 70(20):4339-4343.

[7] NOVOTNY M, OPEKAR F, STULIK K. The effects of the electrode system geometry on the properties of contactless conductivity detectors for capillary electrophoresis[J]. Electroanalysis, 2005, 17(13):1181-1186.

[8] KUBAN P, HAUSER P C. Ten years of axial capacitively coupled contactless conductivity detection for CZE-A review[J]. Electrophoresis, 2009, 30(1):176-188.

[9] BARD A J, FAULKNER L R. 电化学方法: 原理和应用[M]. 2 版. 邵元华, 朱果逸, 董献堆, 等, 译. 北京: 化学出版社, 2008:373-398.
BARD A J, FAULKNER L R. Electrochemical methods: Fundamentals and applications[M]. 2nd ed. SHAO Y H, ZHU G Y, DONG X D, et al, translated. Beijing: Chemical Industry Press, 2008:373-398(in Chinese).

[10] CAHILL B P, LAND R, NACKE T, et al. Contactless sensing of the conductivity of aqueous droplets in segmented flow[J]. Sensors and Actuators B: Chemical, 2011, 159(1):286-293.

[11] PUMERA M. Contactless conductivity detection for microfluidics: Designs and applications[J]. Talanta, 2007, 74(3):358-364.

[12] HUANG Z Y, JIANG W W, ZHOU X M, et al. A new method of capacitively coupled contactless conductivity detection based on series resonance[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2009, 143(1):239-245.

[13] HUANG Z Y, LONG J, XU W B, et al. Design of capacitively coupled contactless conductivity detection sensor[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2012, 27(10):67-70.

[14] JI H F, LYU Y C, WANG B L, et al. An improved capacitively coupled contactless conductivity detection sensor for industrial applications[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2015, 235: 273-280.

[15] JI H F, LI Z Z, WANG B L, et al. Design and implementation of an industrial (CD)-D-4 sensor for conductivity detection[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2014, 213:1-8.

[16] DEVIA F, FOSSA M. Design and optimization of impedance probes for void fraction measurements[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2003, 14(4-5):139-149.

[17] KUBAN P, HAUSER P C. Fundamental aspects of contactless conductivity detection for capillary electrophoresis. Part I: Frequency behavior and cell geometry[J]. Electrophoresis, 2004, 25(20):3387-3397.

作者简介:

宋悦　女,硕士研究生。主要研究方向:检测技术与自动化装置。

冀海峰　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:检测技术与自动化装置。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Design and optimization of a new type of contactless radial C^4D sensor

SONG Yue[1,2], CHANG Ya[1,2], JI Haifeng[1,2,*], WANG Baoliang[1,2], HUANG Zhiyao[1,2], LI Haiqing[1,2]

(1. College of Control Science and Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;
2. State Key Laboratory of Industrial Control Technology, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Based on capacitively coupled contactless conductivity detection (C^4D) technology, a new contactless conductivity sensor with radial structure is designed and developed. Series resonance principle is used to overcome the unfavourable influence of the coupling capacitances by introducing an inductor. Since the background signal produced by the coupling capacitances can be eliminated, the measurement range of the developed radial C^4D sensor is extended, and the measurement sensitivity is improved. The electrode angle of the new radial C^4D sensor is optimized by the simulation results and experimental results. In order to verify the effectiveness of the developed sensor, conductivity measurement experiments are carried out in five insulated pipes with different inner diameters of 5.0, 7.5, 9.1, 10.2 and 12.0 mm respectively, and the relative error of conductivity measurement is less than 5%. The experimental results show that the developed contactless conductivity sensor is feasible and effective.

Keywords: conductivity detection; capacitively coupled contactless conductivity detection (C^4D); radial structure; series resonance; sensor optimization design

北京航空航天大学学报

Received: 2016-01-27; **Accepted**: 2016-05-06; **Published online**: 2016-06-14 14:18
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160614.1418.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51476139, 61573312)
* **Corresponding author**. E-mail: hfji@iipc.zju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0110

基于近场散射的颗粒粒径分布测量

谭浩，许传龙*，张彪，王式民

（东南大学 能源与环境学院 能源热转换及其过程测控教育部重点实验室，南京 210096）

摘 要：针对传统的前向小角散射粒径测量系统中心光过强、杂散光干扰、散射角过小等缺点，本文采用一种新型的近场散射(NFS)方法测量前向小角散射光，研究并搭建了基于近场散射的颗粒粒径测量系统，将最大散射角提高到40.5°；在无需空白测量的情况下采用差分方法对透射光和散射光干涉成的散斑图像进行处理，有效去除中心光和杂散光的影响；对差分散斑图像进行快速傅里叶变换(FFT)频谱处理得到散射光强分布，利用Chahine算法对颗粒粒径进行了反演。最后，利用已知粒径(39.2 μm和67.3 μm)的标准颗粒对测量系统的准确性进行了单峰分布的验证，测量误差在5%之内；对于粒径为39.2 μm和67.3 μm的混合颗粒进行了双峰分布验证，在43.3 μm和74.1 μm处出现峰值，测量误差在10%左右。

关 键 词：粒径测量；近场散射(NFC)；差分散斑；快速傅里叶变换(FFT)；Chahine算法
中图分类号：O436.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0381-07

颗粒粒径及分布是目前颗粒测量的主要内容之一[1]。颗粒粒径的测量方法发展至今已有很多，早在20世纪80年代，各种颗粒测量仪器已达400多种。就其测量原理，可分为筛分法、显微镜法、沉降法、电感应法及光散射法等。在颗粒粒径的众多测量方法中，光散射法以其特有的优势——适用性强、粒径测量范围宽、测量重复性好、快速实时、自动化和智能化程度高、干扰因素少及在线测量等得到充分重视，是目前应用最广泛和最有发展前景的颗粒测量技术[2]。

近年来，电荷耦合器件（Charge Coupled Device，CCD）图像传感器技术飞速发展，因其像素尺寸小，空间分辨率高，光电灵敏度高，易与计算机相结合，数字扫描能力强，体积小重量轻，安装方便等优点使得使用CCD代替传统的光电探测器采集散射信号具有较大的应用前景。但随着散射角越来越小，获取纯净的散射信号也会变得越来越困难，主要原因是中心光过强和小角度下杂散光的严重干扰，造成信噪比不高[3-4]，这在基于CCD的前向小角散射颗粒测量技术最为明显。而大多数采用的解决方法主要是在保证光路绝对对准的情况下，用针尖等装置去除中心光强；或进行空白测试获取背景光强，采用直接做差的方法去除背景杂散光。前者方法会使测量装置复杂化，而且存在针尖衍射，会影响实际的散射信号；后者方法中因中心光、散射光和背景杂散光这三者之间并不是简单的数值相加，直接做差容易使散射信号丢失，从而导致反演精度较低。

近场散射(Near Filed Scattering，NFS)技术克服了基于CCD的前向小角散射系统中的一些缺陷[5]：在无需添加去除中心光的复杂装置的情况下，使系统设备简单紧凑，可以实现被测颗粒粒径及分布的测量；不需要任何角分辨检测，扩展了散射角范围，并且克服了光学系统中杂散光对散射

收稿日期：2016-01-28；**录用日期**：2016-04-29；**网络出版时间**：2016-06-14 14:20
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160614.1420.003.html
基金项目：国家自然科学基金（51376049）；江苏省杰出青年基金（BK20150023）
* **通讯作者**：E-mail：chuanlongxu@seu.edu.cn

引用格式：*谭浩，许传龙，张彪，等. 基于近场散射的颗粒粒径分布测量[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：381-387.*
TAN H，XU C L，ZHANG B，et al. Particle size distribution measurement based on near field scattering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：381-387 (in Chinese).

光强的影响,提高测量精度;在图像处理算法中可去除近场散斑中杂散光成分,因此对使用环境的要求低。

本文研究了近场散射原理,搭建了近场散射粒径测量系统,通过对散斑图像的傅里叶频谱分析得到颗粒的散射光强分布,再利用 Chahine 循环算法对颗粒粒径进行了反演。最后,利用标准聚苯乙烯乳胶球溶液对该测量系统进行了试验研究。

1 近场散射颗粒粒径测量原理

图 1 为近场散射测量原理图。经过空间滤波准直的激光光束照射待测颗粒群样品而发生散射,在距离样品很近的 z 处因散射光和透射光的干涉叠加而形成的散斑图像经显微物镜被 CCD 相机所接收,该图像包含了颗粒的粒径信息。CCD 相机上的每一个像素可以接收到系统所能散射的最大角度内的散射光,然后通过傅里叶频谱分析就可得到角散射光强度,从而反演出颗粒粒径信息[6-8]。

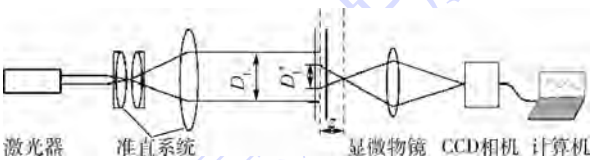


图 1 近场散射原理图

Fig. 1 Schematic diagram of NFS

根据范西特-泽尼克(Van Cittert-Zernike)定理[9],远场散斑大小为 $d_{sp}=\lambda z/D_L$,其中:D_L 为入射光光斑直径;λ 为入射光的波长;z 为观测面距被测样品的距离。此时的散斑大小与 z 有关,而不包含样品的物理信息。但当观测面靠近样品,即 z 很小时,观测面所采集到的光线仅来自于直径为 $D_L^*=z\lambda/D$ 的区域,其中:D 为颗粒粒径。此时,近场散斑大小为 $d_{sp}=\lambda z/D_L^*=D$。从中可以看出散斑大小只与颗粒有关,而与入射光波长 λ 和距离样品 z 无关。这是近场散射与远场散射显著不同的地方。从上可知近场的条件是 $D_L^*\leqslant D_L$,也即 $z<D_L/\Theta^*$,其中:Θ^* 为光进出显微物镜的最大锥角,近似等于显微物镜数值孔径的 2 倍。

CCD 相机拍摄到的散斑是较强的透射光与很弱的散射光干涉的结果,并且散射光强要比透射光强弱得多,所以根据干涉理论[10]得到散斑强度分布为

$$I(\boldsymbol{r},t)=I_T(\boldsymbol{r})+2\mathrm{Re}[E_T(\boldsymbol{r})E_s^*(\boldsymbol{r},t)] \tag{1}$$

式中:$I_T=|E_T|^2$ 为透射光强度;E_T 和 E_s 分别为透射光场和散射光场;Re 为取实部运算;“ * ”为共轭运算;$\boldsymbol{r}=(x,y)$ 为空间时域下的坐标点;t 为时间。

透射光强值 I_T 是与空间位置 $\boldsymbol{r}$ 有关,而与时间 t 无关的静态参考量。在小角度下,透射光中包含着杂散光。因为散射信号的随机性,$E_s(\boldsymbol{r},t)$ 和 $E_s^*(\boldsymbol{r},t)$ 的时间平均值为零。所以对于式(1)进行时间平均得到

$$I_T=\langle I(\boldsymbol{r},t)\rangle_t=I_{aver}(\boldsymbol{r}) \tag{2}$$

式中:I_{aver} 为多张散斑图像的算术平均光强值。

为了去除杂散光和光路误差所带来的影响,通常采用差分归一化处理方法[11-12]。所得差分信号为

$$s(x,y,t)=\frac{I(x,y,t)-I_{aver}(x,y)}{\langle I_{aver}(x,y)\rangle_{x,y}} \tag{3}$$

采用快速傅里叶变换(FFT)求得散斑强度的功率谱函数为

$$S(q_x,q_y,t)=|\mathrm{FFT}(s(x,y,t))|^2 \tag{4}$$

式中:(q_x,q_y) 为与空间频率(f_x,f_y)有关的傅里叶向量,$q_x=2\pi f_x$,$q_y=2\pi f_y$。

对于各向同性的静态样品,对式(4)按照 $q=\sqrt{q_x^2+q_y^2}$ 平均化,得到的平均能量谱为

$$S(q)=\langle S(q_x,q_y,t)\rangle_{t,q} \tag{5}$$

二维近场散斑强度的功率能量谱包含着散射光强的信息,最后要做的是建立平均能量谱 $S(q)$ 和散射光强 $I_s(\boldsymbol{Q})$ 之间的关系[13-14]。图 2 为近场散射矢量图。图中:$\boldsymbol{k}_0$ 为入射光波矢,$\boldsymbol{k}_s$ 为散射光波矢,$\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{k}_s-\boldsymbol{k}_0$ 为传递波矢;$\boldsymbol{q}$ 为傅里叶矢量;θ 为散射角,弹性散射下入射光波矢与散射光波矢的模相等,即 $|\boldsymbol{k}_s|=|\boldsymbol{k}_0|=k=2\pi/\lambda$。

从图 2 可以得到传递波矢量和傅里叶矢量的模长分别为

$$Q=2k\sin(\theta/2) \tag{6}$$

$$q=Q\sqrt{1-(Q/2k)^2} \tag{7}$$

式中:k 为光波矢的模长。

从式(6)和式(7)可以看出当 $\theta\to0$ 时 $q\sim Q$。则散射光强度可以表示为

$$I_s(Q)=S(q(Q)) \tag{8}$$

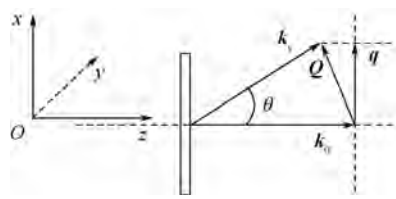


图 2 近场散射矢量图

Fig. 2 Schematic diagram of vectors in NFS

这与采用小角散射获取的散射光强度具有一致性。

实验测量的散射光强度包含着颗粒的粒径信息，对颗粒群而言，在不考虑粒子间的相关多散射情况，散射光强如式(9)所示，对其采用反演算法就可得到待测对象的粒径分布。

$$I_s(Q)=\int I_{Mie}(Q,D)\ N_r(D)\,\mathrm{d}D \tag{9}$$

式中：$I_{Mie}(Q,D)$为直径为 D 的颗粒在散射波矢为 Q 时 Mie 散射光强度；$N_r(D)$为需要反演出的颗粒粒径的频率分布。

2　颗粒粒径反演算法

颗粒粒径反演问题的求解归结为第一类 Fredholm 积分方程的求解[15]。本文采用 Chahine 循环算法[16-17]对颗粒粒径分布进行反演。该循环算法的优点之一是可以自动满足非负条件，只要初始粒径分布为正，所得求解结果必然是非负值。

Chahine 循环算法最初是在测量大气温度分布时提出的，后经过多年的发展开始应用于光散射测量颗粒粒径分布。具体的迭代格式如下：

$$\begin{cases}\boldsymbol{I}_s^K=\boldsymbol{A}\boldsymbol{W}^K\\ \boldsymbol{r}^K=\boldsymbol{I}_s./\boldsymbol{I}_s^K\\ \boldsymbol{c}^K=(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}^K)./\mathrm{sum}(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}})\\ \boldsymbol{W}^{K+1}=\boldsymbol{c}^K.*\boldsymbol{W}^K\end{cases} \tag{10}$$

式中：K 为迭代次数；$\boldsymbol{W}$ 为颗粒粒径分布；$\boldsymbol{A}$ 为 Mie 散射归一化光强分布系数矩阵；$\boldsymbol{I}_s$ 为归一化实验测量值；“./”表示向量中各对应元素相除；“.*”表示向量中各对应元素相乘；sum($\boldsymbol{A}$)表示矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的列向量中的元素之和。

3　近场散射颗粒粒径测量系统

图 3 为近场散射颗粒粒径测量系统实验装置。本实验中 He-Ne 激光器(波长 $\lambda=632.8$ nm，光束直径$d=0.7$mm，功率$P=10$mW)，经过空间滤波准直系统得到准直光束，其直径 D_L 为 10 mm(在激光能量的 $1/e^2$ 处直径)。空间滤波准直系统由标准显微物镜(10x)、凸透镜(焦距 $f=45$ mm)和一针孔滤波器(针孔孔径 $D_h=50$ μm)组成，可以滤除大部分由激光器产生的杂散光，并且对光束进行准直和 10 倍扩束。滤波准直的光束照射装有待测对象的石英比色皿(光程为 10 mm)中。收集透镜是由放大倍数为 40 倍的标准显微物镜实现(数值孔径 NA = 0.65，盖玻片标准厚度 0.17 mm，有效工作距离0.48 mm，镜筒长度 160 mm)，系统所能接收到的最大散射角是由显微物镜的数值孔径决定的，它描述光进出透镜时的锥角大小，为 $\theta_{max}=\arcsin(\mathrm{NA})=40.5°$。一般地，前向小角散射测量系统的最大散射角在 10°以内，而角度越小，中心光越强，要想获取纯净的散射光强比较困难。所以散射角度的提升，减弱了中心光强的影响。根据式(6)得最大散射波矢大小为 $Q_{max}=4\pi/\lambda\cdot\arcsin(\mathrm{NA}/2)=6.88\ \mu\mathrm{m}^{-1}$。系统对应的近场条件所允许的距离 $z\leqslant 7.7$ mm。收集透镜距离比色皿外表面1 mm，则观测面到比色皿中心的距离 $z=5.5$ mm，满足近场条件。

图像采集由 8 位的 CCD 相机(分辨率为 1 280 × 1 024，像素尺寸为 14 μm)和 PC 机完成。相机放置在收集透镜后 160 mm 处，并且稍微高于光轴，以便降低杂散光的干扰，这是因为散射角越小，杂散光干扰越严重，尤其是光轴处。稍微偏离光轴，从系统上减少杂散光的影响。后期在图像处理中可以更大程度地去除杂散光的影响。40 倍放大倍数的显微物镜保证了散斑尺寸与颗粒尺寸在同一个数量级，并且大于 CCD 相机的像素尺寸。显微物镜的放大倍数决定了图像的有效计算边长 $L=14\ \mu\mathrm{m}\times(1\,024/40)=358.4\ \mu\mathrm{m}$，则对应的该系统所能测量到的最小散射波矢大小为 $Q_{min}=2\pi/L=0.017\,5\ \mu\mathrm{m}^{-1}$。

为了验证该系统对颗粒粒径的可行性和准确

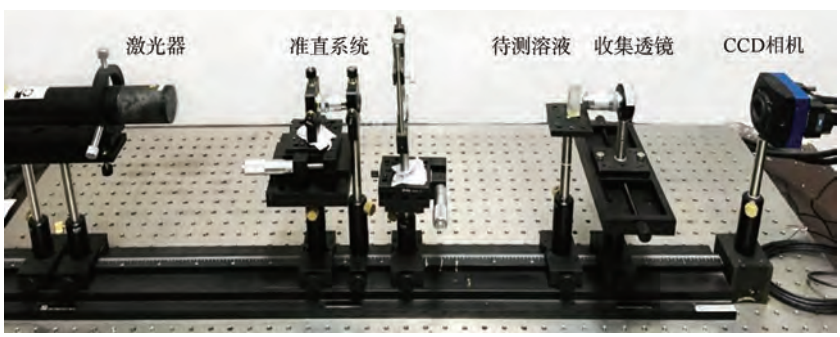


图 3　近场散射粒径测量系统实验装置图

Fig. 3　Experimental setup of NFS particle sizing measurement system

北航学报 赠阅

性,实验选用国家标准颗粒进行测试。标准颗粒具有良好的单分散性,其直径偏差很小。表 1 为 2 种粒径的标准颗粒溶液。

表 1 2 种标准聚苯乙烯乳胶球

Table 1 Two certified polystyrene latex spheres

编号	直径/μm
GBW(E)120028	39.2 ±0.6
GBW(E)120047	67.3 ±3.8

4 实验结果与讨论

4.1 单峰分布颗粒系溶液

采用标准颗粒 GBW(E)120028(39.2 μm),以水为分散剂,配制体积分数为 1% 的待测样本,对其进行多次取样多次测量。实验中设定 CCD 的帧率为 50 帧/s,采集图像 $N=500$ 帧。总的测量时间则为 $T=10$ s。

图 4(a)为 39.2 μm 聚苯乙烯乳胶球的500 张近场散斑图像之一,它是由透射光与散射光叠加而形成的。为了计算近场散斑的二维功率谱,首先根据式(3)计算近场散斑的差分信号,图 4(b)为 39.2 μm 聚苯乙烯乳胶球的差分信号图像。再采用 FFT 即可计算出其二维功率谱,如图 4(c)所示呈明暗相间的环状光环。按照式(5)对图 4(c)进行处理,可得到 39.2 μm 乳胶球的散射光强分布,如图 5 所示。已知散射光强值,采用 Chahine 算法反演可得 39.2 μm 乳胶球的粒径概率分布,如图 6 所示。从图 6 可以直观地看出,粒径主要落在[37.6,43.3] μm 内,占了 86%。描述该粒径概率分布特征的长度平均粒径:

$$D_{NL}=\sum(N_i\cdot D_i)\Big/\sum N_i=\sum(N_r\cdot D_i)=39.7\ \mu m$$

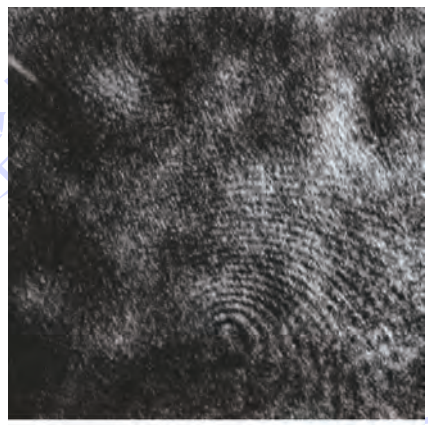
式中:N_i 为以 D_i 中值的粒径区间内的颗粒数。

按照上述步骤,对 39.2 μm 和 67.3 μm 乳胶球溶液进行多次测量,得到的典型数据如图 7 所示。从多次测量结果上看,对 39.2 μm 乳胶球溶液,所测得的粒子群平均尺寸 $D_m=40.3\pm1.9$ μm;对 67.3 μm 乳胶球溶液,所测得的粒子群平均尺寸 $D_m=68.7\pm2.4$ μm。从整体上,近场散射测量系统的粒径测量具有较好的稳定性:对同一对象的多次测量,39.2 μm 乳胶球溶液的测量标准偏差为 1.9 μm,67.3 μm 乳胶球溶液的测量标准偏差为 2.4 μm。该系统可以实现粒径的稳定测量,但结果与标准颗粒物的检定结果之间也存在一定的误差,如表 2 所示,测量误差在 5% 以内。纵观实验,产生误差的原因主要有:

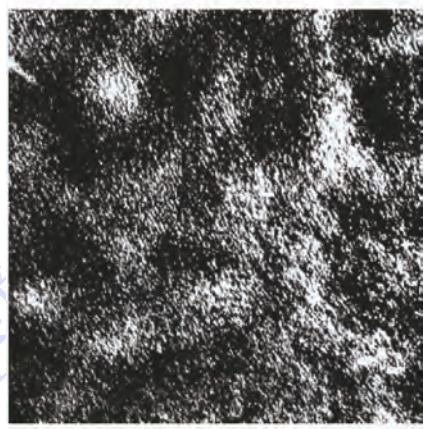
1)溶液配制的不均匀性,悬浮颗粒分布不均匀,以及存在气泡等可能会导致测量结果偏大,而且在连续测量过程中,溶液会发生沉淀,导致悬浮颗粒数变少而使测量结果偏小。

2)粒子群浓度的不均匀,可能会产生局部的多次散射而增加测量误差;此外粒子群浓度的稀疏会造成拍摄图像的信噪比低,使得计算出的散射光强值不准确。

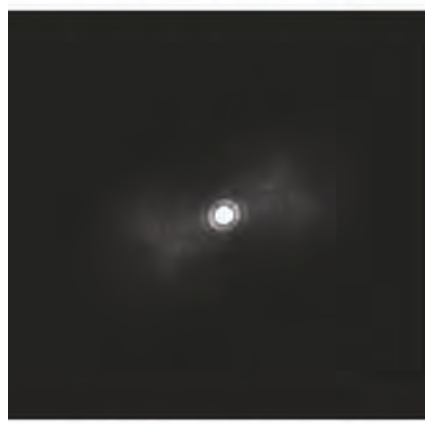
3)光学仪器如透镜和比色皿的部分地方不清洁,也会影响最终的测量结果。



(a) 39.2 μm乳胶球的近场散斑图像



(b) 39.2 μm乳胶球的差分信号图像



(c) 39.2 μm乳胶球的二维功率谱图像

图 4 近场散射测量图像

Fig. 4 Measurement images in NFS

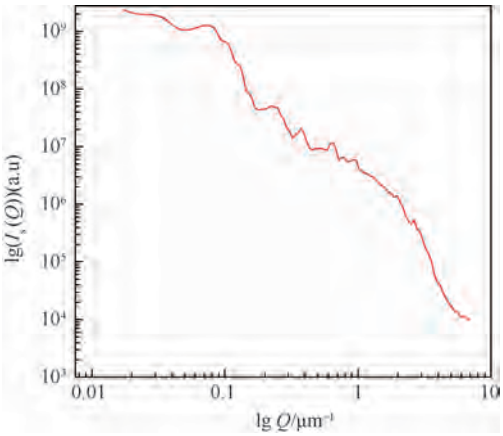


图 5　39.2μm 乳胶球的散射光强分布

Fig. 5　Scattered intensity distribution of 39.2 μm latex spheres

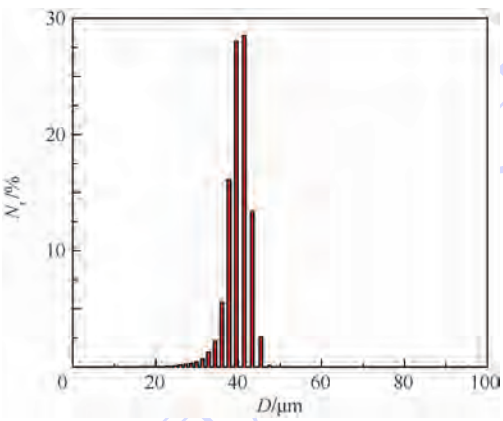


图 6　39.2μm 乳胶球的粒径概率分布

Fig. 6　Particle size probability distribution of 39.2 μm latex spheres

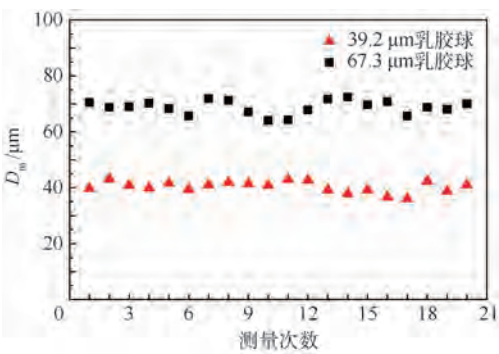


图 7　39.2 μm 和 67.3 μm 乳胶球测量结果

Fig. 7　Measurement results of 39.2 μm and 67.3 μm latex spheres

表 2　标准聚苯乙烯乳胶球测量值对比

Table 2　Comparison between the measurements of certified polystyrene latex spheres

标定直径/μm	测量直径/μm	误差/%
39.2 ±0.6	40.3 ±1.9	3.8
67.3 ±3.8	68.7 ±2.4	4.0

4.2　双峰分布颗粒系溶液

实验中将 39.2 μm 和 67.3 μm 按照质量比 1:2进行混合。图 8 为混合溶液的散射光强值分布曲线。根据重建的散射光强值反演得到的混合溶液粒径双峰分布如图 9 所示。图中显示分别在 43.3 μm 和 74.1 μm 处出现明显峰值，相对于标准值，误差分别为 10.5% 和 10.1%。很显然，在测量双峰分布溶液的误差比单峰溶液的要大，主要是因为 2 种粒径混合时，振荡不够均匀，颗粒间聚团现象比较严重，且 2 种颗粒的沉降速度不同，因此无法保证光路所经过的颗粒系绝对的分散。

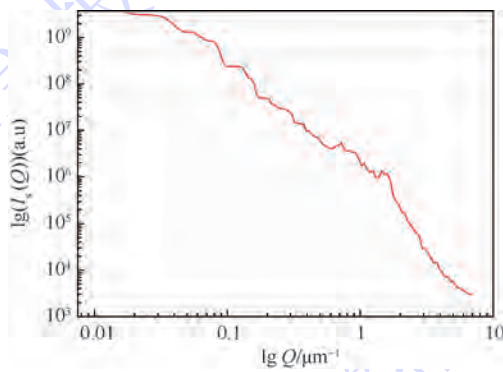


图 8　混合乳胶球的散射光强分布

Fig. 8　Scattered intensity distribution of mixture latex spheres

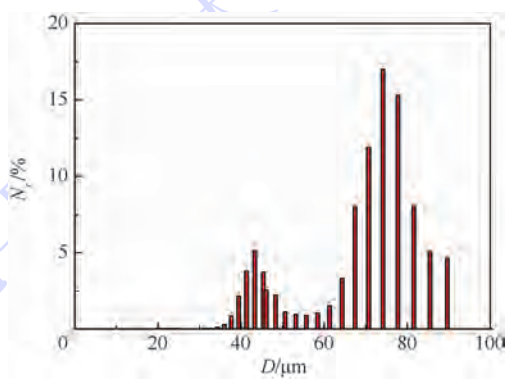


图 9　混合乳胶球的粒径概率分布

Fig. 9　Particle size probability distribution of mixture latex spheres

5　结　论

本文通过研究近场散射原理，搭建了粒径测量系统，结合 Chahine 循环算法对颗粒粒径进行了反演，并使用标准颗粒物进行实验验证。得到如下结论：

1）与传统的前向小角散射相比，近场散射测量系统装置紧凑、简单，采用图像差分方法可有效去除中心光和杂散光成分，无需冗杂的空白测量；

扩大了散射角范围,削弱了小角度下散射光强的振荡对反演结果的影响;采用快速傅里叶频谱分析近场散斑图像可间接获取散射光强分布。

2)分别测量了39.2 μm和67.3 μm这2种单峰分布颗粒系溶液的粒径分布,有较高的准确性和稳定性,误差在5%之内。

3)测量了39.2 μm和67.3 μm混合溶液,得到在43.3 μm和74.1 μm处出现峰值,峰值误差分别为10.5%和10.1%。

参考文献(References)

[1] 邵鸿飞,柴娟,黄辉. 粒度分析及粒度标准物质研究进展[J]. 化学分析计量,2012,21(2):99-101.
SHAO H F,CHAI J,HUANG H. Research progress of particle size analysis and particle size standard reference material [J]. Chemical Analysis and Meterage,2012,21(2):99-101(in Chinese).

[2] 王乃宁. 颗粒粒径的光学测量技术及应用[M]. 北京:原子能出版社,2002:168-175.
WANG N N. Optic Measurement technology of particle size and its application[M]. Beijing:Atomic Energy Press,2002:168-175(in Chinese).

[3] FERRI F. Use of a charge coupled device camera for low-angle elastic light scattering [J]. Review of Scientific Instruments,1997,68(6):2265-2274.

[4] 王式民,陆勇,叶茂. 前向小角散射法测量颗粒平均尺寸[J]. 武汉大学学报(自然科学版),1997,43(5):691-696.
WANG S M,LU Y,YE M. Measurement of the particle mean size by the ratio of the scattering light intensitied at small angles near-forward [J]. Journal of Wuhan University (Natural Science Edition),1997,43(5):691-696(in Chinese).

[5] BROGIOLI D,VAILATI A,GIGLIO M. Heterodyne near-field scattering[J]. Applied Physics Lertters,2002,81(22):4109-4111.

[6] SCHEFFOLD F,CERBINO R. New trends in light scattering [J]. Current Opinion in Colloid & Interface Science,2007,12(1):50-57.

[7] MAGATTI D,ALAIMO M D,POTENZA M A C,et al. Dynamic heterodyne near field scattering[J]. Applied Physics Lertters,2008,92(24):241101-1-241101-3.

[8] CERBINO R,VAILATI A. Near-field scattering techniques:Novel instrumentation and results from time and spatially resolved investigations of soft matter systems[J]. Current Opinion in Colloid & Interface Science,2009,14(6):416-425.

[9] DAINTY J C. Laser speckle and related phenomena [M]. Berlin:Springer-Verlag,1984:132-135.

[10] BORN M,WOLF E,HECHT E. Principles of optics:Electromagnetic theory of propagation,interference and diffraction of light [J]. Brain Research Molecular Brain Research,2005,141(1):30-38.

[11] GIGLIO M,BROGIOL D,POTENZA M A C,et al. Near field scattering [J]. Physical Chemistry Chemical Physics,2004,6(7):1547-1550.

[12] DORIANO B. Near filed speckles [D]. Milano:Universita di Milano and INFM,2009:73.

[13] POTENZA M A C,PESCINI D,MAGATTI D,et al. A new particle sizing technique based on near field scattering [J]. Nuclear Physics B-Proceedings Supplements,2006,150(1):334-338.

[14] FERRI F,MAGATTI D,PESCINI D,et al. Heterodyne near-field scattering:A technique for complex fluids [J]. Physical Review E Statistical Nonlinear & Soft Matter Physics,2004,70(4 Pt 1):174-195.

[15] KOUZELIS D,CANDEL S M,ESPOSITO E,et al. Particle sizing by laser light diffraction:Improvements in optics and algorithms [J]. Particle & Particle Systems Characterization,1987,4(1-4):151-156.

[16] 曹丽霞. 基于静态光散射的颗粒粒度检测技术的研究[D]. 杭州:中国计量学院,2015:27-30.
CAO L X. Research on measurement technology of particle size based on static light scattering [D]. Hanzhou:China Jiliang University,2015:27-30(in Chinese).

[17] 曹丽霞,赵军,孔明,等. 基于改进的Chahine迭代算法的粒径分布反演[J]. 红外与激光工程,2015,44(9):2837-2843.
CAO L X,ZHAO J,KONG M,et al. Inversion of particle size distribution based on improved Chahine algorithm [J]. Infrared and Laser Engineering,2015,44(9):2837-2843(in Chinese).

作者简介:

谭浩 男,硕士研究生。主要研究方向:多相流测试、近场散射。

许传龙 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:多相流测试、燃烧诊断。

张彪 男,博士,讲师。主要研究方向:热辐射传输计算及测量、多相流测试。

王式民 男,学士,教授,博士生导师。主要研究方向:多相流测试、光散射。

Particle size distribution measurement based on near field scattering

TAN Hao, XU Chuanlong*, ZHANG Biao, WANG Shimin

(Key Laboratory of Energy Thermal Conversion and Control of Ministry of Education, School of Energy and Environment, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: To solve the problems such as high intensity of transmitted light, stray light interference and small scattering angle in the traditional low-angle light scattering techniques, a novel near field scattering (NFS) was adopted to derive the traditional low-angle scattering intensity. A particle size measurement system based on near filed scattering was proposed and built with the scattering angle up to 40.5°. Heterodyne method was applied to process the near field speckle images generated by interference between the transmitted and scattered fields, which is capable of completely removing the stray light. The angular intensity distribution was determined by fast Fourier transform (FFT) frequency spectral analysis of the heterodyne signal. The particle size distributions were inversed by Chahine algorithm. Experimental results on measurement of both monodisperse and bimodal samples with known diameters which are 39.2 μm and 67.3 μm, was presented. For monodisperse samples, the measurement error was less than 5%, for bimodal samples, there was two apparent peaks in 43.3 μm and 74.1 μm, the error was about 10%.

Keywords: particle size measurement; near filed scattering (NFS); heterodyne speckle; fast Fourier transform (FFT); Chahine algorithm

北京航空航天大学学报

Received: 2016-01-28; **Accepted**: 2016-04-29; **Published online**: 2016-06-14 14:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160614.1420.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51376049); Excellent Youth Foundation of Jiangsu Scientific Committee (BK20150023)

* **Corresponding author**. E-mail: chuanlongxu@seu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0120

ERT/UTT 双模态传感器尺寸优化仿真

孙红丽[1,2], 谭超[1,2,*], 董峰[1,2]

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072; 2. 天津大学 天津市过程检测与控制重点实验室, 天津 300072)

摘 要: 针对电阻/超声双模态层析成像传感器配置优化问题,提出管道同一截面内配置电极与超声探头,实现对管道内同一被测对象同一时间的检测。采用数值仿真方法,考察电学敏感场与超声敏感场在管道内分布情况,优化双敏感场的互补信息获取范围,获得被测场域内同一被测对象的多敏感信息。为降低被测截面内电极对超声敏感场的影响,定义双敏感场的最优灵敏度与均匀度,利用数值仿真方法对电极与超声探头的安装结构与尺寸进行优化,最终获得16电极与16超声探头间隔放置的最优空间结构与相对尺寸。

关 键 词: 双模态层析成像; 电阻层析成像; 超声透射层析成像; 灵敏度; 均匀性; 传感器优化

中图分类号: TP212.6

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0388-07

过程层析成像(Process Tomography,PT)通过安装在被测容器周围的传感器阵列,在容器内形成覆盖被测空间的敏感场,通过场内介质对敏感场调制作用,利用传感器阵列获取被测对象信息,再通过图像重建算法再现被测容器内部的介质分布。PT技术在化工、石油、冶金与物料运输等工业生产过程中有广泛的应用前景,但目前普遍存在工作范围较窄、分辨率低等问题[1]。

电阻层析成像(Electrical Resistance Tomography,ERT)是利用物场内介质电导率变化获取物场信息,进而重建介质分布的检测技术[2],通常采用电流激励-电压测量的相邻采集工作方式[3],通过向管道内注入电流,形成电场,当管道内介质发生变化时,电场分布随之变化,进而获得描述管道内介质分布的边界电压。ERT为保证较高测试精度需在导电介质为连续相条件下工作[4],故测量范围有限[5]。超声层析成像(Ultrasound Tomography,UT)技术通过超声波与被测物体之间的相互作用获取被测对象内部信息[6]。超声与不同材料的被测物体之间的作用分为3类:透射作用、反射作用和衍射作用[7]。超声透射层析成像(Ultrasound Transmission Tomography,UTT)利用超声波在传播过程中发生的衰减,因此接收探头上的超声波声压变化包含了场域内介质的变化信息[8]。UTT系统通常采用单发单收或一发多收的工作方式[9],由于介质中超声波传播速度有限,UTT系统的实时性受限[10],测量对象的强非均质性影响成像质量[11]。

利用不同敏感原理的传感器可获取被测对象不同特性的信息,通过综合多种敏感信息可克服单一模态中测量范围与获得信息有限的缺点[12]。2001年,Hoyle等[13]提出将ERT/ECT(Electrical Conductance Tomography)/UT不同原理的传感器分别安装在管道不同截面,实现多种敏感数据的测量,扩充敏感范围。该方法虽具有结构简单且敏感场互不影响的优势,但测量结果不能反映同

收稿日期: 2016-01-29; **录用日期**: 2016-06-12; **网络出版时间**: 2016-09-06 14:43
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1443.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61473206,61227006)
* **通讯作者**: E-mail: tanchao@tju.edu.cn

引用格式: 孙红丽, 谭超, 董峰. ERT/UTT 双模态传感器尺寸优化仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 388-394.
SUN H L, TAN C, DONG F. Simulation based sensor size optimization for dual-modality ERT/UTT[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 388-394 (in Chinese).

一时间、同一流体过程信息，因此在多相流检测中存在信息难以对准的问题[14]。在同一测试截面上安装多模态传感器，可获得管道内同一被测对象同一时间的多敏感信息，具有信息量互补、图像重建效果好的优势[15]。2014 年，Yunus 等[16]以电场分布为目标优化同截面 ERT/UTT 双模态系统电极宽度，提高了管道中心电场灵敏度。2015 年，Teniou 和 Meribout[17]报道了一种 ERT/URT(Ultrasound Reflection Tomography)双模态系统，将电学与超声传感器安装在同一截面上，证明 ERT/URT 双模态系统在图像重建效果上优于单模态 ERT 或 URT 系统。

层析成像的敏感原理要求，被测区域内的敏感场均匀性与灵敏性越高测试信息代表性越好，且边界测量值的数量越多所获被测对象的信息越丰富。当电极与超声探头安装于同一被测截面时，需在降低电极与超声探头间干扰的前提下获得更多的投影数据。当同一截面内的电极与超声探头距离较近时，超声波会在电极与管道界面处、电极与介质界面处发生反射与衍射现象，降低超声场敏感性。而电极尺寸过小则会影响电学敏感场的分布，为此需综合优化电极与超声探头安装结构与尺寸。利用 COMSOL 仿真优化同截面的 16 电极、16 超声探头均匀间隔放置时的传感器尺寸，根据超声传播路径宽度与电极对声场的影响情况，得到最优安装结构，描述电学与超声敏感场分布互补情况，分析电极宽度与超声探头直径对声场的影响，以提高声场平均灵敏度与均匀性为目标，优化电极宽度与超声探头尺寸。

1　双模态传感器结构优化

超声波在不同介质的界面上存在反射、衍射与透射现象，反射率、透射率与界面两侧介质的声阻抗($Z=\rho c$，其中：Z 为传播介质声阻抗；ρ 为介质密度；c 为该介质中超声波声速)有关。由于 ERT 电极采用金属材料制成，管道材料为有机玻璃，管道内介质通常为水，金属材料、有机玻璃和水的声阻抗相差很大，故电极与管道、电极与介质的界面上反射现象明显，影响超声波传播。

1.1　超声波传播路径宽度

为降低电极对超声传播的影响，应优化电极安装位置，研究超声传播路径宽度分布。当超声探头直径越大，超声传播路径越宽，对电极之间的间隔要求更大。

COMSOL 仿真中，管道材料为有机玻璃，管道内介质为水，管道内径 100 mm，考虑超声波近场区的距离，在管道上距离管道内壁 10 mm 的位置，正对管道中心，安装一个直径为 6 mm 的超声探头，安装方式如图 1 所示。采用压力声学频域模型，将超声频率设置为 1 MHz，在超声探头正下方 11 mm 位置对声压强度进行检测，检测位置如图 1 所示，声压强度分布如图 2 所示。

图 2 中，以探头中心正下方 11 mm 为原点，超声波集中分布在(−5，5) mm 之间，即超声传播路径宽度在 10 mm 以内。为避免电极对超声传播的影响，需保证电极之间存在 10 mm 间隔。

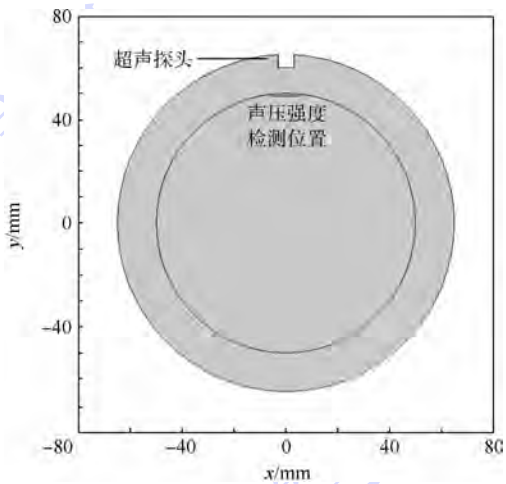


图 1　超声探头安装位置与声压强度检测位置

Fig. 1　Ultrasonic sensor installation position and sound pressure intensity detection position

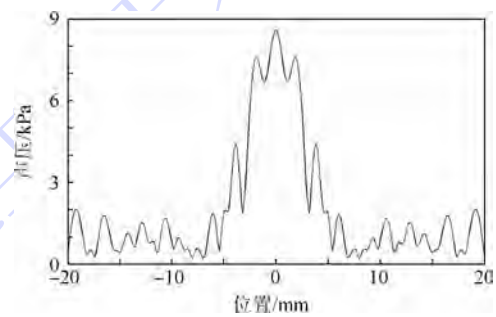


图 2　声压强度分布

Fig. 2　Sound pressure intensity distribution

1.2　电极对声场的影响

考察电极与管道和电极与管道内介质界面上超声波的反射现象对超声层析成像系统影响。当没有电极存在时，超声波仅在管道和介质之间的界面上发生反射，声场分布如图 3 所示。当存在电极时，超声在电极与管道之间和电极与管道内介质之间的界面上发生反射，不同数量的电极对超声传播的影响不同，同样电极宽度下，16 电极和 30 电极下声场分布如图 4、图 5 所示。

表 1 为不同电极数量时接收到的声压。由表 1可知，30 电极等间距放置时，电极位于超声波

北航学报 赠阅

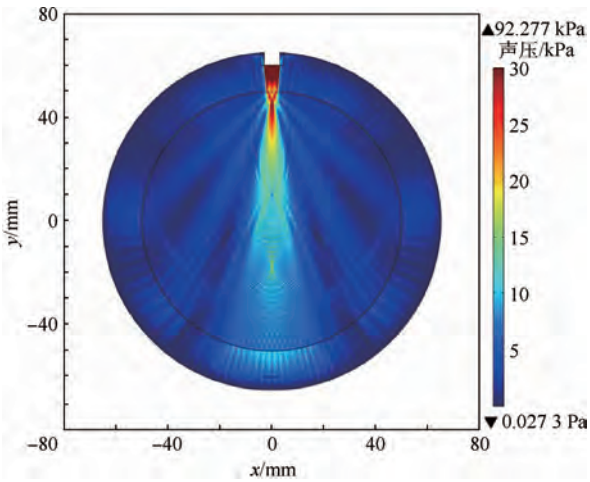


图 3 无电极时超声场分布

Fig. 3 Ultrasonic field distribution with no electrode

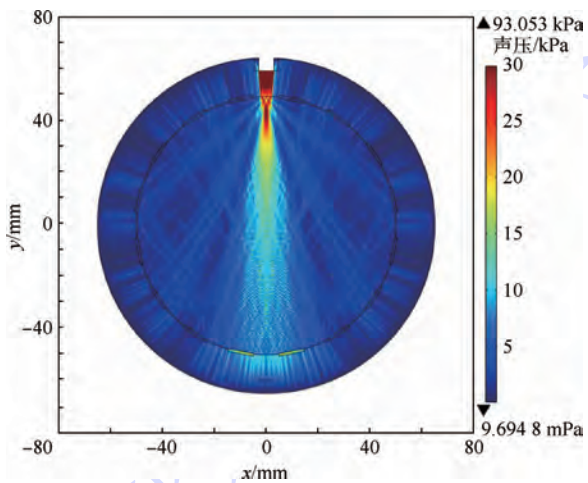


图 4 16 电极时超声场分布

Fig. 4 Ultrasonic field distribution with 16 electrodes

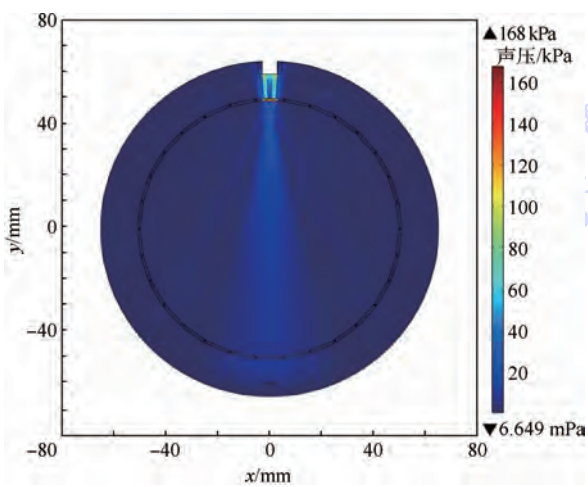


图 5 30 电极时超声场分布

Fig. 5 Ultrasonic field distribution with 30 electrodes

传播路径上,导致超声波在管道与电极之间的界面、电极和介质之间的界面上发生反射,降低接收到的声压,进而影响 UTT 系统的信噪比。基于超声波传播路径宽度,与电极对超声系统接收到声压强度,可知 16 电极与 16 超声探头间隔放置结构中,电极可避免位于超声波传播路径上,且使接收到的声压强度不受电极影响。在 ERT/UTT 双模态系统中,16 电极与 16 超声探头间隔放置为最优空间结构,如图 6 所示。

表 1 不同电极数量时接收到的声压

Table 1 Received sound pressure with different electrode quantities

电极个数	接收到的声压值/Pa
0	3 180
16	2 130
30	79

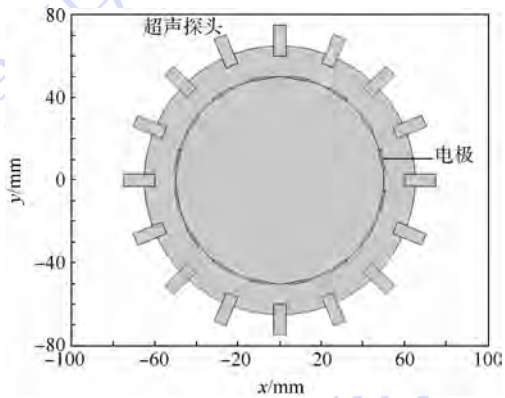


图 6 16 电极、16 超声探头结构

Fig. 6 Configuration of 16 electrodes and 16 ultrasonic transducers

2 ERT/UTT 敏感场分布

2.1 超声与电学敏感场仿真模型网格无关性

为验证超声与电学模型中仿真结果精度与有限元仿真中网格尺寸之间的关系,分别考察超声与电学模型中不同网格尺寸条件下的仿真结果。压力声学频域模型中,频率 1 MHz,将网格单元尺寸分别设置为空气中超声波波长 λ 的 1/3,1/4,1/5,1/6,1/10,1/15,获得中心位于(0,0)位置上的正方形设置为空气时收到的声压和,如表 2 所示。电学模型中,将网格单元尺寸分别设置为 COMSOL 中尺寸预定义的“标准”、“粗化”、“细化”3 种单元尺寸参数,获得中心位于(0,0)位置上的正方形设置为空气时的边界电压值,如表 3 所示。

表 2 不同网格尺寸时接收到的声压

Table 2 Received sound pressure with different mesh sizes

网格尺寸/mm	声压/Pa
$\lambda/3$	10 561.062 93
$\lambda/4$	10 557.267 59
$\lambda/5$	10 555.664 34
$\lambda/6$	10 554.588 87
$\lambda/10$	10 554.581 65
$\lambda/15$	10 554.690 08

表 3　不同网格尺寸时边界电压

Table 3　Boundary voltage with different mesh sizes

编号	边界电压/V		
	粗化	标准	细化
1	1.004 99	1.004 99	1.004 99
2	0.509 37	0.509 37	0.509 37
3	0.323 59	0.323 59	0.323 59
4	0.237 78	0.237 78	0.237 78
5	0.194 76	0.194 76	0.194 76
6	0.174 63	0.174 63	0.174 63
7	0.169 52	0.169 52	0.169 52
8	0.177 88	0.177 88	0.177 88
9	0.202 52	0.202 52	0.202 52
10	0.253 13	0.253 13	0.253 13
11	0.354 68	0.354 68	0.354 68
12	0.580 70	0.580 70	0.580 70
13	1.214 00	1.214 00	1.214 00

由表 2 可知,超声模型中仿真结果随着网格尺寸的变化,仿真模型中网格尺寸的选择影响仿真结果的精度。声压模型中网格尺寸大于 $\lambda/6$ 时,仿真结果的精度有很大影响,当网格尺寸小于等于 $\lambda/6$ 后,仿真结果基本不变。减小网格尺寸会造成计算量增加。故声压模型中网格尺寸设定为 $\lambda/6$。

由表 3 可知,电学模型中网格尺寸对于仿真结果无任何影响。减小网格尺寸会造成计算量增加。故电学模型中网格尺寸可采用尺寸预定义中的“粗化”。故声压模型中网格尺寸设定为 $\lambda/6$。电学模型中网格尺寸可采用尺寸预定义中的“粗化”。

2.2　电学敏感场分布

ERT 系统中,激励电流在被测区域中产生一个电场,电场分布取决于被测区域中介质电导率,除激励电极与接地电极外,其余电极作为测量电极,获得敏感场边界的电势。实际应用中,ERT 敏感场为似稳场。对于电场内任何一点,

$$J = \sigma \cdot E \tag{1}$$

$$\nabla \cdot J = 0 \tag{2}$$

式中:J 为电流密度;σ 为电导率;E 为电势强度。又由于

$$E = -\nabla \phi \tag{3}$$

式中:ϕ 为场内电势分布,ϕ 满足

$$\nabla \cdot (\sigma \cdot \nabla \phi) = 0 \tag{4}$$

$$\nabla \sigma \cdot \nabla \phi + \sigma \cdot \nabla^2 \phi = 0 \tag{5}$$

在均匀、线性、各向同性的媒质中,σ 为常数,故式(5)可简化为

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{6}$$

为描述管道内电场区域上每个位置的电学灵敏度,将被测截面剖分成 780 个边长为 3 mm 的正方形区域,将每一正方形区域设置为气和水时边界电压的相对变化定义该点电学灵敏度。仿真中,电极宽度 $E_l = 11$ mm,管道内径 $D = 100$ mm,相对宽度 $E_l^* = E_l/D = 0.11$,如图 7 所示。

ERT/UTT 双模态系统中 ERT 系统采取电流激励-电压测量的相邻采集工作方式,每次激励可测得 13 个有效的边界电压值。与管道内全部为水的情况比较,仅将某一正方形区域填充为空气时,可获得 13 个电学灵敏度,即

$$r_i = \frac{\mathrm{abs}[V_{\mathrm{rw}i} - V_i]}{V_{\mathrm{rw}i}} \qquad i = 1, 2, \cdots, 13 \tag{7}$$

式中:abs 为绝对值函数;$V_{\mathrm{rw}i}$ 为管道内全部为水时第 i 个独立边界电压值;V_i 为该正方形区域为空气、管道内其余区域为水时第 i 个独立边界电压值。综合每次激励下每个区域上的 13 个独立灵敏度值,取其均值作为该位置上的电学灵敏度。

$$R = \frac{1}{13} \sum_{i=1}^{13} r_i \tag{8}$$

式中:R 为该正方形区域的电学灵敏度,用于衡量电场对该位置的灵敏程度,电学灵敏度值越大,电场对于该位置越灵敏。

ERT 完成一周循环激励后,对于管道内每个位置,取 16 次激励下灵敏度最大值为该位置的电学综合灵敏度,电学灵敏度分布如图 8 所示。

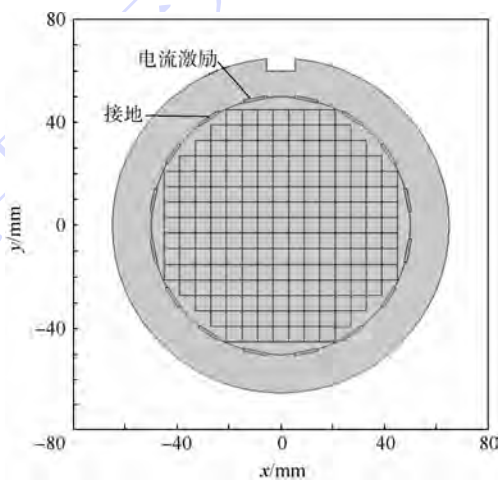


图 7　780 个正方形区域、激励电极和接地电极位置

Fig. 7　Position of 780 square mesh, exciting

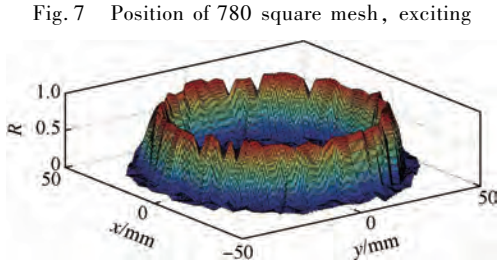


图 8　管道内电学灵敏度分布

Fig. 8　Electrical sensitivity distribution inside pipeline

图 8 中管道内电学灵敏度分布表明,靠近电极的区域电学灵敏度均较高,即靠近管道内壁的区域电学灵敏度较高,而管道中心区域的电学灵敏度均较低。

2.3 超声敏感场分布

为描述管道内超声场每个位置的超声灵敏度,同样采用图 7 所示剖分网格,通过对每一正方形区域分别设置为气和水时接收声压差的相对变化定义该点的超声灵敏度。ERT/UTT 双模态系统中 UTT 系统采取一发三收的工作方式,一次超声激励下每个正方形区域的灵敏度定义为

$$s_j = \frac{S_j - S_g}{S_w - S_g} \times 100\% \qquad j = 1,2,\cdots,780 \tag{9}$$

式中:s_j 为某个正方形区域的超声灵敏度;S_w 为管道内全部为水时,3 个接收探头收到的声压强度之和;S_g 为管道内全部为空气时,3 个接收探头收到的声压强度之和;S_j 为某正方形区域为空气,管道内其余区域为水时,3 个接收探头收到的声压强度之和。

超声一周循环激励后,对于管道内每个位置,取 16 次激励下灵敏度最大值作为该位置的超声综合灵敏度,分布如图 9 所示,靠近管道中心区域超声灵敏度较高,而靠近管道内壁的区域不能被完全覆盖在超声传播路径内,故灵敏度较低。

对比图 8 与图 9 所示的电学灵敏度与超声灵敏度分布,若进一步优化同一截面内的双模态传感器布置方式,可实现灵敏度场的互补。

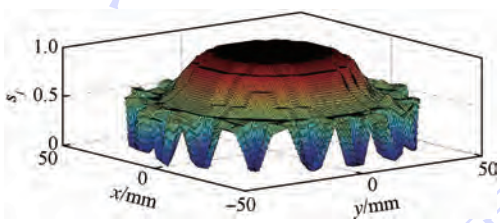


图 9 管道内超声灵敏度分布

Fig. 9 Ultrasonic sensitivity distribution inside pipeline

3 电极与超声传感器尺寸优化

为降低传感器配置对超声敏感场的影响,提高超声灵敏场的灵敏度与均匀性,对电极宽度与超声探头直径进行研究与优化。

3.1 超声敏感场平均灵敏度与均匀度

选取超声灵敏场域内全部正方形剖分区域灵敏度均值作为平均灵敏度,即

$$M = \frac{1}{780}\sum_{j=1}^{780} s_j \tag{10}$$

标准差越小,敏感场均匀性越好。每完成一周循环激励后,管道内全部剖分区域的标准差为

$$d = \sqrt{\frac{1}{780-1}\sum_{j=1}^{780}(s_j - M)^2} \tag{11}$$

由以上定义可知,敏感场平均灵敏度越高,对气/水两相流越灵敏;敏感场标准差越小,均匀性越好,逆问题线性度更好,成像质量较好。

3.2 电极宽度优化

为降低电极对超声敏感场的影响,以提高超声敏感场平均灵敏度 M、降低标准差 d 为优化目标,优化电极宽度。仿真中管道材料为有机玻璃,管道内介质为气和水,电极材料为不锈钢。超声探头直径为 12 mm,安装距离管道内壁为 10 mm,频率为 1 MHz,采用压力声学频域模型,考察电极相对宽度 E_l^* 在 0.08 ~ 0.17 之间时,电极对超声敏感场平均灵敏度与标准差的影响。

图 10 为电极相对宽度对超声场平均灵敏度与标准差的影响。图 10 中,当 E_l^* 在 0.13 以内时,超声敏感场的平均灵敏度随着电极宽度的增大而增大,而标准差随电极的增大而减小;当 E_l^* 超过0.13 后,超声敏感场的平均灵敏度迅速降低,而标准差随电极的增大缓慢上升。E_l^* 在 0.11 ~ 0.13 之间时,超声敏感场的平均灵敏度均可保持较高值。

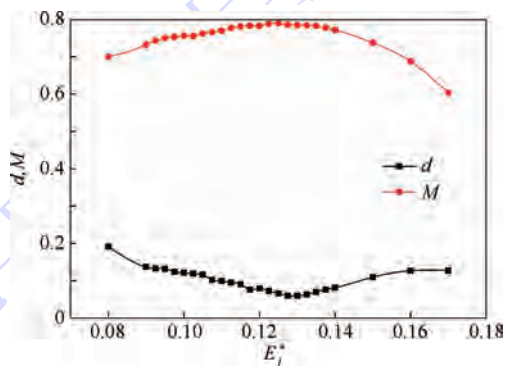


图 10 电极相对宽度对超声场平均灵敏度与标准差的影响

Fig. 10 Influence of relative electrode width on average sensitivity and standard deviation of ultrasonic field

3.3 超声探头直径优化

为考察超声探头直径对于超声敏感场平均灵敏度和标准差的影响,定义为超声探头相对直径 $U^* = U/D$,其中 U 为超声探头直径。超声探头频率设置为 1 MHz,采用压力声学频域模型,将电极设置为 9 mm。超声探头安装距离管道内壁 10 mm。考察 U^* 在 0.06 ~ 0.13 之间时,超声探头对于超声敏感场平均灵敏度与标准差的影响。

图 11 为超声探头直径对超声敏感场平均灵

敏度的影响。图 11 中随着超声探头相对直径 U^* 增大，超声敏感场平均灵敏度 M 上升；$U^*>0.12$ 后，超声敏感场平均灵敏度 M 均可保持较高值，且基本保持不变，故 $U^*>0.12$ 对于超声敏感场平均灵敏度为最优超声探头直径。

当 $U^*<0.10$ 时，标准差 d 基本不变；$U^*>0.11$ 后，随着超声探头直径增大，d 迅速降低，并保持较低值，即 $U^*>0.11$ 对于超声敏感场标准差为最优超声探头直径。

为综合考察敏感场平均灵敏度 M 与标准差 d，提出 M/d 作为考察敏感场的参数：M 值越大，敏感场标准差值 d 越小时，M/d 值越大，即敏感场越灵敏，标准差越好。图 12 为超声探头直径与电极宽度对超声敏感场平均灵敏度与标准差比值的影响。图 12 中，电极相对宽度 $E_l^*=0.13$ 时，超声敏感场灵敏度与标准差比值 M/d 最大，为最优电极宽度。随着超声探头相对直径 U^* 增大，超声场灵敏度与标准差比值 M/d 上升，当

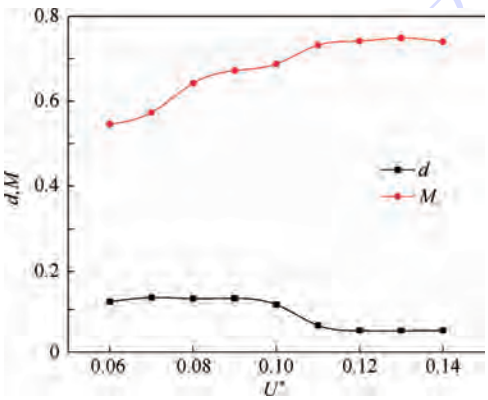


图 11　超声探头相对直径对超声敏感场平均灵敏度的影响

Fig. 11　Influence of ultrasonic sensor relative diameter on average sensitivity of ultrasonic field

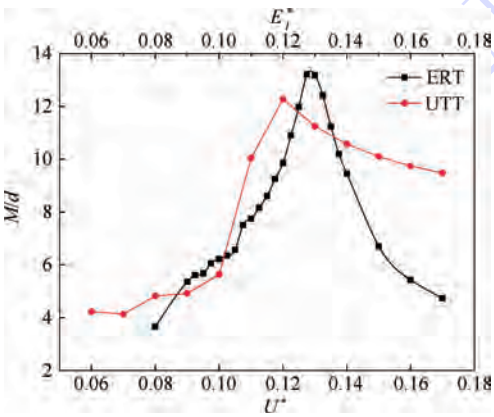


图 12　超声探头相对直径与电极相对宽度对超声敏感场 M/d 的影响

Fig. 12　Influence of ultrasonic sensor relative diameter and relative electrode width on M/d of ultrasonic field

U^* 超过 0.12 后，M/d 降低，即 $U^*=0.12$ 为最优超声探头直径。在以上参数条件下，电极相对宽度为 0.13，即电极覆盖率为 0.66 时，超声探头相对直径为 0.12，即超声探头覆盖率为 0.51 时，16 电极与 16 超声探头 ERT/UTT 系统敏感场分布最优。

4　结　论

为获得对同一被测对象的多模态测试，克服单一模态层析成像技术的缺点，提出同截面 ERT/UTT 双模态传感器结构。由于电极对超声敏感场存在影响，当电极与探头间隔放置时，需优化其尺寸参数，以获得更敏感和均匀的测试场。

数值仿真结果指出，同截面 ERT/UTT 双模态传感器的敏感场区域分布上互补。提出灵敏度与标准差比值 M/d 作为敏感场综合表征指标，结果表明电极相对宽度 E_l^* 最优值为 0.13，超声探头相对直径 U^* 最优值为 0.12。此时电极覆盖率为 0.66，超声探头覆盖率为 0.51。

通过对电极与超声探头安装结构及尺寸的研究，降低了对超声敏感场的影响，提高了超声敏感场的灵敏度并降低标准差。

参考文献（References）

[1] 谭超，董峰. 过程层析成像与多相流测量应用[J]. 仪器仪表用户，2010(1)：3-6.
TAN C, DONG F. An overview on process tomography and its applications[J]. Electronic Instrumentation Customer, 2010(1):3-6(in Chinese).

[2] KARHUNEN K, SEPPANEN A, LEHIKOINEN A, et al. Electrical resistance tomography imaging of concrete[J]. Cement and Concrete Research, 2010, 40(1):137-145.

[3] DONG F, TAN C, LIU J W, et al. Development of single drive electrode electrical resistance tomography system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2006, 55(4):1208-1214.

[4] LI Y, YANG W Q. Measurement of multi-phase distribution using an integrated dual-modality sensor[C]// 2009 IEEE International Workshop on Imaging Systems and Techniques. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:335-339.

[5] WANG Q, WANG H X, CUI Z Q, et al. Fast reconstruction of electrical resistance tomography (ERT) images based on the projected CG method[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2012, 27:37-46.

[6] RADOVAN J, IGOR P, NICOLE R, et al. Sound-speed image reconstruction in sparse-aperture 3-d ultrasound transmission tomography[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control, 2012, 59(2):254-264.

[7] SCHLABERG H I, YANG M, HOYLE B S. Ultrasound reflection tomography for industrial processes[J]. Ultrasonics, 1998,

36(1-5):297-303.
[8] SUPARDAN M D, MASUDA Y, MAEZAWA A, et al. The investigation of gas holdup distribution in a two-phase bubble column using ultrasonic computed tomography[J]. Chemical Engineering Journal, 2007, 130(2-3):125-133.
[9] YUNUS F R M, AZLAN N A N, AYOB N M N, et al. Simulation study of bubble detection using dual-mode electrical resistance and ultrasonic transmission tomography for two-phase liquid and gas[J]. Sensors and Transducers, 2013, 150(3):97-105.
[10] RAHIMAN M H F, RAHIM R A, RAHIM H A, et al. An investigation on chemical bubble column using ultrasonic tomography for imaging of gas profiles[J]. Sensors and Actuators B: Chemical, 2014, 202(10):46-52.
[11] AYOB N M N, RAHIMAN M H F, ZAKARIA Z, et al. Detection of small gas bubble using ultrasonic transmission-mode tomography system[C]// Industrial Electronics and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:165-170.
[12] QIU C, HOYLE B S, PODD F J W. Engineering and application of a dual-modality process tomography system[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2007, 18(5-6):247-254.
[13] HOYLE B S, JIA X, PODD F J W, et al. Design and application of a multi-modal process tomography system[J]. Measurement Science and Technology, 2001, 12(8):1157-1165.
[14] RAHIM R A, RAHIMAN M H F, ZAIN R M, et al. Image fusion of dual-modal tomography (electrical capacitance and optical) for solid/gas flow[J]. International Journal of Innovative Computing Information and Control, 2011, 7(9):5119-5132.
[15] SUN J T, YANG W Q. A dual-modality electrical tomography sensor for measurement of gas-oil-water stratified flows[J]. Measurement, 2015, 66:150-160.
[16] YUNUS F R M, RAHIM R A, AW S R, et al. Simulation study of electrode size in air-bubble detection for dual-mode integrated electrical resistance and ultrasonic transmission tomography[J]. Powder Technology, 2014, 256(2):224-232.
[17] TENIOU S, MERIBOUT M. A multimodal image reconstruction method using ultrasonic waves and electrical resistance tomography[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2015, 24(11):3512-3521.

作者简介:

孙红丽 女,硕士研究生。主要研究方向:过程层析成像。

谭超 男,副教授。主要研究方向:多相流过程参数检测、过程层析成像。

董峰 男,教授。主要研究方向:多相流过程参数检测、过程层析成像。

Simulation based sensor size optimization for dual-modality ERT/UTT

SUN Hongli[1,2], TAN Chao[1,2,*], DONG Feng[1,2]

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. Tianjin Key Laboratory of Process Measurement and Control, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: For the installing structure and optimization of electrodes and ultrasonic transducers in the dual-modality electrical resistance tomography (ERT) and ultrasound transmission tomography (UTT), sensors on the same section of pipeline are proposed to measure the same object at the same time. With numerical simulation, sensitive field distributions of ERT and UTT inside the pipeline were studied to optimize the range of complementary information of electrical and ultrasonic field and to get the complementary multi-sensitive information of the same object in the sensitive field. To reduce the influence of electrodes on ultrasonic field, the sensitivity and uniformity of ERT and UTT sensitive field were defined. The installing structure and sizes of electrodes and ultrasonic transducers were optimized by simulations. The installing structure of 16 electrodes and 16 transducers in dual-modality ERT/UTT, and the optimized sizes of the relative electrode width and the relative ultrasonic transducer diameter were obtained.

Keywords: dual-modality tomography; electrical resistance tomography; ultrasound transmission tomography; sensitivity; uniformity; sensor optimization

Received: 2016-01-29; **Accepted**: 2016-06-12; **Published online**: 2016-09-06 14:43
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1443.003.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61473206, 61227006)
* **Corresponding author**. E-mail: tanchao@tju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0125

基于 EEMD-Hilbert 谱的涡街流量计尾迹振荡特性

全下文载

姚凤艳[1], 周天[1,2], 孙志强[1,*]
(1. 中南大学 能源科学与工程学院, 长沙 410083; 2. 中南大学 材料科学与工程学院, 长沙 410083)

摘 要: 为了研究涡街流量计尾迹振荡特征,采用集总经验模态分解(EEMD)-Hilbert 谱方法,对测量介质为空气、流量范围为 10.58 ~ 220 m^3/h 的涡街流量计管壁差压信号进行处理,首先用 EEMD 方法对管壁差压信号进行分解,得到固有模态分量,然后对分解后的各个分量进行 Hilbert 变换,得到 Hilbert 谱和边际谱,进而提取管壁差压信号的旋涡脱落频率。比较了 Fourier 变换与 EEMD-Hilbert 谱方法在信号去噪和频率提取方面的性能。结果表明:EEMD-Hilbert 谱方法可有效去除叠加在实际涡街成分之中的噪声,能够较完整保留尾迹振荡的固有成分;在流量较低时,EEMD-Hilbert 谱方法对尾迹振荡频率的提取精度比 Fourier 变换高 30% 以上,有效拓展了涡街流量计的测量下限;通过计算能量比,揭示了 EEMD-Hilbert 谱方法提高频率提取精度的原因,即 EEMD-Hilbert 谱方法降低了信噪比;Hilbert 谱直观表示信号的时间-频率-能量关系。

关 键 词: 涡街流量计; 尾迹振荡; 集总经验模态分解(EEMD); Hilbert 变换; 去噪
中图分类号: TH814; TK313
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0395-08

涡街流量计是一类常用的流量测量仪表,广泛用于气体、液体和蒸汽的测量,具有量程大、精度高、无可动部件、可靠性强及使用方便等特点[1-3]。涡街流量计的测量原理为:一定条件下非流线形的旋涡发生体诱发尾迹流体发生周期性的振荡,该振荡的频率与流过旋涡发生体的流体流量成正比,因此准确提取尾迹振荡信号是涡街流量计的技术关键[4-6]。然而,在实际应用中,由于设备振动及环境噪声的存在,涡街流量计尾迹振荡信号中不可避免地会混有一定程度的噪声,为了准确地获得涡街流量计的尾迹振荡特性,需采用合适的信号处理方法对涡街流量计的尾迹振荡信号进行筛选和提取。目前常用的信号处理方法主要有 Fourier 变换[7]、小波变换[8-9]、Wigner-Ville 分布[10]等,但这些方法均存在一定的弊端,如 Fourier 变换无法同时兼顾信号在时域和频域的全貌和局部化特性;小波变换的小波窗不具有自适应性;Wigner-Ville 分布对多分量信号进行分析时存在强烈的交叉项干扰。

经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)[11-12]是一种新型的时频分析方法,能够将信号分解为若干固有模态函数(Intrinsic Mode Function, IMF),具有自适应性、正交性及完备性的特点,已广泛应用于能源、化工、医疗、气象等领域。樊辰阳等[13]采用 EMD 方法对信号中混杂的干扰噪声进行滤除,提取出真实的涡街成分,通过对在线涡街流量信号进行仿真分析,验证了该方法的有效性。Sun 和 Zhang[12]结合 EMD 方法对涡街流量计中原始信号分解的结果,提取各固有模态函数的能量比,分析流动中的扰动对涡

收稿日期: 2016-02-06; **录用日期**: 2016-06-12; **网络出版时间**: 2016-09-06 15:32
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1532.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(51576213); 中南大学中央高校基本科研业务费专项资金(2015zzts203)
* **通讯作者**: E-mail: zqsun@csu.edu.cn

引用格式: 姚凤艳, 周天, 孙志强. 基于 EEMD-Hilbert 谱的涡街流量计尾迹振荡特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 395-402. YAO F Y, ZHOU T, SUN Z Q. Vortex flowmeter wake fluctuation characteristics based on EEMD-Hilbert spectrum[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 395-402 (in Chinese).

街流量计测量性能的影响。Mao 等[14]基于 EMD 方法,通过建立模型,经 4 步即可模拟非平稳车辆随机信号。Sun 等[15]基于 EMD 方法分解气液两相流复杂信号,识别文丘里管内气液两相流的流型,并通过气水和气油两相流的实验验证了该方法在单相流、泡状流、弹状流和塞状流的准确性。然而,EMD 方法也存在模态混淆[16]的缺陷,这削弱了信号的分解效果,影响了 EMD 方法的使用。为此,文献[16-19]中提出一种改进的 EMD 方法,即集总经验模态分解(Ensemble Empirical Mode Decomposition,EEMD),通过在待分解信号中加入噪声信号,用以改善 EMD 方法的模态混淆等不足之处。

EEMD 方法通常与 Hilbert 变换结合使用,Hilbert 变换的目的是获得信号的瞬时频率特征。与小波变换、Wigner-Ville 分布等方法相比,该变换得到的瞬时频率能够更好的表征信号在局部时间点上特征。张艳霞等[20]利用 Hilbert 变换得到了实信号幅值函数的特点,提出串联补偿线路故障点位置的识别判据,形成了适用于串联补偿线路的距离保护方案。曾伟等[21]基于 Hilbert 变换,提出一种新的激光超声波传播图像方法,有效地提取超声波信号在缺陷处传播的信息。范锋等[22]提出一种基于 Hilbert 变换重建相位的理论和方法,提高了数字全息相位重建精度。

本文通过实验获得不同空气流量下表征涡街流量计尾迹振荡的管壁差压信号,采用 EEMD-Hilbert 谱方法对该差压信号进行分析,以深入提取和揭示涡街流量计尾迹振荡特性。首先,利用 EEMD 方法对涡街流量计管壁差压信号进行分解,得到 IMF 分量,再对 IMF 分量进行 Hilbert 变换,观察 EEMD-Hilbert 方法的去噪效果,进而研究涡街流量计尾迹振荡信号的特征。

1 EEMD-Hilbert 谱计算方法

EEMD-Hilbert 谱的计算流程如图 1 所示。

EEMD 是一种改进的 EMD 方法,通过在待分解的原始信号中加入白噪声,可将非平稳非线性信号分解成一组稳态线性的序列集。这些序列称为 IMF 分量,必须满足:在整个数据段内,数据的极值点和过零点的个数必须相等或相差最多不能超过一个;在任意时刻,由局部极大值点形成的上包络线和由局部极小值点形成的下包络线的平均值为零,即上、下包络线相对于时间轴局部对称。IMF 反映了原始信号的动态特性。

利用EEMD对信号进行处理时,主要分为以下步骤:

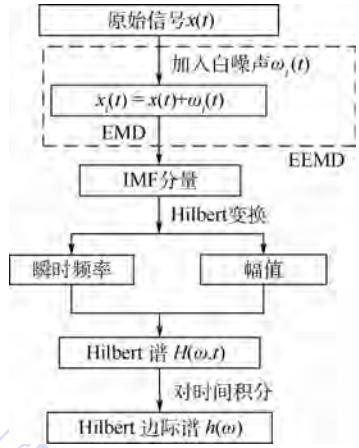


图 1 EEMD-Hilbert 谱的计算流程

Fig. 1 Calculation procedure of EEMD-Hilbert spectrum

步骤 1 向原始信号 $x(t)$ 加入正态分布的白噪声 $\omega_i(t)$,即

$$x_i(t)=x(t)+\omega_i(t) \tag{1}$$

步骤 2 利用 EMD 将加噪信号 $x_i(t)$ 分解成 IMF。

步骤 3 重复步骤 1 和步骤 2,每次加入新的白噪声序列。

步骤 4 将每次得到的 IMF 集成均值作为最终结果,即

$$c_j(t)=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}c_{ij}(t) \tag{2}$$

式中:$c_j(t)$ 为原始信号 $x(t)$ 经 EEMD 分解得到的第 j 个 IMF;$c_{ij}(t)$ 为第 i 次加入噪声后分解产生的 IMF 分量;N 为加入白噪声的次数。

然后,分别对各 IMF 进行 Hilbert 变换

$$\hat{c}_i(t)=\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{c_i(\tau)}{\pi(t-\tau)}\mathrm{d}\tau,\text{记为 }\hat{c}(t)=H(c(t)) \tag{3}$$

构造解析信号

$$z_i(t)=c_i(t)+\mathrm{j}\hat{c}_i(t)=a_i(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_i(t)} \tag{4}$$

得到幅值函数和相位函数

$$a_i(t)=\sqrt{c_i^2(t)+\mathrm{j}\hat{c}_i^2(t)} \tag{5}$$

$$\varphi_i(t)=\arctan\frac{\hat{c}_i(t)}{c_i(t)} \tag{6}$$

求得瞬时频率

$$f_i(t)=\frac{1}{2\pi}\omega_i(t)=\frac{1}{2\pi}\cdot\frac{\mathrm{d}\varphi_i(t)}{\mathrm{d}t} \tag{7}$$

进而得到 $x(t)$ 的另一种表示方式

$$x(t)=H(\omega,t)=\mathrm{RP}\sum_{i=1}^{n}a_i(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_i(t)}=\mathrm{RP}\sum_{i=1}^{n}a_i(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\int\omega_i(t)\mathrm{d}t} \tag{8}$$

北航学报 赠阅

式中：残差 r_n 被省略，RP 表示取实部。式(8)即为原始信号 $x(t)$ 的 Hilbert 谱。则 Hilbert 边际谱定义为

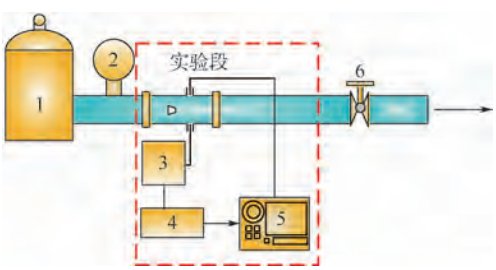
$$h(\omega)=\int_0^T H(\omega,t)\,\mathrm{d}t \tag{9}$$

式中：T 为信号的采样时间。$H(\omega,t)$ 描述了信号幅值在整个频率段上随时间和频率的分布状况，而 $h(\omega)$ 仅能反映信号幅值在整个频率段上随频率的变化情况。与 Fourier 谱相比，Hilbert 边际谱摆脱了传统 Fourier 变换的局限，且不能发生能量泄露，能够准确地描述各频率成分的幅值，具有很高的分辨率。

2　实验装置与过程

实验系统主要由钟罩式气体流量标准装置、流量显示装置、实验段和球阀组成，如图 2 所示。钟罩式气体流量标准装置用于给出实验的标准体积流量值，其准确度为 0.5 级，工作压力为 5 kPa，标准容积为 2 000 L，流量范围为 0 ~ 220 m^3/h。实验在环境温度为 20 ℃时进行，通过球阀来调节空气流量，通过流量显示装置读出进入实验段的空气的标准流量值。采用管壁差压法进行测量。

实验段由涡街流量计、差压传感器、信号调理板和数字示波器组成。涡街流量计的测量管径为 50 mm，流量系数已知，准确度为 1 级，梯形旋涡发生体的迎流面宽度为 14 mm，在旋涡发生体两侧开有一对取压孔连接差压传感器。实验中，当空气流过涡街流量计时，由于旋涡发生体的存在，管内的空气发生扰动，其尾迹振荡诱发下游流体压力发生变化，差压信号经差压传感器检测、信号调理板进行放大，最终由数字示波器进行记录采样。实验中采用 Honeywell 公司 26PC 系列差压传感器作为检测元件，采用 Tektronix TDS 430A 双通道数字示波器来记录和存储数据。示波器的采样频率为 2 500 Hz，每次采样 5 000 个数据点。采样



1—钟罩式气体流量标准装置；2—流量显示装置；3—差压传感器；4—信号调理板；5—数字示波器；6—球阀。

图 2　实验系统组成

Fig. 2　Experimental system composition

5 000 点能够使得采样结果较好地保留了信号的原有特征，且保证较高的频率分辨率。

3　结果与讨论

3.1　IMF 分量

本文以管壁差压信号作为涡街流量计输出的原始信号，对于不同流量 Q 下涡街流量计的管壁差压信号进行 EEMD 分解，得到各 IMF 分量，如图 3 所示。$x(t)$ 为原始信号，c_1 ~ c_6 为各原始信号经分解后得到的主要 IMF 分量，分别表示瞬时频率从大到小的不同频率成分。

通过观察各 IMF 分量的波动形式来判断 IMF 分量是否为涡街成分，将波动具有周期性、波形十分接近正弦波的 IMF 分量作为涡街成分。观察图 3 可知，图 3(a)中 c_2、图 3(b)中 c_3、图 3(c)中 c_2、图 3(d)中 c_1 分量均对应于实际涡街成分，具有规则稳定的波动(波动具有周期性，接近正弦波)；而其他分量反映了叠加在涡街成分上的各种噪声。由于 c_6 之后的 IMF 分量及残差的幅度和频率较小，对后续讨论影响较小，因而图中未给出。

3.2　Hilbert 谱分析

按照图 1 所示流程，对 4 种典型流量下的原始信号进行 EEMD 分解、Hilbert 变换后，得到 Hilbert谱[23-24]，如图 4 所示。

Hilbert 谱将 IMF 的振幅以颜色深浅的形式表现在频率-时间-能量图上，描述了各分量的幅值在整个频率段上随时间和频率的变化规律，图中点的颜色越深，振幅越大，颜色的深浅也反映了能量的相对大小。

如图 4 所示，图 4(a)的 29 Hz 附近，图 4(b)的 95 Hz 附近，图 4(c)的 214 Hz 附近，图 4(d)的 480 Hz 附近，能量较高且集中，其他区域能量较低且杂乱无章地分布。由于涡街流量计的输出信号中涡街成分的能量较大，且频率不变，噪声信号能量较小，因而推断该 4 处频率附近的信号为涡街成分，其余分散的信号为噪声信号。

对比图 4(a) ~ 图 4 (d)可见，随着流量的增大，Hilbert 谱中点的颜色越深，这表明能量逐渐增大，且高频区域噪声信号逐渐减弱。信号的能量由分散分布转变为集中分布到一个较窄的频带，进而分散为 2 个频带，这是由引压管的固有频率引起。

当空气流量较小时，频率较小，涡街成分较弱，能量较小，因而在 Hilbert 谱中用较浅的点来表示。涡街成分几乎淹没在噪声中，噪声能量也

北航学报 赠阅

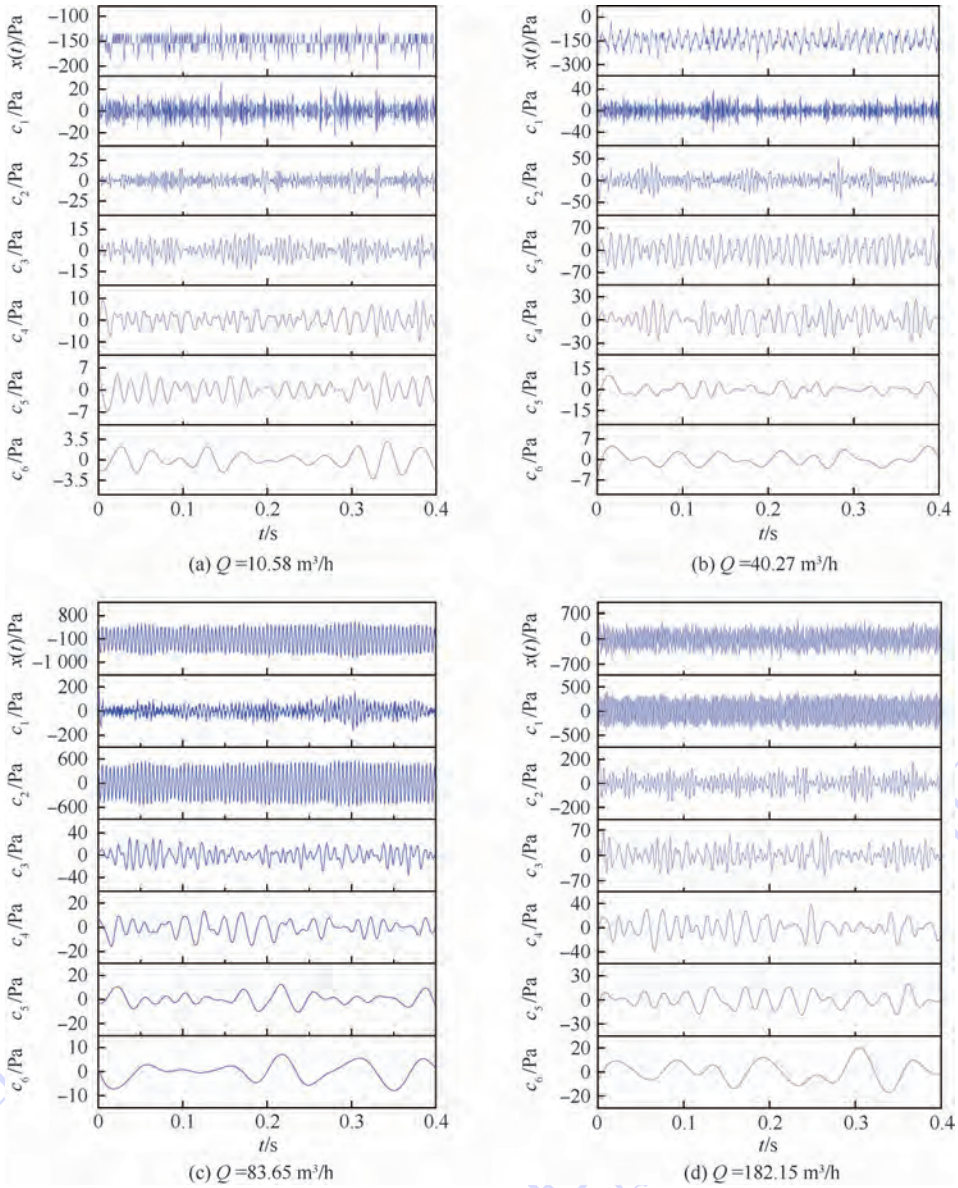


图 3 EEMD 分解结果

Fig. 3 Decomposition results of EEMD

较小,且杂乱无章地分布于 Hilbert 谱的整个频带,故涡街成分的频率在 Hilbert 谱中分布不明显。

将 Hilbert 边际谱在时间上进行积分,得到 Hilbert 边际谱。Hilbert 边际谱能反映信号幅值在整个频率段上随频率的变化情况。能量在某个频率上存在最大值反映了信号的主要成分为该频率成分。

计算过程中,Hilbert 边际谱及主峰频率主要受到信号组成成分、终止准则和白噪声幅值大小的影响。

3.3 线性分析

为研究 EEMD-Hilbert 谱方法下得到的尾迹波动的流量与旋涡脱落频率的线性程度,以空气流量为 10.58 ~ 182.15 m^3/h 的涡街流量计管壁差压信号为研究对象,EEMD-Hilbert 谱方法进行研究,并以 Fourier 变换作为对照,其中,Fourier 变换通过快速 Fourier 变换(FFT)算法来实现。经上述 2 种方法处理后,分别得到 Fourier 谱和 Hilbert 边际谱,根据频谱的主峰频率可得到涡街频率。涡街流量计仪表系数 K 标定为 9 244.73 m^{-3},由式(10)计算得到的理论涡街频率。

$$q=\frac{f_{dp}}{K} \tag{10}$$

式中:q 为介质流量;f_{dp}为管壁差压频率。

图 5 给出了利用 FFT、EEMD-Hilbert 谱方法得到的空气流量值与涡街频率之间的关系,由图可见,在整个流量范围 10.58 ~ 182.15 m^3/h 内,2 种方法的处理精度不同。当空气流量为 30 ~ 190 m^3/h时,FFT、EEMD-Hilbert处理得到的涡街

北航学报 赠阅

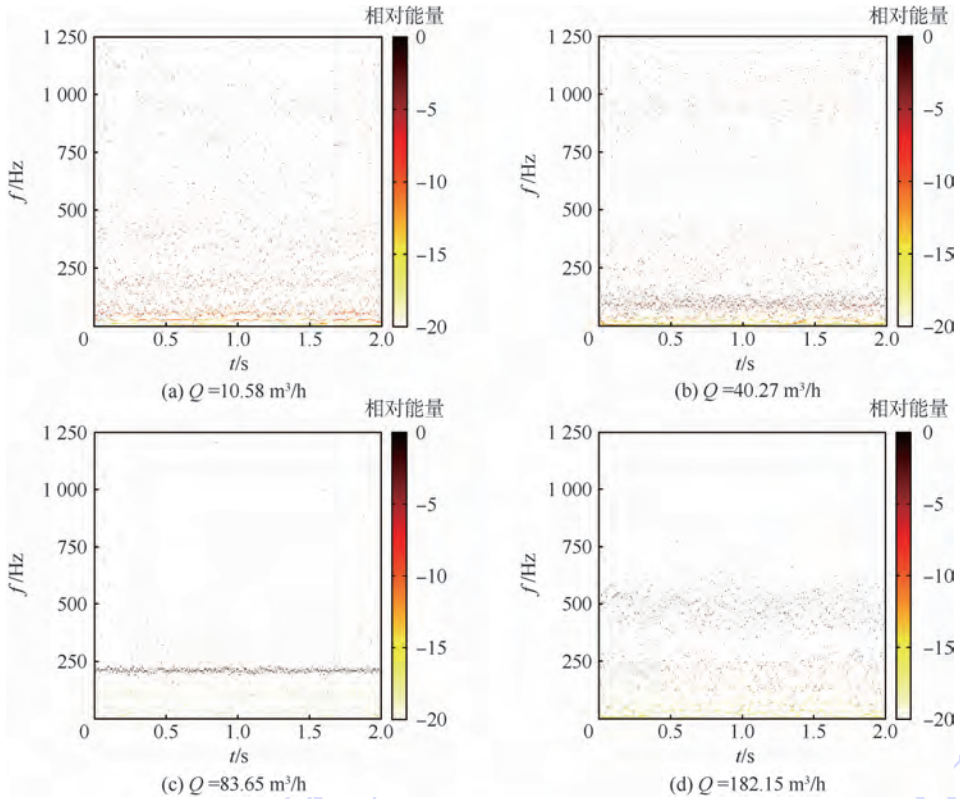


图 4　不同流量下尾迹的 Hilbert 谱

Fig. 4　Hilbert spectra of wake at different flow rates

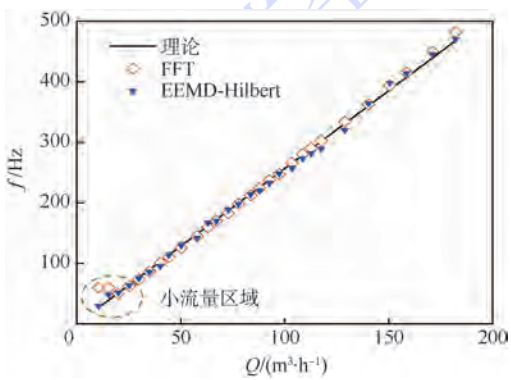


图 5　尾迹波动的流量与涡街频率的关系

Fig. 5　Wake fluctuation flow rates versus frequencies

频率与涡街的理论频率值吻合较好，且涡街频率值与流量成良好的线性关系。

当空气流量为 10 ~ 30 m^3/h 时，FFT 变换所得涡街频率误差较大，即空气流量分别为 10.58 m^3/h 和 15.47 m^3/h 时，FFT 方法的误差分别为 120% 和 50%，而 EEMD-Hilbert 方法误差仅为 9% 和 20%，由此可见，EEMD-Hilbert 变换对于涡街频率的检测具有更高的精度。这是由于管壁差压信号为非线性、非稳定信号，在小流量情况下，涡街成分较弱，几乎淹没在噪声信号里，FFT 变换基于信号的线性和稳定性假设[25]，在分析非线性、非稳定信号时，不可避免地截止长周期（即小频率）谐波分量，导致部分小频率涡街成分被截止，破坏了涡街成分，此时 FFT 方法主要分析的成分为噪声信号，因而所求频率并非是涡街成分的频率；而 EEMD-Hilbert 方法是在时间域内进行滤波，能将涡街成分与噪声信号较好地分离。原始信号经 EEMD 分解后，所得各 IMF 分量较好地保留信号的物理特征，因而保留了涡街成分地固有特征，即数据物理空间内的线性和非稳定性特征。

EEMD-Hilbert 方法的误差主要来源于仪器设备的噪声，包括管道振动、湍流脉动产生的噪声，引压管的规则振动产生的噪声，以及工业现场其他设备的干扰等。对于小流量情况下，这些噪声对于涡街频率的准确识别有很大的干扰性，因而降低了频率提取的精度。

此外，本文中，对于 FFT 方法，流量越小，误差越大，而 EEMD-Hilbert 方法尚无此趋势。通过控制钟罩式气体流量标准装置的调节阀，可拓展测量下限，观察测量误差是否随着流量减小而增大。

3.4　能量比分析

信噪比[26]为信号的能量与噪声能量之比，根据该定义，研究不同流量下原始信号经 Fourier 变换及 EEMD-Hilbert 方法处理后的信噪比情况。使用边际谱中峰值点及前后两点幅度之和 A_{mm} 来表征涡街成分的能量，用边际谱中涡街成分以外

的噪声幅度之和($A_{su}-A_{mm}$,A_{su}为所有点的幅值和)来表征噪声的能量,因而能量比A_r为信噪比的一种反映。能量比A_r越大则信噪比越大。

利用各边际谱峰值点的幅度,定义峰值点及前后两点的幅度之和为

$$A_{mm}=A_{i-1}+A_i+A_{i+1} \tag{11}$$

式中:i为峰值点。

按照此定义,求出谱中所有点的幅度总和A_{su},得到能量比A_r:

$$A_r=\frac{A_{mm}}{A_{su}-A_{mm}} \tag{12}$$

图6为尾迹波动的流量与能量比的关系,由图可见,随着空气流量的增大,FFT方法及EEMD-Hilbert谱方法所得能量比均先增大至最大值,再减小。同一空气流量下,能量比大小关系为:$A_{r(EEMD\text{-}Hilbert)}>A_{r(FFT)}$,且在最大值点,EEMD-Hilbert谱方法得到的能量比为0.78,远大于FFT方法达到的能量比0.08。这说明EEMD-Hilbert谱方法能够有效地分离涡街成分和噪声信号,提高信号的信噪比。同时,也从侧面揭示了该方法能够提高频率提取精度的原因。

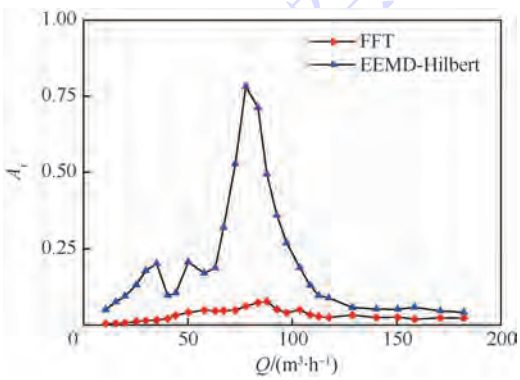


图6 尾迹波动的流量与能量比的关系

Fig. 6 Wake fluctuation flow rates versus energy ratio

在不同流量条件下能量比的差异性较大,这主要受到引压管固有频率的影响,能量比先增大是由于空气流量不断增大,涡街成分的能量不断加强,且涡街成分的频率在不断地接近引压管的固有频率,两者能量不断相互叠加,故信噪比增大。能量比在涡街频率与引压管固有频率相同时达到最大值。随后,涡街频率逐渐远离引压管固有频率,能量不再叠加,能量比减小,且随着流量的增大,空气流速增大,导致由管道振动引起的噪声信号逐渐增强,故信噪比降低。因而,在实际测量中,需谨慎选取引压管的型号。

4 结 论

本文采用管壁差压法,在不同流量下利用涡街流量计、差压传感器等实验设备测量了空气流过梯形旋涡发生体的两侧差压,基于EEMD-Hilbert谱方法,提取旋涡脱落的频率,进而获得Hilbert谱及Hilbert边际谱、能量比,并与经典FFT方法进行对比。得到以下结论:

1) EEMD-Hilbert谱方法能够有效分解涡街流量计噪声信号,且分解过程几乎无模态混叠现象发生,不会破坏信号的固有成分。

2) EEMD-Hilbert谱方法对小流量下涡街频率的识别精度较高,比FFT方法精度高30%以上,该优势可用于扩展涡街流量计的测量下限,拓宽工业中涡街流量计的适用范围。

3) Hilbert谱图直观给出了频率-时间-能量的三维关系,揭示了涡街成分及其噪声的频率、能量随时间的瞬时分布。

参考文献(References)

[1] LI Z, SUN Z Q. Development of the vortex mass flowmeter with wall pressure measurement[J]. Measurement Science Review, 2013, 13(1): 20-24.

[2] SUN Z Q. Design and performance of the converging-diverging vortex flowmeter[J]. Metrology and Measurement Systems, 2011, 18(1): 129-136.

[3] PENG B H, MIAU J J, BAO F, et al. Performance of vortex shedding from a circular cylinder with a slit normal to the stream[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2012, 25(3): 54-62.

[4] 陈洁,刁品高. 涡街流量计信号处理方法研究与系统设计[J]. 中国测试,2015,41(2):105-109.
CHEN J, DIAO P G. Signal processing method study and system design for vortex flowmeter[J]. China Measurement and Test, 2015, 41(2): 105-109(in Chinese).

[5] 宋佳忆,李斌,樊辰阳. 基于双通道的涡街流量计信号处理系统研究[J]. 工业控制计算机,2015,28(6):108-109.
SONG J Y, LI B, FAN C Y. Research on signal processing system of vortex flowmeter based on dual-channel[J]. Industrial Control Computer, 2015, 28(6): 108-109 (in Chinese).

[6] 贾德利,于泳,陈召,等. 分层注水工艺中涡街流量计信号处理方法研究[J]. 传感技术学报,2015(10):1513-1519.
JIA D L, YU Y, CHEN Z, et al. Research on processing methods of vortex flowmeter signal processing in layered water injection technology[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2015(10): 1513-1519(in Chinese).

[7] 于希宁,袁素梅,田亮,等. 基于递推DFT算法的涡街流量计信号处理系统[J]. 中国仪器仪表,2009(3):76-79.
YU X N, YUAN S M, TIAN L, et al. The signal processing system of vortex flowmeter based on recursive DFT algorithm[J]. China Instrumentation, 2009(3): 76-79(in Chinese).

[8] SUN Z Q, SHAO S, GONG H. Gas-liquid flow pattern recognition based on wavelet packet energy entropy of vortex-induced pressure fluctuation[J]. Measurement Science Review, 2013,

北航学报 赠阅

13(2):83-88.

[9] 刘红梅,王少萍,欧阳平超. 基于小波包和 Elman 神经网络的液压泵故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(1):67-71.
LIU H M,WANG S P,OUYANG P C. Fault diagnosis based on wavelet package and Elman neural network for a hydraulic pump[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(1):67-71(in Chinese).

[10] 田琳,陈颖频,梁华兰. 平滑伪 Wigner-Ville 分布在地震信号处理中的应用[J]. 新疆师范大学学报(自然科学版),2013,32(3):1-4.
TIAN L,CHEN Y P,LIANG H L. The application of smoothing pseudo Wigner-Ville distribution in seismic signal processing[J]. Journal of Xinjiang Normal University(Natural Sciences Edition),2013,32(3):1-4(in Chinese).

[11] SUN Z Q,ZHOU J M,ZHOU P. Application of Hilbert-Huang transform to denoising in vortex flowmeter[J]. Journal of Central South University of Technology,2006,13(5):501-505.

[12] SUN Z Q,ZHANG H J. Application of empirical mode decomposition based energy ratio to vortex flowmeter state diagnosis[J]. Journal of Central South University of Technology,2009,16(1):154-159.

[13] 樊辰阳,陈洁,刘晓佳,等. 基于 EMD 的幅值归一化涡街流量计信号处理[J]. 工业控制计算机,2015,28(3):125-126.
FAN C Y,CHEN J,LIU X J,et al. De-noising method of vortex signal with normalized amplitude based on EMD[J]. Industrial Control Computer,2015,28(3):125-126(in Chinese).

[14] MAO C,JIANG Y,WANG D,et al. Modeling and simulation of non-stationary vehicle vibration signals based on Hilbert spectrum[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2015,50-51:56-69.

[15] SUN B,ZHANG H,CHENG L,et al. Flow regime identification of gas-liquid two-phase flow based on HHT[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering,2006,14(1):24-30.

[16] WU Z,HUANG N E. Ensemble empirical mode decomposition: A noise assisted data analysis method[J]. Advances in Adaptive Data Analysis,2009,1(1):1-41.

[17] LI X,CHEN W,ZHOU Y. A robust method for analyzing the instantaneous attributes of seismic data: The instantaneous frequency estimation based on ensemble empirical mode decomposition[J]. Journal of Applied Geophysics,2014,111:102-109.

[18] WU Z,HUANG N E,CHEN X. The multi-dimensional ensemble empirical mode decomposition method[J]. Advances in Adaptive Data Analysis,2009,1(3):339-372.

[19] 李银勇,行鸿彦,易秀成. 基于 EEMD 分解的电场时序差分在雷电预警中的可行性分析[J]. 科学技术与工程,2015,15(29):15-20.
LI Y Y,XING H Y,YI X C. Feasibility analysis on electric field second order difference based on EEMD decomposition in thunderstorm warning[J]. Science Technology and Engineering,2015,15(29):15-20(in Chinese).

[20] 张艳霞,宣文博,田斌宾,等. 基于 Hilbert 变换的串联电容补偿线路距离保护[J]. 电力系统自动化,2014,38(7):77-82.
ZHANG Y X,XUAN W B,TIAN B B,et al. Distance protection for series capacitor compensated lines based on Hilbert transform[J]. Automation of Electric Power Systems,2014,38(7):77-82(in Chinese).

[21] 曾伟,王海涛,田贵云,等. 基于 Hilbert 变换的激光超声波成像技术在缺陷检测中的应用[J]. 中国激光,2014,41(5):188-194.
ZENG W,WANG H T,TIAN G Y,et al. Application laser ultrasound imageing technology for detectingdefect based on Hilbert transform[J]. Chinese Journal of Lasers,2014,41(5):188-194(in Chinese).

[22] 范锋,栗军香,宋修法,等. 基于 Hilbert 变换实现数字全息高精度相位重建[J]. 物理学报,2014,63(19):140-147.
FAN F,LI J X,SONG X F,et al. High accuracy phase reconstruction of digital hologram by Hilbert transform[J]. Acta Physica Sinica,2014,63(19):140-147(in Chinese).

[23] HUANG N E,CHEN X,LO M,et al. On Hilbert spectral representation: A true time-frequency representation for nonlinear and nonstationary data[J]. Advances in Adaptive Data Analysis,2011,3(1):63-93.

[24] HUANG N E,CHEN X,LO M,et al. A review on Hilbert-Huang transform: Method and its applications to geophysical studies[J]. Reviews of Geophysics,2008,46(2):3043-3061.

[25] HUANG N E,WU Z,ON J E P,et al. Reductions of noise and uncertainty in annual global surface temperature anomaly data[J]. Advances in Adaptive Data Analysis,2009,1(3):447-460.

[26] PENG J,WANG W,FANG M. Hilbert-Huang transform (HHT) based analysis of signal characteristics of vortex flowmeter in oscillatory flow[J]. Flow Measurement and Instrumentation,2012,26(4):37-45.

作者简介:

姚凤艳　女,硕士研究生。主要研究方向:多相流测试技术。

周天　男,讲师。主要研究方向:热物性测试、多相流测试技术。

孙志强　男,博士,教授。主要研究方向:多相流测试技术、新能源与节能技术。

Vortex flowmeter wake fluctuation characteristics based on EEMD-Hilbert spectrum

YAO Fengyan[1], ZHOU Tian[1,2], SUN Zhiqiang[1,*]

(1. School of Energy Science and Engineering, Central South University, Changsha 410083, China;
2. School of Materials Science and Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: In order to study the wake oscillation characteristics of vortex flowmeter, the ensemble empirical mode decomposition (EEMD)-Hilbert spectral method was employed to analyze the wall differential pressure signal of vortex flowmeter using air as the medium, whose volumetric flow rate is in the range 10.58 – 220 m^3/h. First, the wall pressure differential signal was decomposed by the EEMD method, obtaining the intrinsic mode functions (IMFs), which were later transformed by the Hilbert transform to acquire the Hilbert spectrum and the marginal spectrum. Thus the vortex shedding frequency of the wall pressure differential signals were extracted. The performance of signal denoising and frequency extraction was compared between the Fourier transform and EEMD-Hilbert spectral method. The results show that the EEMD-Hilbert spectral method is fully adequate in eliminating the noise imposed on the vortex signals, resulting in the intact wake oscillation components. In lower flow rate ranges, the EEMD-Hilbert spectral method performs 30% more accurately in extracting the wake frequency compared to the results of the Fourier transform, thus extending the lower effective range of the vortex flowmeter. By computing the energy ratio, the reason for the high accuracy of the EEMD-Hilbert spectral method was uncovered, that is, the EEMD-Hilbert spectral method decreased the signal to noise ratio. The Hilbert spectrum visually depicts the relationship among time, frequency and energy.

Keywords: vortex flowmeter; wake fluctuation; ensemble empirical mode decomposition (EEMD); Hilbert transform; denoising

Received: 2016-02-06; **Accepted**: 2016-06-12; **Published online**: 2016-09-06 15:32

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1532.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51576213); Fundamental Research Funds for the Central Universities of Central South University (2015zzts203)

* **Corresponding author**. E-mail: zqsun@csu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0126

全下文载

光学原位法探针测量超低减排烟气

张焰峰[1,2], 杨正鹏[1,2], 陈军[1,2,*], 苏明旭[1,2], 陶雷行[3], 蔡小舒[1,2]

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市多相流及传热传质重点实验室, 上海 200093;
3. 上海明华电力技术工程有限公司, 上海 200093)

摘 要: 随着燃煤电厂超低减排的开展,烟气监测技术的要求也越来越严格。研制了应用差分光学吸收光谱(DOAS)和多波长消光的实时在线烟气监测探针,可同时对 SO_2、烟尘等浓度进行监测。并在实验室进行了标定,SO_2 浓度及烟尘反演误差均小于 10%,不同浓度 SO_2 反演浓度曲线线性度好,线性相关系数为 0.999 64。利用该系统对某燃煤电厂烟气中的 SO_2和液滴颗粒物进行了现场监测。结果表明:该系统对 SO_2、液滴颗粒的监测结果与锅炉运行工况、实际运行状况吻合。

关 键 词: 原位法; 超低减排; 烟气; 光学探针; 燃煤电厂
中图分类号: TK314
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)02-0403-07

近些年来,我国人与环境关系日趋紧张,环境污染问题日益突出。我国的能源结构一直以煤为主,从而造成了化工厂、燃煤锅炉、冶金厂和水泥窑炉等工业源的排放烟气中所含的 SO_2、NO_x、颗粒物含量偏高,而我国大气污染物的主要来源又是这些燃煤锅炉、化工厂、冶金厂和水泥窑炉等的燃烧污染物。此外,从使用方式上看,煤炭消耗量绝大部分(80%)直接用于燃烧,火电厂燃煤量占煤炭消耗量的 50% 以上,城市及其他临近地区的环境污染的 90% 都来自工业和生活的烟气排放。煤在燃烧过程中产生大量的废水、灰渣、粉尘、NO_x、SO_2 等废弃物,若不能妥善处理,将会干扰生态环境,甚至造成永久的破坏,危害人类的生存和发展。

根据国家发展改革委等部门制定出台的《煤电节能减排升级与改造行动计划(2014—2020年)》,东部地区新建燃煤发电机组的大气污染物排放浓度要达到燃气轮机组排放限值,即在基准氧含量 6% 的条件下,烟尘、SO_2、NO_x 排放浓度分别不高于 10、35、50 mg/m^3,另外现役大型燃煤机组环保改造后也要达到这一限值。国内火力发电集团针对这些计划提出了“超净排放(50、35、5 mg/m^3(NO_x、SO_2、烟尘浓度))”、“超低排放”、“近零排放”、“绿色发电”等口号。新的排放标准使得检测手段的要求也越来越严格。差分光学吸收光谱法因其非接触式,测量结果更具代表性及能够实现实时在线测量的优点而逐渐受到关注。

20 世纪 70 年代末,德国海德堡大学 Platt 等[1-2]提出了差分光学吸收光谱(DOAS)法的概念,并开始研究。由于其测量原理和测量装置简单、测量灵敏度高及响应时间快等特点,该技术最初被广泛应用于大气环境监测。在相继衍生的 DOAS 测量装置中,非常多的学者和研究机构在系统结构、硬件以及信号提取等方面做出了长足的改进。随后 DOAS 法也被应用烟气测量。国内

收稿日期: 2016-02-07; **录用日期**: 2016-06-12; **网络出版时间**: 2016-10-17 08:32
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0832.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (41375124,91544225)
* **通讯作者**: E-mail: j.chen@usst.edu.cn

引用格式: 张焰峰, 杨正鹏, 陈军, 等. 光学原位法探针测量超低减排烟气[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 403-409.
ZHANG Y F, YANG Z P, CHEN J, et al. In-situ optical probe measurement of ultra-low emission reduction flue gas[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 403-409 (in Chinese).

较早开展这方面工作的单位主要有中国科学院安徽光学精密机械研究所[3-6]、天津大学[7-8]、上海理工大学[9-10]等，分别对电厂烟气污染物做了测量并开发出成套系统。然而，DOAS 系统烟气成分的测量往往容易受烟尘颗粒的干扰[11]，针对该问题，除了采样方法的改进，目前主要通过信号滤波的方式去除烟尘的干扰[12-13]。对于电厂颗粒物测量，上海理工大学蔡小舒课题组做了较多的工作[14-15]，开发了基于消光法对烟尘、汽轮机湿蒸汽等进行在线测量的光学探针，结构简单准确度高。

笔者于 2014 年 9 月在上海上电漕泾发电有限公司 2#机组的尾部烟道开展了测量试验。本次试验基于光学原位法，利用自行研制的光谱探针开展除雾器出口烟道内气液两相流中液滴颗粒及 SO_2 的测量。由于排放烟气中烟尘颗粒物浓度比较高，烟尘颗粒物 Mie 散射引起的消光会对污染气体浓度反演精度造成一定影响，因此，通过结合消光法测量颗粒物浓度可消除颗粒物 Mie 散射对结果的影响，即提高在线测量污染气体浓度精度。该方法可以实现实时在线测量，获得被测烟道内部液滴颗粒的粒径及污染气体排放的浓度。对于进一步发展适应超净排放测量技术，了解电厂尾部烟气排放物中的液滴特性及气体污染物都具有较大的意义。

1 实验原理

1.1 气体浓度的反演

不同的气体因其分子结构的不同，会对光谱造成不同的吸收，差分吸收光谱就是利用不同气体在紫外波段到可见光波段对光选择性吸收的指纹特性来测量排放烟气中的污染气体。差分吸收光谱方法基于朗伯比尔定律，如图 1 所示，一束光源 I_0 穿过测量介质，由于各组分气体的吸收和烟尘散射，出射光强可表示为

$$I = I_0 \exp\left[-L\left(\sum_{i=1}^{n} C_i\sigma_i + \varepsilon_R + \varepsilon_M\right)\right] \tag{1}$$

式中：σ_i 为第 i 种气体的吸收截面，$i=1,2,\cdots,n$；C_i 为第 i 种气体沿光程 L 的平均浓度；ε_R 为烟气的瑞利散射系数；ε_M 为 Mie 散射系数。

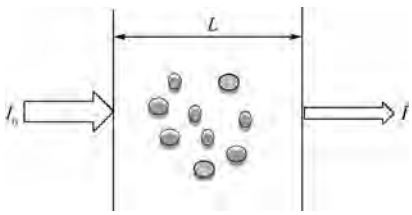


图 1 朗伯比尔定律示意图

Fig. 1 Schematic diagram of Lambert-Beer law

实际反演时，因气体吸收界面的精细结构部分随波长成快变化，而瑞利散射和 Mie 散射随波长成慢变化，因此采用 N（N 为以颗粒数计的尺寸分布函数或频度函数）到 π^* 跃迁的电子振动光谱的精细结构，用拟合方法去除光谱中由颗粒物 Mie 散射引起慢变基频部分，余下部分称为差分光学密度（Optical Density，OD）：

$$\mathrm{OD} \approx -L\sum_{i=1}^{n} C_i\sigma_i' \tag{2}$$

利用获得的差分光学密度与标准的气体差分吸收截面 σ_i' 进行拟合，可反演得到气体的浓度。

1.2 颗粒物特性反演

消光法是光散射颗粒测试技术的一种，其基本原理是，当一束直径远大于被测颗粒粒径，强度为 I_0，波长 λ 的平行单色光入射穿过一光程为 L 含有被测群的介质时，由于受到颗粒的散射和吸收作用，光强衰减后 I 与入射光强有如下对应关系：

$$\ln\left(\frac{I_0}{I}\right) = \frac{\pi}{4}L\int_a^b ND^2 k_{ext}(\lambda, D, m)\,\mathrm{d}D \tag{3}$$

式中：a 和 b 分别为颗粒尺寸分布的下限和上限；D 为被测颗粒直径；k_{ext} 为消光系数；m 为颗粒相对于周围介质的相对折射率。I_0 和 I 可通过光谱仪测得，已知入射波长、光程 L 和被测颗粒折射率 m 后，就可得到颗粒的尺寸分布函数 N 及浓度，此时体积浓度可表示为

$$C_V = \frac{\pi}{6}\int_a^b ND^3\,\mathrm{d}D \tag{4}$$

2 实验测量系统

实验中光谱探针采用氘灯作为紫外光源，可以提供 200 ~ 1 100 nm 波段的连续光谱，能发射出稳定的紫外连续光谱，并且谱线较平滑，精细结构少，对被测气体标准吸收截面的快变部分的测量影响不大。信号接收部分选用的光谱仪是 GZ03P-4000-UV 光纤光谱仪，这是一种带 3 648 像素线阵 CCD 探测器的光纤光谱仪，光谱测量范围在 200 ~ 400 nm，而且它有 0.2 nm FWHM 的光学分辨率。实验中，直流电源触发氘灯发光，光线经透镜准直进入光纤，再由光纤传至测量口，汇聚至探针内部测量区域，通过探针另一端的角反射镜反射回透镜汇聚成点，耦合到光纤，由光纤传输到光谱仪中；在光谱仪内部，光线在经球面镜进行准直，然后入射到光栅进行色散，再通过第二个球面镜聚

焦到 CCD 阵列上，其后数据通过板载的 A/D 转换器由 USB 数据线传输到计算机通过自行编制的 LabVIEW 程序进行分析处理。

如图 2 所示，探针长为 2 m，直径为 8 cm，实际测量区域长为 168 cm。角锥镜安装在探针内末端，可使入射光能原路返回。为防止湿蒸汽直接冲击入射和接收端，在探针前端安装了保护视窗玻璃。考虑到湿蒸汽可能在视窗玻璃表面及角锥镜表面形成水膜从而影响探针的正常工作，从外部引入两路压缩空气对窗口片及角锥镜进行连续的吹扫。烟气垂直进入测量区，在探针外面设计了一个可控制烟气进入与否的开关，通过定时对探针内部进行吹扫，可得到参考光谱用于反演出目标气体的浓度。探针采用 304 不锈钢管，可适应电厂恶劣的测量环境，长期稳定运行。

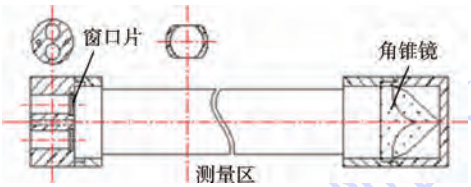


图 2　光学探针结构图

Fig. 2　Schematic of optical probe structure

3　实验室验证

3.1　SO_2 标定

利用紫外差分光谱算法进行气体浓度测量时，吸收截面的精度影响着测量结果。由于不同的光谱仪的波长分辨率不同，测得的吸收截面存在差异。本系统由于通气方式、气池结构都与文献中其他测量系统不同，所以测得的吸收截面也不同。截面在吸收的波峰、波长精度以及吸收的大小上都有很大差别，故需要重新进行截面的测量。利用设计的实验系统，进行了 SO_2 气体的标准气体吸收截面测量。由于不同仪器反演得到的气体的吸收截面往往有所差异，基于本文搭建的实验装置和设计的算法，在实验室用已知浓度 SO_2 气体反演得到标准吸收截面。本文通过干燥压缩空气（零气）对标准气进行稀释，分别用质量流量计控制 SO_2 标准气体和高纯氮的流量，获得要测试的气体浓度。采用上海海洲特种气体有限公司提供的浓度已知，体积浓度为 $1\,007\times10^{-6}$ 的 SO_2 标准气体。实验过程中用于控制 SO_2 流量的质量流量计为 Bronkhorst F201 系列，量程为 2 L/min，控制精度为 ±0.1% F. S.，用于控制高纯氮气的质量流量计为七星华创 D07-19B，量程为 20 L/min，流量不大于 10 L/min 时控制精度为 ±1% F. S.，实验过程中气体流量均处于量程范围内。通过调节流量计的流量使 SO_2 浓度稳定在 200×10^{-6}，将配气通入气室，采集光谱数据，为减少噪声干扰，光谱测量积分时间 500 ms，取 10 次采集平均值，得到的吸收截面如图 3 所示。

实验室中设定了 7 个不同浓度的 SO_2 浓度点，浓度分别为：200×10^{-6}，150×10^{-6}，75×10^{-6}，100×10^{-6}，50×10^{-6}，30×10^{-6}，10×10^{-6}，并利用得到的标准吸收截面，对各浓度 SO_2 标气进行了一段时间的连续监测，反演得到的浓度结果如图 4 所示，该系统对 10×10^{-6} ~ 200×10^{-6} 的气体的总体反演误差小于 10%，如图 4 小坐标图所示，低浓度 30×10^{-6} ~ 50×10^{-6} 浓度下，测量结果仍然保持稳定，系统准确度高，复现性良好。

对各点反演得到的浓度平均值进行拟合，反演值与实际值接近，相关性系数 R^2 高达 0.999 64，线性良好，可有效监测烟气中 SO_2 浓度微小变化。

根据周斌等[16-17]提出的差分吸收光谱仪测量上下限确定方法，对电厂烟气测量系统检测下限做了评估，得出 SO_2 测量下限为 0.37×10^{-6}。

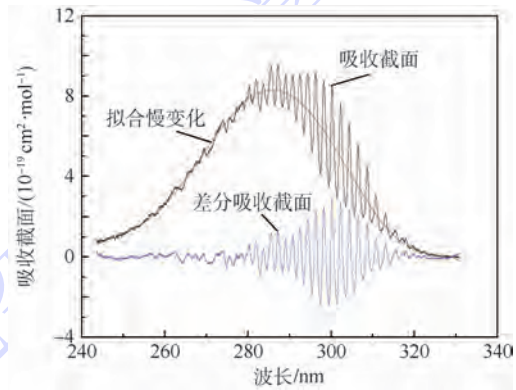


图 3　实验室标定得到的 SO_2 吸收截面及处理结果

Fig. 3　SO_2 absorption cross sections obtained from laboratory calibration and results

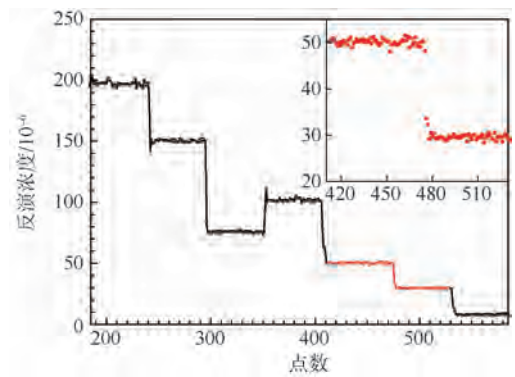


图 4　实验室 SO_2 标气测量结果

Fig. 4　Standard SO_2 measurement result in laboratory

北航学报 赠阅

3.2 标准颗粒测量实验

由于除雾器出口液滴的粒径分布是由消光光谱数据反演计算得到的,因此需要在实验前使用已知粒径的标准粒子(聚苯乙烯微球)进行粒径的测试。鉴于水汽液滴颗粒的粒径主要处于 0 ~ 10 μm,因此实验中使用粒径为 960 nm 和 2 100 nm 的标准颗粒进行测试,测试曲线如图 5 所示。测试所得的平均粒径和误差见表 1,其中 D_{32} 为索太尔平均直径,D_{50} 为中位径。测量结果表明粒径测量误差在 10% 以内。

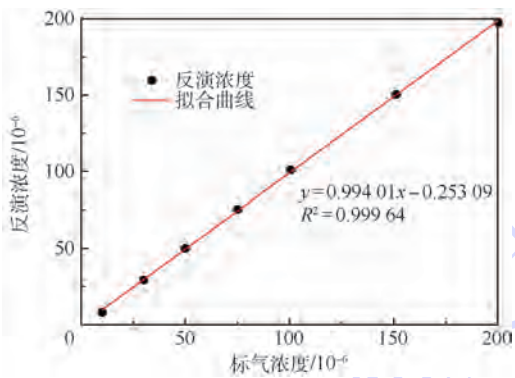


图 5 SO_2 标气测量结果

Fig. 5 SO_2 standard gas measurement results

表 1 标准颗粒测试结果

Table 1 Test results of standard particles

标准值/nm	D_{32}/nm	D_{32} 误差/%	D_{50}/nm	D_{50} 误差/%
960	987	2.81	926	3.54
2 100	1 958	6.76	1 932	8.00

3.3 不同折射率对消光法测量结果的影响

影响消光法测量精度的因素主要为光波长、颗粒物对入射光的衰减程度及折射率。实验前已对光谱仪进行了波长标定,光波长计算值与实际值的偏差小于 0.1 nm,因此光波长对消光法的影响可忽略不计。若颗粒物浓度过高,将会造成复散射现象,因此一般将遮光率(obscuration)OB = 1 − I/I_0 作为测量时浓度的控制指标,OB 值的范围应在 0.05 ~ 0.50 之间,以 0.30 左右为宜。本文的 OB 值均在 0.15 ~ 0.45 范围,符合理论要求。对于折射率的选择,由于液滴颗粒中的主要成分为水和 $CaSO_4$,水的折射率为 1.33,$CaSO_4$ 的折射率为 1.57,因此需要对不同折射率情况下的反演粒径及浓度进行分析。图 6为不同折射率反演得到的液滴索太尔平均直径 D_{32},图中可看出,折射率在本次数据处理中对平均粒径的反演影响并不大,测量结果足以满足电厂对除雾器性能评估的要求。

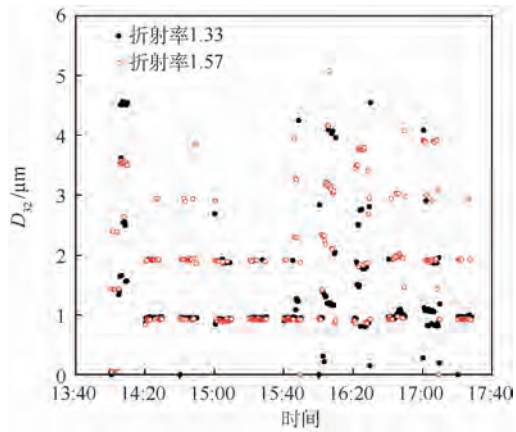


图 6 折射率为 1.33 和 1.57 时得到的液滴索太尔平均直径

Fig. 6 Sauter average droplet size at refractive index of 1.33 and 1.57

4 现场测量

基于前期实验室的研究工作,自行设计加工的光学探针测量系统及采集处理软件,用于上海上电漕泾发电有限公司 2# 机组进行现场实验。首先,根据电厂现场实际工况,选择了除雾器出口的水平烟道位置作为监测点开展实验。实验期间,为保证实验数据的准确性,每 20 min 用压缩空气吹一次零点,光谱采集积分时间 3 s,平均次数 10 次。图 7、图 8 分别为 9 月 26 日下午所测得的 SO_2 浓度和液滴颗粒体积浓度。图中可看出,因实验过程中每 20 min 吹一次零点,每次吹零点持续 10 min,测量期间数据因此中断。实验开始时,电厂锅炉负荷稳定在 510 MW,15:00 后 15 min 内逐渐降至 450 MW,15:58 负荷开始从 450 MW 逐渐提高到 16:19 最高处590 MW,随后降低,16:35后负荷稳定在 500 MW 左右。SO_2 测量结果可看出,负荷不变时,SO_2 浓度基本稳定,负荷变

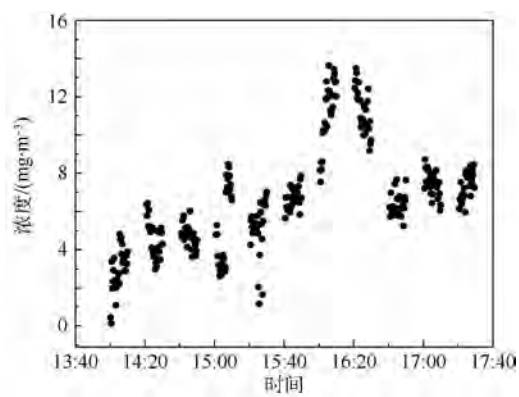


图 7 实验测得烟气中 SO_2 浓度

Fig. 7 Experimental measurement of SO_2 concentration in flue gas

大，给煤量增大，锅炉尾部烟道中 SO_2 上升。图 9 为液滴颗粒浓度监测结果和电厂锅炉负荷变化，测量结果与锅炉运行工况负荷吻合，能反应烟气液滴颗粒的实际变化。

图 10 为测量期间烟气经除雾器除雾后，尾部烟道某时刻液滴颗粒的粒径分布，液滴颗粒的粒径主要分布在 0.5 ~ 2.0 μm。

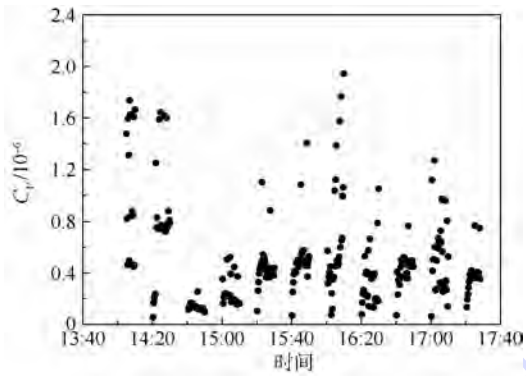


图 8　除雾器出口液滴颗粒体积浓度

Fig. 8　Droplet particle volume concentration at outlet of demister

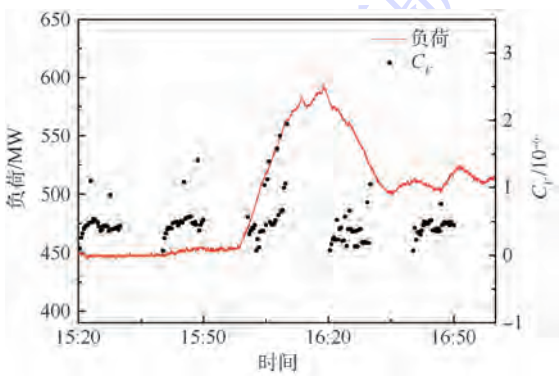


图 9　液滴颗粒浓度与锅炉负荷

Fig. 9　Droplet particle concentration and boiler load

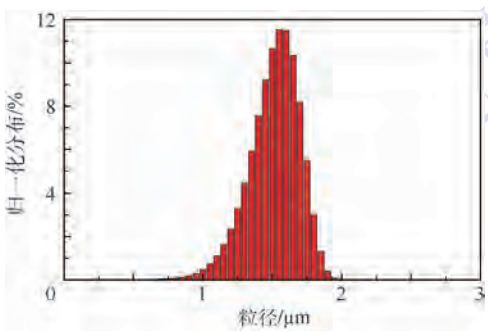


图 10　某时刻液滴颗粒粒径分布

Fig. 10　Droplet particle size distribution at a certain time

5　结　论

1）基于差分吸收光谱法和消光法研制了一套针对超低减排电厂烟气 SO_2 及液滴颗粒的在线监测系统。实验室验证结果表明，该系统对于所设定的标准 SO_2 浓度及颗粒粒径的反演误差均小于 10%，由此得到的系统 SO_2 探测下限为 0.37×10^{-6}。

2）利用该系统在上海上电漕泾发电有限公司 1 000 MW 机组上进行了初步的除雾器出口烟道烟气测量实验，得到了 SO_2 及液滴颗粒的大量信息。当锅炉机组负荷稳定时，SO_2 浓度及液滴颗粒保持稳定，负荷剧烈变化 SO_2 浓度及液滴颗粒浓度随之变化。测量期间，液滴颗粒粒径主要分布在 0.5 ~ 2.0 μm，SO_2 浓度小于 15 mg/m^3，符合国家超净排放标准。

3）实验结果表明，该系统对 SO_2、液滴颗粒的监测结果与锅炉运行工况、实际运行状况吻合。能够适应超净排放测量要求，同时对超净排放电厂烟气及颗粒物进行在线监测。

参考文献（References）

[1] PLATT U, PERNER D, PÄTZ H W. Simultaneous measurement of atmospheric CH_2O, O_3, and NO_2 by differential optical absorption[J]. Journal of Geophysical Research Atmospheres, 1979, 84(C10): 6329-6335.

[2] PLATT U, PERNER D, HARRIS G W, et al. Observations of nitrous acid in an urban atmosphere by differential optical absorption[J]. Nature, 1980, 285(5763): 312-314.

[3] 刘文清，崔志成，刘建国，等. 大气痕量气体测量的光谱学和化学技术[J]. 量子电子学报，2004，21(2)：202-210.
LIU W Q, CUI Z C, LIU J G, et al. Measurement of atmospheric trace gases by spectroscopic[J]. Chinese Journal of Quantum Electronics, 2004, 21(2): 202-210(in Chinese).

[4] 谢品华，刘文清，郑朝晖，等. 差分光学吸收光谱(DOAS)技术在烟气 SO_2 监测中的应用[J]. 光子学报，2000，29(3)：271-276.
XIE P H, LIU W Q, ZHENG Z H, et al. Differential optical absorption spectroscopy (DOAS) technique applied to monitor sulfur dioxide in flue gas[J]. Acta Photonica Sinica, 2000, 29(3): 271-276 (in Chinese).

[5] 李昂，谢品华，刘文清，等. 被动差分光学吸收光谱法监测污染源排放总量研究[J]. 光学学报，2007，27(9)：1537-1542.
LI A, XIE P H, LIU W Q, et al. Monitoring of total emission volume from pollution sources based on passive differential optical absorption spectroscopy [J]. Acta Optica Sinica, 2007, 27(9): 1537-1542(in Chinese).

[6] 郑朝晖，刘文清，宋炳超，等. 差分光学吸收光谱(DOAS)技术在烟气监测中的应用研究[J]. 量子电子学报，2001，18(B12)：65-69.
ZHENG Z H, LIU W Q, SONG B C, et al. Measurement of flue gas with differential optical absorption spectroscopy[J]. Chinese Journal of Quantum Electronics, 2001, 18(B12): 65-69 (in Chinese).

[7] 吴桢，虞启琏，张帆，等. 差分吸收光谱技术中吸收截面的测量[J]. 仪器仪表学报，2004，25(4)：470-472.

WU Z, YU Q L, ZHANG F, et al. Measurement of absorption cross section in differential optical spectrometry[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2004, 25(4): 470-472(in Chinese).

[8] 崔厚欣,齐汝宾,张文军,等. 差分吸收光谱法大气环境质量在线连续监测系统的设计[J]. 分析仪器,2008(1):7-11.
CUI H X, QI R B, ZHANG W J, et al. Design of an environmental air quality on-line continuous monitoring system based on differential optical absorption[J]. Analytical Instrumentation, 2008(1): 7-11(in Chinese).

[9] 蔡小舒,李树荣,付敬业,等. 差分吸收光谱法监测 NO_2 浓度技术研究[J]. 工程热物理学报,2003,24(2):351-353.
CAI X S, LI S R, FU J Y, et al. Study on measuring concentration of NO_2 with DOAS method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(2): 351-353(in Chinese).

[10] 毛万朋,蔡小舒,程智海,等. 傅里叶变换滤波-差分吸收光谱法在烟气 SO_2 在线监测中的应用研究[J]. 工程热物理学报,2004,25(增刊):205-208.
MAO W P, CAI X S, CHENG Z H, et al. Fourier transform filtering-The application of diferential optical absorption spectroscopy in the on-line SO_2 monitoring system[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(Suppl.): 205-208(in Chinese).

[11] 邵理堂,王式民,汤光华,等. 颗粒物 Mie 散射对差分吸收光谱技术的影响[J]. 光学学报,2009,29(3):594-601.
SHAO L T, WANG S M, TANG G H, et al. Influence of particle Mie scattering on differential optical absorption spectroscopy[J]. Acta Optica Sinica, 2009, 29(3): 594-601(in Chinese).

[12] 李素文,谢品华,李玉金,等. 基于小波变换的差分吸收光谱数据处理方法[J]. 光学学报,2006,26(11):1601-1604.
LI S W, XIE P H, LI Y J, et al. Wavelet transform based differential optical absorption spectroscopy data processing[J]. Acta Optica Sinica, 2006, 26(11): 1601-1604(in Chinese).

[13] 李素文,刘文清,谢品华. 基于卡尔曼滤波的差分光学吸收光谱法[J]. 华南理工大学学报(自然科学版),2006,34(10):113-116(in Chinese).
LI S W, LIU W Q, XIE P H, et al. Differential optical absorption spectroscopy based on Kalman filtering[J]. Journal of South China University of Technology(Natural Science Edition), 2006, 34(10): 113-116(in Chinese).

[14] 徐峰,蔡小舒,苏明旭,等. 光谱消光法测量高压湿蒸汽的研究[J]. 动力工程学报,2009,29(3):254-260.
XU F, CAI X S, SU M X, et al. Research on the measurement of high pressure wet steam by spectral light extinction method[J]. Journal of Power Engineering, 2009, 29(3): 254-260(in Chinese).

[15] 黎石竹,蔡小舒,高伟,等. RGB 三波段消光法测量细微颗粒粒度分布研究[J]. 光学学报,2015,35(7):188-195.
LI S Z, CAI X S, GAO W, et al. Measuring fine particle size with RGB three wavelength bands light extinction method[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(7): 188-195(in Chinese).

[16] 周斌,刘文清,齐锋,等. 差分吸收光谱法测量大气污染的测量误差分析[J]. 光学学报,2002,22(8):957-961.
ZHOU B, LIU W Q, QI F, et al. Error analysis in differential optical absorption spectroscopy[J]. Acta Optica Sinica, 2002, 22(8): 957-961(in Chinese).

[17] 周斌,刘文清,刘峰,等. 差分吸收光谱仪测量上下限的确定[J]. 应用光学,2001,22(5):25-28.
ZHOU B, LIU W Q, LIU F, et al. The determination of upper and lower limits of differential optical absorption spectroscopy[J]. Journal of Applied Optics, 2001, 22(5): 25-28(in Chinese).

作者简介:

张焰峰 男,硕士研究生。主要研究方向:光谱在线测量及在环境和排放监测中的应用。

陈军 男,博士,讲师。主要研究方向:光谱在线测量及在环境和排放监测中的应用。

蔡小舒 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:两相流在线监测技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

In-situ optical probe measurement of ultra-low emission reduction flue gas

ZHANG Yanfeng[1,2], YANG Zhengpeng[1,2], CHEN Jun[1,2,*], SU Mingxu[1,2], TAO Leixing[3], CAI Xiaoshu[1,2]

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China;
3. Shanghai Minghua Power Technology Engineering Co., Ltd., Shanghai 200093, China)

Abstract: With the development of ultra-low emission reduction in coal-fired power plant, the requirement of monitoring technologies is becoming more and more rigid. A detector probe based on differential optics absorption spectroscopy (DOAS) and multi-wavelength extinction method is presented, which can be used to realize the in-situ measurement of SO_2, particulate in flue gas, etc. The system was calibrated with the standard SO_2 gas and polystyrene particulate, and both inversion concentrations agree well with real values. The error is less than 10%, the fitting line of seven SO_2 measurement points has good linearity, and linear correlation coefficient is 0.99964. The system was successfully applied to a coal-fired power plant in different operating conditions for a longer time continuous monitoring. Results show that the system has a good agreement between system monitoring and working conditions on SO_2 and particulate in flue gas.

Keywords: in-situ; ultra-low emission reduction; flue gas; optical probe; coal-fired power plant

北京航空航天大学学报

Received: 2016-02-07; **Accepted**: 2016-06-12; **Published online**: 2016-10-17 08:32
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0832.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41375124,91544225)
* **Corresponding author**. E-mail: j.chen@usst.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0103

基于混合多智能体遗传算法的作业车间调度问题研究

全下文载

李小涛，彭翀*
（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：针对作业车间调度问题(JSP)的非确定性多项式特性与解空间分布的大山谷属性，本文提出一种多智能体遗传算法(MAGA)与自适应模拟退火算法(ASA)的混合优化算法，用于寻找最大完工时间最短的调度。首先，将每个染色体视作独立的智能体并采用工序编码方式随机初始化每个智能体，结合多智能体协作与竞争理论设计了实现智能体之间交互作用的邻居交互算子，进而利用一定数量智能体进行全局搜索，找到多个适应度较高的可行解。其次，为避免算法陷入局部最优，采用 ASA 对每个智能体开展局部寻优。最后，通过基准测试库中典型实例的计算结果验证了该算法的有效性。

关 键 词：作业车间调度(JSP)；多智能体；遗传算法；邻居交互算子；自适应模拟退火算法(ASA)
中图分类号：TP301.6；F406.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)02-0410-07

车间调度是生产加工的重要环节，基本任务之一是合理安排各机器上的待加工工件的顺序，使得最大完工时间最短。作为流水车间调度问题的扩展，作业车间调度问题(Job shop Scheduling Problem，JSP)中每个工件可以有特定的工序安排，1976 年 Garey 等[1]证明了它是一个非确定性多项式(Non-deterministic Polynomial，NP)难题。对于 JSP，早期研究中大多采用的方法可分为近似方法和精确方法。其中近似方法以优先规则法[2]和瓶颈移动法[3]为代表，其求解过程较为复杂且计算量很大；而对于基准测试库[4]中 10 工件 10 机器的问题，Applegate 与 Cook[5]采用的分支定界法是非常有效的精确方法，但对规模更大的情形却不太适用。近年来许多元启发式算法相继提出，用于求解 JSP 的有遗传算法[6]、模拟退火算法[7]、粒子群算法[8]、生物地理学优化算法[9]等。遗传算法的主要优点是通用性强，它适用于各类优化问题[10-13]，但在求解离散空间且具有 NP 特性的优化问题时容易陷入局部最优。通过引入多智能体协同理论，Zhong 等[14]提出了用于连续空间优化的多智能体遗传算法(Multiagent Genetic Algorithm，MAGA)，Sivasubramani 和 Swarup[15]将多智能体差分算法用于电力系统的无功优化，改进后的算法不仅有良好的全局和局部寻优能力，且具有快速收敛性和较好的鲁棒性。

对于复杂的组合优化问题，一般来说没有通用的算法框架，特别是对于解空间分布类似大山谷结构的 JSP，采用单一算法往往难以找到问题的最优解，研究的趋势是将具有良好全局搜索能力的算法和局部搜索算法相结合[16]。例如，Gao 等[17]结合遗传算法与变邻域算法求解 JSP，Xia 和 Wu[18]运用粒子群算法与模拟退火算法混合寻优。模拟退火算法是一种广泛应用的局部搜索算法，通过以一定概率接受劣解使得算法具有跳出

收稿日期：2016-01-26；**录用日期**：2016-02-29；**网络出版时间**：2016-03-07 15:08
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160307.1508.001.html
基金项目：国家重大科技专项（2015ZX04005005）
* **通讯作者**：E-mail：pch@buaa.edu.cn

引用格式：*李小涛，彭翀. 基于混合多智能体遗传算法的作业车间调度问题研究[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(2)：410-416. LI X T，PENG C. Hybrid multiagent genetic algorithm for job shop scheduling problem[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(2)：410-416 (in Chinese).*

局部最优的能力，寻优结果的好坏取决于退火进度表的选择和邻域解的产生机制。精细的退火进度表能够使寻优的效果更好，利用在马尔可夫链平稳分布下的目标函数均方差表达式，Romeo 等[19]成功推导出一种自适应退火策略。对于 JSP 的局部寻优而言，最早被提出且较为成功的邻域结构是由 van Laarhoven 等[7]提出的 N2 结构，即通过交换关键路径上的任意 2 个相邻工序产生新解，他们证明了该结构与全局最优解的连通性，不足的是邻域解规模太大，实际操作中难以寻找到最优解。随后，Potts[20]指出，要使得交换 2 个关键路径上的工序能够缩短加工时间，必要条件是待交换的 2 个工序中，满足前工序的工件紧前工序或者后工序的工件紧后工序在关键路径上。Balas 和 Vazacopoulos[21]在此基础上提出了 N6 结构，该结构在操作过程中能翻转更多的析取弧，不仅能探索更大的空间而且限制了很多无效移动。

本文一方面针对 JSP 的 NP 特性，提出将 MAGA 用于问题的全局搜索，将所有染色体视作独立的智能体(agent)并定义其相应的邻居环境，综合考虑编码的空间特性与解码的复杂性后采用基于工序的方式对染色体 agent 进行编码，并设计了邻居交互算子用于染色体 agent 之间的协同寻优以获得多个适应度较高的个体。另一方面，由于在工序编码下不同的染色体序列可能会被解码为同一调度以及解空间的大山谷特性，导致实现邻居交互操作过程中不仅会产生大量无效的操作也可能使得算法陷入局部最优，因此在全局搜索后，将每个染色体 agent 映射为一个 JSP 的非循环有向图，在 N6 邻域解生成机制的基础上引入自适应模拟退火算法(Adaptive Simulated annealing Algorithm，ASA)进行局部优化。

1　JSP 的析取图模型

JSP 定义：N 个工件在 M 台机器上加工，分别记作集合$\{J_i \mid i=1,2,\cdots,N\}$、$\{M_i \mid i=1,2,\cdots,M\}$，其中 J_i 为工件代号，M_i 为机器代号。每个工件有特定的工艺，并给定每个工件使用机器的顺序及它在对应机器上的工序所需的加工时间，调度的具体内容就是确定每台机器上工件的加工顺序和每个工序的开工时间，使得最大完工时间(记作 $C_{\max}$)最短，并假定：

1）不同工件的工序之间没有顺序约束。

2）某一工序一旦开始加工就不能中断，每台机器同一时刻只能加工一个工件，且机器不发生故障。

3）所有零件均在零时刻到达，且在加工过程中经过每台机器且只经过一次。

常用的 JSP 模型有 3 种：Baker[22]提出的整数规划模型、Adams 等[3]提出的线性规划模型以及 Balas[23]提出的析取图模型。本文通过交换关键工序块内的工序生成局部搜索的邻域解，因此采用析取图模型对 JSP 建模。以 3×3 的 JSP 为例(见表 1)，所对应的 JSP 析取图模型如图 1 所示。表 1 中的加工时间“2-3-6”表示工件 J_1 在机器序列“M_3-M_2-M_1”上分别所需的加工时间。

表 1　3 工件 3 机器 JSP

Table 1　3-job 3-machine job shop scheduling problem

工件	机器序列	加工时间
J_1	M_3-M_2-M_1	2-3-6
J_2	M_1-M_3-M_2	4-5-2
J_3	M_2-M_1-M_3	3-5-4

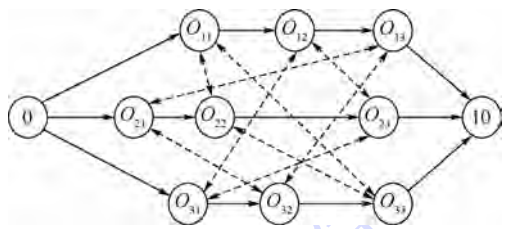


图 1　析取图模型

Fig. 1　Disjunctive graph model

图 1 中 O_{ik} 表示工件 J_i 的第 k 个工序，0 和 10 是 2 个虚工序且加工时间为零，实线指向表示同一个工件的工序顺序关系；虚线即析取弧两端的工序表示在同一台机器上加工的工序，例如 O_{11}、O_{22}、O_{33} 都是在机器 M_3 上加工的。一个可行调度意味着确定每条析取弧指向(即每台机器上的工件排序)，形成一个非循环有向图，每条有向弧的弧长等于起点工序的加工时间，对应的关键路径(最长路径)长度即为一个可行调度的最大完工时间。在进行 JSP 问题局部优化时，即寻找到合理的析取弧的指向，使得形成的非循环有向图的关键路径最短。

2　基于 MAGA 与 ASA 混合算法的 JSP 寻优

首先，结合多智能体协同理论对经典遗传算法进行改进，构建用于 JSP 全局搜索的 MAGA，主要包括两部分内容：定义染色体 agent 的邻居环境，设计用于实现染色体 agent 间的竞争与合作的邻居交互算子。其次，考虑到 MAGA 局部寻优性能的不足，采用 ASA 对每个染色体 agent 开展局部搜索，从而得到一种新的混合算法框架。

2.1 定义染色体 agent 邻居环境

把每个染色体看作一个独立的 agent,然后将其固定在一个网格环境中从而形成了每个染色体 agent 的邻居环境,如图 2 所示[14]。假设 $A_{i,j}$ 代表格子坐标为(i,j)的染色 agent,则它的邻居集 $N_{i,j}$ 被定义为

$$N_{i,j}=\{A_{i^*,j},A_{i,j^*},A_{i^{**},j},A_{i,j^{**}}\} \tag{1}$$

$$\begin{cases} i^*=\begin{cases} i-1 & i\neq 1 \\ L_{\text{size}} & i=1 \end{cases} \\ i^{**}=\begin{cases} i+1 & i\neq L_{\text{size}} \\ 1 & i=L_{\text{size}} \end{cases} \\ j^*=\begin{cases} j-1 & j\neq 1 \\ L_{\text{size}} & j=1 \end{cases} \\ j^{**}=\begin{cases} j+1 & j\neq L_{\text{size}} \\ 1 & j=L_{\text{size}} \end{cases} \end{cases} \tag{2}$$

式中:L_{size}为网格的维数。通过式(1)与式(2)可以找到每个染色体 agent 对应的 4 个邻居。例如处于网格中间的 $A_{2,2}$ 对应的邻居坐标为(1,2)、(2,1)、(2,3)、(3,2),角点 $A_{1,1}$ 的邻居坐标为(L_{size},1)、(1,L_{size})、(2,L_{size})、(L_{size},2)。

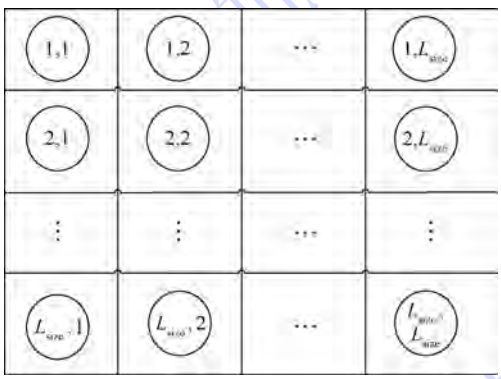


图 2 多智能体网格系统[14]

Fig. 2 Multiagent lattice system[14]

2.2 设计邻居交互算子

定义染色体 agent 邻居环境后,限定每个染色体 agent 只与它周围的 4 个邻居发生交互关系。为了避免邻居交互操作过程产生不可行解,同时又能够较好地保留父代的优良信息,采用基于工序的编码方式设计邻居交互算子,设计准则为以下两点:

1)当个体与其 4 个邻居进行比较后,其适应度比邻居都要高,则它为一个赢家,相应的内容保持不变。

2)当个体的适应度比 4 个邻居中最高适应度的个体要低,那么它便是一个输家,于是它将被适应度最高的邻居占领。

占领机制存在 2 种策略:一种认为个体虽然是输家,但它的信息还有用,于是执行合作策略,将其与最优邻居个体的信息进行融合得到的后代用于替代输家;另一种则为竞争策略即直接用最优邻居将其占领,再通过基本倒位变异产生新的后代。依概率 P_c 接受策略 1,依概率 $1-P_c$ 接受策略 2。其中,策略 1 侧重于搜索的集中性,策略 2侧重于搜索的分散性。

对于策略 1,采用轮流交叉算子产生一个新的后代。假设失败个体 $A_{i,j}$,并设最优邻居个体为 $B_{i,j}$,交叉的步骤为:轮流从 2 个父代个体中选择基因,子代中第 1 个基因来自 $B_{i,j}$,第 2 个基因来自 $A_{i,j}$,这样依次进行下去,但若某个工件序号已经在子代出现了 M 次则后续不再选择该序号。例如,设失败个体为[4 2 1 2 3 4 2 3 1 1 1],邻居最优个体为[2 1 4 1 2 4 3 2 1 3 4 3],则执行策略 1后的结果见图 3。

对于策略 2,假设个体为[4 2 1 2 3 4 2 1 4 3 1 3],采用基本倒位变异算子产生新的后代,则首先随机选择染色体中 2 个基因点位,随后将这 2 个基因点位内部的基因倒序,其他基因保持不变,产生的后代如图 4 所示。

为了保持种群的多样性,在执行 agent 竞争与合作操作后,将移位变异算子引入 agent 交互算子的设计中,即依变异概率 P_m 随机选定的一个基因段进行整体移位来获取新的个体。例如给定染色体为[2 4 1 2 4 1 1 2 3 4 3 3],由移位变异得到后代见图 5。

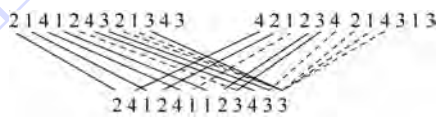


图 3 轮流交叉算子

Fig. 3 Alternating position crossover operator

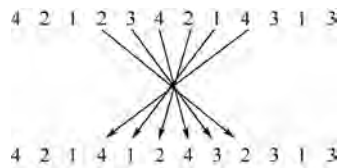


图 4 基本倒位变异算子

Fig. 4 Simple inversion mutation operator

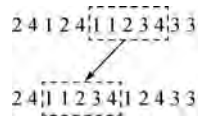


图 5 移位变异算子

Fig. 5 Displacement mutation operator

邻居交互算子的核心在于利用少量个体进行协同寻优,通过赢家机制将优良个体保留,在占领机制中引入协作准则使得输家也可与最优个体交叉从而获得好的信息。

2.3　混合算法流程

通过构建 MAGA 框架用于 JSP 的全局搜索,并结合 ASA 用于局部寻优提出混合算法框架如图 6 所示,其中 C_{hyb} 代表混合算法迭代次数,C_{int} 代表 agent 交互操作次数。

JSP 寻优的具体步骤流程如下:

1)构造多智能体网格环境

构造如图 2 所示的多智能体的网格,形成所有染色体 agent 的邻居环境,其中 $L_{size} \times L_{size}$ 是指网格中的染色体 agent 的数目,将 L_{size} 的取值范围限定于 5 ~ 10,即群体的规模在 25 ~ 100 之间。

2)初始化每个 agent 的编码序列

采用基于工序编码的方式初始化所有染色体 agent。以表 1 为例,可用序列[2 2 3 3 1 2 1 1 3]及其随机排列作为编码,序列中每个数字序号代表一个工件,同一个数字在染色体中数目为即该数字对应工件的工序数,从左到右遍历染色体时同一数字第几次出现则代表该工件第几道工序;另外为了使得解码空间更加贴近最优解,采用插入式策略[10]进行主动解码,即依次取序列中的工序安排到相应的机器上,在满足约束的情况下尽可能地将每个工序提前开工。对于序列[2 2 3 3 1 2 1 1 3]的主动解码,在第 2 次取到 1 即安排工件 J_1 的第 2 个工序时,对应的机器 M_2 已经安排了工件 J_3 和 J_2,可将其插入到工件 J_2 的前面,最后可解码得到 C_{max} 为 15。

3)执行 agent 交互操作

完成第 1)步和第 2)步的初始化后,计 C_{hyb} 为 0,开始执行染色体 agent 交互操作循环,使网格中的每个染色体 agent 根据邻居交互算子与其 4 个邻居合作或者竞争来获取更优的信息,实现混合算法的全局搜索。

4)判断 agent 交互操作次数 C_{int} 是否达到它的最大迭代次数 G,若不满足则 C_{int} 增加 1 并回到第 3)步,否则执行第 5)步。

5)对每个染色体 agent 进行局部搜索

针对基于工序编码下的遗传操作对于 JSP 局部搜索能力上不足,采用 ASA 进入局部搜索:首先通过 N6 结构产生新解,即依据 Potts[20] 提出的准则并确保不会产生循环图,随机交换非循环有向图中的关键工序块内的工序(即处在关键路径上且在同一机器上加工的工序),然后基于自适应降温策略展开局部寻优。获取局部优化初始解的过程为:先将染色体 agent 主动解码为一个可行调度,进而确立析取图模型中析取弧的方向后得到一个非循环有向图。

6)判断是否满足混合算法的停机准则

停机准则设定为满足以下 2 个条件之一:混合算法迭代次数 C_{hyb} 达到它的最大迭代次数 H;经过局部优化后的最优 agent 解码得到的最大完工时间等于已知最优解。若不满足停机准则 C_{hyb} 增加 1 并回到第 3)步(染色体 agent 编码序列由局部优化后的非循环有向图通过拓扑排序获得);否则输出所有 agent 中最好的解,并结束算法。

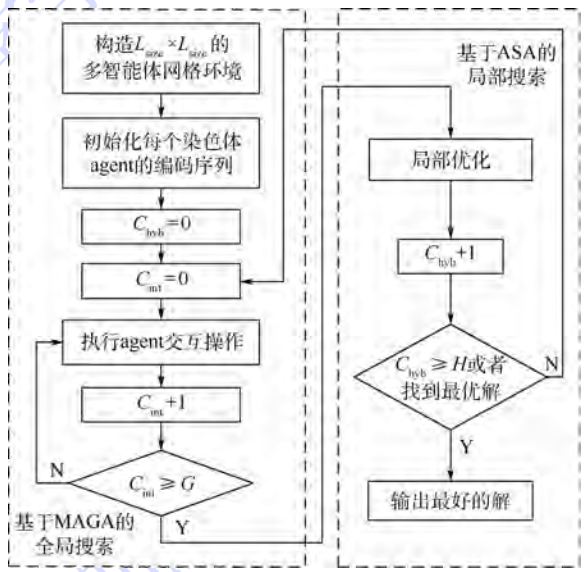


图 6　混合多智能体遗传算法流程图

Fig. 6　Flowchart of hybrid MAGA

3　实例验证

3.1　算法实现

算法采用 VC + + 编程实现,主要的参数如下:

1)全局搜索参数

为了使算法具有更好的全局搜索能力,应使策略 1 接受概率 P_c 取较小的值,因此将 P_c 取为 0.2。此外,染色体规模 $L_{size} \times L_{size} = 8 \times 8 = 64$,变异概率 $P_m = 0.1$,agent 交互操作最大迭代次数 $G = 20$,混合算法最大迭代次数 $H = 100$。

2)基于 ASA 局部搜索的参数

精细的冷却进度表能够使模拟退火算法在有限次的迭代过程中逼近问题的最优解,为此采用文献[19]提出的退火策略作为自适应降温函数:

$$T_{k+1} = T_k \exp\left(-\frac{\lambda T_k}{\sigma(T_k)} \right) \tag{3}$$

式中：λ 为固定的常数，取值于(0.5,1.0]；$\sigma(T_k)$ 为上一步迭代过程中适应度的样本标准差。将初始温度 T_0 设置为常数，取值范围在[10,100]之间。ASA 停止准则设定为在连续1 个马尔可夫链中的目标函数值不再有变化。对于马尔可夫链的链长 L，通常可取所有可行解的最大邻域解数目，且链长越大寻优结果越好，因此取之为相应实例的工序总数。

3.2 计算结果分析

选取基准测试库中的 43 个实例[4]，包括 Ft06、Ft10、Ft20 以及 La01 ~ La40 进行仿真计算，将算法运行 20 次后得到的最好结果与文献[6,8,17]对比，见表 2。实例规模中乘号前面是工件数，乘号后面是机器数。

由表 2 可知，在所有 43 个实例中，新算法有 5 个实例未找到最优解，文献[6] 分别有 11、6、88 个实例未找到最优解。进一步定义 43 个实例的平均寻优偏差 δ 计算式为

$$\delta = \sum_{i=1}^{43} e^i / 43 \tag{4}$$

式中：e^i 为第 i 行实例寻优偏差，计算式如下：

$$e^i = (C^i_{\max} - C^i)/C^i \times 100\% \tag{5}$$

其中：$C^i_{\max}$ 为对应算法找到的最好结果；C^i 为相应实例的已知最优解。

计算结果表明，新算法与文献[6]的平均寻优偏差分别为 0.102 1%、0.207 2%、0.114 8%、0.256 1%，新算法的整体寻优效果更好。并且：

1）与文献[6]相比，对于 Ft06、Ft10、Ft20 与 La01 ~ La19、La23、La25、La26、La28、La30 ~ La35 共 32 个实例，新算法与之均能找到最优解。对于剩下 11 个实例，新算法能找到 9 个更好的解，并且 La20、La21、La22、La27、La37、La38 为最优解。

2）与文献[8]相比，对于 Ft06、Ft10、Ft20 与 La01 ~ La23、La25、La26、La28、La30 ~ La35、La37 共 36 个实例，新算法与之均能找到最优解。对于剩下 7 个实例，新算法能找到 4 个更好的解，并且 La27、La38 为最优解。

3）与文献[17]相比，对于 Ft06、Ft10、Ft20 与 La01 ~ La23、La26、La28、La30 ~ La35、La38 共 35 个实例新算法与之均能找到最优解。对于剩下8 个实例，新算法能找到 7 个更好的解，并且 La25、La27、La37 为最优解。

为了进一步说明新算法寻优效果，以 La27 为例，绘制找到的最优调度甘特图如图 7 所示。图 7中每个方框代表一个工件的相应工序，方框长度代表其加工时间，并标明其所属工件。由图 7可见，对应的最后完工的工序是在机器 M_2 上的工件 J_5，最大完工时间为 1 235，比文献[6]更优。

表 2 计算结果对比

Table 2 Comparison of computational results

实例代号	实例规模	已知最优解	最好结果			
			新算法	文献[6]	文献[8]	文献[17]
Ft06	6×6	55	55	55	55	55
Ft10	10×10	930	930	930	930	930
Ft20	20×5	1 165	1 165	1 165	1 165	1165
La01	10×5	666	666	666	666	666
La02	10×5	655	655	655	655	655
La03	10×5	597	597	597	597	597
La04	10×5	590	590	590	590	590
La05	10×5	593	593	593	593	593
La06	15×5	926	926	926	926	926
La07	15×5	890	890	890	890	890
La08	15×5	863	863	863	863	863
La09	15×5	951	951	951	951	951
La10	15×5	958	958	958	958	958
La11	20×5	1 222	1 222	1 222	1 222	1 222
La12	20×5	1 039	1 039	1 039	1 039	1 039
La13	20×5	1 150	1 150	1 150	1 150	1 150
La14	20×5	1 292	1 292	1 292	1 292	1 292
La15	20×5	1 207	1 207	1 207	1 207	1 207
La16	10×10	945	945	945	945	945
La17	10×10	784	784	784	784	784
La18	10×10	848	848	848	848	848
La19	10×10	842	842	842	842	842
La20	10×10	902	902	907	902	902
La21	15×10	1 046	1 046	1 052	1 046	1 046
La22	15×10	927	927	930	927	927
La23	15×10	1 032	1 032	1 032	1 032	1 032
La24	15×10	935	938	941	941	940
La25	15×10	977	977	977	977	984
La26	20×10	1 218	1 218	1 218	1 218	1 218
La27	20×10	1 235	1 235	1 246	1 239	1 261
La28	20×10	1 216	1 216	1 216	1 216	1 216
La29	20×10	1 152	1 175	1 165	1 173	1 190
La30	20×10	1 355	1 355	1 355	1 355	1 355
La31	30×10	1 784	1 784	1 784	1 784	1 784
La32	30×10	1 850	1 850	1 850	1 850	1 850
La33	30×10	1 719	1 719	1 719	1 719	1 719
La34	30×10	1 271	1 271	1 271	1 271	1 271
La35	30×10	1 888	1 888	1 888	1 888	1 888
La36	15×15	1 268	1 285	1 279	1 278	1 281
La37	15×15	1 397	1 397	1 407	1 397	1 431
La38	15×15	1 196	1 196	1 213	1 208	1 196
La39	15×15	1 233	1 240	1 244	1 233	1 241
La40	15×15	1 222	1 224	1 233	1 225	1 233

北京航空航天大学学报

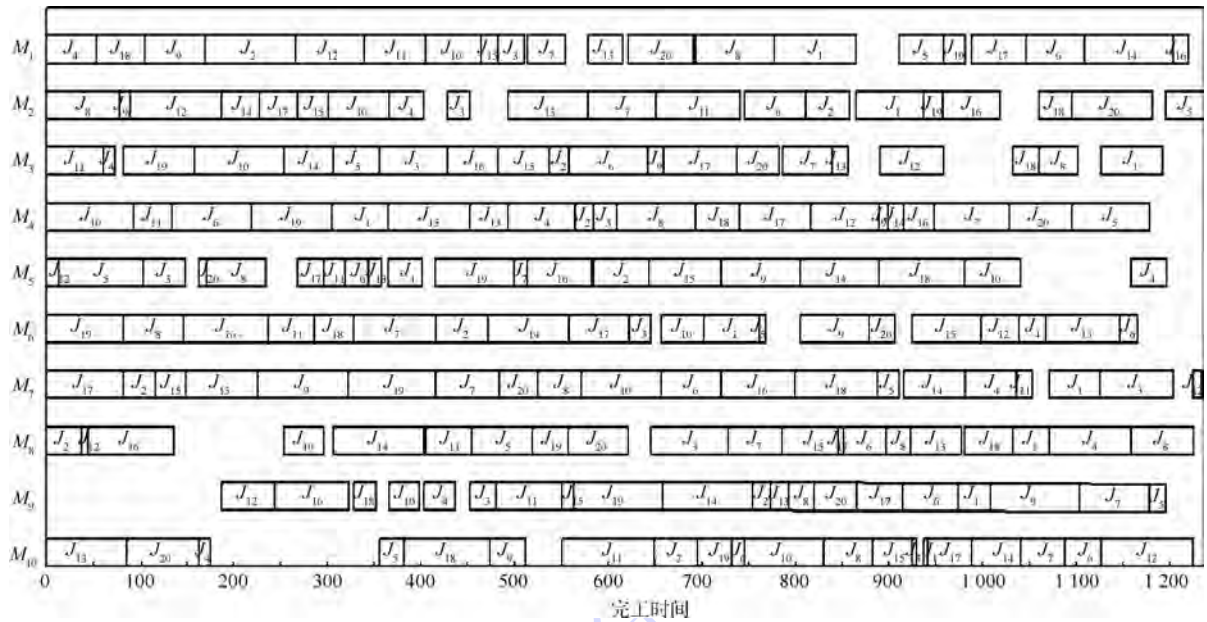


图 7　La27 的调度甘特图

Fig. 7　Gantt chart of La27

4　结　论

作业车间调度是实施生产计划的重要环节,作为经典的组合优化难题,一直以来受到学术界的广泛关注。本文针对作业车间调度问题的非确定性多项式特性与解空间分布的大山谷属性,提出了一种多智能体遗传算法与自适应模拟退火算法融合的混合优化算法,并结合实例分析得出以下结论:

1)新算法融入多智能体协同理论将每一个染色体视作独立的智能体,在邻居交互算子的设计中,采用赢家机制保留优良的个体,在占领机制中引入协作准则使得适应度较低的个体也能够提供有用的信息,提高了算法的收敛速率,能够快速地找到多个适应度较高的可行解,具有更好的全局搜索效率。

2)采用插入式解码方式对智能体解码获得主动调度,保证了最优调度的存在,并进一步考虑到工序编码方式下的遗传操作的局限性,将其映射到一个非循环有向图作为局部优化的初始解,结合自适应模拟退火算法对每个智能体进一步优化,避免了算法陷入局部最优。

3)通过选取基准测试库中的 43 个实例进行算法对比,计算结果验证了新算法的有效性和优越性。

参考文献(References)

[1] GAREY M R, JOHNSON D S, SETHI R. The complexity of flowshop and job shop scheduling[J]. Mathematics of Operations Research, 1976, 1(2): 117-129.

[2] GIFFLER B, THOMPSON G L. Algorithms for solving productionscheduling problems[J]. Operations Research, 1960, 8(4): 487-503.

[3] ADAMS J, BALAS E, ZAWACK D. The shifting bottleneck procedure for job shop scheduling[J]. Management Science, 1988, 34(3): 391-401.

[4] BEASLEY J E. OR-library: Distributing test problems by electronic mails[J]. Journal of Operation Research Society, 1990, 41(11): 1069-1072.

[5] APPLEGATE D, COOK W. A computational study of the job shop scheduling problem[J]. ORSA Journal on Computing, 1991, 3(2): 149-156.

[6] 赵诗奎,方水良,顾新建. 作业车间调度的空闲时间邻域搜索遗传算法[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(8): 1930-1940.
ZHAO S K, FANG S L, GU X J. Idle time neighborhood search genetic algorithm for job shop scheduling[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(8): 1930-1940 (in Chinese).

[7] VAN LAARHOVEN P J M, AARTS E H L, LENSTRA J K. Job shop scheduling by simulated annealing[J]. Operations Research, 1992, 40(1): 113-125.

[8] LIN T L, HORNG S J, KAO T W, et al. An efficient job-shop scheduling algorithm based on particle swarm optimization[J]. Expert Systems with Applications, 2010, 37(3): 2629-2636.

[9] WANG X, DUAN H B. A hybrid biogeography-based optimization algorithm for job shop scheduling problem[J]. Computers & Industrial Engineering, 2014, 73: 96-114.

[10] CHENG R, GEN M, TSUJIMURA Y. A tutorial survey of job shop scheduling problems using genetic algorithms—I. Representation[J]. Computers & Industrial Engineering, 1996, 30(4): 983-997.

[11] GORDINI N. A genetic algorithm approach for SMEs bankruptcy prediction: Empirical evidence from Italy[J]. Expert Systems with Applications, 2014, 41(14): 6433-6445.

[12] KUMAR K S, PAULRAJ G. Genetic algorithm based deformation control and clamping force optimisation of workpiece fixture system[J]. International Journal of Production Research, 2011, 49(7): 1903-1935.

[13] 陶杨,韩维. 基于改进多目标遗传算法的舰尾紊流模拟方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 443-448.
TAO Y, HAN W. Carrier airwake simulation methods based on improved multi-objective genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 443-448(in Chinese).

[14] ZHONG W C, LIU J, XUE M Z, et al. A multiagent genetic algorithm for global numerical optimization[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2004, 34(2): 1128-1141.

[15] SIVASUBRAMANI S, SWARUP K S. Multiagent based differential evolution approach to optimal power flow[J]. Applied Soft Computing, 2012, 12(2): 735-740.

[16] BLUM C, ROLI A. Metaheuristics in combinatorial optimization: Overview and conceptual comparison[J]. ACM Computing Surveys (CSUR), 2003, 35(3): 268-308.

[17] GAO L, ZHANG G H, ZHANG L P, et al. An efficient memetic algorithm for solving the job shop scheduling problem[J]. Computers & Industrial Engineering, 2011, 60(4): 699-705.

[18] XIA W, WU Z. An effective hybrid optimization approach for multi-objective flexible job-shop scheduling problems[J]. Computers & Industrial Engineering, 2005, 48(2): 409-425.

[19] HUANG M D, ROMEO F, SANGIOVANNI V A K. Efficient general cooling schedule for simulated annealing[C]// Proceeding of IEEE International Conference on Computer Aided Design. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1986: 381-384.

[20] POTTS C N. Analysis of a heuristic for one machine sequencing with release dates and delivery times[J]. Operations Research, 1980, 28(6): 1436-1441.

[21] BALAS E, VAZACOPOULOS A. Guided local search with shifting bottleneck for job shop scheduling[J]. Management Science, 1998, 44(2): 262-275.

[22] BAKER K R. Introduction to sequencing and scheduling[M]. New York: John Wiley & Sons, 1974.

[23] BALAS E. Machine scheduling via disjunctive graphs: An implicit enumeration algorithm[J]. Operation Research, 1969, 17(6): 941-957.

作者简介:

李小涛 男,硕士研究生。主要研究方向:智能优化算法理论及其应用。

彭翀 男,博士,高级实验师。主要研究方向:制造过程优化方法研究及应用、数控装备可靠性技术。

Hybrid multiagent genetic algorithm for job shop scheduling problem

LI Xiaotao, PENG Chong*

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: For the NP-hard characteristic of job shop scheduling problem (JSP) and big valley property of its solution space, this paper proposes a hybrid algorithm based multiagent genetic algorithm (MAGA) and adaptive simulated annealing algorithm (ASA) to obtain the minimal makespan schedule. First, each chromosome is regarded as independent agent which is randomly initialized under condition of operation-based encoding method. Combined with multiagent cooperation and competition theory, a neighborhood interaction operator is designed to realize the interaction between agents, and then a certain number of agents are utilized to do global searching to find several individuals with high fitness. Second, in order to prevent the algorithm from falling into local optimum, ASA is adopted to carry out local optimization for each agent. Finally, the effectiveness of the proposed hybrid algorithm is verified by the computational results of typical problems from benchmark library.

Keywords: job shop scheduling; multiagent (JSP); genetic algorithm; neighborhood interaction operator; adaptive simulated annealing algorithm (ASA)

Received: 2016-01-26; **Accepted**: 2016-02-29; **Published online**: 2016-03-07 15:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160307.1508.001.html

Foundation item: National Science and Technology Major Project (2015ZX04005005)

* **Corresponding author**. E-mail: pch@buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

北航学报
赠 阅

《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,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(作者顺序始终不得更改),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,引言,正文,参考文献,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。首、末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
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

北航学报
赠 阅

《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 43 卷 第 2 期　2017 年 2 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.43 No.2　February 2017

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　100083
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　jbuaa@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　100083,　P.　R.　China)
Chief Editor　Zhao Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010)　82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965　CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965
02
9 771001 596175

北京航空航天大学学报